

UDC 533.6071.08  
533.6011.55

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-155

極超音速風洞  $M7$  ノズル較正試験

橋本 登・吉沢 昭  
穂積弘一

1969年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年 6 月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋 伴, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年 7 月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年 7 月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロットドフラップの実験的研究 (I)	1967年 8 月	犬丸 矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年 8 月	西村博史
TM-112	極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	1967年 8 月	橋爪 宏, 橋本 登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備 (II)	1967年 9 月	森田光男, 岩部柱相己 関根静雄, 武田克己
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年 9 月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年 9 月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸 卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (I)	1967年 9 月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年 9 月	新田慶治, 松崎良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年 9 月	村上 力, 真柳光美
TM-119	ペーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥岨澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川敏彦, 朝田洋文 豊原恒彦, 五代富克 湯沢克宜, 伊藤 克 西村久男
TM-123	“NAL-16.31” および “NAL-25.31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井 一, 古関昌次 田寺安泰, 高木俊 安峯正勝, 森田孝 太田幹雄, 菊地 男
TM-124	吹出式超音速風洞の集合洞圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原 亘利
TM-125	航技研 1m×1m吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年 2 月	石原久蔵, 原 亘利夫 榊原盛三, 関根英夫
TM-127	2024-T3アルミニウム合金の3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年 4 月	飯田宗四郎, 猿本光明 斉藤信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年 4 月	近藤 博, 大城章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験 (III)	1968年 5 月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎紀雄, 古川 昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年 5 月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年 5 月	竹中幸彦, 斉藤浩一 古田敏康, 川島炬一郎 三本木茂夫, 小川敏一 越出慎一, 朝田洋彦 越倉郁夫, 大竹邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験	1968年 5 月	斉藤秀夫, 石原久蔵 関根英夫, 野田 順一

# 極超音速風洞 $M7$ ノズル較正試験\*

橋本 登\*\*・吉沢 昭\*\*・穂積 弘一\*\*

航空宇宙技術研究所に新設された極超音速風洞の  $M7$  ノズルについての較正試験を行ない、ノズル軸方向のノズル壁での静圧分布、ノズル出口断面でのマッハ数分布、総温度分布および自由噴流中のマッハ数分布、総温度分布を調べ、実際の風洞試験のための資料を求めた。また気体の不完全性を考慮して、ノズル出口主流マッハ数に対するレイノルズ数の効果を調べて、その影響の小さい事がわかった。さらにノズル出口での境界層の排除厚さを測定して設計値との比較を行った。

## 1. ま え が き

航空宇宙技術研究所に新設された吹出し吸込み式極超音速風洞の  $M7$  ノズルの較正試験結果を報告する。

本風洞は、極超音速流領域における飛しょう体の空力特性や、熱伝達現象等の研究を行なうために建設されたもので、測定部直径 50 cm の軸対称自由噴流型の風洞である。ノズルは固定ノズルを使用し、呼称マッハ数 5, 7, 9 および 11 の交換ノズルが設けられている。風洞レイノルズ数は基準長を 1 cm とし、 $10^4$  から  $2 \times 10^5$  である。風洞の詳細な構造、設計等、およびペブル加熱器の特性についてはすでに報告されている<sup>1), 2)</sup>。

風洞試験で信頼性のあるデータを得るためには、測定部での一様流の範囲や、主流の圧力、温度、マッハ数など、測定部における気流の特性をあらかじめ較正し、模型まわりの流れの場の状態を正確に求めておく必要がある。また試験模型の形状、大きさ等の選定のためにも風洞測定部の流れの特性を求めておかなければならない。さらに計画設計性能と実際の性能との比較検討を行なうことも、今後の研究資料として有用である。本較正試験はこの様な目的で、この風洞の  $M7$  ノズルについて行なったものである。試験はノズル軸方向の壁面静圧分布、および気流断面内でのピトー圧分布と総温度分布を、ノズル出口部および自由噴流部で測定して、マッハ数分布を求め、またノズル出口での境界層の排除厚さを求めて、設計値との比較を行った。

## 2. 記 号

$M$	: マッハ数	
$Re$	: 1 cm に対するレイノルズ数	
$p$	: 静圧	kg/cm <sup>2</sup> abs
$p_s$	: ノズル壁静圧	kg/cm <sup>2</sup> abs
$p_{02}$	: ノズル出口部のピトー圧	kg/cm <sup>2</sup> abs
$p'_s$	: 気体の不完全性を考慮した総圧比 $p_{02}/p_0$ から求めた主流マッハ数に対する静圧	kg/cm <sup>2</sup> abs
$p_0$	: よどみ点圧力(集合筒圧力)	kg/cm <sup>2</sup> abs
$T$	: 空気静温度	°C
$T_0$	: よどみ点温度(集合筒温度)	°C
$T_{0c}$	: ノズル出口部の総温度	°C
$\theta$	: 空気の振動特性温度	°K
$\gamma$	: 比熱比	

添字

1	: 垂直衝撃波の前の条件
2	: 垂直衝撃波の後の条件
<i>perf</i>	: 熱力学的にも熱量的にも完全な条件
<i>therm perf</i>	: 熱力学的には完全であるが熱量的には不完全な条件

## 3. 実験および測定器具

本極超音速風洞では、よどみ点圧力  $p_0$  は圧力制御装置によって 10~100 kg/cm<sup>2</sup> の範囲で設定でき、またよどみ点温度  $T_0$  はペブル加熱器の蓄熱温度を制御して、最高 1,000°C まで設定できる。しかし加熱器ペブルの浮き上り制限流量は約 23 kg/s で、各ノズルはこの流量で動作範囲の制限をうける。

