

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-26

吹出式超音速風洞のノズルの予備実験

河崎俊夫・岡部祐二郎・尾形吉和・安藤 尚

1962年3月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1	遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960年2月	平木 一, 石井孝雄 大島信彦
TR-2	遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960年5月	山内正男, 松木正勝 塩入淳平, 富永守之
TR-3	風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960年8月	小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR-4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960年9月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-5	航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960年12月	中井暎一, 橋爪 宏 中村泰治
TR-6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960年12月	竹中幸彦
TR-7	遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section	1961年1月	村崎寿満
TR-8	繰返し荷重装置試験の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961年3月	竹内和之, 飯田宗四郎
TR-9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961年3月	細川 巖
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades	1961年3月	松木正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel	1961年4月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin- Walled Beams of Open Cross Section	1961年5月	川井忠彦, 埴 武敏
TR-13	衝撃波と境界層の干渉についての 実験的研究 Experimental Results of the Inter- action between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer	1961年7月	須郷道也, 伝田幸雄
TR-14	電磁流体の圧縮性境界層 On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics	1961年7月	須郷道也, 小沢五郎
TR-15	振動翼用圧力ピックアップの試作・較正 Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow	1961年8月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-16	放物型偏微分方程式の混合境界値問題 の差分法による数値解法 n the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations	1961年11月	樋口一雄, 三好 甫
TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge- Beam Method of Measuring Gas Density	1961年12月	和田 勇, 細川 巖 三好 甫
TR-18	前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の 二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961年11月	松木正勝

吹出式超音速風洞のノズルの予備実験

河崎俊夫・岡部祐二郎・尾形吉和・安藤 尙*

§1. 緒 言

吹出式超音速風洞用のノズルとして各種のマッハ数に対する一系のノズル線図の設計が要求される。まず、ノズルに対する空気力学的な要求として

1. 集合洞は内径 4m の円形断面である。
2. 測定部は 1m×1m の正方形断面で、長さは 1.8m 必要とする。
3. 測定部におけるマッハ数の分布は $\pm 0.5\%$ 以内で一様、気流の方向は $\pm 0.1^\circ$ 以内で風洞軸の方向と一致すること。
4. マッハ数の範囲は 1.4 より 4.5 まで、この間任意のマッハ数を出しうること。

等であって、このために後述するように、喉部のブロックと可撓板とを共用する方式を採用した結果、特にノズルの変曲点において曲率が連続となるような系列を選ばねばならなかった。本報告はその設計法と、得られたノズルについて 1/10 模型による予備実験を行なった結果について述べる。

§2. 構造の大要

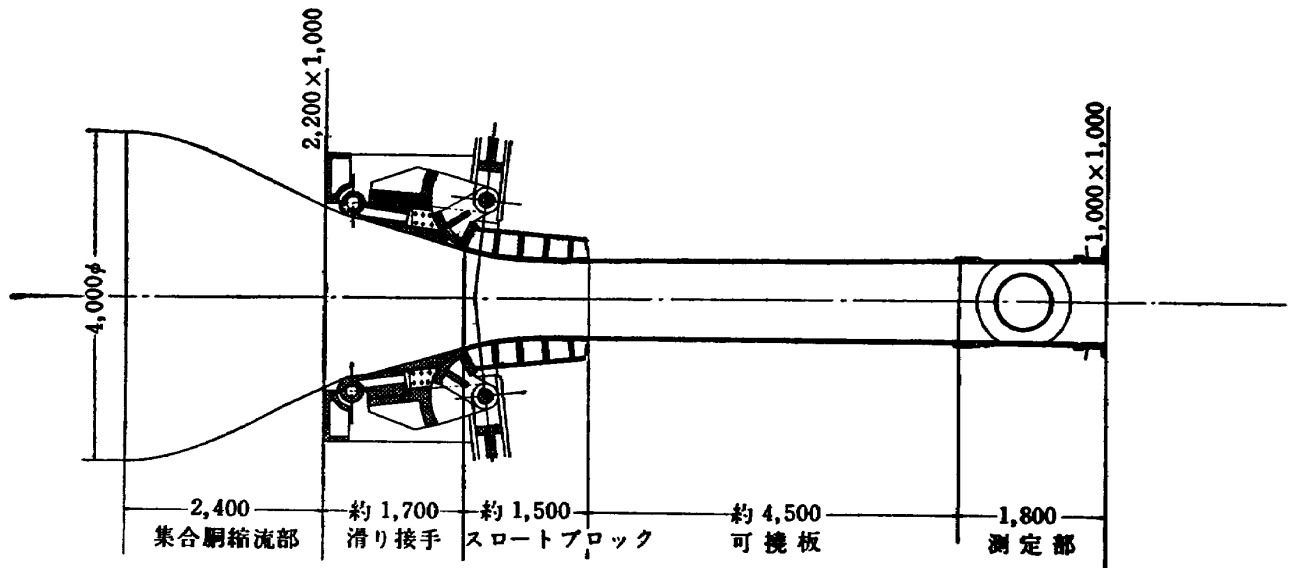
前節の要求性能を満足させるためには、大体 2 つのやり方が考えられる。

第 1 は最小断面部の上流より測定部に至るまでの間全面的に可撓壁とする方式である。これはたとえば、ほぼ同じマッハ数範囲・同等または以上の寸度のものとしては、Chance-Vought 4×4 ft, Convair 4×4 ft⁽¹⁾, Douglas 4×4 ft⁽²⁾, North American 7×7 ft⁽³⁾ 等米国の風洞に多い(註 1)。これらはノズルの長さの測定部高さに対する比が 10 位でかつ一枚の板について 20~28 組のジャッキを使用している。

第 2 は喉部付近は一定の形状の固形片を使用し以下下流を可撓板で接続する方法である。固形片はもちろん移動と回転とを用いるものである。米国では Boeing 4×4 ft⁽⁴⁾, 英国では A. V. Roe 30×27 in⁽⁵⁾, English Electric 4×4 ft⁽⁶⁾(註 1) 等ほとんどすべての風洞に用いられている。これらは長さもやや短く、ジャッキも 11~13 組位である。この方式の一つの変形として英国の A. R. A. 30×27 in 風洞⁽⁷⁾のように 1 組の主ジャッキで可撓板の形状を機械的に

* 川崎重工業株式会社

(註 1) 連続式風洞のものは除いた。



第 1 図

決定してしまう方式もある。

以上の両者を比較して、比較的長さを短くし、かつジャッキ数を下げて建設費を下げるには第2の方法がよいのでそれによることにした。

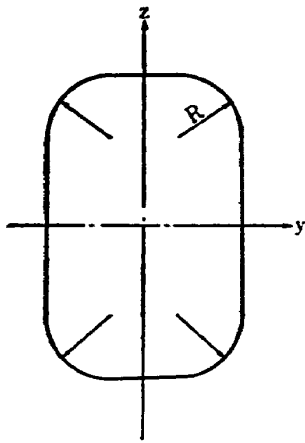
これらの形式とは別に、固形片を軸方向に滑らせる非対称ノズルがたとえば NASA の Ames および Langley の協同風洞等に使用されているが、風向の一様性が十分でないので考慮しなかった。

吹出式超音速風洞で採用したノズルの構造を第1図に示す。まず、集合胴に縮流部を設けて、最大断面内径 4.000m の円より、高さ 2.200 m 巾 1.000 m の矩形断面まで絞る。ノズルの喉部より変曲点までは一つの固形片とし、2組の油圧ジャッキによる回転と移動とによって各マッハ数に対する喉部を形成する。縮流部と喉部固形片との間には、気流面の成形用として滑り継手を設けてある。喉部固形片の下流には長さ約 4.500 m の可撓板がつながり、各9組の油圧ジャッキでその形状が設定される。その下流には長さ 1.800 m の測定部が続く。

