

UDC 533.6.071.4:
533.6.011.55

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-192

極超音速風洞 M9 ノズル 較正試験

長洲秀夫・橋本登
穂積弘一・松崎貴至

1971 年 1 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

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I—	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	楠崎哲二, 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, 坂井紀穂 高橋 宏, 綿貫忠晴
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, 木村友昭 高橋 宏, 綿貫忠晴
TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川隼人, 丸山治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中 正夫, 山本芳樹 大石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村博史, 藤枝郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲秀夫, 吉沢 昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究 (II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木邦男, 田丸 卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定 (I)	1969年9月	藤森義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラSTOL機の動安定風洞試験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1966年10月	別府護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 斎藤 隆 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I) —冷却フィルムプローブによる法—	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR-エンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備による航空計器の氷結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA-200 改機の動安定微係数	1970年4月	遠藤 浩, 林 良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正文 西 武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16.31D型ロケットの研究試作	1970年5月	五代富文, 近藤洋史 中井暎一, 田畑浄治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侔
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤 羊二

極超音速風洞 $M9$ ノズル校正試験*

長洲 秀夫** 橋本 登**
穂積 弘一** 松崎 貴至**

On The Aerodynamic Performance of $M9$ Nozzle of NAL Hypersonic Wind Tunnel

By Hideo NAGASU, Noboru HASHIMOTO, Kōichi
HOZUMI and Takashi MATSUZAKI

A hypersonic wind tunnel having a 50cm diameter test section has been in operation in the National Aerospace Laboratory. In order to determine the aerodynamic characteristics of $M9$ nozzle, the static pressure distribution along the nozzle wall, total pressure and total temperature profiles across the test section at various streamwise stations were measured.

Making correction due to the real gas effect on the Mach number, the Reynolds number dependency of Mach number were determined. Condensation studies were also made and a certain degree of supersaturation was noticed. From these measurements, the flow field of the test section and the relation between stagnation condition and test section flow, which is necessary for various kinds of wind tunnel testing, were determined.

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所の吹出し吸込み式極超音速風洞の $M9$ ノズルの校正試験結果を報告する。

風洞試験において信頼性のある実験を行なうためには、正確なマッハ数を、また模型の形状、大きさ等の選定のために一様流の得られる範囲などをあらかじめ知っておく必要がある。ピトー圧等からマッハ数を決める場合には、よどみ点温度が高く、マッハ数が大きくなると、気体の不完全性の効果が現われて来るので、その効果を考慮してマッハ数等を決めなければならない。また、主流マッハ数は風洞レイノズル数によっても変化するため、あらかじめそのような効果を調べておく必要がある。またマッハ数9のような高速の気流になると、よどみ点温度を高くしないと、集合筒よどみ点から測定部までの静温度の降下が著しく、空気の液化点を越えて液化が起る。液化が起れば、気流の等エントロピ性は失なわれて、意義のあるデータは得られなくなる。それをさけるためには、よどみ点

温度を十分高温にして、膨張しても液化温度より低くならないようにしなければならない。しかし、あまり加熱温度を高くすることは不可能であるし、また必要以上に加熱器の温度を上げることは加熱器の消耗を早めることになり、燃料も不経済である。したがって、適切な加熱を行なって気流の液化を避けることが風洞の操作上からも必要である。さらに気流の静温度が飽和温度より低くなっても液化を起さず、過飽和状態 (Supersaturation) でさらに膨張し続ける場合がある。過飽和の割合が大きければ、加熱温度を下げることで、レイノズ数のより高い実験を行なうことができる。本校正試験はこのような目的で、この風洞の $M9$ ノズルについて、気流の諸特性を調べるために実験を行なったものである。

2. 記 号

M : マッハ数
 Re : 1 cm に対するレイノズル数 1/cm
 p : 静圧 kg/cm² abs
 p_s : ノズル壁静圧 kg/cm² abs
 p_{02} : ピトー圧 kg/cm² abs

