

航空宇宙技術研究所資料

TM-16

フラッタ試験設備測定部交換ノズルの予備試験

中井暎一・橋爪 宏・高木俊郎・橋本 登

1963年4月

航空宇宙技術研究所

フラッタ試験設備測定部交換ノズルの予備試験*

中井 暎一**・橋 爪 宏**・高木 俊朗**・橋 本 登***

1. ま え が き

フラッタ試験設備の測定筒は、上下壁として多孔壁を使用し、主流マッハ数の制御は、測定筒後端の抽出空気調節用フラップを適宜開閉することにより行なっている⁽¹⁾。しかし、この方法によるマッハ数制御範囲は、大体 0.7~1.2 程度である。実験の種類によっては、1.2~1.5 程度の低超音速領域のマッハ数が必要となるが、このため、測定部に改造を加えて、測定筒上下壁にマッハ数 1.2 以上の固定交換ノズルを装着できるように計画した。

固定ノズルは、マッハ数 1.3, 1.4 および 1.5 の 3 種類を製作することにしたが、実物ノズルの製作にさきだて、あらかじめこれらのノズルの縮尺模型を製作し、航空宇宙技術研究所 18 cm×18 cm 遷音速風洞で⁽²⁾、実物ノズルの設計製作に必要な資料を得るため、ノズル性能の検定を目的とした予備試験を行なった。

2. 交換ノズルの概要

フラッタ試験設備の改造された測定部の概要は、第 1 図に示すとおりである。測定筒の交換部は、縮流筒後端部より測定筒後端に至る上下壁で、多孔壁も従来通り使用できるようになっている。

測定筒内で、所定マッハ数の一様平行気流を必要とする部分は、観測窓上流側より下流の部分である。したがって、交換ノズルは縮流筒後端部から観測窓上流側までの、約 1.6 m の間で設計されねばならない。なお、縮流筒後端部は高さ 860 mm, 幅 600 mm, また、測定筒断面は 600 mm×600 mm の正方形である。一方予備試験に使用する風洞の、ノズル交換部の長さは 417.5 mm で、入口部は高さ約 270 mm, 幅 180 mm, また、測定筒断面は 180 mm×180 mm である⁽²⁾⁽³⁾。したがって、模型ノズルと実物ノズルとの縮尺比を約 1/3.3 とし、最小断面部より下流の部分で相似になるように定めた。このため最小断面部より上流側では、両ノズルの長さの比は下流側のそれとは異なり、また、この部分の曲率は模型ノズルの方が大きい。

ノズルの設計は、Riise の方法⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾によって行ない、計算は川崎重工業株式会社で行なった。

* 昭和 38 年 3 月 20 日受付

** 機体部

*** 空気力学第一部

なお、境界層の修正は最小断面部より各ノズルとも一率に $4/1,000$ の勾配を与えた。

3. ノズルの形状

Riise の方法では、ノズル入口部から最小断面部を経て、変曲点までは任意の連続曲線で与えることができる。ここでは各ノズルとも最小断面部で曲線を分割して、それぞれ次の三次曲線で与えた。なお y_U , y_D は、それぞれ最小断面部より上流側および下流側の、中心線上からの高さを示すものである。

$M=1.3$ の場合

$$y_U = 29.657 \times 10^{-4} x^2 - 2.325 \times 10^{-6} x^3 + 83.266$$

$$y_D = 3.559 \times 10^{-4} x^2 - 12.091 \times 10^{-7} x^3 + 83.266$$

$M=1.4$ の場合

$$y_U = 36.955 \times 10^{-4} x^2 - 1.652 \times 10^{-6} x^3 + 79.635$$

$$y_D = 6.758 \times 10^{-4} x^2 - 25.621 \times 10^{-7} x^3 + 79.635$$

$M=1.5$ の場合

$$y_U = 45.218 \times 10^{-4} x^2 - 6.137 \times 10^{-6} x^3 + 75.488$$

$$y_D = 10.445 \times 10^{-4} x^2 - 41.563 \times 10^{-7} x^3 + 75.488$$

また、ノズル形状を定める各主要数値を第1表および第2図に、交換ノズル全長の座標を第2表にそれぞれ示してある。

4. 試 験

模型ノズルは、18 cm × 18 cm 遷音速風洞のノズル交換部の上下に装着し、また、ノズル部に続く測定部には上下に開口比約 20%、孔径 1.2 mmφ の多孔壁を用いた。ノズル部および測定部とも、左右壁には、静圧分布測定用固定壁もしくは、シュリーレン写真撮影用の窓ガラスを使用した。なお、上下多孔壁は約 15' 下流に対して開き角をつけ、また左右壁は平行とした。

試験は、ノズル表面、ノズル部側面および測定部側面の静圧分布測定と、プローベを使用して、ノズル部および測定部の中心線上における静圧分布測定を行ない、マッハ数分布を求めた。またこの他に、両部のシュリーレン写真を撮影した。なおマッハ数の計算は、断熱変化を仮定して行なった。

試験時における各ノズルに対する圧力比は、抽気室の静圧と集合胴の全圧との比が、所定マッハ数に対する圧力比に、ほぼ等しくなるようにした。

ノズルと各静圧測定孔との相対位置関係は第3図に示されるとおりである。

5. 試験の結果

各ノズル壁面上のマッハ数分布を、第4図 (a), (b) および (c) に示してあるが、最小断面部より下流側では、よく計算値と一致しており、滑らかな加速を示している。計算値は変曲点までは一次元理論で、それ以後は特性曲線法で求めたものである。なお図中の符合は次のとおりである。 M 静圧孔の位置におけるマッハ数、 M_c 抽気室の相当マッハ数、 M_d ノズルの設計マッハ数、 P_c 抽気室静圧、 P_0 総圧、 λ 主流からの抽気量の割合。最小断面部付近より上流側では、マッハ数は計算値より高めにでており、特に最小断面部で著しい。これは最小断面部の音速線の形状が直線ではなく、ある曲率を持っているため、上下壁面上では $M=1$ の点が最小断面部より上流側に、中心線側壁面上では下流側にあることになる。このことは実際使用上にはほとんど影響はなく、また、最小断面部付近の曲率が小さくなれば、減少する性質のもので、実物ノズルではこれより改善されるものと考えられる。

次に、ノズル部と測定部の中心線壁面上のマッハ数分布を、第5図 (a), (b) および (c) に、同じく風路中心線上のマッハ数分布を、第6図 (a), (b) および (c) に示してある。

これからわかるように、各ノズルに対して、測定部風路のマッハ数は、いずれも所定設計マッハ数の1%以内に入っている。また分布における不均一性は、実際にはまったく問題にならない程度であり、かつ、実物ノズルの場合とは、測定筒上下壁の条件が異なるため、余り参考にならないが、いずれにしてもノズル出口部で強い衝撃波がない限り、良好な結果が得られるはずである。

なお、第7図の (a), (b), (c) に、各ノズルに対するノズル部と測定部のシュリーレン写真を示してある。測定部に現われている波は、壁の継ぎ目あるいはプローベの接続部から発生したもので、いずれも圧力分布には影響を与えていない程度のものである。

6. む す び

フラッタ試験設備測定部に使用する、マッハ数 1.3, 1.4 および 1.5 の固定ノズルの模型試験を行なった結果、測定部における所定マッハ数、およびマッハ数分布として、実際使用に対して十分満足すべき結果を得ることができた。また、ノズルの最小断面部付近におけるマッハ数分布の不均一性は、この部分の曲率に左右されるものと考えられ、実物ノズルと模型ノズルとの間に、ある程度の差はあるとしても、むしろ改善されるものと思われる。したがって、実物ノズルの設計は最小断面部より下流側では、模型ノズルと同じ方法で行なって差支えないものと思われる。

最後に、本予備試験の実施に、終始御指導、御援助を戴いた、空気力学第一部平木部長ならびに桜場氏に厚くお礼申し上げ、また、常に御協力下さった川崎重工業株式会社安藤・木下両技師に感謝の意を表します。