\* 昭和44年1月25日受付

\*\* 空気力学第一部

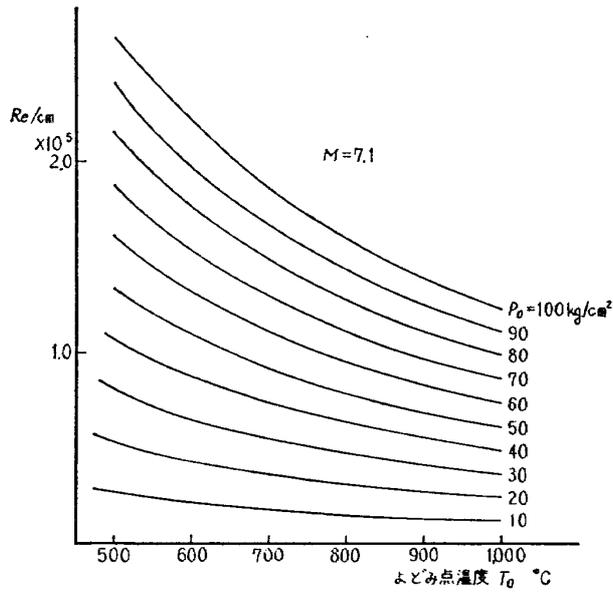


図1 風洞レイノルズ数

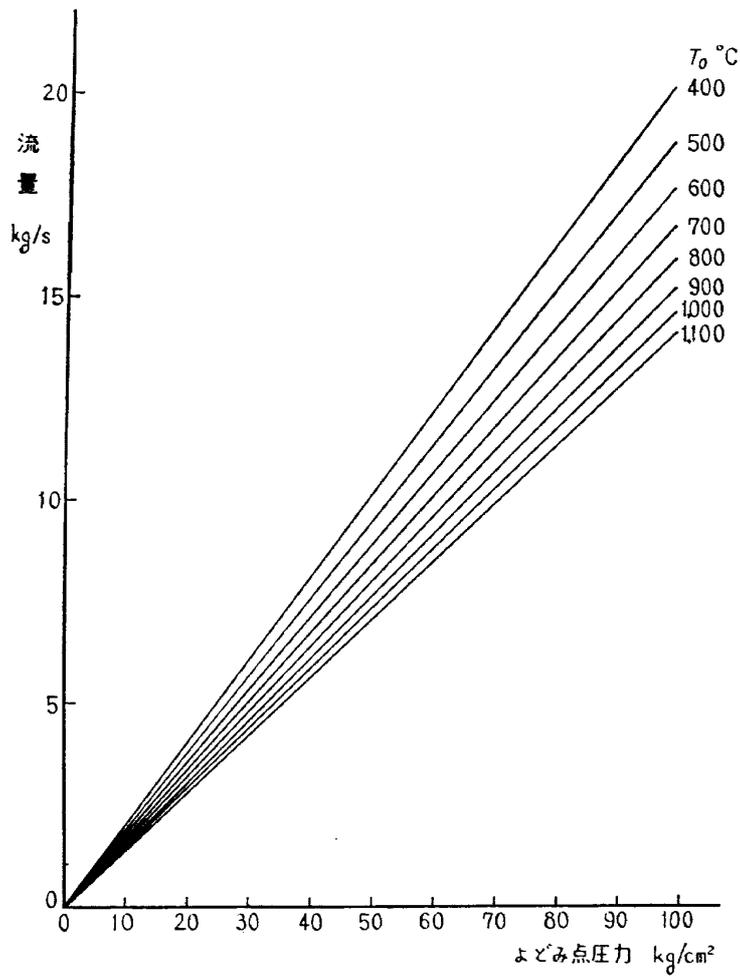


図2 M7ノズル空気流量

図1は M7ノズルについての風洞レイノルズ数と風洞の動作点の関係を示し、図2はよどみ点の条件とノズル空気流量の関係を示したもので、M7ノズルは上記の流量制限にかからないので広範囲の  $T_0, p_0$  に設定できることがわかる。なお図1, 2は後に示す較正した本ノズルのマッハ数7.09を用いて整理した。

本較正試験では主としてつぎのことを調べた。

- (1) ノズル壁面の軸方向のマッハ数分布
- (2) ノズル出口断面内のマッハ数分布と総温度分布
- (3) 測定部, 自由噴流断面内のマッハ数分布と総温度分布
- (4) 主流マッハ数に対するレイノルズ数およびよどみ点温度  $T_0$  による気体の不完全性の影響
- (5) 本ノズルを使用して実験を行なうときの主流マッハ数, 総温度の決定法
- (6) ノズル出口部における境界層排除厚

上記の目的のため、ノズル出口では表1の様な条件で測定を行なった。図1からわかる様に表1の条件はほぼ M7ノズルの流れの全範囲にわたっている。表1のレイノルズ数はノズル出口部主流の条件で整理し、流量は集合筒での条件を用いてスロート部で計算した。

図3はノズル軸方向の静圧孔の位置、およびノズルの形状を示す。

ノズル出口断面内、および自由噴流断面内のピトー圧分布、総温度分布は抵抗線式ひずみ計および C-A

熱電対を検出素子としたプローベを用いて測定した。図4, 図5にピトー管および総温度プローベの詳細を示す。図6はこれらプローベの取付の様子を示したものである。ノズル出口部の測定断面はノズル出口端から5mmノズルの中へはいった面で、自由噴流内の断面はノズル出口端からそれぞれ147mm, 292mmおよび420mm下流側の面である。なおノズル出口端からの距離292mmは測定窓のほぼ中心である。

測定データは本風洞のデータ処理装置を用いて処理した。圧力検出器の出力および C-A 熱電対の起電力は DIGITAL 化して磁気テープに記録し、電子計算機(OKITAC 5090)で計算処理した。データは通風時間中1秒間隔で記録し、計測値は時間に対して圧力および温度の値が、十分定常になった値を用いた。

測定圧力のうちノズル壁圧のような静圧は高いマッハ数になると、非常に低い値になり、測定系の応答性が低下する。したがって限られた通風時間内で正確な圧力測定を行なうために、圧力測定用の配管の較正試験をあらかじめ行なった。試験は測定部から圧力検出器までの長さと同じ長さの、約6mのパイプについて、パイプ入口にノズル静圧孔の径と同じ直径の1mmのオリフィスを設け、また他端には実際の圧力変換器を用いて、応答を調べた。この結果から、圧力検出器系統は、内径3mmの銅パイプが最も応答が早かった。この場合1mmHgから測定圧力30mmHgになるまで

表1 実験条件および測定結果

よどみ点 圧力 $P_0$ kg/cm <sup>2</sup>	よどみ点 温度 $T_0$ °C	マッハ数			測定部 総温度 °C	排除厚 $\delta^*$ mm	Re/cm $\times 10^4$	流量 kg/s	記号
		$(P_{02}/P_0)$ therm perf より求めた	$P_{02}/P_0$ より求めた	$P_s/P_0$ より求めた					
29.56	548	7.08	7.12	7.05	529	24.2	7.54	5.4	●
29.72	780	7.07	7.16	/	744	/	5.11	4.9	⊗
29.56	794	7.06	7.14	7.07	763	23.9	4.96	4.8	○
29.56	811	7.05	7.15	7.07	790	20.3	4.79	4.7	⊙
48.84	590	7.09	7.14	7.10	583	22.9	11.14	8.7	△
48.62	807	7.07	7.17	7.03	798	21.6	7.72	7.7	▲
48.84	869	7.07	7.17	7.06	824	20.2	7.47	7.7	▽
48.96	876	7.06	7.21	/	849	/	7.19	7.6	▼
49.17	969	7.08	7.23	/	948	/	6.27	7.3	△
78.32	515	7.13	7.17	7.15	517	31.0	20.13	14.5	□
78.10	866	7.11	7.21	7.07	867	21.2	11.00	12.1	■
48.18	52	/	/	/	/	/	9.78	/	