* 昭和45年11月9日受付

** 空気力学第一部

p_o' : 総圧比 p_{o2}/p_o から気体の不完全性を考慮して求めた主流マッハ数に対する静圧

kg/cm² abs

p_o : よどみ点圧力 (集合筒圧力) kg/cm² abs

T : 空気静温度 °C

T_o : よどみ点温度 (集合筒温度) °C

T_{oc} : 測定部主流の総温度 °C

T_t : 気流の総温度 °C

ΔT_o : 集合筒とノズル出口の間のよどみ点温度差 °C

θ : 空気の振動特性温度 °K

γ : 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

perf: 熱力学的にも熱量的にも完全な条件

therm perf: 熱力学的には完全であるが熱量的には不完全な条件

3. 風洞および実験

本風洞は測定部直径 50cm 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。本風洞では、よどみ点圧力 p_o は圧力制御装置によって、10~100kg/cm² の範囲で設定できる。よどみ点温度 T_o 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。風洞の詳細な構造、設計等、ペブル加熱器の特性および M7 ノズルの特性についてはすでに報告されている^{1),2),4)}。

図 1 は M9 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す。一点鎖線は空気の飽和曲線で、それより左側の領域では、Supersaturation により液化しない場合もあるが、液化の起り得る領域である。図 2 はよどみ点条件とノズル空気流量の関係を示したものである。M9 ノズルでは流量は非常に少なくなる。なお図 1, 2 では後に示す校正した本ノズルのマッハ数 9.35 を用いた。

本校正試験では主として次のことを調べた。

- (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よどみ点温度分布
- (3) 測定部自由噴流断面内のマッハ数分布とよどみ点温度分布
- (4) 総圧比 p_{o2}/p_o に対するよどみ点温度 T_o による気体の不完全性の影響、および主流マッハ数に

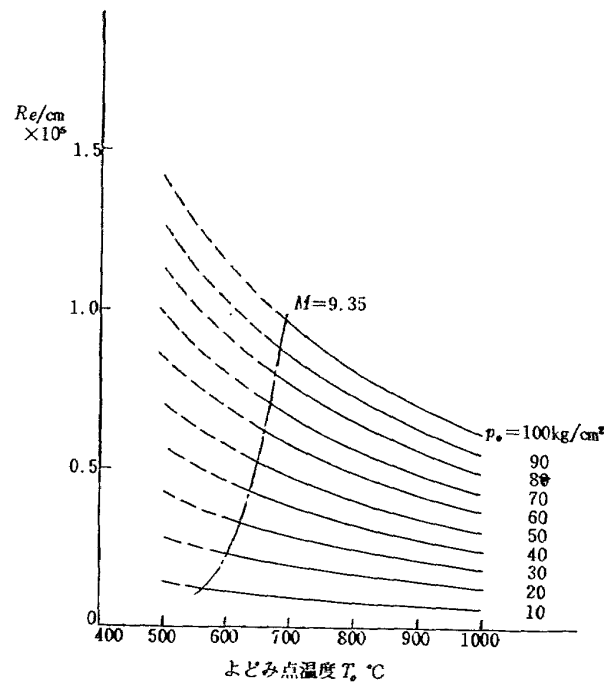


図 1 集合筒よどみ点条件と風洞レイノルズ数

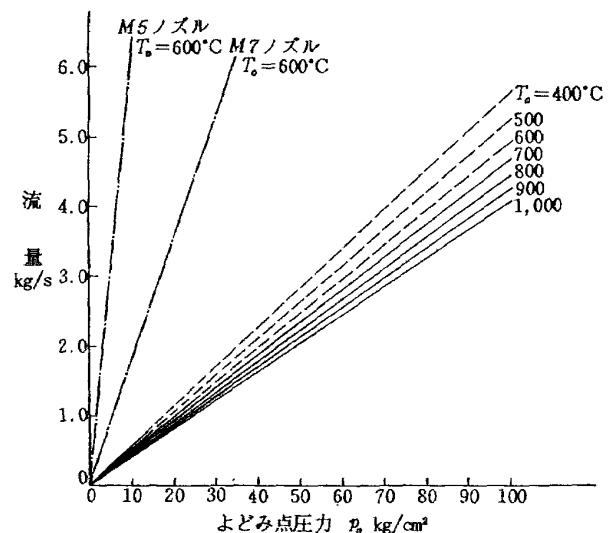


図 2 M9 ノズル空気流量

対するレイノルズ数の影響

(5) 主流の液化、過飽和現象とよどみ点条件との関係

(6) ノズル出口部における境界層の排除厚さ

上記の目的のため、ノズル出口および各測定断面において、よどみ点圧力 40, 65, 90kg/cm² について、よどみ点温度を 600°C ~ 800°C の範囲で変えて測定を行なった。