文 献

- (1) 中井暎一, 橋爪 宏, 中村泰治: 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, 航空技術研究所報告 TR-5 (1960)
- (2) 橋本 登, 井上政一: 18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験, 航空技術研究所資料 TM-6 (1962)
- (3) 平木 一, 石井孝雄, 大島信彦: 遷音速風洞測定部に関する予備実験, 航空技術研究所報告 TR-1 (1960)
- (4) Harold N. Riise: Flexible-Plate Nozzle Design For Two-Dimensional Supersonic Wind Tunnels, JPL Rep. No. 20-74, California Institute of Technology, (1954)
- (5) 河崎俊夫, 岡部裕二郎, 尾形吉和, 安藤 尚: 吹出式超音速風洞のノズルの予備実験, 航空技術研究所報告 TR-26 (1962)
- (6) T. Kawasaki, H. Ando & H. Kinoshita: Variable Nozzle Design of Supersonic Blow-down Wind Tunnel. Proc. 11th National Congress Appl. Mech. (1961)
- (7) 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)
- (8) M. Tucker: Approximate Calculation of Turbulent Boundary Layer Development in Compressible Flow, NACA TN 2337 (1951)

第1表 交換ノズル主要設計数値

パラメータ	M		
	1.3	1.4	1.5
θ_I	2.0	3.4	5.0
θ_{CP}	1.15	2.465	4.25
M_I	1.190	1.240	1.297
R_I	2,452.47	1,401.54	922.26
$X_I - X_T$	98.12	87.92	83.76
$X_{CP} - X_I$	51.54	36.63	21.13
$X_E - X_I$	197.97	207.53	212.65
$X_E - X_0$	73.63	87.00	99.30
$X_{ap} - X_I$	133.68	157.36	159.27

第2表 (a) ノズル座標 (M=1.3)

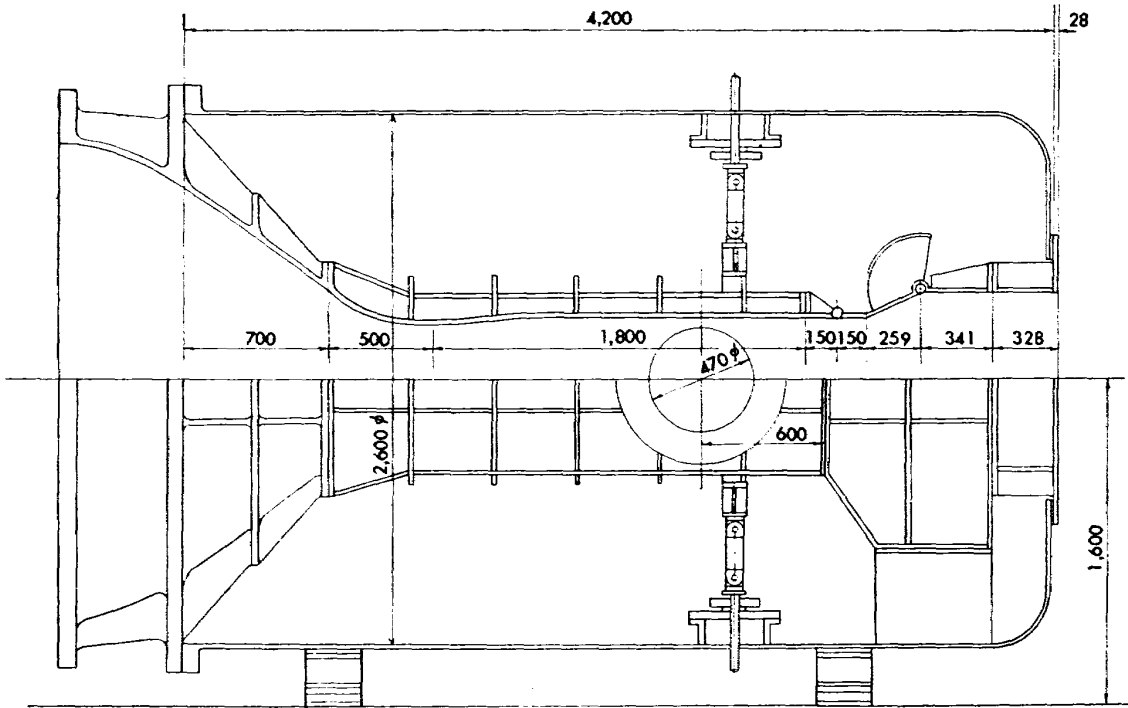
ORD.	x	y	ORD.	x	y	ORD.	x	y
ST.			ST.			ST.		
1	0	125.48	19	174.94	84.55	37	292.27	88.60
2	0.90	124.79	20	182.52	84.81	38	299.63	88.77
3	13.50	115.78	21	190.10	85.09	39	307.10	88.93
4	26.10	107.93	22	197.68	85.37	40	314.68	89.08
5	38.70	101.22	23	205.26	85.66	41	322.37	89.22
6	51.30	95.62	24	I 212.42	85.94	42	330.17	89.34
7	63.90	91.10	25	217.69	86.15	43	338.08	89.45
8	76.50	87.63	26	223.09	86.36	44	A 346.10	89.55
9	89.10	85.19	27	228.61	86.57	45	353.25	89.63
10	101.70	83.74	28	234.24	86.78	46	360.44	89.69
11	T 114.70	83.27	29	239.98	86.99	47	367.63	89.75
12	121.88	83.30	30	245.82	87.20	48	374.84	89.80
13	129.46	83.40	31	251.77	87.41	49	382.03	89.84
14	137.04	83.53	32	257.81	87.62	50	389.19	89.88
15	144.66	83.68	33	C.P 263.96	87.81	51	396.32	89.91
16	152.20	83.86	34	270.87	88.02	52	403.39	89.94
17	159.78	84.07	35	277.86	88.23	53	E 410.39	89.97
18	167.36	84.30	36	285.02	88.42	54	417.50	90.00

第2表 (b) ノズル座標 ($M=1.4$)

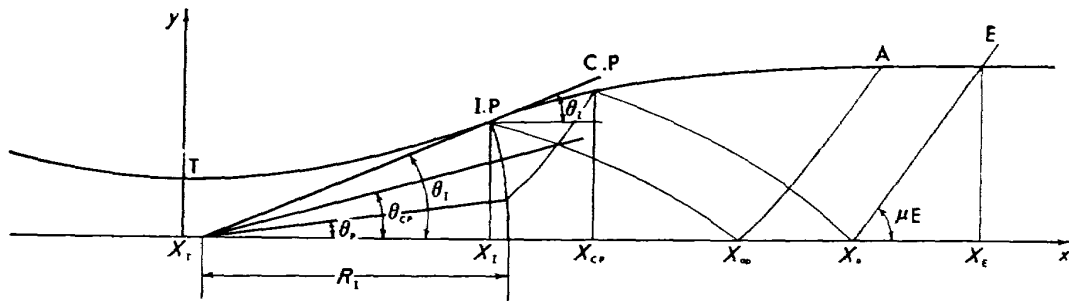
ORD. ST.	x	y	ORD. ST.	x	y	ORD. ST.	x	y
1	0	125.45	18	167.36	81.37	35	290.94	88.02
2	0.90	124.75	19	174.94	81.79	36	298.99	88.29
3	13.50	115.49	20	182.52	82.24	37	307.19	88.55
4	26.10	107.25	21	190.10	82.70	38	315.54	88.78
5	38.70	100.04	22	197.68	83.18	39	324.04	88.99
6	51.30	93.89	23	I 202.22	83.47	40	332.70	89.18
7	63.90	88.81	24	209.09	83.90	41	341.51	89.35
8	76.50	84.83	25	216.19	84.35	42	350.47	89.50
9	89.10	81.96	26	223.53	84.80	43	A 359.58	89.63
10	101.70	80.22	27	231.09	85.25	44	369.84	89.73
11	T 114.30	79.63	28	C.P 238.85	85.68	45	380.04	89.82
12	121.88	79.70	29	245.83	86.06	46	390.13	89.88
13	129.46	79.85	30	252.97	86.42	47	400.05	89.93
14	137.04	80.05	31	260.26	86.77	48	E 409.75	89.97
15	144.66	80.31	32	267.71	87.11	49	417.50	90.00
16	152.20	80.62	33	275.30	87.43			
17	159.78	80.97	34	283.05	87.73			