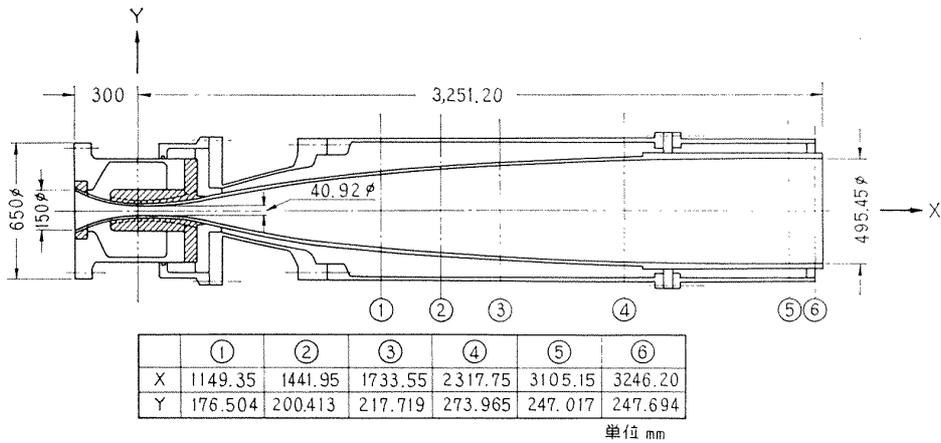


図3 ノズル壁圧孔位置

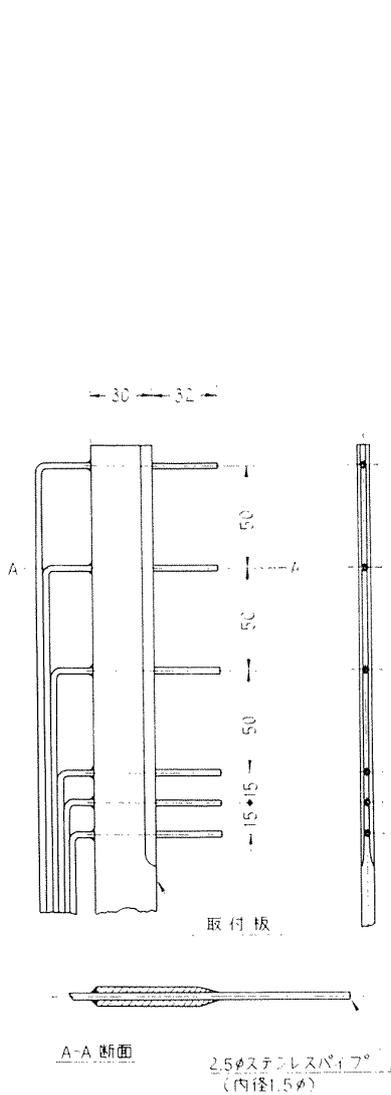


図4 ピトー管詳細図

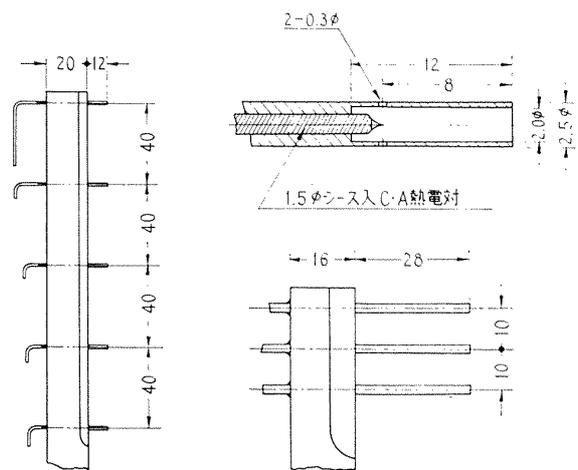


図5 総温度プローベ詳細図

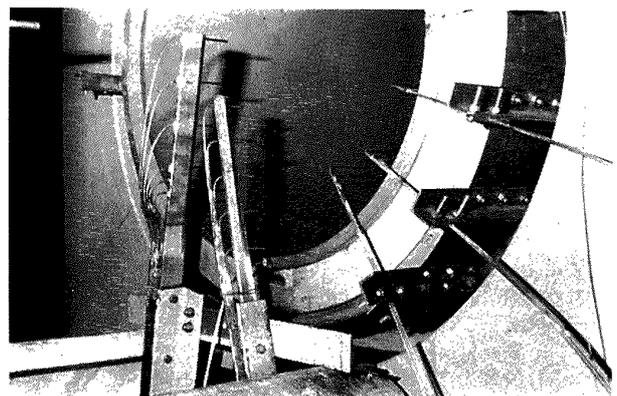


図6 プローベの取付の様子

の時間は約10秒であった。パイプ内径を3mmより細くすると急激に時定数が増加し、また太くしても多少増加することがわかった。よどみ点圧力が29.6kg/cm<sup>2</sup>のとき、主流静圧は約6.2×10<sup>-3</sup>kg/cm<sup>2</sup>であるが、測定圧力中最も低いノズル出口静圧が、初期圧力1mmHgより定常に達するまでの時間は約20秒であった。配管の継目はすべてハンダ付をし、圧力検出器との継目はOリングを用いた袋ナットを使用して、測定圧力の漏えいには細心の注意を払った。

総温度測定用プローベはPratt-Whitney型のものを用いたが、測定結果<sup>9)</sup>によれば、風速が増すにつれて温度回復係数は増加し、風速300m/sで0.98となりほぼ一定になる。それより高速の場合は調べられていないが、M7ノズルの場合、ノズル出口中心の風速は1,200m/s以上、壁から1mmの所でも550m/s以上であり、温度回復係数は0.98から0.99であると思われる。本実験では温度回復係数は1.0として計算している。

なお本風洞では原則として風洞始動時には所要圧力比を得るため、シャ断弁<sup>1)</sup>以降の風洞系は1mmHg以下に減圧されている。したがって圧力検出器に加わる初期圧力は1mmHg以下である。

#### 4. 結果

##### 4.1 ノズル壁軸方向のマッハ数分布

図7はノズル軸方向の壁面でのマッハ数分布を示す。マッハ数はノズル壁静圧 $p_s$ と、よどみ点圧力 $p_0$ の比、

$p_s/p_0$ から等エントロピの流れを仮定して計算した。測定したマッハ数は全体に設計値より高めのマッハ数を示している。点線は空気の飽和点以下で通風した場合で、設計値から大きくはずれているのは空気の液化が生じたためである。

##### 4.2 ノズル出口断面内マッハ数分布、総温度分布

図8はノズル出口断面内のマッハ数分布を、また図9はノズル出口断面内の総温度分布を示す。これらから境界層の厚さはこの試験の範囲内ではいずれも約100mm、温度境界層の厚さは約120mmであることがわかる。したがって一様なマッハ数分布は気流軸を中心として直径300mmの範囲内と考えてよい。

ノズル出口壁の静圧とピトー圧の圧力比 $p_s/p_{02}$ より求めたノズル出口断面内の中心マッハ数は、圧力比 $p_{02}/p_0$ より求めたマッハ数と比べて低い値を示した。文献<sup>4)</sup>によると圧力比 $p_{02}/p_0$ から求めたマッハ数は、圧力比 $p_s/p_{02}$ から求めたマッハ数に比べて誤差が少ない。すなわちよどみ点圧力のノズル軸方向の変化は、測定の結果ほとんどないことが示されているので、ピトー圧 $p_{02}$ は適当なピトー管を用いれば、測定値も静圧に比べて大きく、測定誤差は少ない。一方ノズル静圧は圧力が非常に低く、境界層の排除厚さ等の影響も受けて測定誤差が大きい。したがって境界層内のマッハ数分布は、測定したノズル出口壁静圧を用いずに、次項で述べる気体の不完全性を考慮して、 $p_{02}/p_0$ から求めた中心マッハ数に相当する静圧 $p'_s$ を求め、断面