図 3 に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。

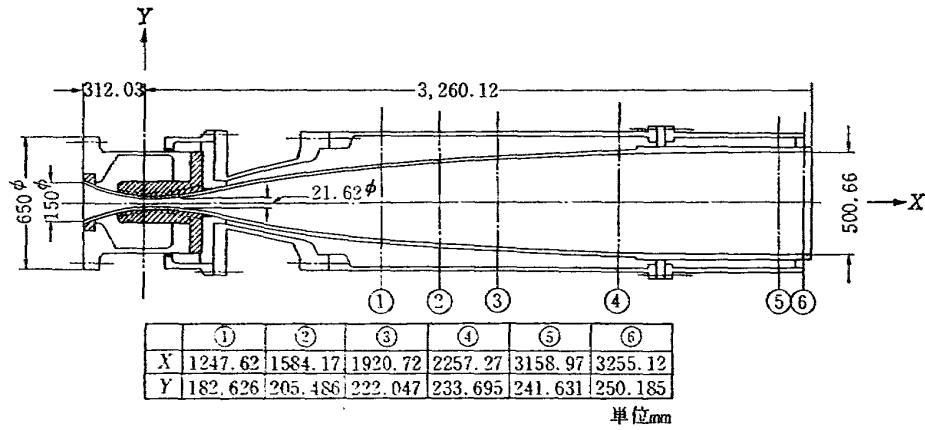


図3 ノズル壁圧孔位置

気流の測定断面は、ノズル出口部ではノズル出口端から5mmノズルの中へはった面であり、自由噴流内では、ノズル出口端からそれぞれ150mm, 280mm, 420mm 下流側の面である。

図4, 5にピトー圧プローブおよび総温度プローブの図を示す。総温度プローブの検出素子にはC-A熱

電対を用いた。

測定データの処理には本風洞付置のデータ処理装置を用いた⁸⁾。測定値の扱いそのほか測定についての詳細はM7ノズルの校正⁴⁾と同じである。M9ノズルではM7ノズルと比べて測定圧力が約5分の1に低くなるため、圧力変換器をノズルの近くや、風洞測定部の近くに置いて圧力配管の長さを短かくして測定系の応答を早めた。応答時間は、内径3mm, 長さ3~4mの銅パイプで、初期圧力は1mmHg以下として、ピトー圧で5秒, ノズル静圧の場合40秒である。なお総温度プローブの回復係数は1.0として扱っている。