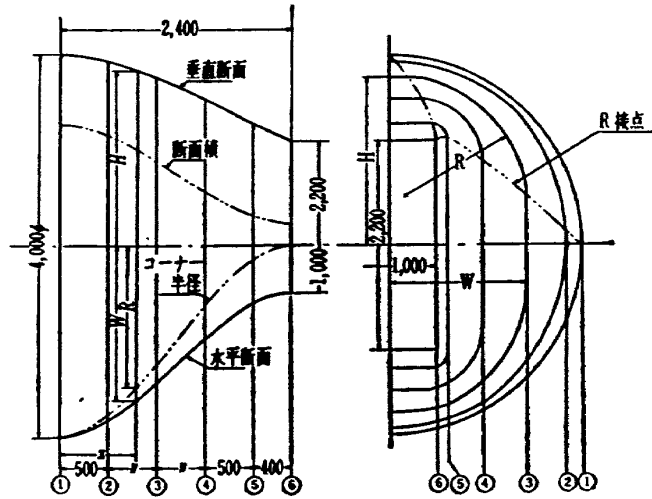
§3. 集合胴縮流部

集合胴縮流部は内径 4.000m の円形断面より、高さ 2.200 m 巾 1.000 m の矩形断面まで絞る部分である。出口においては側壁は平行、上下壁は風洞軸方向と $22^{\circ}14'$ の傾きを持つようになっている。

この部分では風速はあまり速くはないので、特に空気力学的考慮は加えなかった。ただ側壁での傾斜があまり大きくならないように、縮流部の全長を 2.400 m とした。絞りの形状は縮流部の縦座標を z 、横座標を y としそれらを風洞軸方向の座標 x の3次式として与えた。さらに、これに適当な角の丸みをつけるために角の曲率半径 R を与えた。第2図の記号を参照



第 2 図



第 3 図

して次式で与える。(x, y, z, R の単位は m)

$$y = 3 \left(\frac{x}{2.4} \right)^3 - 4.5 \left(\frac{x}{2.4} \right)^2 + 2 \quad (3.1)$$

$$z = 2.4 \tan 22^\circ 14' \left[\left(\frac{x}{2.4} \right)^2 - \left(\frac{x}{2.4} \right)^3 \right] - 0.9 \left[3 \left(\frac{x}{2.4} \right)^2 - 2 \left(\frac{x}{2.4} \right)^3 \right] + 2 \quad (3.2)$$

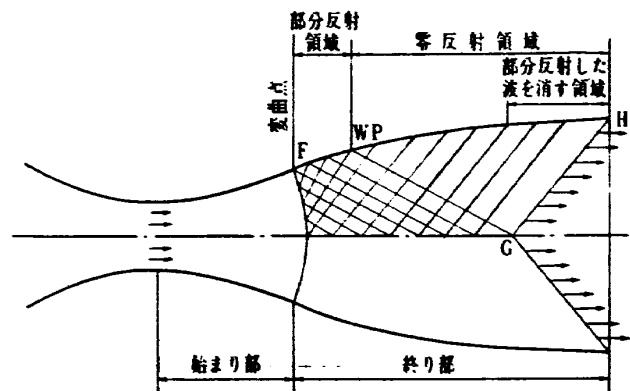
$$R = \frac{4}{3}(y - 0.5) \quad (3.3)$$

この形状を第 3 図に示す。この場合側壁の最大傾斜は $43^\circ 10'$ である。

§ 4. Riise によるノズルの設計法

ノズルの設計は Riise⁽⁶⁾ の方法によった。これは、特に変曲点において曲率を連続にするのに好都合であったからである。以下にその方法の概要を示そう。

第 4 図に示すように変曲点 F までを始まり部、それより下流の壁でマッハ波の反射を消す部分を終り部と名づける。終り部はさらに反射波を弱める部分反射領域 F より WP までと、完全に反射波をなくしてしまう零反射領域 WP より H までとにわかれる。後者はさらに一度で反射波を消す部分と、部分反射に

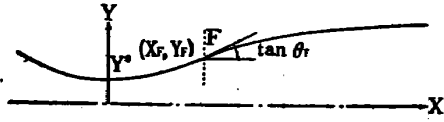


第 4 図

よって弱められたマッハ波を消す部分とにわけられる。

(i) 始まり部

Riise の方法の最大の仮定は変曲点で流れは放射線状になっていると考えている点である。



第 5 図

そのために始まり部は無理のない形状であれば任意に与えてよい。ここでは喉部より変曲点までを3次曲線を与える。喉部の最小断面の位置を $X=0$ とし、変曲点で X_F とする。第5図のように座標をとる。3次式に対する

接続の条件は

$$\begin{aligned} X=0 \quad \text{にて} \quad Y &= Y^* \\ Y' &= 0 \end{aligned} \quad (4.1)$$

$$\begin{aligned} X=X_F \quad \text{にて} \quad Y &= Y_F \\ Y' &= \tan \theta_F \\ Y'' &= 0 \end{aligned} \quad (4.2)$$

θ_F は変曲点における傾斜角である。これらの条件より3次式の係数を定めると

$$\frac{Y-Y^*}{X_F} = \tan \theta_F \left(\frac{X}{X_F} \right)^2 - \frac{1}{3} \tan \theta_F \left(\frac{X}{X_F} \right)^3 \quad (4.3)$$

ただし、

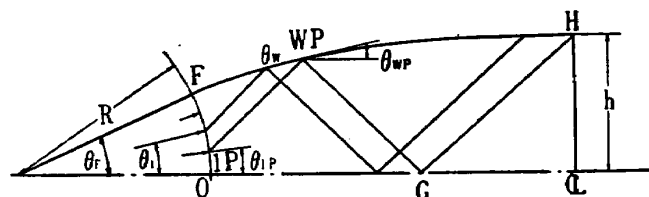
$$\frac{Y_F - Y^*}{X_F} = \frac{2}{3} \tan \theta_F \quad (4.4)$$

(ii) 部分反射部

可撓板の部分を考えて、ジャッキによって板に加えられる曲げモーメントは連続であるから、可撓板は曲率が連続となるように変形する。さて、前述のように喉部固形片と可撓板の接続部を変曲点とすればそこで曲率はやはり連続でなければならない。

もし部分反射部を設けなくて、変曲点 F より直ちに零反射となるようにすると F 点で曲率が不連続となる。そのために部分反射領域を設けなければならない。

F 点より壁に沿っての長さを s_w とし、また F 点より円弧に沿っての長さを T とする。 T を通るマッハ波が壁と交わる点の s_w とを関係づけて $s_w(T)$ と書く。壁上の任意の点の



第 6 図

傾斜を θ_w とすると零反射の条件は

$$d\theta_w = \frac{1}{2} d\theta_1 \quad (4.5)$$

θ_1 は T 点の傾斜である。この関係は WP 点より下流の零反射領域で成り立つ。

部分反射領域での反射はある程度任意に与えることができるが、 F が変曲点であることから

$$\left(\frac{d\theta_1}{d\delta_w} \right)_F = 0 \quad (4.6)$$

および WP 点で (4.5) を満足しなければならない。これらの条件を考慮して、 F 点より WP 点までの間の壁の傾斜を次式で与えることにする。

$$d\theta_w = \frac{1}{2} \frac{\theta_F - \theta_1}{\theta_F - \theta_{1p}} d\theta_1 \quad (4.7)$$

ただし、 θ_{1p} は WP 点に対応する θ_1 の値である。この式を積分して

$$\theta_w = \theta_F - \frac{(\theta_F - \theta_1)^2}{4(\theta_F - \theta_{1p})} \quad (4.8)$$

いま、Prandtl-Meyer 角を ψ で表わすと次式が成り立つ。

$$\psi_{WP} = \psi_G - \theta_{WP} \quad (4.9)$$

$$\psi_{WP} = \psi_F + (\theta_{WP} - \theta_{1p}) \quad (4.10)$$

この両者と (4.8) とより

$$\psi_F = \psi_G - \theta_F - \frac{\theta_F - \theta_{1p}}{2} \quad (4.11)$$

(iii) 零反射部

以上で必要な資料はそろったので、零反射部の計算はたとえば特性曲線法によって行なえばノズルの形状は決定する。

§ 5. ノズル系列の設計

前記によって一つのマッハ数に対するノズルの設計はできる。しかし、本風洞で必要なのはマッハ数 1.4 より 4.5 まで連続的に変化するノズルの系列である。そのために、下記のようにマッハ数 4.5 で始まり部の固形片の形状を決定し、ついでその他のマッハ数に対してその固形片にどれだけの回転と移動とを与えねばならぬかを決定した。

(i) マッハ数 4.5 における始まり部の形状

a. θ_F と θ_{1p} とを与える。

b. (4.11) より F 点における Prandtl-Meyer 角 ψ_F を求め、 F 点におけるマッハ数 M_F が決まる。最小断面における面積と、変曲点 F における面積とを考えて

$$\frac{Y_F}{Y^*} = \frac{\sin \theta_F}{\theta_F} A_F \quad (5.1)$$

ただし、 A_F は面積比で M_F に対応する気流の断面積の音速点における断面積に対する比である。

c. (4.4) を書き直して

$$\left(\frac{Y_F}{Y^*} - 1 \right) \frac{Y^*}{X_F} = \frac{2}{3} \tan \theta_F \quad (5.2)$$