第2表 (c) ノズル座標 ($M=1.5$)

ORD. ST.	x	y	ORD. ST.	x	y	ORD. ST.	x	y
1	0	125.40	17	159.78	77.44	33	285.75	87.03
2	0.90	124.69	18	167.36	78.02	34	295.10	87.48
3	13.50	115.15	19	174.94	78.64	35	304.70	87.89
4	26.10	106.45	20	182.52	79.30	36	314.53	88.27
5	38.70	98.68	21	190.10	79.98	37	324.60	88.62
6	51.30	91.90	22	I 198.06	80.71	38	334.92	88.93
7	63.90	86.19	23	204.85	81.33	39	345.47	89.20
8	76.50	81.62	24	211.90	81.96	40	356.28	89.44
9	89.10	78.26	25	C.P 219.19	82.59	41	A 367.33	89.62
10	101.70	76.19	26	226.71	83.21	42	378.63	89.77
11	114.30	75.49	27	234.46	83.82	43	389.75	89.87
12	121.88	75.58	28	242.43	84.41	44	400.49	89.93
13	129.46	75.77	29	250.63	84.98	45	E 410.71	89.97
14	137.04	76.07	30	259.07	85.53	46	417.50	90.00
15	144.66	76.45	31	268.13	86.05			
16	152.20	76.91	32	276.62	86.56			

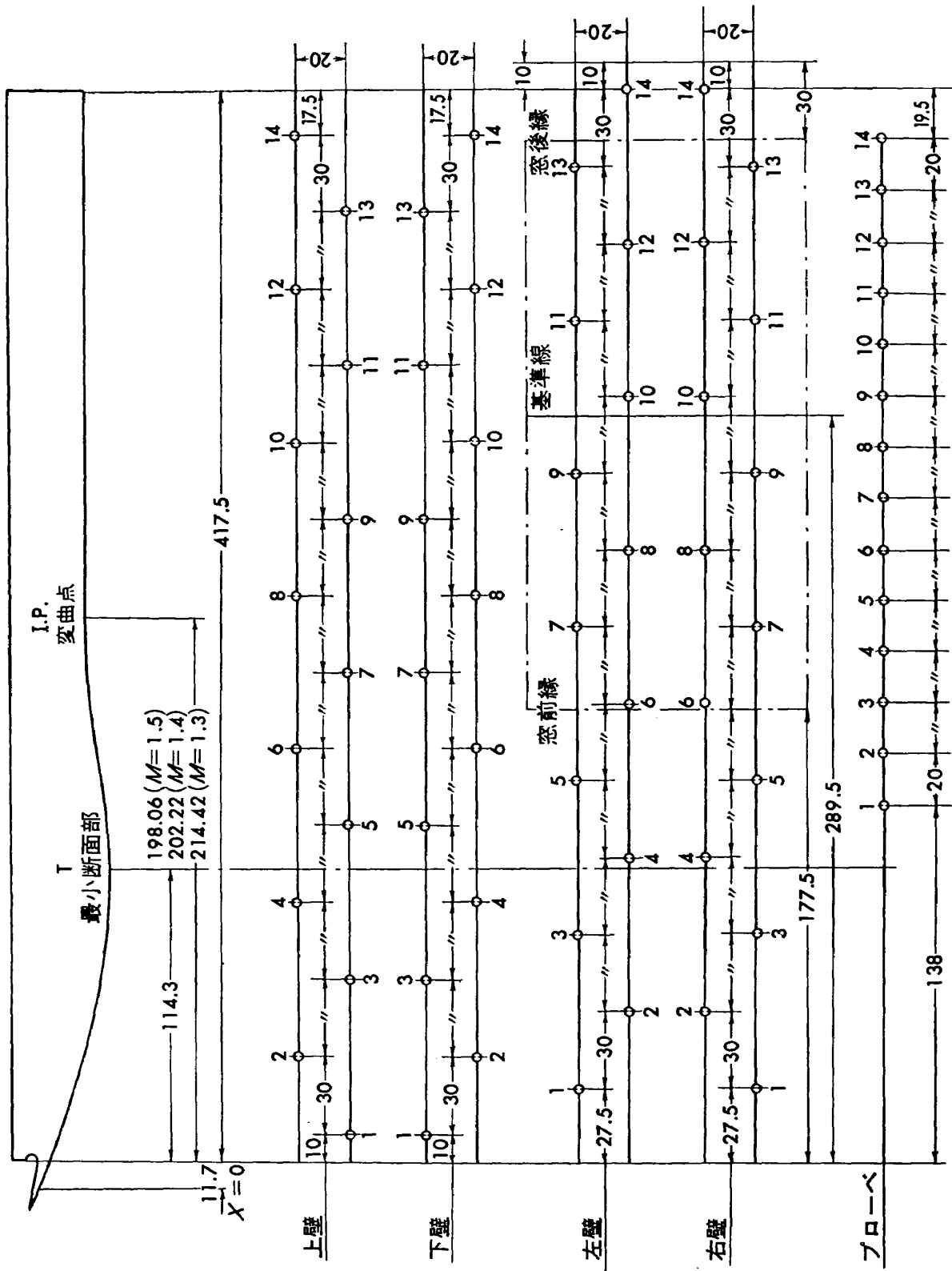


第1図 フラッタ試験設備測定部概略図

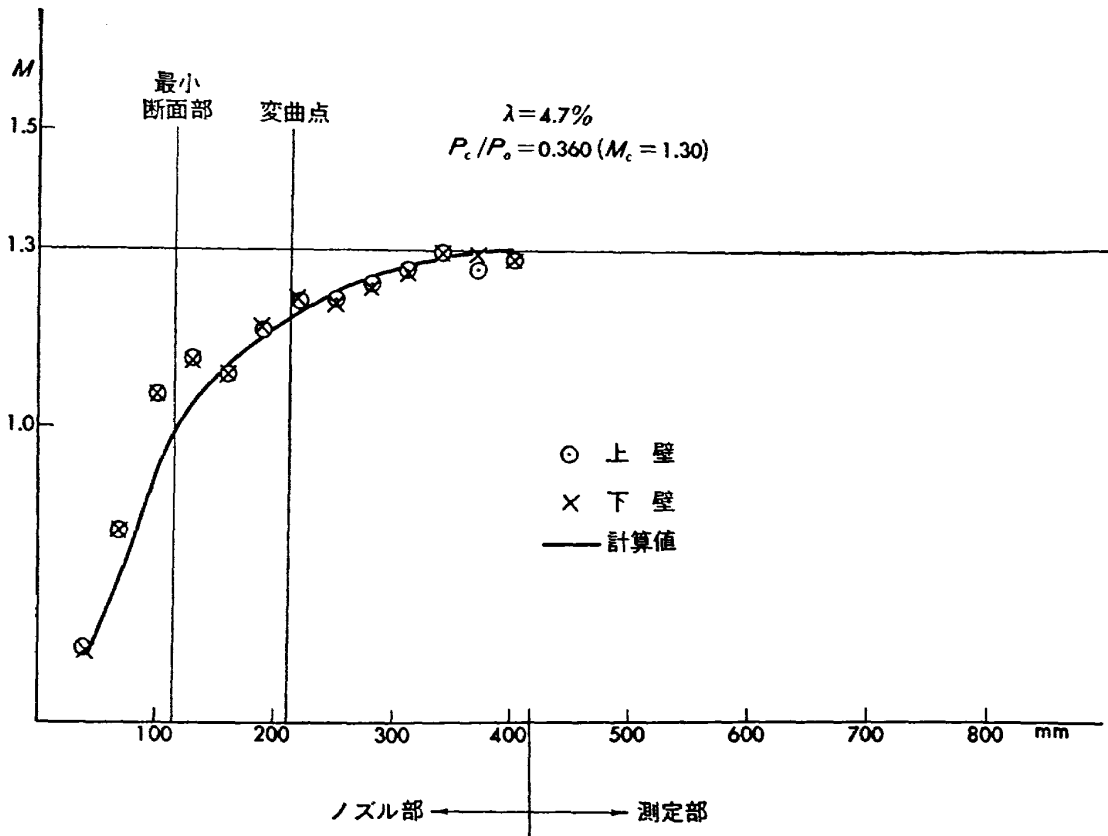


- I. P.: 変曲点
- C. P.: 零反射の始点
- T: 最小断面部
- E: ノズル出口
- R_I : 変曲点を通る放射線流の半径
- μ_E : マッハ角 $= \sin^{-1}(1/M)$