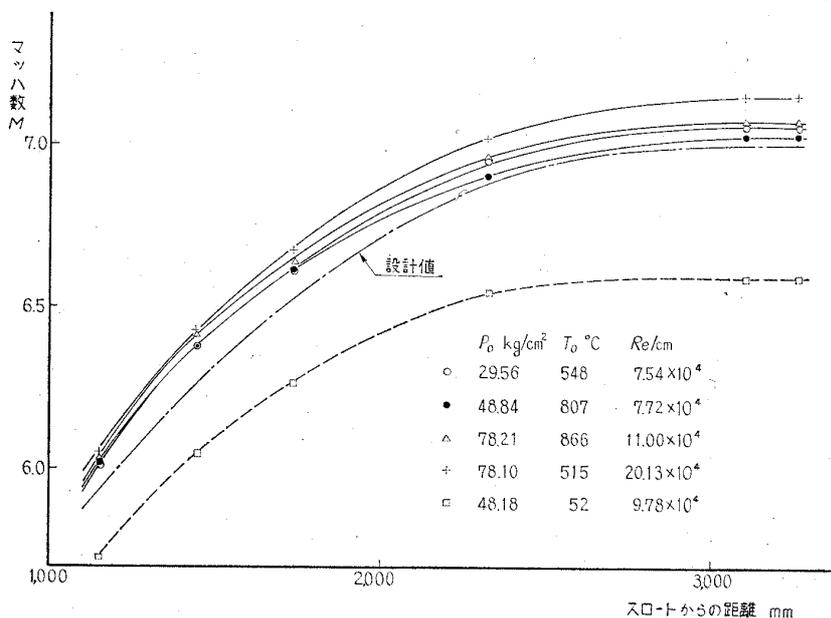


図7 M7ノズル軸方向マッハ数分布

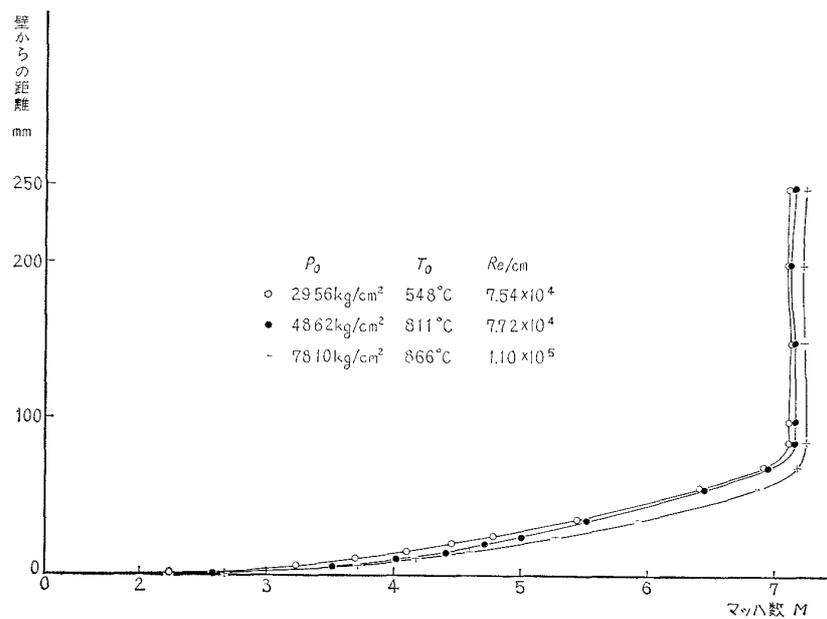


図8 ノズル出口断面マッハ数分布

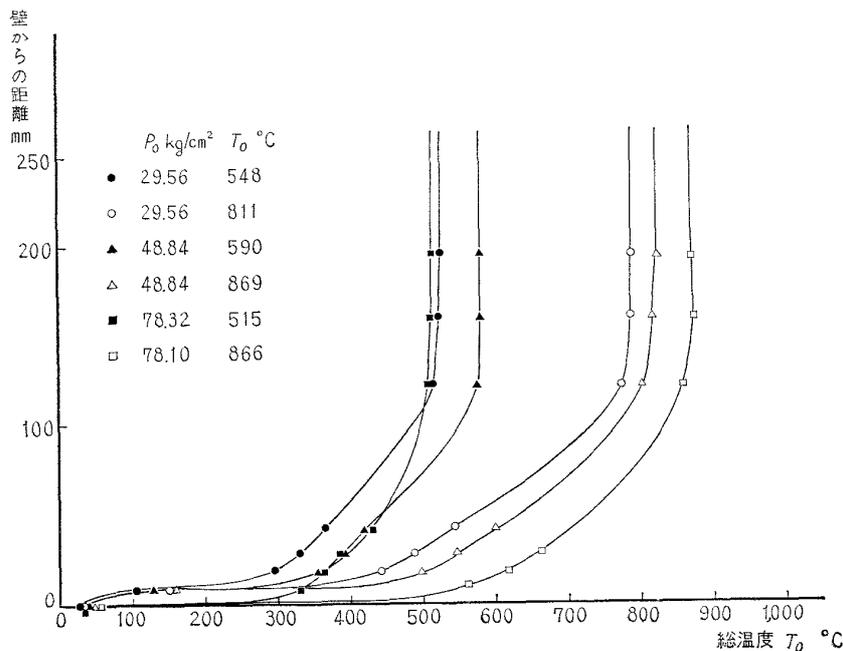


図9 ノズル出口断面マッハ総温度分布

方向に圧力勾配がないとして  $p's/p_{02}$  から求めた。 $p's/p_{02}$ に対する気体の不完全性の影響は、マッハ数、総温度によらずきわめて1に近い。そのため  $p's/p_{02}$  から求めたマッハ数をそのまま用いてよいと思われる。

#### 4.3 主流マッハ数に対するレイノルズ数効果

図10は圧力比  $p_{02}/p_0$  より求めた主流マッハ数と、風洞のレイノルズ数の関係を示す。

図10よりわかるように測定値より直接求めた主流マッハ数は、レイノルズ数のみの関数として表わすことはできない。これは気流のよどみ点温度が高いため、実在気体効果があらわれることに起因する。

気体の不完全性には熱力学的なもの、熱量的なものがあるが、本風洞のような極超音速流に対しては、熱力学的な不完全性よりは、むしろ熱量的な不完全性を考慮しなければならない。すなわち、熱力学的不完全性が、理想気体の状態方程式に影響を及ぼすのは、高圧、低温の場合であって、本風洞の場合、よどみ点状態では圧力、温度共に高く、また測定部では温度、圧力共に低いため、ほぼ流れの全域にわたって、理想気体の状態方程式を仮定しても差支えない。一方気体の熱量的不完全性はよどみ点温度が高くなると、気体分子の内部構造の自由度が励起されてエネルギーを吸収