これと (5.1) とより Y^*/X_F が定まる。よって最小断面積を与える Y^* が与えられればすべての量がわかる。

以上でマッハ数 4.5 の場合の喉部固形片の形状はきまった。

(ii) 喉部固形片を回転した時の形状

次に第7図のように (i) で決定した喉部固形片を回転した時の状況を考えよう。

a. 固形片をいま $\theta_F - \theta_F'$ だけ回転して、その場合最小断面の位置が X', Y' となったとしよう。(4.3) を微分して

$$2 \tan \theta_F \left(\frac{X'}{X_F} \right) - \tan \theta_F \left(\frac{X'}{X_F} \right)^2 = \tan(\theta_F - \theta_F') \quad (5.3)$$

これから X' を求めて (4.3) に入れば Y' が求まる。

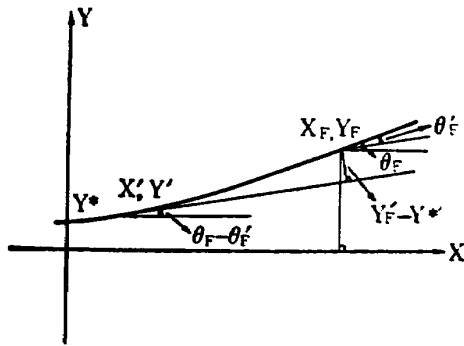
b. その場合の変曲点の高さ Y_F' と最小断面の高さ Y^* との差は、新しい風胴軸に垂直にとつて

$$\begin{aligned} \frac{Y_F' - Y^*}{X_F} &= \frac{Y_F - Y'}{X_F} \cos(\theta_F - \theta_F') \\ &\quad - \frac{X_F - X'}{X_F} \sin(\theta_F - \theta_F') \end{aligned} \quad (5.4)$$

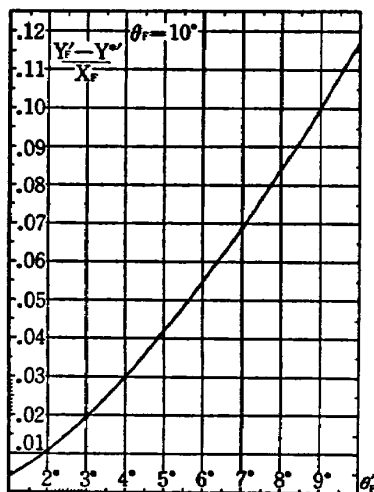
かくして $Y_F' - Y^*/X_F$ と θ_F' との関係が求まる。 θ_F だけがパラメーターとして入ってくる。第8図にその1例を示す。この関係は他のマッハ数の場合にも満足しなければならない。

(iii) 各マッハ数における θ_F' と θ_{1p}' との関係

いま一つのマッハ数を与えると、第8図の関係を満足しなければならないので、 θ_F' と θ_{1p}' とは一定の関係になければならない。それを求めよう。



第7図



第8図

- a. θ_F' より $Y_F' - Y^*/X_F$ を第 8 図より求める。
- b. 与えられたマッハ数より, 測定部の高さをマッハ数 4.5 の場合と同じとすれば, (i) c. の Y^*/X_F から次式によって Y^*/X_F が定まる。

$$\frac{Y^*/X_F}{Y^*/X_F} = \frac{A'}{A} \quad (5.5)$$

ただし, A, A' はマッハ数 4.5 および与えられたマッハ数の場合の測定部断面積の最小断面積に対する比である。

c. a. と b. とより Y_F'/X_F が求まり, さらに Y_F'/Y^* が定まる。(5.1) はすべての量に ' をつけても成り立つから, それより A_F' がわかり, 変曲点におけるマッハ数 M_F' が求まる。

d. (4.11) もすべての量に ' をつけても成り立つから, それより θ_{1p}' を求めることができる。

かくして求まった θ_F' と θ_{1p}' の 1 例を第 9 図に示す。

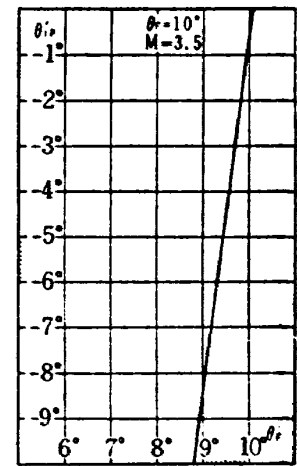
(iv) 各マッハ数における θ_F'

最後に残った問題は, マッハ数と θ_F' との関係であるが, これは任意にとってかまわない。本風洞では次のような方針によった。

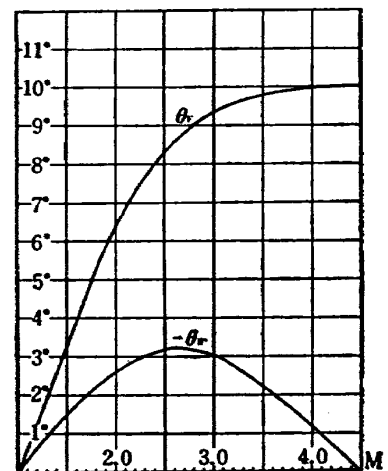
可撓板としてはなるべく最大曲率が小さいことが望ましい。壁面の曲率を求めると, (4.5), (4.7) より

$$\frac{d\theta_w}{d\delta_w} = \begin{cases} \frac{1}{2} \frac{\theta_F - \theta_1}{\theta_F - \theta_{1p}} \frac{d\theta_1}{dT} \frac{dT}{d\delta_w} & F \text{ より } WP \text{ まで} \\ \frac{1}{2} \frac{d\theta_1}{dT} \frac{dT}{d\delta_w} & WP \text{ より下流} \end{cases} \quad (5.6)$$

$dT/d\delta_w$ は δ_w が大きくなると漸減するが, その変化はあまり急激ではないので, 曲率最大の点は WP 点の近くにある。これは一般のマッハ数についても同様である。機構的に見て最大曲率のあたりにジャッキを配置することが望ましいので, マッハ数が増え変化しても F 点と WP 点との距離があまり変化しないようにすることにした。2, 3 の近似計算⁽⁹⁾を行なってこの条件をなるべく満足するようにして決定した θ_F' とマッハ数の関係を第 10 図に与える。同図には θ_{1p}' も示した。



第 9 図



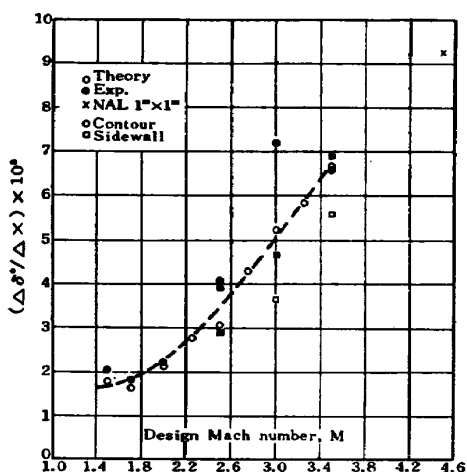
第 10 図

§6. 境界層の修正

以上は非粘性の場合のノズル形状であるが、それに対して壁の境界層が発達するための修正を行なわねばならない。本風洞においては測定部において長さ1m当りのレイノルズ数は $2 \sim 7 \times 10^7$ であるのでほとんど全領域にわたって乱流であると考えられる。そこでTucker⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾の方法に従って境界層の第4図H点における排除厚さ δ_H^* を計算してみた。この計算では、境界層は最小断面位置より始まるものとし、第1表に結果を示す。

第1表

M	p_0 kg/cm ²	T_0 °K	δ_H^* mm	$d\delta_H^*/dx$
2.5	5.7	313	10.9	0.0029
4.5	15.4	313	42.1	0.0092



第11図

第11図はMITのNaval Supersonic Laboratory⁽¹²⁾で測定した境界層の厚さであって、この風洞は測定部の高さが18"~24"であり、全圧も1.2~1.8 kg/cm²であるので本風洞に比してかなりレイノルズ数は小さいので境界層の厚さの増加も大き目に出ているが、傾向としてはよく合っている。