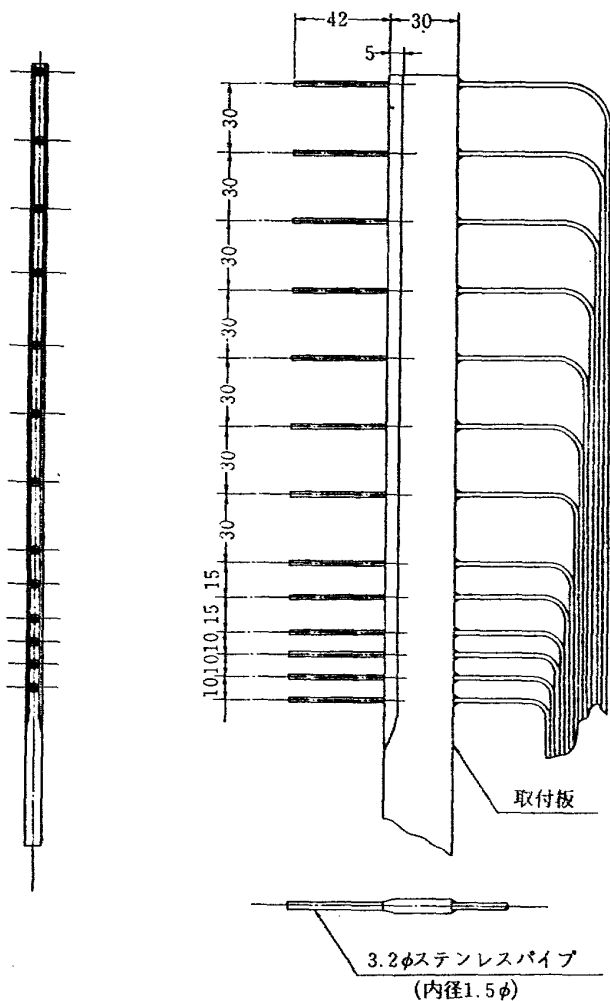


図4 ピトー管詳細図

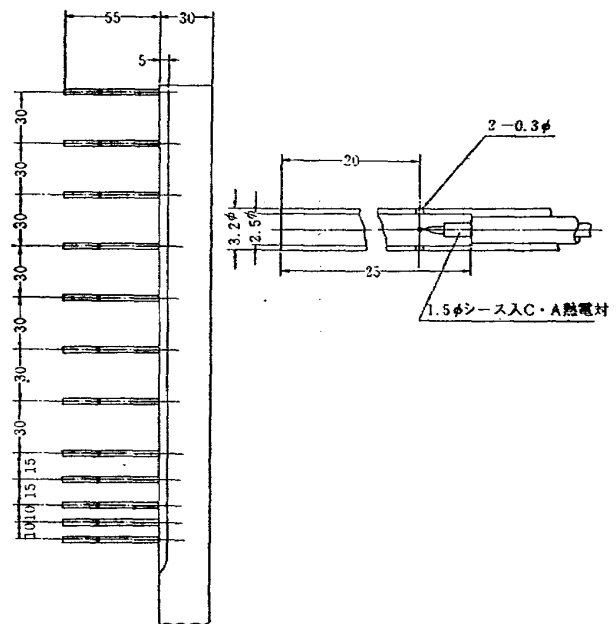


図5 総温度プローブ詳細図

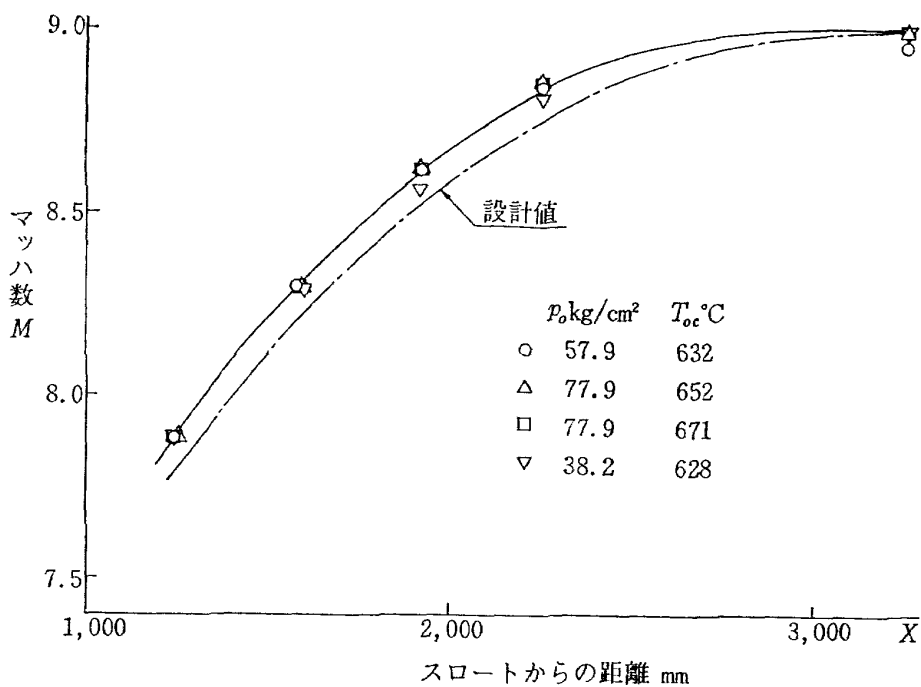


図 6 M9ノズル軸方向マッハ数分布

4. 結 果

4.1 ノズル壁面上のマッハ数分布

図6はノズル壁面上のマッハ数分布を示す。マッハ数はノズル壁静圧 p_s と集合筒よどみ点圧力 p_0 との比、 p_s/p_0 から等エントロピの流れを仮定して求めた。測定したマッハ数は設計値より高めのマッハ数を