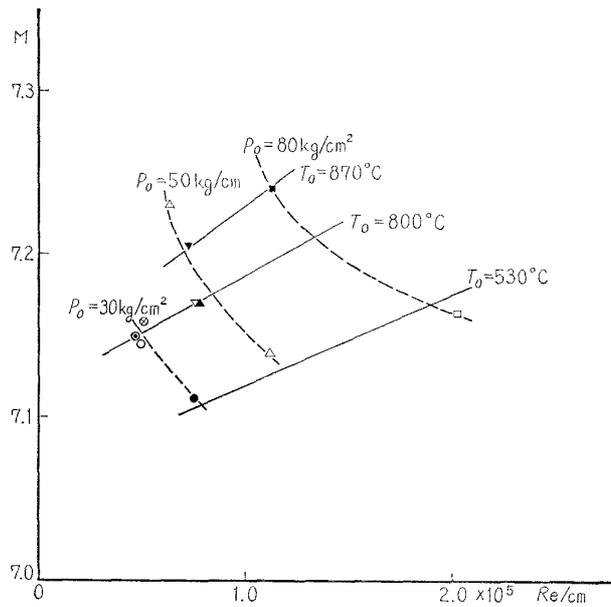


図 10 気体の不完全性を考慮しない時の主流マッハ数に対するよどみ点条件の影響

し、気体の熱容量が変ってくることによって現われる。したがって本風洞のような温度範囲の流れに対しては、2原子分子の振動による比熱の変化のみを考えればよい。さらに高温になると分子の電離、解離による比熱の変化があらわれるが、これはよどみ点温度が 3,000 °K 以上の場合であり、本風洞では考えなくてよい。

2原子分子の比熱比は、熱力学的に完全で、振動による比熱の変化のみを考えた場合、温度の関数として次のように表わされる。

$$\gamma_{therm\ perf} = 1 + \frac{\gamma_{perf} - 1}{1 + (\gamma_{perf} - 1) \left[ \left( \frac{\theta}{T} \right)^2 \frac{e^{\theta/T}}{(e^{\theta/T} - 1)^2} \right]}$$

比熱比  $\gamma$  の温度による変化を考慮した圧力比  $(p_{02}/p_0)_{therm\ perf}$ 、 $(p_1/p_0)_{therm\ perf}$  は、マッハ数と温度比の関係、および衝撃波前後の関係から求まる<sup>5),6)</sup>。

図11は  $M = 7.10$  の場合の圧力比に対する気体の不完全性の影響を示すもので、空気の振動特性温度  $\theta$  は、3550.5 °K として計算した。

図12は圧力比  $p_{02}/p_0$  に対して、上記の気体の不完全性の補正を行なって求めたマッハ数とレイノルズ数の関係で、主流マッハ数はレイノルズ数のみで関係づけられる。

また極超音速流においては、衝撃波の後で静温度の変化が急激に起るため、振動の自由度に伴う熱容量は平衡に達するのに遅れが出てくる。したがってピトー圧とよどみ点圧力からマッハ数を求める場合には、そ

のような緩和現象を考慮する必要がある。衝撃波とピトー管入口の間の距離は、垂直衝撃波後の緩和長さに比べてずっと小さいため、衝撃波の後には気体分子の振動エネルギーの吸収がないとして、比熱比  $\gamma$  は 1.4 と考えてよい。衝撃波後では  $\gamma = 1.4$  として完全気体の場合のピトー圧と静圧の比を用いて、 $p_{02}/p_0$  の補正を行なうことができる<sup>4)</sup>。図11で点線で示したのは、垂直衝撃波後の熱容量の遅れを考慮したときの、ピトー圧とよどみ点圧力の比に対する気体の不完全性の影響を示す。緩和現象を考えない場合に比べて、圧力比で約 1% の違いがある。マッハ数にすると緩和現象を考えない場合より約 0.2% 低い値となるが、実際にはこの影響は無視しても差支えない。

実際の実験では、ピトー圧を測定して圧力比  $p_{02}/p_0$  を求め、これに熱量的不完全性を考慮して、マッハ数を決めるのが望ましい。図12からわかるように、レイノルズ数のマッハ数に対する影響は小さいので、図12に示す本ノズルのレイノルズ数範囲内の最大マッハと最小マッハ数の平均マッハ数 7.09 を用いても約  $\pm 0.5\%$  以内の誤差で実用上ほとんど差支えない。また表 1 からわかるように、圧力比  $p_s/p_0$  の修正しない値から求めたマッハ数を用いても、誤差  $\pm 1.0\%$  以内の良い近似でマッハ数が得られる。