以上のようにマッハ数が大きくなれば境界層は厚くなることは明らかである。しかし、本ノズルの構造では、測定部まで可撓板を延長することは困難であるので、測定部では dy/dx を一定にする必要がある。こ

のような見地から不満足ではあったが、一応境界層の補正として上下の喉部固形片と可撓板測定部上下壁とに6/1000の勾配をつけることにした。側壁は平行であるので、側壁における境界層の発達も考慮すればこの補正はほぼマッハ数2.5で正しく、それ以下では補正し過ぎ、それ以上では補正不足になろう。

§7. ノズルの形状

以上をまとめると、ノズルの形状は次のようになる。

(i) 喉部固形片 まず主要な要目として

測定部出口高さ	1.000 m
測定部の長さ	1.500 m
ノズルの長さ	6.000 m

とする。これに 6/1000 の勾配の境界層補正をするとノズル出口におけるノズルの高さ Y は 0.45500m となる。すなわち、 Y と θ_F, θ_{1p} とを与えれば §4 (i) §5 (i) によって次のように形状が定まる。

$$Y = 0.45500\text{m}$$

$$\theta_F = 10^\circ \quad \theta_{1p} = 0^\circ$$

$$X_F = 1.19796\text{m}$$

$$Y - Y^* = 0.147189X^2 - 0.040955X^3$$

この固形片と上流の成形片との接触は円弧であることが望ましいので、固形片を第 12 図のように 3 つにわけ。

0C は上記の式が適用され、0B はこれに接続する 3 次式、とし境界層は B 点より発達し始めるものとする。実際の壁の形状は B0'C' のようになる。AB は B0' に接続する

ような円弧とし、その半径は 0.6500m とする。以上の条件より

A-B

$$x \leq -0.30204$$

$$(x + 0.11318)^2 + (y - 0.65761)^2 = (0.65000)^2$$

B-0'

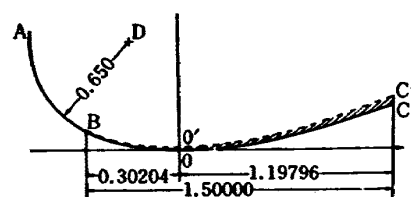
$$-0.30204 \leq x \leq 0$$

$$y = 0.147189x^2 - 0.806581x^3 + (x + 0.30204) \frac{6}{1000}$$

0'-C'

$$0 \leq x \leq 1.19796$$

$$y = 0.147189x^2 - 0.040955x^3 + (x + 0.30204) \frac{6}{1000}$$



第 12 図

(ii) 可撓板 第 10 図の θ_F' とマッハ数の関係を与えれば、各マッハ数に対応するノズルの形状は §5 の手順に従って必要な量はすべて定まる。実際に形状を出すのは特性曲線法によらなければならない。これに §6 で述べた 6/1000 の境界層補正を加えると、空気力学的に実現しなければならない可撓板の形状が得られる。

しかしながら、可撓板は実際には有限個のジャッキでその形状を出さねばならないので、その近似度が問題となる。弾性梁の曲げの公式よりわかるように、これはジャッキとジャッキの間の形状を風洞軸方向の長さの 3 次式で近似することになる。この設計では、可撓板には 9 組のジャッキを用いることにし第 2 表のような位置に置くことにした。このようにした場合空気力学的形状との差は最大限 4/100 mm であった。かくして得られたノズルの座標を第 3 表に示す。

第 2 表

ジャッキ番号	位 置 (変曲点より, 単位 mm)	ジャッキ番号	位 置 (変曲点より, 単位 mm)
ジャッキ No. 3	350	ジャッキ No. 8	2,600
4	800	9	3,050
5	1,250	10	3,500
6	1,700	11	3,950
7	2,150	測定部上流端	4,500

第 3 表

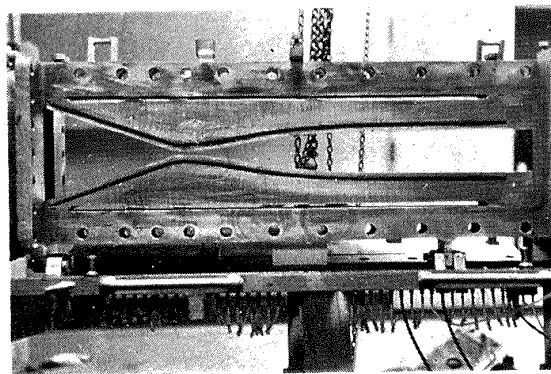
(単位 mm)

No.	M=1.6		M=2.0		M=2.5		M=3.0		M=4.0		M=4.5	
	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
1	0	100.00	0	100.00	0	100.00	0	100.00	0	100.00	0	100.00
2	274.88	40.50	268.33	30.49	263.78	20.87	261.35	14.64	259.19	8.57	259.01	7.20
3	286.08	39.36	271.46	29.75	271.71	18.99	261.87	14.47	261.88	7.69	262.00	6.21
4	290.84	38.15	281.23	28.20	281.51	17.77	271.88	12.11	262.08	7.63	272.04	3.98
5	300.65	37.30	291.04	27.42	291.34	17.31	281.71	11.06	271.92	5.45	281.88	3.05
6	310.48	36.72	300.87	27.00	301.19	17.22	291.55	10.78	281.76	4.52	291.72	2.88
7	320.34	36.37	310.72	26.85	311.04	17.39	301.39	10.86	291.60	4.36	301.56	3.08
8	330.23	36.25	320.58	26.93	320.89	17.81	311.24	11.20	301.44	4.55	311.40	3.55
9	340.13	36.31	330.46	27.24	330.76	18.44	321.08	11.79	311.28	5.02	321.24	4.25
10	350.05	36.54	340.35	27.73	340.62	19.26	330.93	12.59	321.12	5.73	331.08	5.18
11	359.99	36.92	350.25	28.40	350.50	20.25	340.79	13.59	330.96	6.65	340.92	6.29
12	369.93	37.42	360.16	29.21	360.38	21.39	350.64	14.75	340.80	7.77	350.76	7.58
13	379.89	38.01	370.08	30.14	370.26	22.65	360.50	16.06	350.64	9.05	360.60	9.01
14	389.86	38.67	380.01	31.16	380.14	24.00	370.36	17.49	360.48	10.48	370.44	10.56
15	399.83	34.38	389.94	32.26	390.03	25.43	380.22	19.02	370.32	12.03	380.28	12.21
16	409.60	40.10	399.87	33.41	399.92	26.90	390.08	20.62	380.16	12.08	390.12	13.93
17	413.39	40.38	409.60	34.55	409.60	28.37	399.94	22.26	390.00	15.40	399.96	15.69
18	417.28	40.67	413.85	35.05	414.22	29.07	409.60	23.90	399.84	17.17	409.60	17.45
19	421.27	40.96	418.24	35.57	419.04	29.80	414.62	24.75	409.48	18.92	415.13	18.45
20	425.38	41.26	422.79	36.10	424.08	30.56	419.93	25.65	414.79	19.89	421.08	19.53
21	429.58	41.56	427.48	36.65	429.33	31.34	425.53	26.59	420.48	20.92	427.50	20.68
22	433.89	41.87	432.33	37.20	434.82	32.14	431.45	27.57	426.58	22.02	434.42	21.90
23	438.30	42.17	437.34	37.76	440.53	32.97	437.69	28.58	433.11	23.17	441.85	23.19
24	442.82	42.48	442.50	38.33	444.04	33.47	444.24	29.64	440.09	24.39	444.04	23.56
25	444.04	42.56	447.82	38.89	446.49	33.81	451.21	30.72	443.92	25.04	449.85	24.54
26	447.44	42.78	453.30	39.47	452.70	34.66	458.51	31.82	447.56	25.66	458.42	25.94
27	452.16	43.08	458.95	40.03	459.16	35.53	466.21	31.96	455.53	26.97	467.61	27.38
28	456.98	43.38	464.76	40.59	465.89	36.39	474.30	34.08	464.03	28.33	477.45	28.86
29	461.90	43.67	470.73	41.14	472.88	37.25	482.80	35.22	473.09	29.71	487.97	30.35
30	466.92	43.95	476.87	41.68	480.14	38.10	491.73	36.34	482.73	31.11	488.32	30.40
31	471.05	44.22	483.18	42.20	487.69	38.95	501.09	37.45	488.20	31.87	499.20	31.85
32	477.27	44.48	490.31	42.76	488.32	39.01	509.93	38.42	492.98	32.52	511.19	33.34
33	482.03	44.70	497.64	43.28	495.52	39.77	519.14	39.37	503.71	33.90	523.99	34.82
34	486.87	44.91	505.18	43.77	504.06	40.60	528.76	40.29	515.09	35.26	532.60	35.75
35	488.32	44.97	512.95	44.23	512.93	41.40	538.80	41.17	527.17	36.60	537.66	36.28
36	491.79	45.11	520.94	44.65	522.14	42.16	549.27	42.01	532.48	37.16	552.25	37.70
37	496.79	45.29	529.15	45.03	531.72	42.87	560.20	42.80	539.99	37.91	567.84	39.09
38	501.87	45.46	536.36	45.33	532.60	42.94	571.61	43.53	553.59	39.91	576.88	39.84
39	507.35	45.64	543.71	45.60	541.66	43.54	583.62	44.22	568.04	40.41	584.49	40.43
40	512.92	45.78	551.19	45.84	553.00	44.16	596.07	44.83	576.76	41.09	602.29	41.70