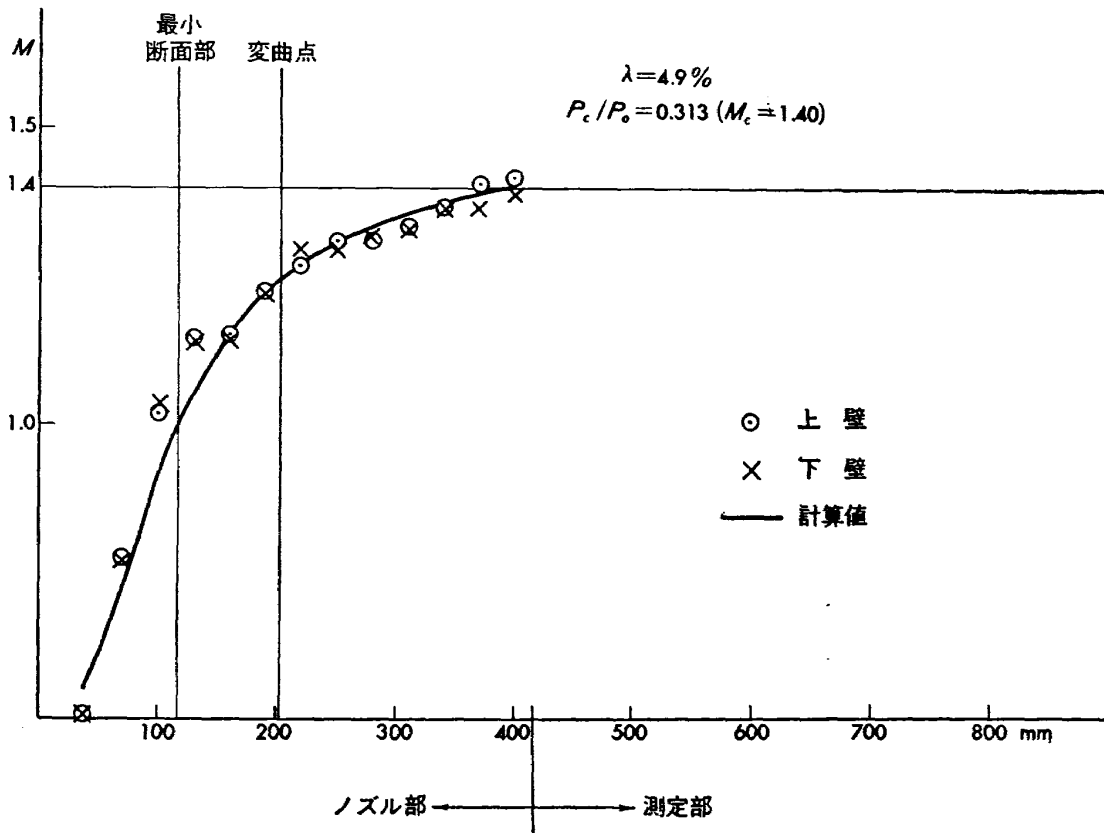
第2図 ノズル形状と記号



第3図 静圧測定孔相対位置

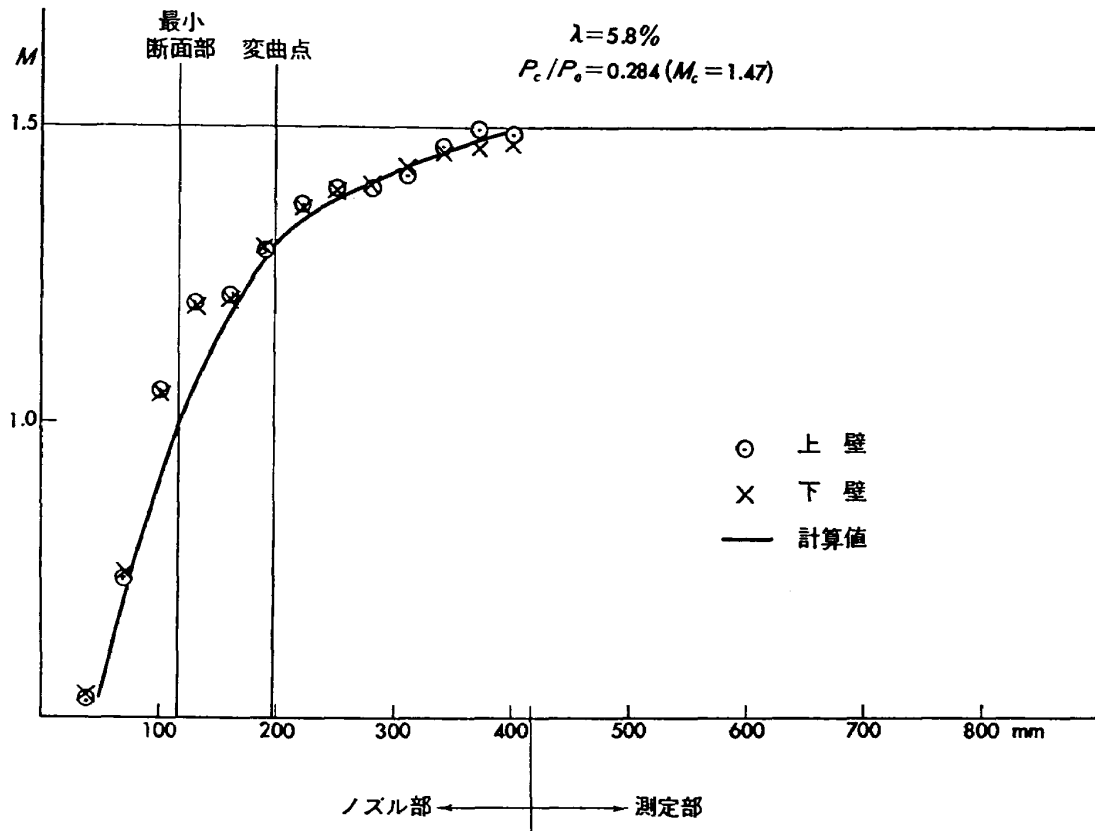


(a) $M_d = 1.3$ のノズル



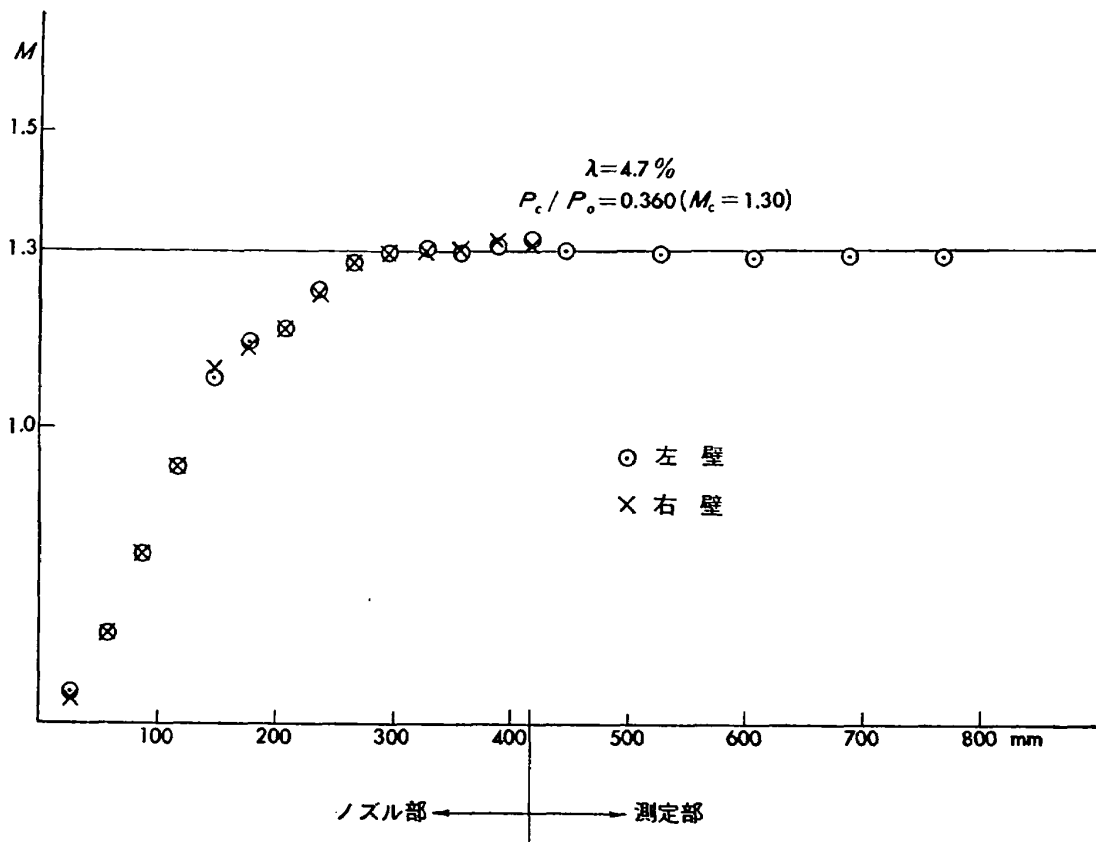
(b) $M_d = 1.4$ のノズル