示している。ノズル出口部でのマッハ数は後に示すピトー圧とよどみ点圧から求めた主流のマッハ数より低い値を示している。

4.2 ノズル出口断面内マッハ数分布と総温度分布

図7はノズル出口断面内マッハ数分布をまた図8は

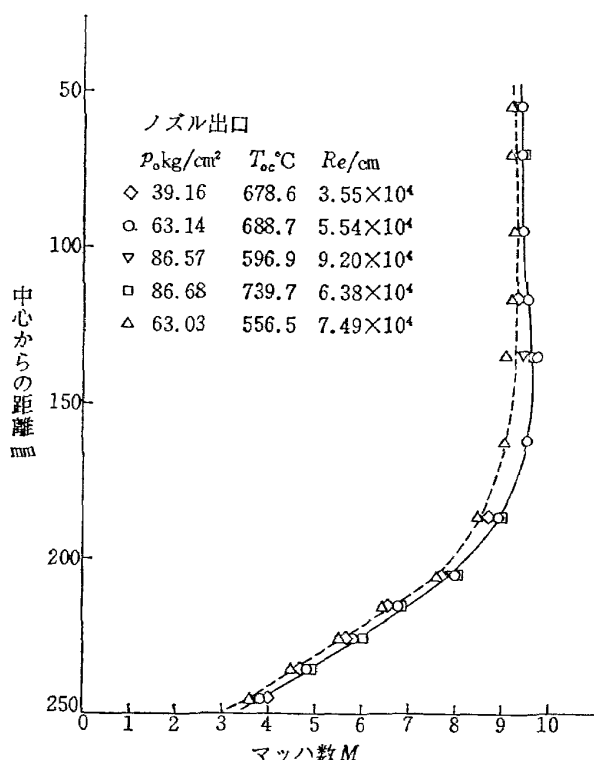


図 7 ノズル出口断面内マッハ数分布

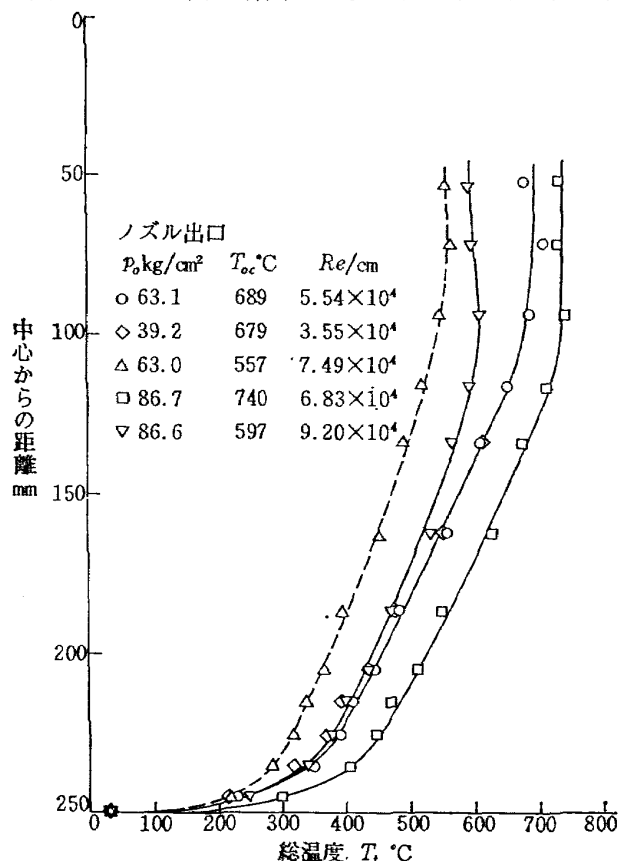


図 8 ノズル出口断面内総温度分布

ノズル出口断面内の総温度分布を示す。主流部のマッハ数は圧力比 p_{02}/p_0 に気体の不完全性の影響を修正して求めた。境界層内のマッハ数分布は、気体の不完全性を考慮して求めた中心マッハ数に相当する p_s' を求め、断面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図11からわかるようにきわめて1に近いので、 p_s'/p_{02} から求めたマッハ数をそのまま用いた。

図7からわかる様に境界層の縁で、マッハ数の overshoot がある。このため一様流の範囲の大きさを決めにくい。ここでは次の様な方法⁵⁾ で決めた。すなわち乱流境界層の外側の部分は wake の形状に似た流れであると仮定して、Schlichting (Ref. 6, p.692) が与えた単体の後の二次元 wake の速度分布に対する解から次の様な関係があるとして、

$$(1-u/u_e)^{1/2} = \text{Constant} [1-(y/\delta)^{5/2}]$$

$(1-u/u_e)^{1/2}$ と $y^{3/2}$ をプロットすると境界層の外側で直線となり $(1-u/u_e)^{1/2} = 0$ の所の y の値が境界層の厚さ δ であるとした。ここで y はノズル壁から垂直方向の距離 (単位mm) である。図9にその関係を示す。ほかの方法で決めた厚さに較べこの方法で決めた厚さが一番厚くなるようである⁵⁾。図9より境界層の厚さ δ は170mm から178mm である。したがって一様なマッハ数分布は気流軸を中心として、約直径160mm の範囲である。一様な総温度分布は、図8からわかるように、気流軸を中心にして 150mm の範囲である。