#### 4.4 境界層の厚さおよび設計値との比較

ノズル出口でのピトー圧分布、および総温度分布が測定されているので、境界層の運動量厚さおよび排除

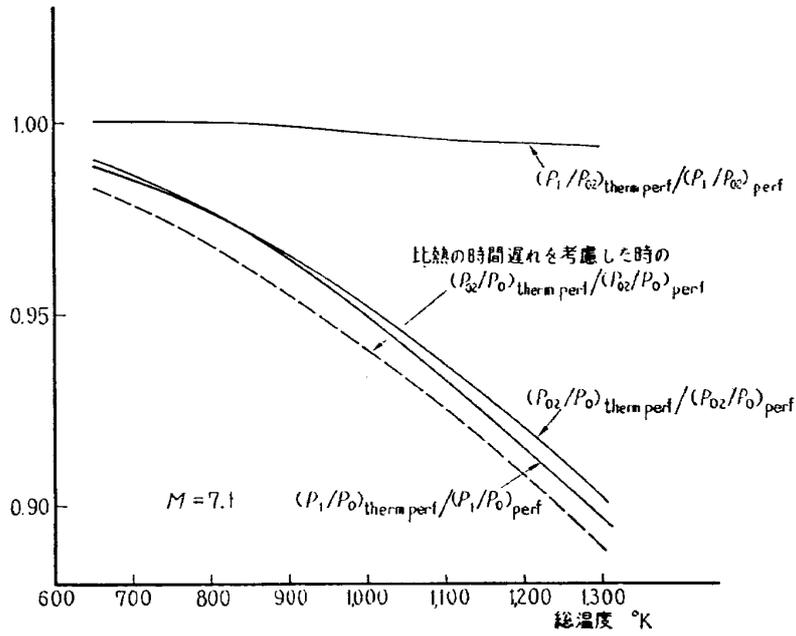


図 11 気体の不完全性の圧力比に対する影響

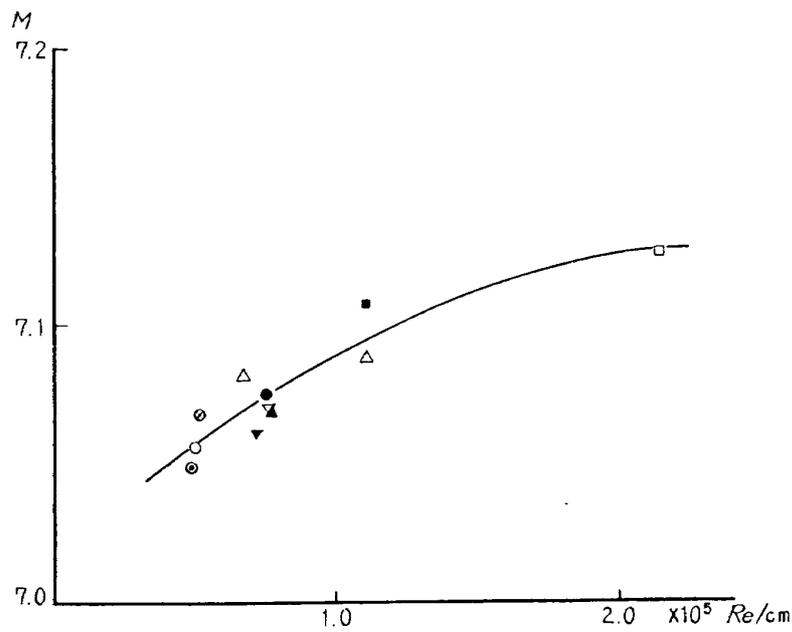


図 12 主流マッハ数に対するレイノルズ数の影響

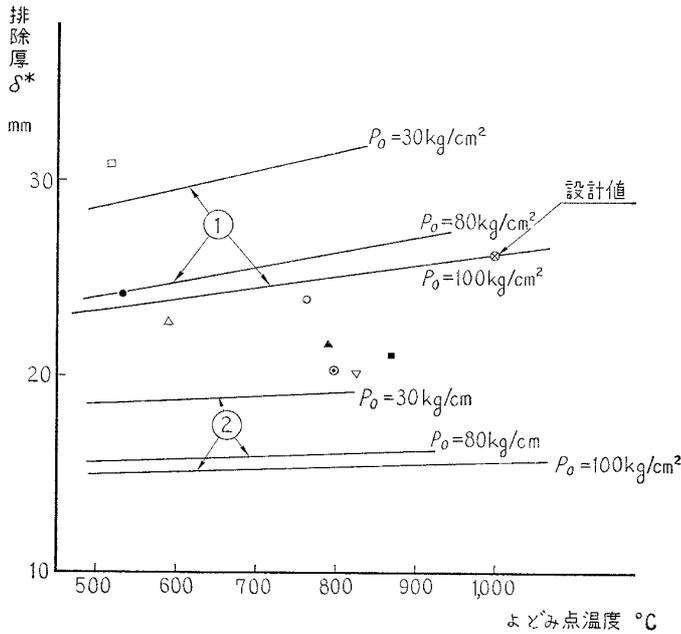


図 13 ノズル出口での境界層の排除厚さ  
①Persh-Lee  
②Reshotko-Tucker

表 2 マッハ数7.10に対する  
空気の飽和点

よどみ点圧力 $p_0$ kg/cm <sup>2</sup>	静 圧 $p$ kg/cm <sup>2</sup>	よどみ点温度 $T_0$ °K	静 温 度 $T$ °K
10.00	0.00221	557.38	50.29
20.00	0.00441	582.42	52.55
30.00	0.00662	598.15	53.97
40.00	0.00883	609.83	55.02
50.00	0.01103	619.20	55.87
60.00	0.01324	627.08	56.58
70.00	0.01544	633.90	57.20
80.00	0.01765	639.93	57.74
90.00	0.01986	645.34	58.23
100.00	0.02206	650.27	58.67

厚さを求めることができる。

本ノズルの形状は、ノズル出口でマッハ数が7.0になるように、特性曲線法により計算した非粘性の形状に、境界層の補正を行なって決められている<sup>7),8)</sup>。本ノズルの境界層の補正は、よどみ点圧力 100 kg/cm<sup>2</sup>、よどみ点温度 1,000°C に対して、Persh-Lee の方法<sup>9)</sup>により排除厚さの補正が行なわれている。これによると設計排除厚さは出口で 26.723mm であるが、この厚さは実際の厚さより厚いため、実際の主流マッハ数は 7.0 より高目に出ている。

図13はよどみ点の条件を変えて Persh-Lee の方法および Reshotko-Tucker の方法<sup>10)</sup>から求めたノズル出口での排除厚さ、および測定した排除厚さを示す。これから、Reshotko-Tucker の方法と Persh-Lee の方法の中間の厚さが、ノズル設計にあたって適切な排除厚さであると思われる。

#### 4.5 測定部自由噴流断面内のマッハ数分布、および総温度分布

図14, 図15にノズル出口から下流側にそれぞれ 147 mm, 292mm, および420mm における断面内のマッハ数分布, 総温度分布を示す。ノズル出口から292mmの断面はほぼ測定窓の中心である。マッハ数はノズル出口断面内のマッハ数分布と同様にして求めた。自由噴流においても、ノズル出口断面と同じように、一樣流の範囲は気流中心のマッハ数で直径 300mm, 総温度で 260mm の範囲であることがわかる。自由噴流の境界でのマッハ数分布, 総温度分布は下流へ向かうにし

たがい形が変わるが、主流のマッハ数, 総温度は、ノズル出口部の境界層より少し主流部に入った所のピトー圧, 総温度と比較して、ほとんど変らなかつた。したがってノズル出口から下流へ 420mm までの自由噴流中においても、一樣流の範囲, およびマッハ数, 総温度はノズル出口と変らないと見なしてよい。

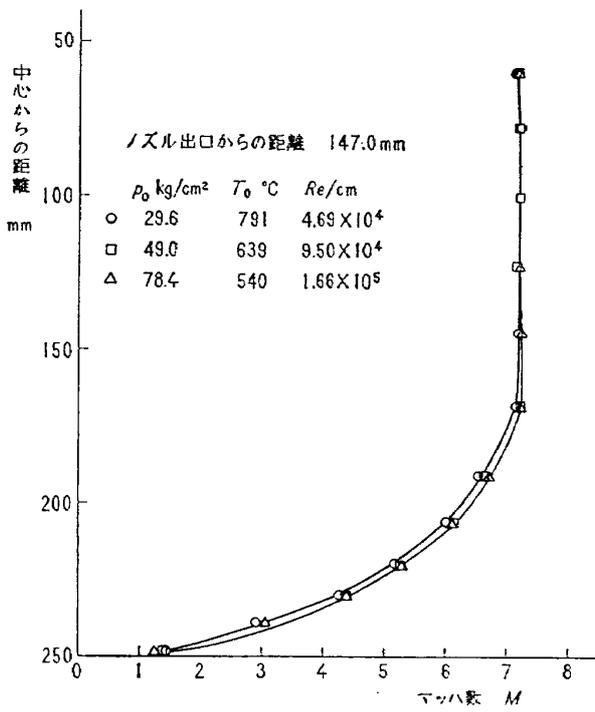
#### 4.6 その他

本風洞は間欠吹出式風洞のため、貯気槽の容量による制限, および真空槽容量による気流確立のための圧力比の制限によって、通風時間が限定される。したがって風洞試験のプログラムを定める上、各ノズルの通風条件について、通風時間をあらかじめ推測しておく必要がある。M7 ノズルの場合、超音速拡散胴（第二スロート）の直径が 470mm の場合、気流ブレイク時のよどみ点圧力と真空槽圧との比は実験から96~97である。また通風時間は、真空槽圧を十分低く 0.001kg/cm<sup>2</sup> 以下にした場合、60秒から70秒である。また同じよどみ点圧力の場合、よどみ点温度の高いとき、すなわち空気流量の少ないときの方が通風時間が長い。