第4図 ノズル壁面上マッハ数分布



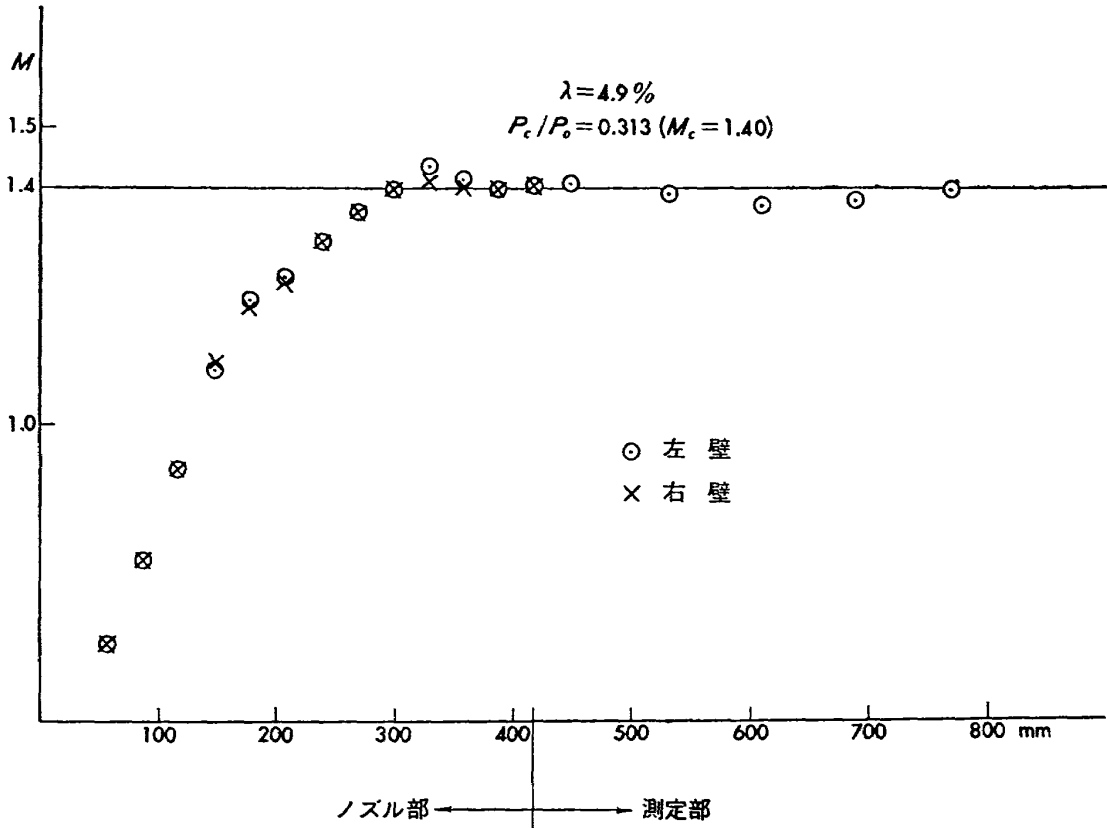
(c) $M_d = 1.5$ のノズル

第4図 ノズル壁面上マッハ数分布

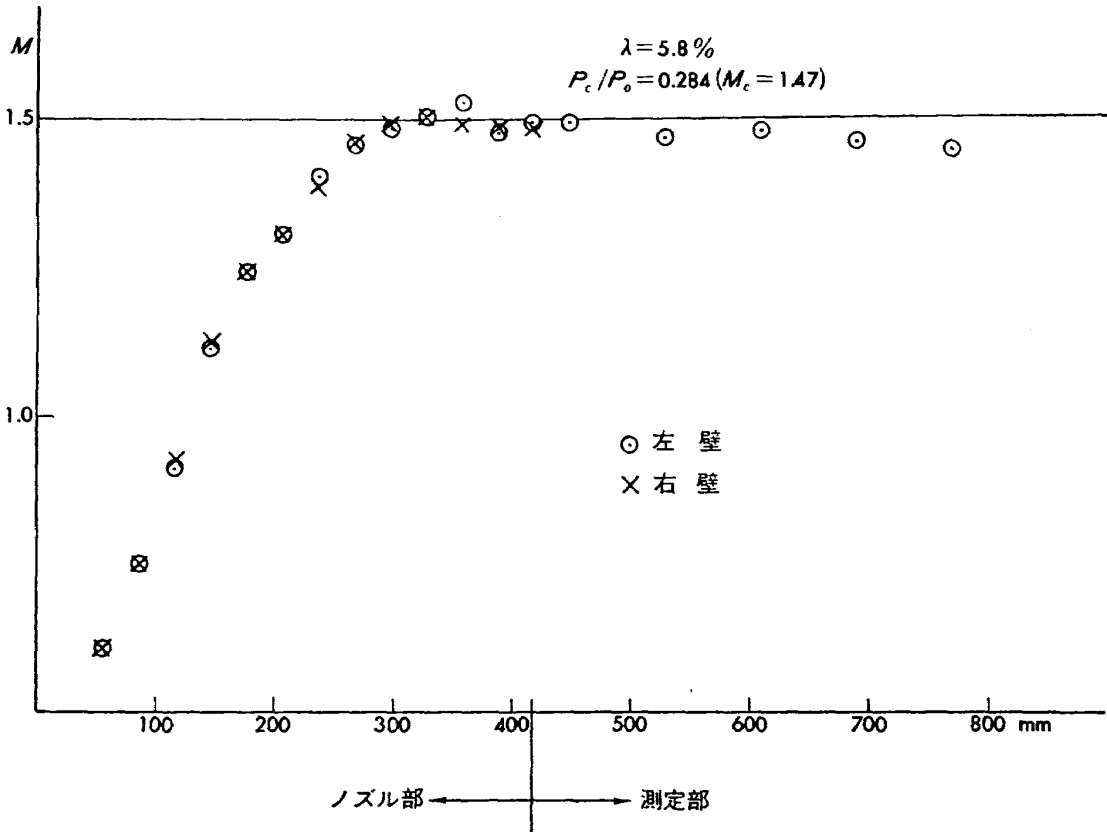


(a) $M_d = 1.3$ のノズル

第5図 ノズル部と測定部の側壁面上マッハ数分布

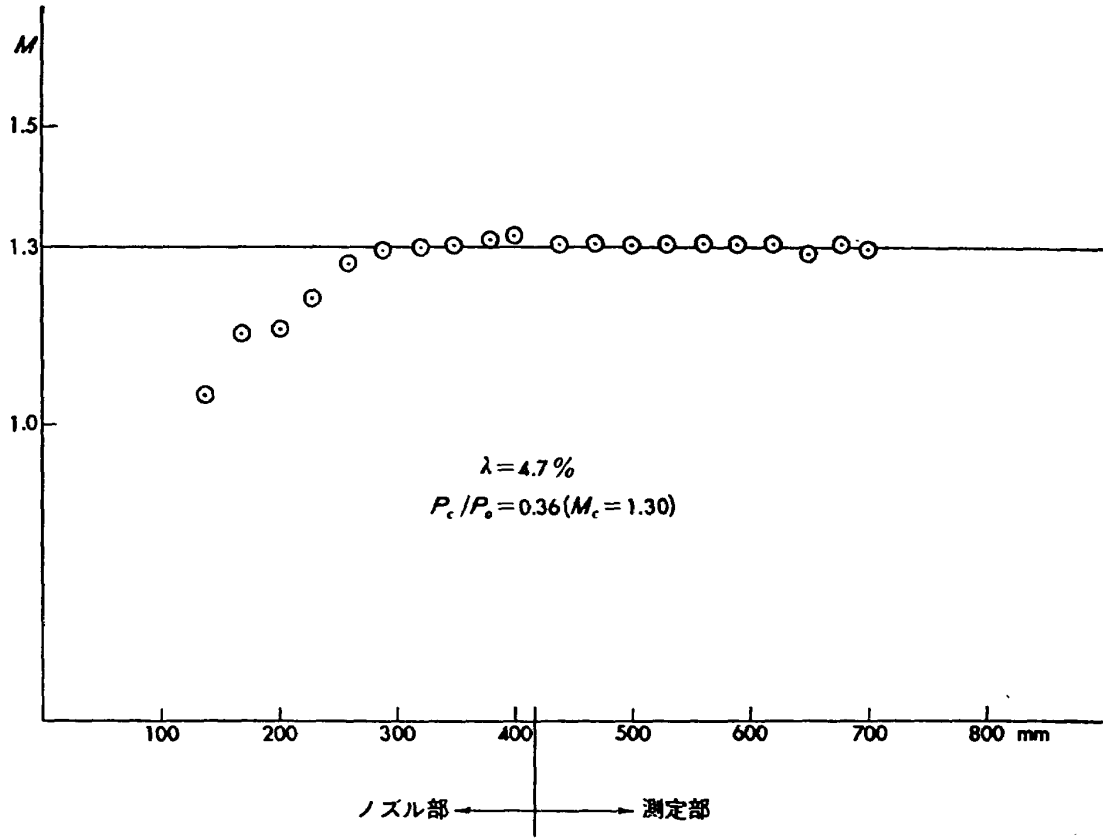