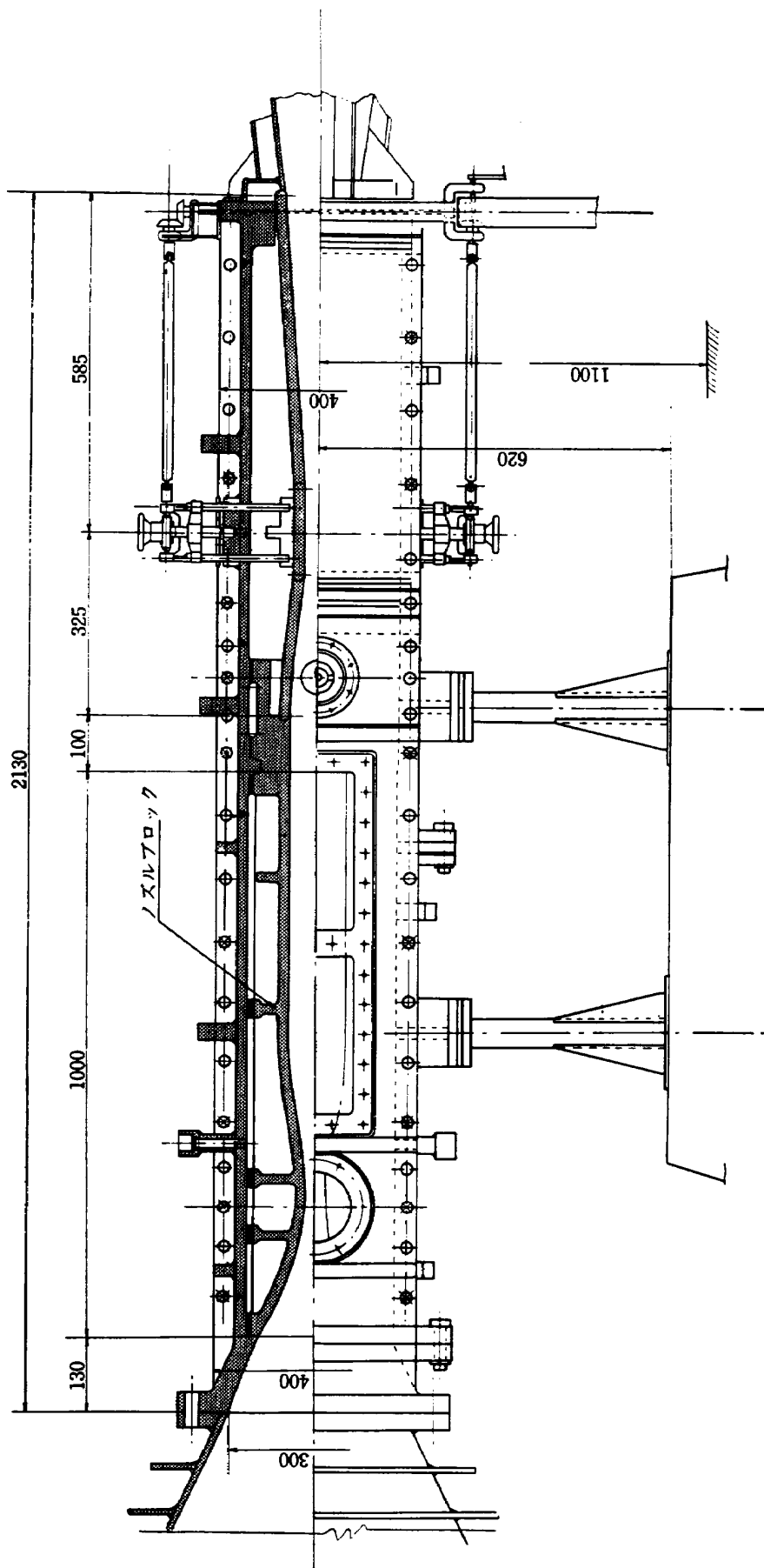
No.	M=1.6		M=2.0		M=2.5		M=3.0		M=4.0		M=4.5	
	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
41	518.55	45.92	558.77	46.05	561.38	44.65	608.91	45.36	583.37	41.58	621.16	42.89
42	524.25	46.04	566.40	46.23	571.04	45.10	622.10	45.83	599.65	42.68	621.31	42.90
43	530.01	46.15	574.18	46.38	576.88	45.34	635.57	46.23	616.94	43.69	641.64	44.00
44	532.60	46.19	581.97	46.51	580.93	45.50	649.26	46.56	621.04	43.91	661.31	44.90
45	535.81	46.25	589.80	46.62	591.03	45.84	663.11	46.84	633.78	44.54	665.44	45.06
46	541.64	46.33	597.63	46.72	60.30	46.14	677.04	47.06	651.32	45.28	681.79	45.67
47	547.50	46.40	605.46	46.80	611.72	46.40	691.00	47.24	665.32	45.78	702.91	46.32
48	553.38	46.47	613.25	46.86	621.16	46.59	704.89	47.38	669.44	45.91	709.72	46.50
49	559.26	46.52	621.00	46.92	622.25	46.61	718.65	47.50	688.03	46.44	724.51	46.85
50	565.14	46.57	628.67	46.97	632.85	46.79	732.21	47.59	706.96	46.88	746.40	47.27
51	571.00	46.62	636.26	47.02	643.48	46.94	745.48	47.67	709.60	46.93	754.00	47.40
52	576.88	46.66	643.79	47.07	665.44	47.16	754.00	47.72	726.09	47.23	768.36	47.60
53	582.66	46.70	665.44	47.19	675.17	47.24	776.63	47.86	745.26	47.50	790.19	47.85
54	588.42	46.73	688.07	47.33	685.54	47.31	798.28	47.99	753.88	47.60	798.28	47.93
55	599.52	46.80	709.72	47.46	695.74	47.37	825.83	48.15	764.32	47.71	811.65	48.04
56	621.16	46.93	732.35	47.59	709.72	47.46	852.40	48.31	783.12	47.88	832.54	48.19
57	643.80	47.06	754.00	47.72	732.36	47.59	870.85	48.42	798.16	47.98	852.40	48.31
58	665.44	47.19	776.63	47.86	754.00	47.72	890.53	48.54	801.48	48.00	871.15	48.43
59	688.08	47.33	798.28	47.99	776.64	47.86	920.05	48.72	819.27	48.12	890.83	48.54
60	709.72	47.46	825.83	48.15	798.28	47.99	949.57	48.90	825.83	48.15	920.35	48.72
61	732.36	47.59	852.40	48.31	825.84	48.15	979.09	49.07	852.40	48.31	949.87	48.89
62	754.00	47.72	871.67	48.43	852.40	48.31	1000.00	49.20	870.00	48.42	979.39	49.07
63	776.64	47.86	891.35	48.55	871.0	48.43			890.00	48.54	1000.00	49.20
64	798.28	47.99	920.87	48.73	890.69	48.54			920.00	48.72		
65	825.84	48.15	950.39	48.90	920.21	48.72			950.00	48.90		
66	852.40	48.31	979.91	49.08	949.73	48.90			980.00	49.08		
67	873.07	48.44	1000.00	49.20	679.25	49.08			1000.00	49.20		
68	892.75	48.56			1000.00	49.20						
69	922.27	48.73										
70	951.79	48.91										
71	981.31	49.09										
72	1000.00	49.20										