図7, 8の点線は液化を起している場合のマッハ数分布、総温度分布で、マッハ数分布は、液化を起していない場合と同じ取扱いをしてピトー圧から求めたものである。境界層のはじで見かけ上 overshoot がなくなっているような分布をしている。

上記で求めた δ を用いて、 y/δ と u/u_e の関係を示したのが図10である。実線は $u/u_e = (y/\delta)^{1/8}$ と $u/u_e = (y/\delta)^{1/9}$ を示す。これから、ノズル出口ではノズル境界層は 1/8 乗~1/9 乗の乱流境界層の速度分布をしていることがわかる。

4.3 主流マッハ数に対するレイノルズ数効果

本風洞のようにマッハ数が高く、よどみ点温度が高い風洞では、気体の不完全性の効果が現われて、マッハ数に対するピトー圧とよどみ点圧力の圧力比等は、理想気体と考えた場合と違ってくる^{7),8)}。したがって、このような場合には、ピトー圧とよどみ点圧力からマッハ数を決める場合、気体の不完全性の補正を行なってマッハ数を決めなければならない。

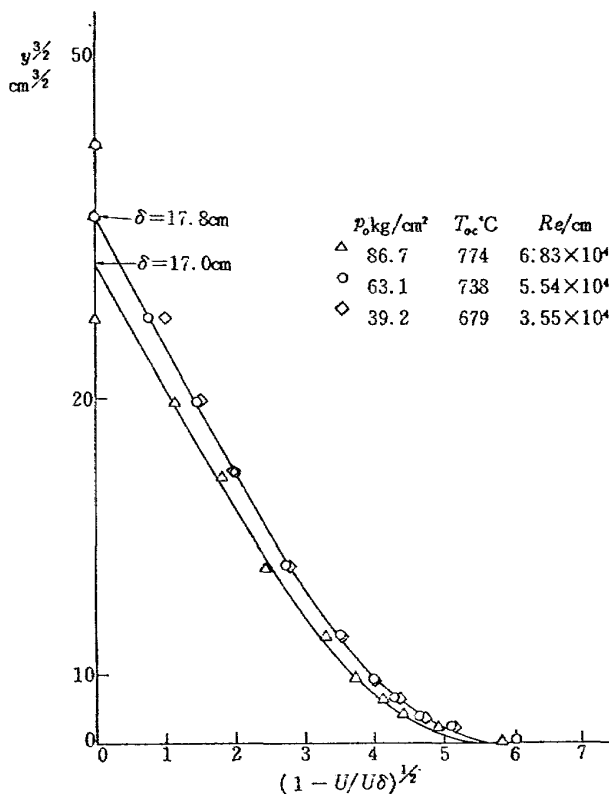


図9 境界層外側の速度分布

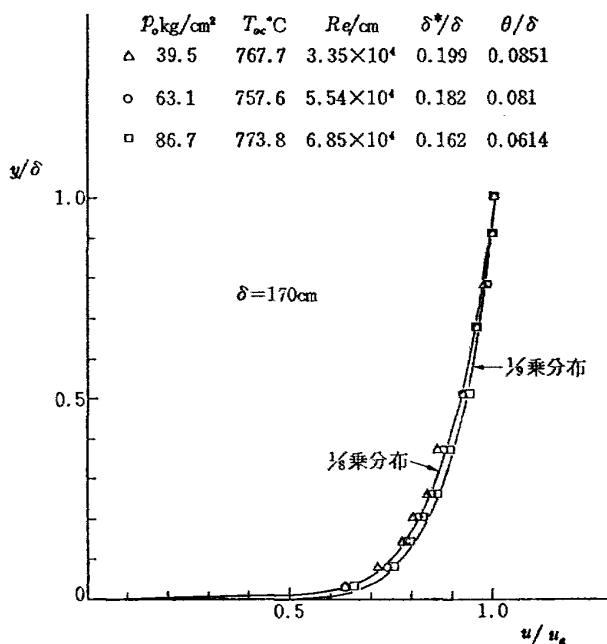


図10 ノズル出口境界層速度分布

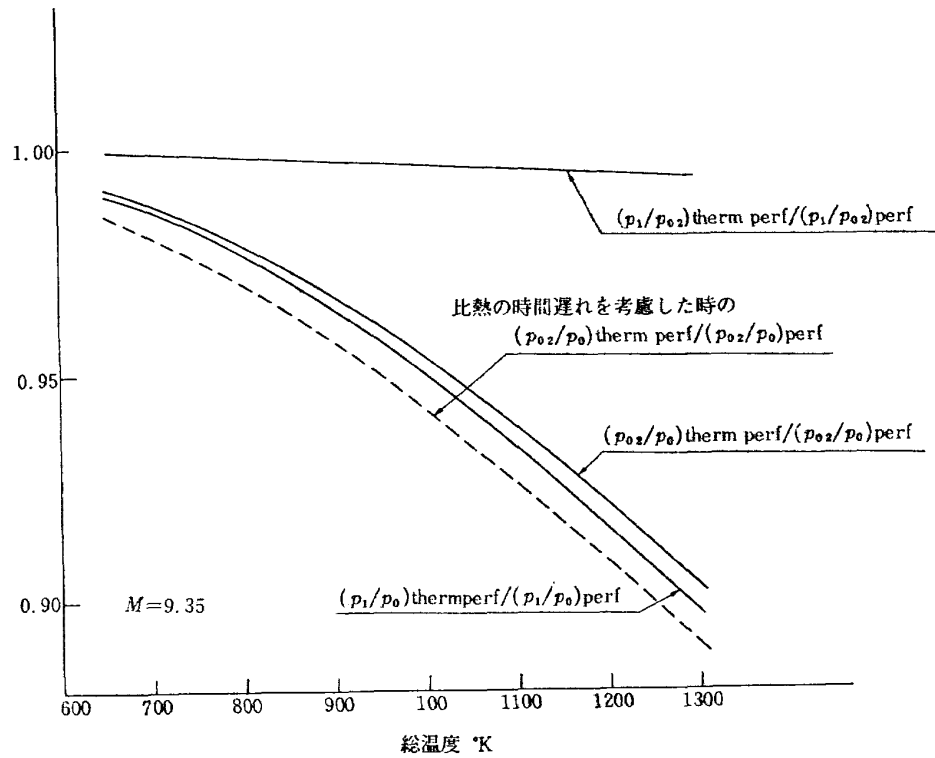


図 11 気体の不完全性の圧力比に対する影響