(b) $M_d = 1.4$ のノズル

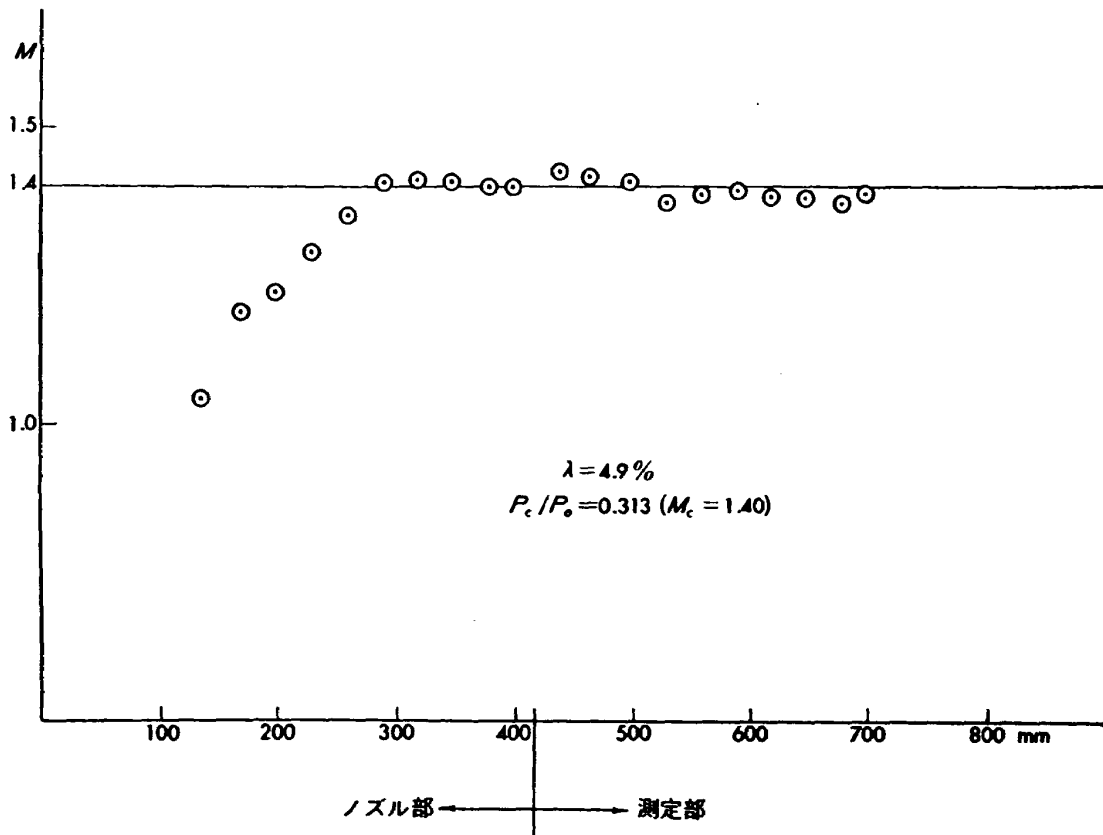


(c) $M_d = 1.5$ のノズル

第5図 ノズル部と測定部の側壁面上マッハ数分布

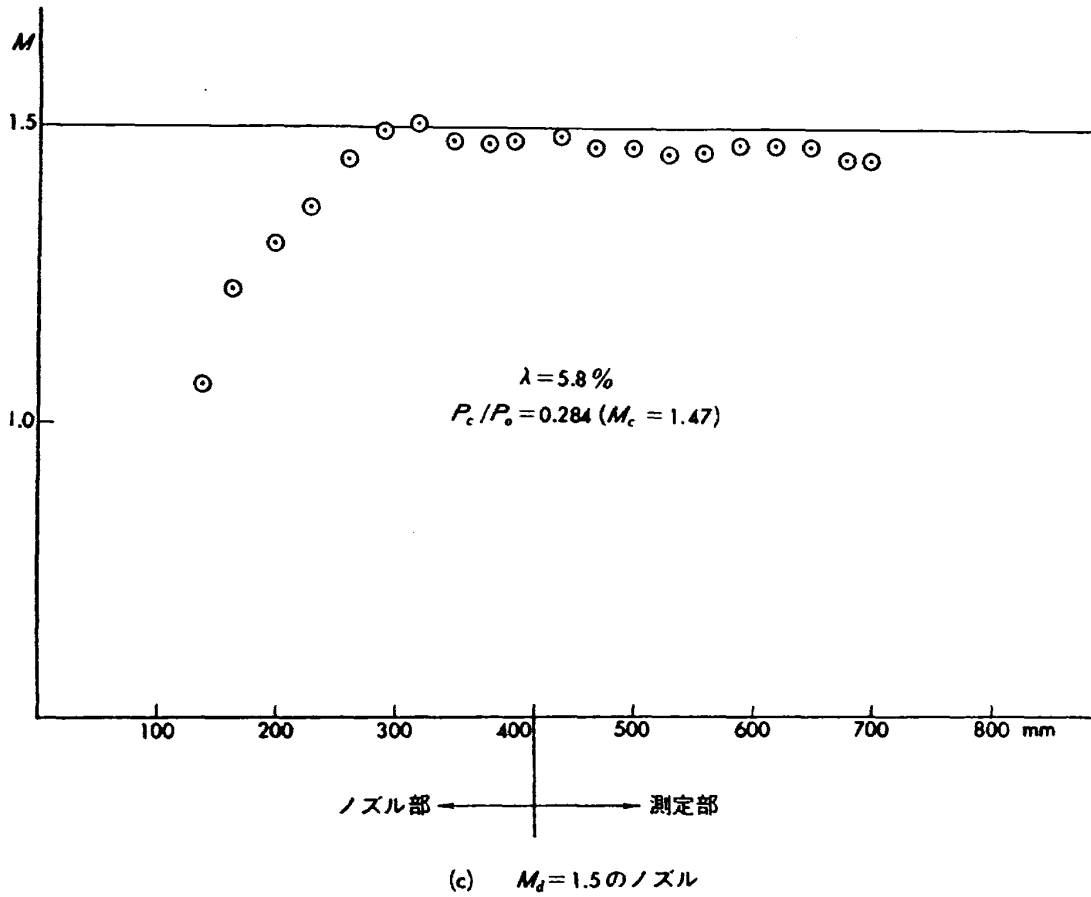


(a) $M_d = 1.3$ のノズル