§8. 予 備 実 験

以上の設計の適否をためすために、ほぼ 1/10 の大きさの固形ノズルを製作して実験を行なった。実験装置の概要を第 13 図に示す。空気は内径 10 m 内圧 20 kg/cm² の球形タンクより供給されるので数十分の持続時間がある。供給される空気は十分乾燥されているので水蒸気の凝結の恐れはない。側壁にはシュリーレン用窓を有するものと圧力分布測定用と 2 種があって、それらを取り換えることによって、各ノズルに対するマッハ数の分布とシュリーレン写真とをうることがで



第 14 図



第 13 図

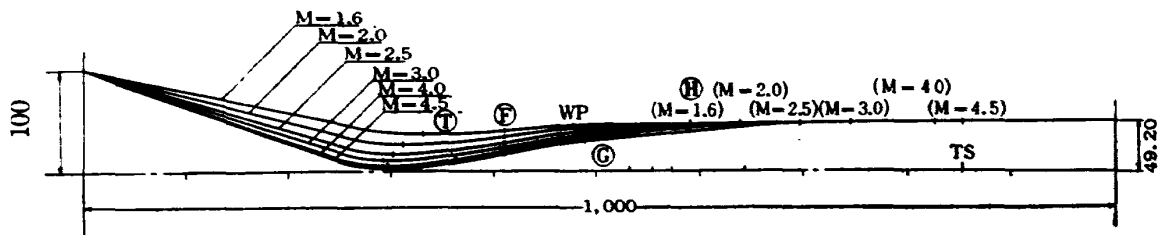
きる。第 14 図にノズルの写真を示す。

実験を行なったのは、次の 6 種のノズルについてである。

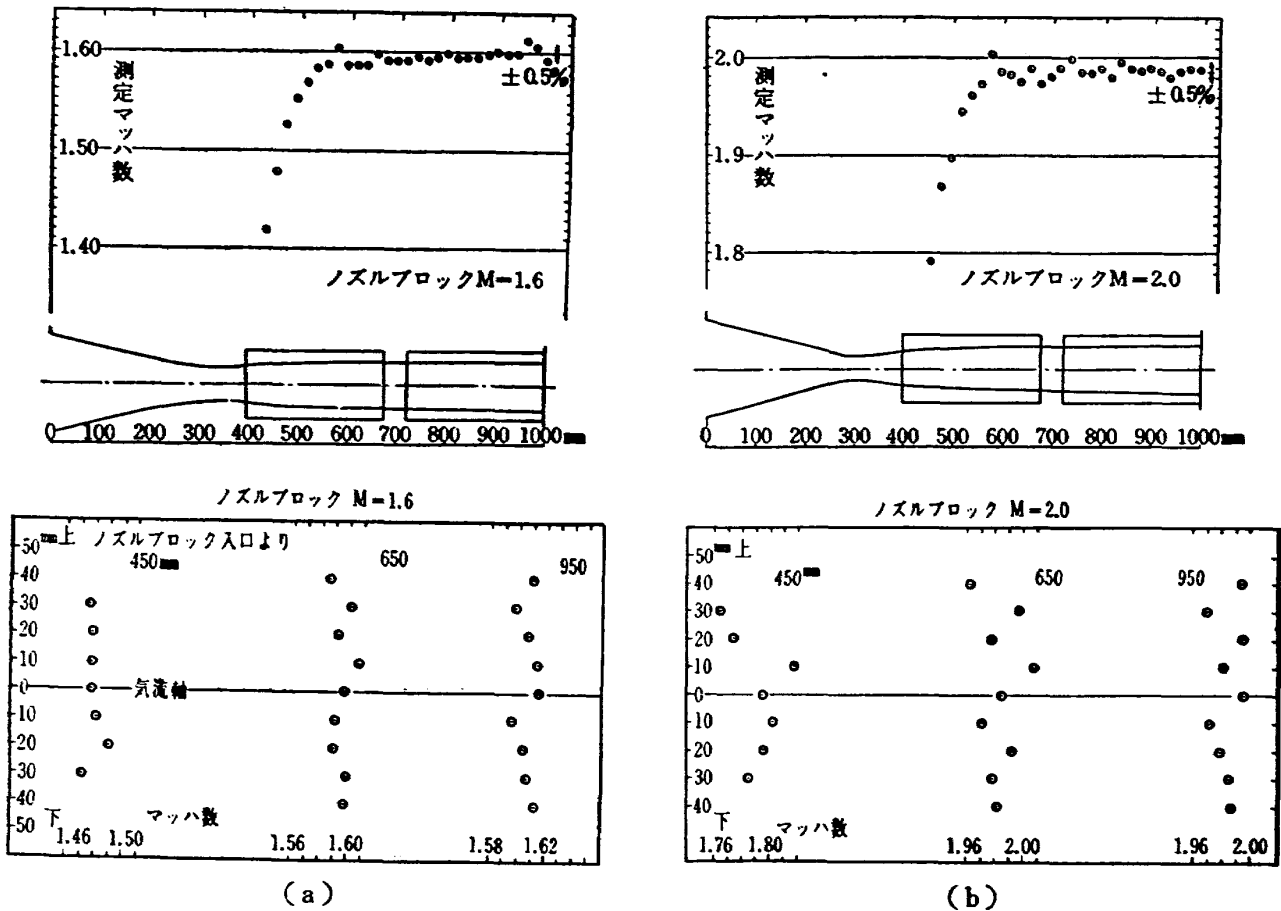
マッハ数 1.6 2.0 2.5 3.0 4.0 4.5

これらのノズルは第 3 表のものを縮小したものである。ただし、喉部より上流の成形用滑り接手に相等する部分は完全に実物と相似ではなく、適当に滑らかに接続させた。そのノズルの形を第 15 図に示す。

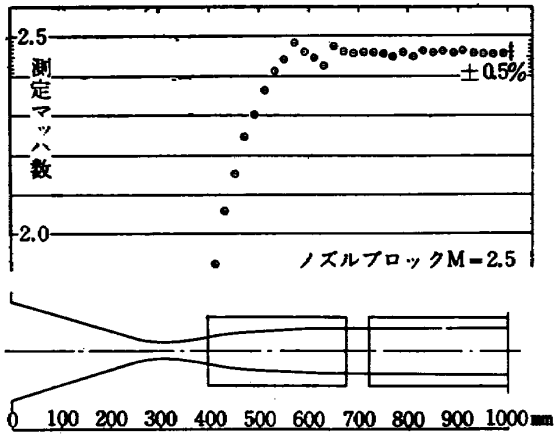
実験結果としてマッハ数の分布を第 16 図 (a)~(f) に、シュリーレン写真を第 17 図 (a)~(f) に示す。