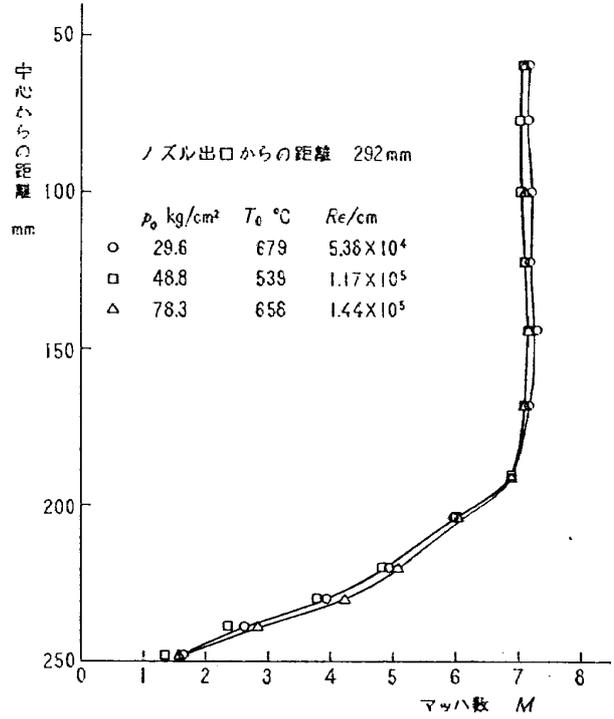
風洞レイノルズ数を増すため、よどみ点圧力を高く、よどみ点温度を低くしていくと、ノズル出口の静圧, 静温度が空気の飽和点を越えて液化が起る。表2にマッハ数7.10のときのよどみ点圧力  $p_0$  に対する液化の起るよどみ点温度を示す。この値は Clapeyron-Clausius の式に Furukawa-McCosky<sup>11)</sup>の実験値を用いた式

$$\ln p = 810.767/T + 16.6045$$

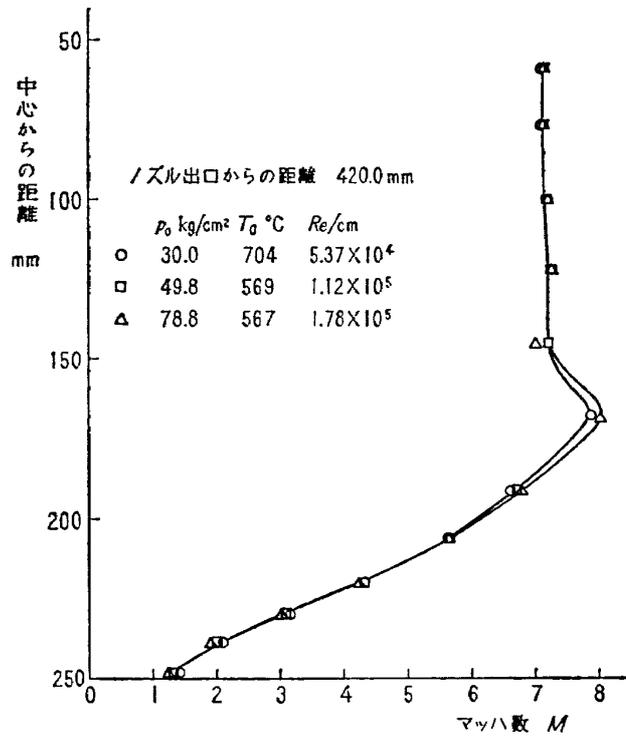
を使って計算した。単位は  $p$  mmHg,  $T$  °K である。



(a)

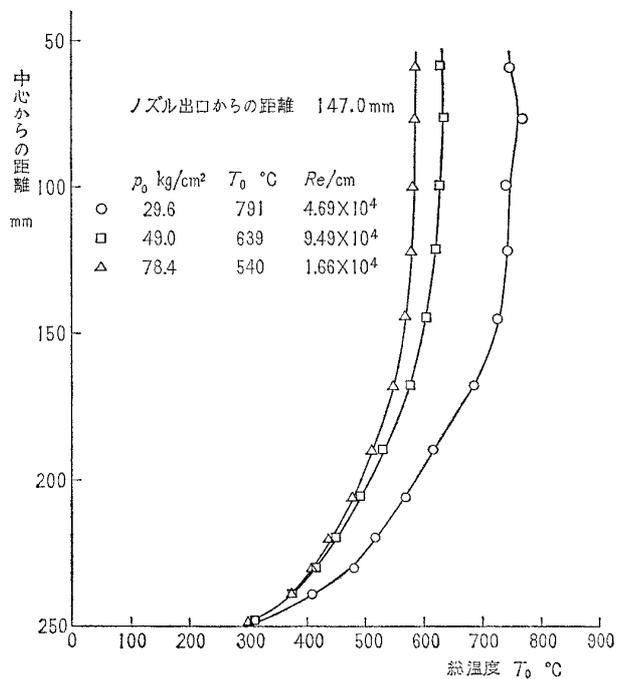


(b)

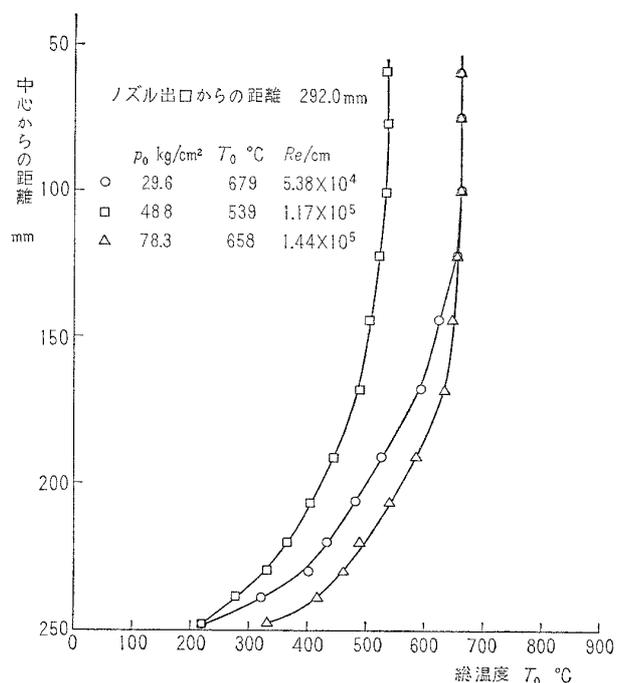


(c)