図 11 はマッハ数 9.35 の場合の圧力比に対する空気分子の振動自由度の励起による不完全性の影響を示したもので、空気の振動特性温度は $3,550.5^{\circ}\text{K}$ として計算した。ピトー圧に対しては、上記の気体の不完全性による影響のほか、衝撃波後の静温度が急激に変わるため、熱容量の遅れによる緩和現象が問題になる。図 11 で実線で示した $(p_{02}/p_0)_{\text{therm perf}}/(p_{02}/p_0)_{\text{perf}}$ はピトー管の衝撃波の後の静温度に対してすぐに比熱比 γ が追従した場合 (Equilibrium) の総圧比の修正係数で、点線は衝撃波後の比熱比 γ が衝撃波前の比熱比 $\gamma=1.4$ と同じとした場合 (Frozen) の値である。実際は両者の中間の状態にあるが、衝撃波後の緩和長さがピトー管と衝撃波の間の距離にくらべてずっと長いので^{9),10)}、Frozen の場合に近いと思われる。実際の計算の上ではどちらを用いてもあまり変わらないが、ここでは実際に近い、Frozen の場合としてピトー圧を修正している。

図 12 は不完全性を考慮して p_{02}/p_0 から求めたマッハ数と風洞レイノルズ数との関係を示す。マッハ数は、液化が起きていない時は、レイノルズ数がまずに従って、マッハ 9.3 から 9.4 の間で変ることがわかる。液化を起している時のピトー圧から、液化を起していない時と同じようにマッハ数を求めると、液化を起していない時と比べて低いマッハ数を示している。