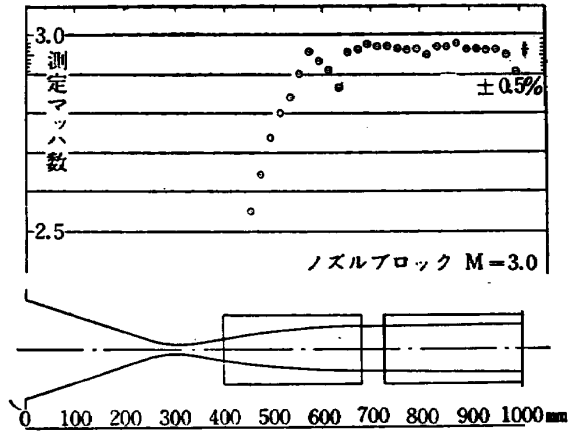
第 15 図



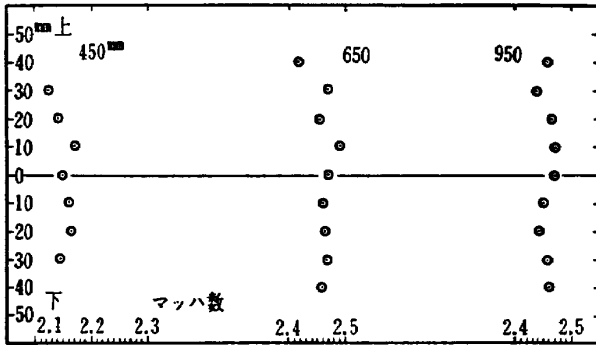
第 16 図



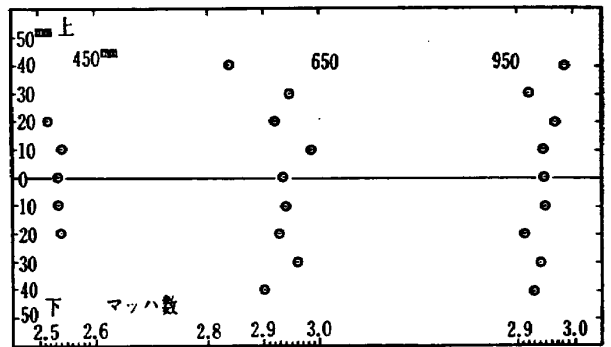
ノズルブロック M=2.5



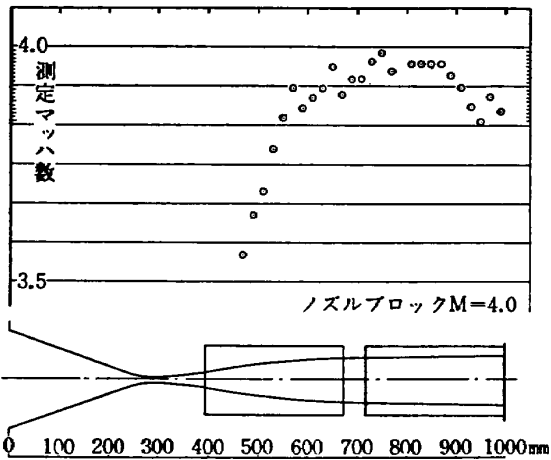
ノズルブロック M=3.0



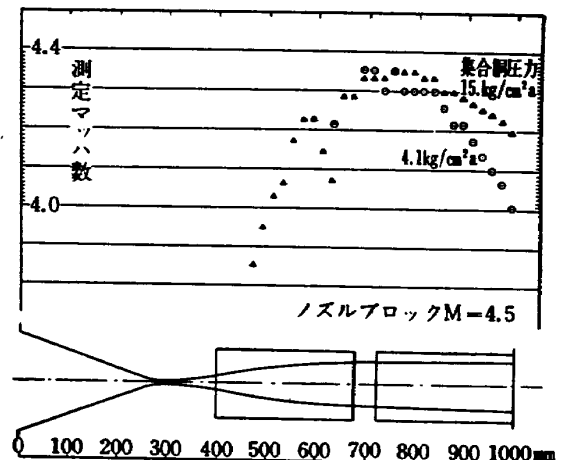
(c)



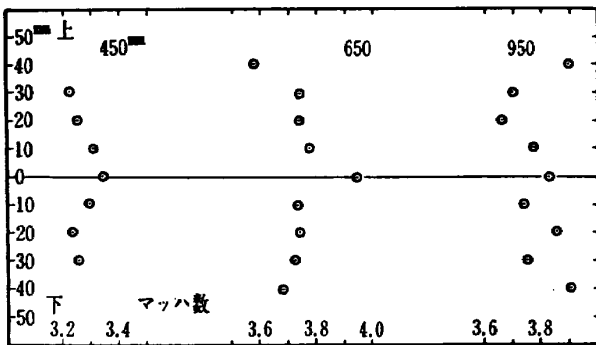
(d)



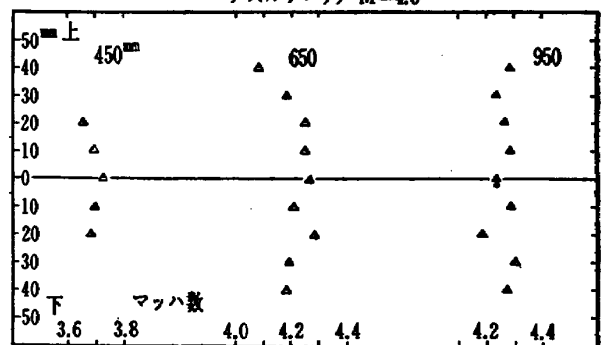
ノズルブロック M=4.0



ノズルブロック M=4.5



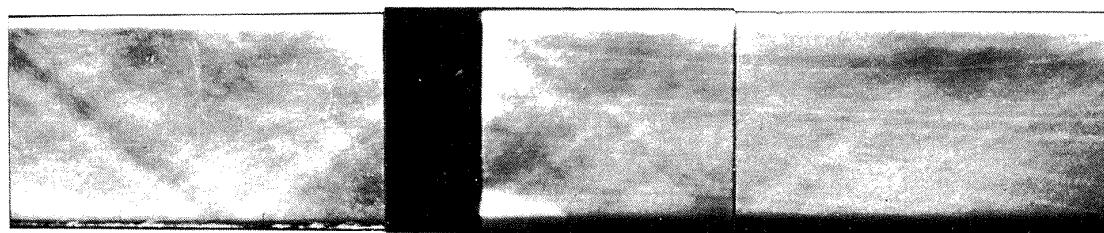
(e)



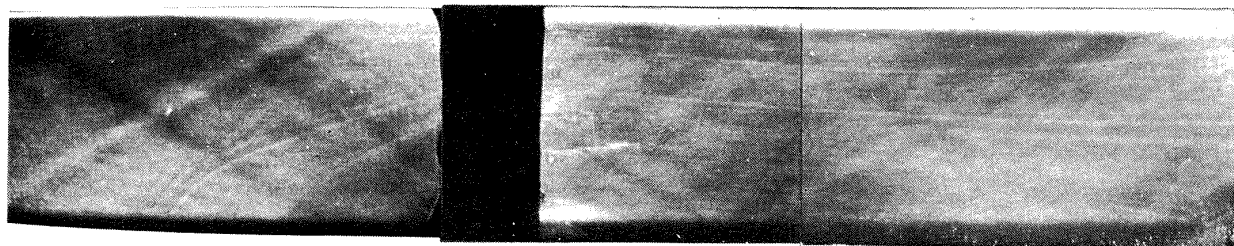
(f)

第 16 図

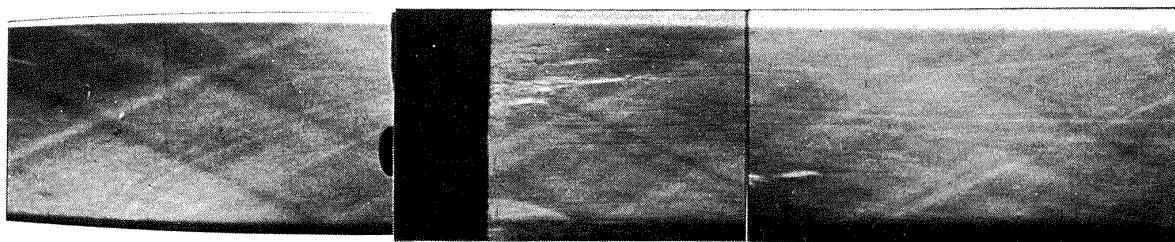
(a) $M=1.6$



(b) $M=2.0$



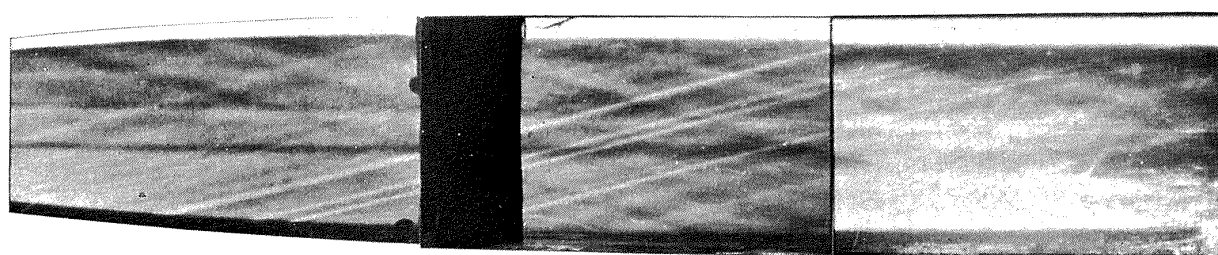
(c) $M=2.5$



(d) $M=3.0$



(e) $M=4.0$



(f) $M=4.5$



第 17 図

§ 9. 実験結果の検討

(1) 測定部で得られたマッハ数は次のとおりである。

マッハ数	1.6	ノズル	1.600
〃	2.0	〃	1.984
〃	2.5	〃	2.465
〃	3.0	〃	2.965
〃	4.0	〃	3.95~3.84
〃	4.5	〃	4.35~4.20