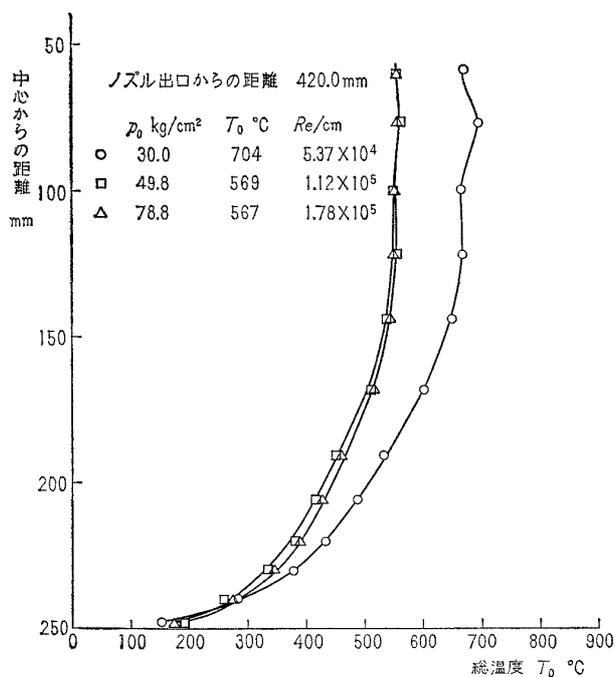
図 14 自由噴流断面のマッハ数分布



(a)



(b)



(c)

図 15 自由噴流断面の総温度分布

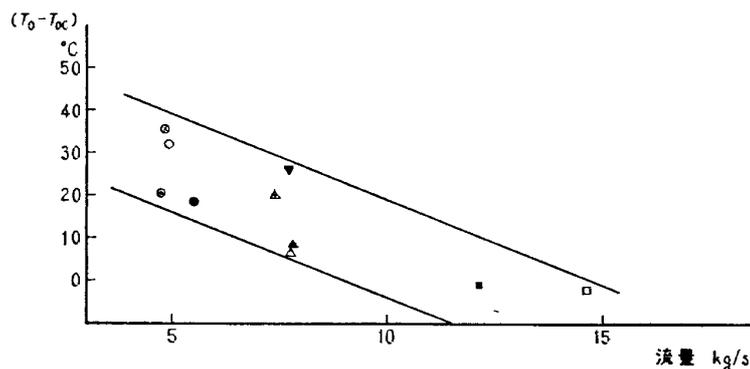


図 16 集合筒—ノズル出口総温度差

M7ノズルの場合、飽和点はよどみ点圧力100 kg/cm<sup>2</sup>のときでも、総温度にして383.8°Cで計画通風条件内では問題はない。しかしM9, M11ノズルの場合、よどみ点圧力を高くすると、液化を防ぐには、非常に高いよどみ点温度が必要となる。特にM11ノズルの場合、風胴の操作上、過飽和現象を調べる必要がある。

集合筒のよどみ点温度とノズル出口の総温度との間には、ノズル部での水冷却により熱損失がある。しかし空気流量が大きければ温度損失の比率が少なくなるから、温度差は空気流量によって変る。図16に集合筒とノズル出口間の温度差と流量の関係を示す。この差は流量の少ない5 kg/sのときで約30°C、10kg/sではほとんどなくなる。したがって測定部主流の総温度は実用上集合筒のよどみ点温度を採用してもほとんどさしつかえない。

## 5. むすび

航空宇宙技術研究所の極超音速風胴のM7ノズルについて較正試験を行なった結果、ノズル出口断面内のマッハ数分布は中心の約300 mmの範囲で一様な分布が得られた。主流マッハ数は気体の不完全性の補正を行なうとレイノルズ数のみによって変り、7.05から7.13の範囲であった。総温度分布も中心より半径260 mmの範囲で一様であった。

またノズル出口より420 mmまでの測定部自由噴流においても一様流の範囲、および主流のマッハ数、総温度はノズル出口と変らなかった。

ノズル出口での境界層の排除厚を求めた結果、設計に用いたPersh-Leeの方法によるものより薄く、Reshotko-Tuckerの方法から求めたものよりは厚いことがわかった。

主流マッハ数および総温度を決めるには、ピトー圧および総温度を流れの適当な場所で測定して、気体の

不完全性を考慮して、圧力比  $(p_{02}/p_0)_{therm\ perf}$  を修正して用いるのが望ましいが、実用上マッハ数についてはレイノルズ数の影響を無視して、マッハ数7.09としても、M7ノズルの使用レイノルズ数範囲内のマッハ数に対して、±0.5%内の誤差ではほとんどさしつかえない。また主流総温度については集合筒の温度を用いてもさしつかえないことがわかった。

最後に、ノズル境界層補正計算のための大型計算機プログラムに関して毛利浩室長にお世話になった。ここにお礼申し上げる。

## 参考文献

- 1) 極超音速風胴建設グループ；50 cm 極超音速風胴の計画と構造，航技研報告 TR-116 (1966/6)。
- 2) 橋爪宏，橋本登；極超音速風胴ペブル加熱器の特性，航技研資料 TM-112 (1967/8)。
- 3) Hottel, H. C., Kalitinski, A; Temperature Measurements in High Velocity Air Streams, J. Appl. Mech. 12, A-25 (1945)。
- 4) Hill, J. A. F., Baron, J. R., Shindel, L. H., Markham, J. R.; Mach Number Measurements in High-Speed Wind Tunnels, AGARDograph 22, (1956)。
- 5) Ames Reseach Staff; Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA TR 1135 (1953)。
- 6) Eggers, A. J. Jr.; One Dimensional Flows of An Imperfect Diatomic Gas, NACA TR 959, (1950)。
- 7) 長洲秀夫；極超音速風胴ノズルの境界層補正について，航技研資料 TM-34 (1964/5)。
- 8) 毛利浩；気体の不完全性を考慮した極超音速風胴ノズルの設計計算法，航技研資料 TM-37 (1964/5)。
- 9) Persh, J.; A Theoretical Investigation of Turbulent Boundary Layer Flow with Heat Transfer at Supersonic and Hypersonic Speeds, NOL NAVORD Rep. 3854 (1955)。
- 10) Reshotko, E., Tucker, M.; Approximate Calculation of Compressible Turbulent Boundary Layer with Heat Transfer and Arbitrary Pressure Gradient, NACA TN 4154 (1957)。
- 11) Furukawa, G. T., McCosky, R. E.; The Condensation Line of Air and Heats of Vaporization of Oxygen and Nitrogen, NACA TN 2969 (1953/6)。

TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川 鉉一, 遠藤 修司
TM-136	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井 暎一, 飯田宗四郎 高木 俊朗, 安藤 泰勝 菊地 孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	堀 武敏, 越出 慎一 林 洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内 和之, 野原 利雄 飯田宗四郎
TM-140	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究 (II)	1968年7月	犬丸 矩夫, 北村 清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤 博, 坂口 一 八山 優, 高森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究 (III)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高橋 侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川 隼人, 石黒登美子 山本 浩通
TM-146	双発STOL機の飛行試験 (実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年8月	幸尾 治朗, 岡 遠一 塚野 雄吉, 鎌田 幸男 小野 孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢 政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL 機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村 博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 (フラッタ解析法の研究 その1)	1968年12月	市川 輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檜崎 哲二, 中野 富雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験 (I)プロペラ付き	1969年2月	広末 健一, 高橋 宏
TM-154	FA-200 改機の風洞試験 (II)高揚力装置付き	1969年2月	広末 健一, 高橋 宏

注：欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料155号

昭和44年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話 武蔵野三鷹(0422)44-9171 (代表) 182

印刷所 一誠社総合印刷株式会社  
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

---