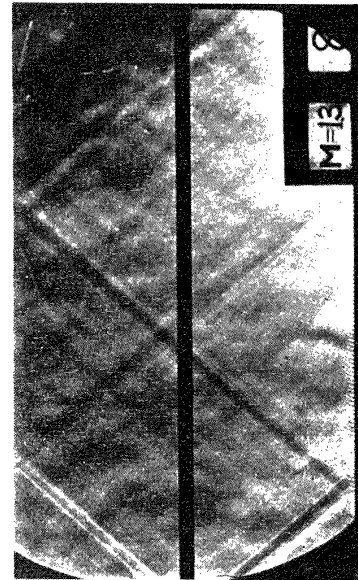
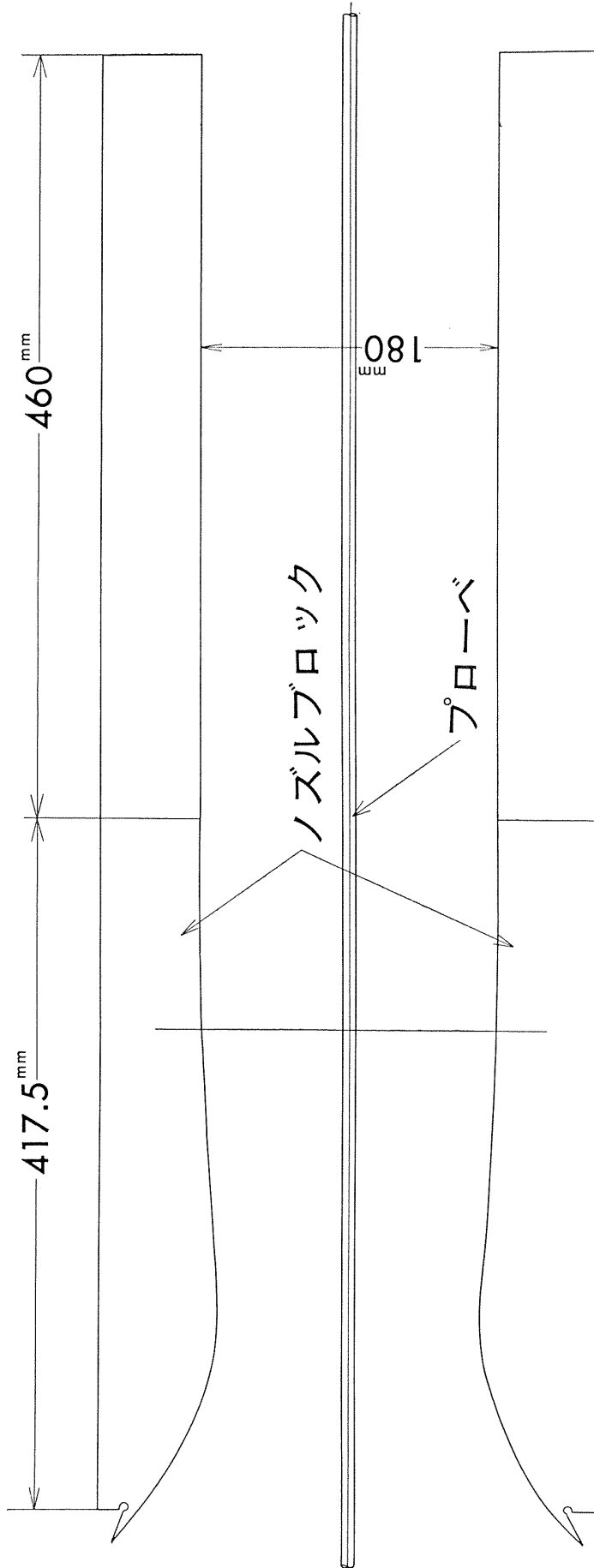


(b) $M_d = 1.4$ のノズル

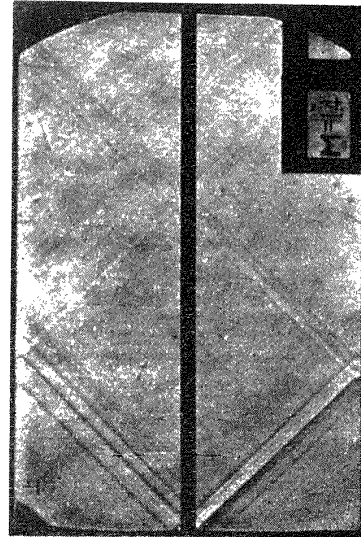
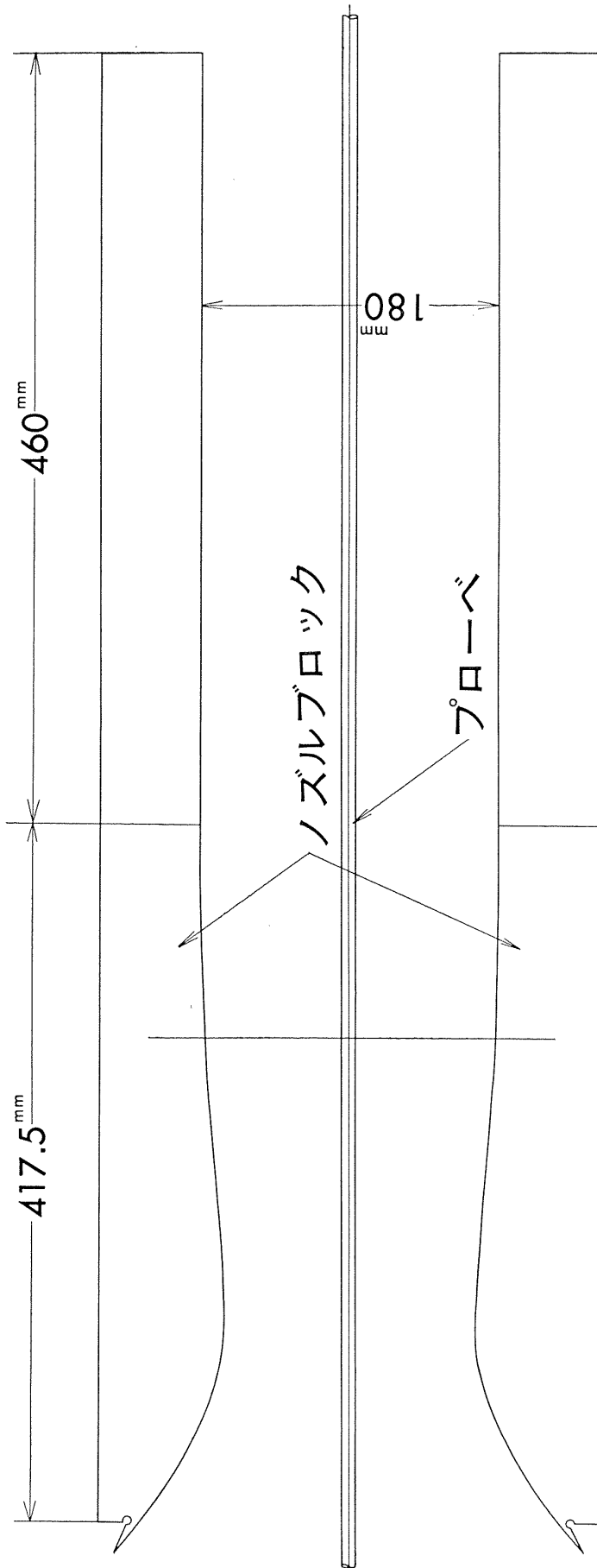
第 6 図 ノズル部と測定部の中心線上マッハ数分布