(2) マッハ数 3.0 ノズル以下のものでは良好な結果が得られ、ほぼ目標としたマッハ数の不均一性が $\pm 0.5\%$ の間に入っている。また、実験で得られたマッハ数も設計マッハ数に非常に近い。さらに詳しく見れば、マッハ数 1.6 のノズルでは測定部のマッハ数分布は下流にいくに従ってわずかに増加する傾向があり、ここでは §6 の境界層の修正はやや大きすぎるようである。マッハ数 2.0 2.5 3.0 のノズルについては点のばらつきはあるがまず、測定部を通じてマッハ数分布は一樣であると見てよい。

(3) マッハ数 4.0 および 4.5 のノズルにおいては、測定部において著しい流れ方向のマッハ数の減少がみられる。この原因としてほぼ2つのことが考えられる。第1は空気の凝結によるもの、第2は境界層補正が不十分であることに原因するものである。まず、第1の点については、空気の凝結が始まる点として、飼和蒸気圧線と断熱膨脹線との交点と考えると、マッハ数 4.0 ノズルの場合には 4.30、マッハ数 4.5 ノズルの場合には 4.25 位のマッハ数から凝結の可能性がある。マッハ数 4.0 の場合には凝結の可能性はない。また、マッハ数 4.5 の場合には凝結の影響かどうかを調べるために全圧を $4.1 \text{ kg/cm}^2 \text{ a}$ に下げた実験も行なった。この場合に凝結の起こるマッハ数は約 4.4 であって凝結の恐れはない。しかるに、得られた結果は全圧の高い場合と変らない。いずれの場合にも空気の凝結が原因となることはないと思われる。次に、境界層の補正が不十分であることは予想される場所であるが、たとえばマッハ数 4.5 の場合にマッハ数の低下より断面積の減少を推定すると約 12% となり、普通の境界層の発達ではちょっとこのような急激な断面積の縮小は考えられない。結局この現象は今までのところ説明できないが、レイノルズ数が大きくなれば良くなる傾向に向かうことは確実であるので、本風洞の結果をみて再検討を加えたい。

(4) シュリーレン写真ではいくつかの衝撃波がみられる。しかし、圧力分布測定の結果と比較してみるとほぼ実用上支障のない程度に弱いものであることがわかる。なお、先に述べたマッハ数 4.0 および 4.5 のノズルにおける測定部の圧力上昇はシュリーレン写真ではほと

んど現われていない。

§ 10. 結 語

以上吹出式超音速風洞用ノズルの設計方法について説明し、また 1/10 模型でそれを実験した結果について述べた。この設計方法はマッハ数 3.0 以下ではほぼ $\pm 0.5\%$ 以内のマッハ数の一様性があり優秀である。しかし、マッハ数 4.0 および 4.5 の場合には測定部に著しいマッハ数の低下が見られた。これはもちろん境界層の発達によるものではあるが、そのみでは説明し得ない。この点は本風洞の結果を待って再検討する必要がある。

なお、本実験を行なうにあたって第 1 制御室、吹出式超音速風洞建設準備室および川崎重工業株式会社の関係各位の絶大な御援助を受けたことに對し心からの謝意を表する。

文 献

- (1) Convair's Supersonic Blow-down Wind Tunnel Built in Record Time. The Water Power, July, 1958, pp. 4-8.
- (2) Douglas Aircraft Dedicates \$ 10,000,000 Aerophysics Laboratory. The Water Power, 1959, pp. 6-7.
- (3) W. Daniels, Jr.: Design and Development of the North American Aviation Trisonic Wind Tunnel. AGARD Rep. 67, Aug., 1956.
- (4) W. Umphrey: Blow-down Tunnel. Boeing Magazine Sep., 1957, pp. 8-9.
- (5) L. E. Leavy: A Supersonic Wind Tunnel for Mach Numbers up to 3.5. AGARD Rep. 70, Aug., 1956.
- (6) New Tunnels for Watson. Flight 21, Oct., 1960, pp. 641-644.
- (7) The New A.R.A. Supersonic Wind Tunnel. Aircraft Engg. Mar., 1959, pp. 81-83.
- (8) H.N. Riise: Flexible-Plate Nozzle Design for Two-Dimensional Supersonic Tunnels JPL Rep. 20-74, California Institute of Technology, June, 1954.
- (9) T. Kawasaki, H. Ando & H. Kinoshita: Variable Nozzle Design of Supersonic Blow-down Wind Tunnel. Proc. 11th National Congress Appl. Mech. 1961.
- (10) M. Tucker: Approximate Turbulent Boundary Layer Development in Plane Compressible Flow along Thermally Insulated Surfaces with Application to Supersonic Tunnel Contour Connection NACA TN 2045, 1950.
- (11) M. Tucker: Approximate Calculation of Turbulent Boundary Layer Development in Compressible Flow. NACA TN 2337, 1951.
- (12) 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.

NAL TR-26

航空技術研究所

吹出式超音速風洞のノズルの予備実験

1962年3月 17頁

吹出式超音速風洞用のノズルの設計法について述べ、1/10の大きさの模型についてその性能を検討した。ノズルは喉部は固形片それに可撓板が接続する形式とした。要求性能はマッハ数範囲1.4より4.5まで、風速の均一性は $\pm 0.5\%$ である。ノズルはRüseの方法で設計され、それに境界層の補正を行なった。実験の結果はマッハ数3までは十分満足しうるが、マッハ数4.0と4.5では測定部でかなり著しいマッハ数の低下が見られた。その原因は境界層補正の不足のみでは説明し得ない。

I. 河崎俊夫

岡部祐二郎

尾形吉和

安藤 尚

II. NAL TR-26

III. 533.6.07

NAL TR-26

航空技術研究所

吹出式超音速風洞のノズルの予備実験

1962年3月 17頁

吹出式超音速風洞用のノズルの設計法について述べ、1/10の大きさの模型についてその性能を検討した。ノズルは喉部は固形片それに可撓板が接続する形式とした。要求性能はマッハ数範囲1.4より4.5まで、風速の均一性は $\pm 0.5\%$ である。ノズルはRüseの方法で設計され、それに境界層の補正を行なった。実験の結果はマッハ数3までは十分満足しうるが、マッハ数4.0と4.5では測定部でかなり著しいマッハ数の低下が見られた。その原因は境界層補正の不足のみでは説明し得ない。

NAL TR-26

航空技術研究所

吹出式超音速風洞のノズルの予備実験

1962年3月 17頁

吹出式超音速風洞用のノズルの設計法について述べ、1/10の大きさの模型についてその性能を検討した。ノズルは喉部は固形片それに可撓板が接続する形式とした。要求性能はマッハ数範囲1.4より4.5まで、風速の均一性は $\pm 0.5\%$ である。ノズルはRüseの方法で設計され、それに境界層の補正を行なった。実験の結果はマッハ数3までは十分満足しうるが、マッハ数4.0と4.5では測定部でかなり著しいマッハ数の低下が見られた。その原因は境界層補正の不足のみでは説明し得ない。

I. 河崎俊夫

岡部祐二郎

尾形吉和

安藤 尚

II. NAL TR-26

III. 533.6.07

NAL TR-26

航空技術研究所

吹出式超音速風洞のノズルの予備実験

1962年3月 17頁

吹出式超音速風洞用のノズルの設計法について述べ、1/10の大きさの模型についてその性能を検討した。ノズルは喉部は固形片それに可撓板が接続する形式とした。要求性能はマッハ数範囲1.4より4.5まで、風速の均一性は $\pm 0.5\%$ である。ノズルはRüseの方法で設計され、それに境界層の補正を行なった。実験の結果はマッハ数3までは十分満足しうるが、マッハ数4.0と4.5では測定部でかなり著しいマッハ数の低下が見られた。その原因は境界層補正の不足のみでは説明し得ない。

I. 河崎俊夫

岡部祐二郎

尾形吉和

安藤 尚

II. NAL TR-26

III. 533.6.07

I. 河崎俊夫

岡部祐二郎

尾形吉和

安藤 尚

II. NAL TR-26

III. 533.6.07

TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961年12月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠 境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962年1月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962年1月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962年2月	川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の モンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations	1962年2月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン 要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N.A.L.	1962年2月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞の 計画と構造 Design and Construction of the National Aeronautical Laboratory 2 m×2 m Transonic Wind Tunnel	1962年3月	航空技術研究所

航空技術研究所報告 26号

昭和 37 年 3 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(042)(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