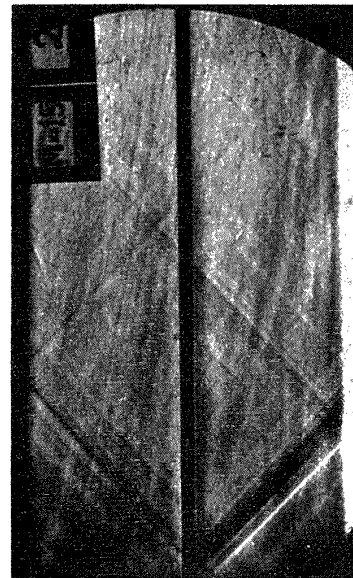
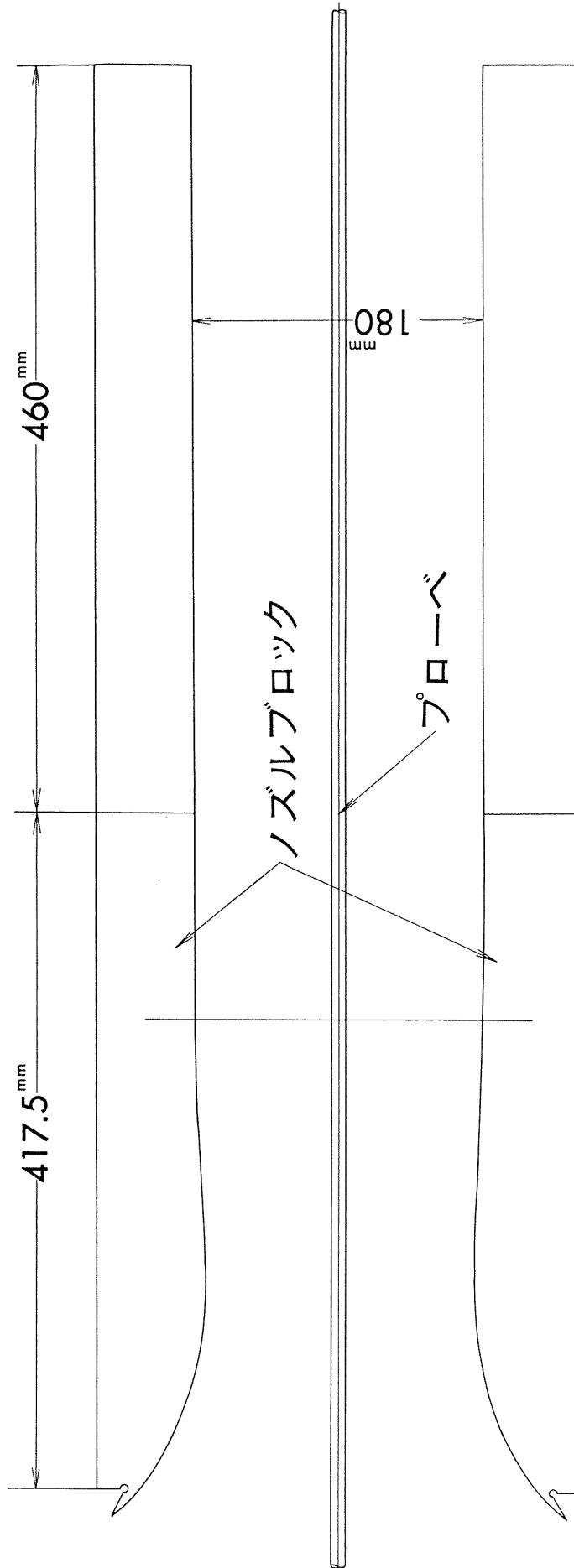
第6図 ノズル部と測定部の中心線上マッハ数分布



第7図 (a) $M=1.3$ ノズル



第7図 (b) $M=1.4$ ノズル



第7図 (c) $M=1.5$ ノズル

<p>NAL TM-16 航空宇宙技術研究所 フラッタ試験設備測定部交換ノズルの予備試験</p> <p>1963年4月 16ページ</p> <p>フラッタ試験設備測定筒に使用する超音速固定交換ノズルの製作のため、これに必要な設計資料をうる目的で、縮尺比約1/3.3の模型ノズルを用いて、その性能についての予備実験を行なった。 模型ノズルは、マッハ数1.3, 1.4および1.5の3種類で、18cm×18cm 遷音速風洞を使用して試験を行ない、良好な結果をうることができた。</p>	<p>I. 中井 映一 橋爪 宏 高木 俊朗 橋本 登</p> <p>II. NAL TM-16</p> <p>III. 533.6.07</p>	<p>NAL TM-16 航空宇宙技術研究所 フラッタ試験設備測定部交換ノズルの予備試験</p> <p>1963年4月 16ページ</p> <p>フラッタ試験設備測定筒に使用する超音速固定交換ノズルの製作のため、これに必要な設計資料をうる目的で、縮尺比約1/3.3の模型ノズルを用いて、その性能についての予備実験を行なった。 模型ノズルは、マッハ数1.3, 1.4および1.5の3種類で、18cm×18cm 遷音速風洞を使用して試験を行ない、良好な結果をうることができた。</p>	<p>I. 中井 映一 橋爪 宏 高木 俊朗 橋本 登</p> <p>II. NAL TM-16</p> <p>III. 533.6.07</p>
<p>NAL TM-16 航空宇宙技術研究所 フラッタ試験設備測定部交換ノズルの予備試験</p> <p>1963年4月 16ページ</p> <p>フラッタ試験設備測定筒に使用する超音速固定交換ノズルの製作のため、これに必要な設計資料をうる目的で、縮尺比約1/3.3の模型ノズルを用いてその性能についての予備実験を行なった。 模型ノズルは、マッハ数1.3, 1.4および1.5の3種類で、18cm×18cm 遷音速風洞を使用して試験を行ない、良好な結果をうることができた。</p>	<p>I. 中井 映一 橋爪 宏 高木 俊朗 橋本 登</p> <p>II. NAL TM-16</p> <p>III. 533.6.07</p>	<p>NAL TM-16 航空宇宙技術研究所 フラッタ試験設備測定部交換ノズルの予備試験</p> <p>1963年4月 16ページ</p> <p>フラッタ試験設備測定筒に使用する超音速固定交換ノズルの製作のため、これに必要な設計資料をうる目的で、縮尺比約1/3.3の模型ノズルを用いて、その性能についての予備実験を行なった。 模型ノズルは、マッハ数1.3, 1.4および1.5の3種類で、18cm×18cm 遷音速風洞を使用して試験を行ない、良好な結果をうることができた。</p>	<p>I. 中井 映一 橋爪 宏 高木 俊朗 橋本 登</p> <p>II. NAL TM-16</p> <p>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- 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
TM- 6	18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験	1962年8月	橋本 登, 井上政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹内和之, 山根皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年9月	池田為治, 坂元思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	竹中幸彦, 小川鉦一 林 洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の 予備的フラッタ実験	1963年3月	中井暎一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算 方法について	1963年3月	中井暎一, 小原 瑛 鳥海良三, 安藤泰勝

注：欠番は配布先を限定したものの。

航空宇宙技術研究所資料16号

昭和38年4月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
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