実際の実験では、ノズル出口主流で測定したよどみ

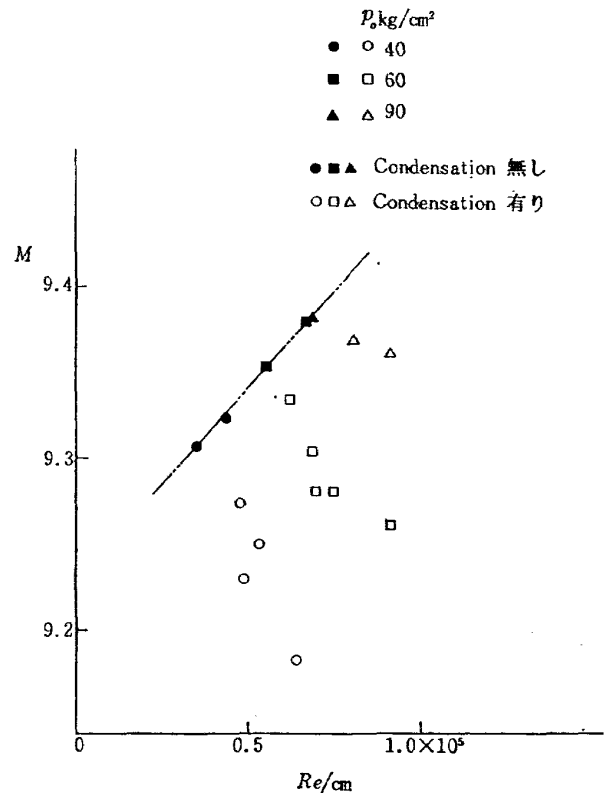


図 12 主流マッハ数に対するレイノルズ数の影響

点温度と集合筒よどみ点圧力を用いるか、または集合筒よどみ点圧力、温度から、後に示す図18からよどみ点温度の測定部までの損失を予想して、風洞レイノルズ数を決め、図12よりマッハ数を決めるのが望ましいが、通常の風洞試験では、校正したマッハ数の平均マッハ数 9.35 を用いてよいと思われる。

4.4 気流の液化の影響

極超音速風洞において、マッハ数が高い場合、加熱器の加熱温度の決定や加熱量を最少限にすること等、風洞操作上の必要性から、液化や過飽和に対して多くの研究が行なわれている^{11),12),13)}。これ等の研究においては、よどみ点圧力を一定にして、よどみ点温度を変えた場合の、ピトー圧、静圧、総温度プローベの回復係数、円錐先端の衝撃波の角度等の変化や平板圧力に対する極超音速流の干渉を利用して、液化の開始点を求めて、過飽和の割合を決めている。

ここでは液化の開始点を求めることは行なわず、液化を起しているかないかの判定のみを行なって、ほかで調べられた液化の領域と比較を行なった。すなわち、測定した主流部のピトー圧とよどみ点圧の比に気体の不完全性の補正をしてマッハ数を求め、図12のようにマッハ数と R_e 数の関係の直線に乗らずに低めになった時液化を起していると考えた。変化を起している時のマッハ数を決める方法は今のところない。従ってピトー圧とよどみ点圧力から形式的に求めた仮のマッハ数が示してある。実際にはこの仮のマッハ数に、ウェッジの衝撃波の角度等を測って、液化滴による音速の変化等を考慮して補正を行ない、真のマッハ数を決めなければならない。

図13に $M=9.35$ の時の飽和曲線の静圧と静温度の関係をよどみ点圧力、温度の関係に直した曲線と各実験のよどみ点条件をプロットしたものである。飽和曲線は Furukawa-McCosky¹⁴⁾ の決めた空気気化熱を用いて決めた。これによるとよどみ点圧力が 90kg/cm^2 では過飽和は起きていないが、 60kg/cm^2 、 40kg/cm^2 では過飽和が起きている。

図14は飽和曲線と液化の開始点を示す Daum の実験線¹¹⁾と各実験に対する静圧と静温度の関係をプロットしたものである。静圧と静温度は $M=9.35$ としてピトー圧と総温度から決めている。図14より Daum の実験結果より過飽和の割合の少ないことがわかる。

実際に液化を起している時のマッハ数は正確にはわからないので、液化を起している時の静圧、静温度の決め方に問題がある。また過飽和の量は気流中の不純物の量（特に H_2O と CO_2 ）で大きく影響される¹⁵⁾。本風洞の不純物の量としては、水蒸気は露点温度 -60°C 以下の乾燥空気を使用し、炭酸ガスは空気中に天然に含まれている量（ $0.028\sim 0.03\%$ 体積比）であり、あまり問題がないと思われるが、通風中に加熱器のペブルレンガなどの粉が多少気流に含まれていることは、過飽和の量が少なくなるような影響を与えていると思われる。図14の Daum の結果からのずれはこの理由によるものと思われる。

以上よりM9ノズルにおいては予想より少なめの過飽和が起っている。また加熱温度は、後に図18に示す様に配管途中の熱損失が大きいいため、飽和温度より高くするためには、加熱器のペブル温度で $1,000^\circ\text{C}$ 以上、集合筒で 750°C 以上の高温にしなければならない。

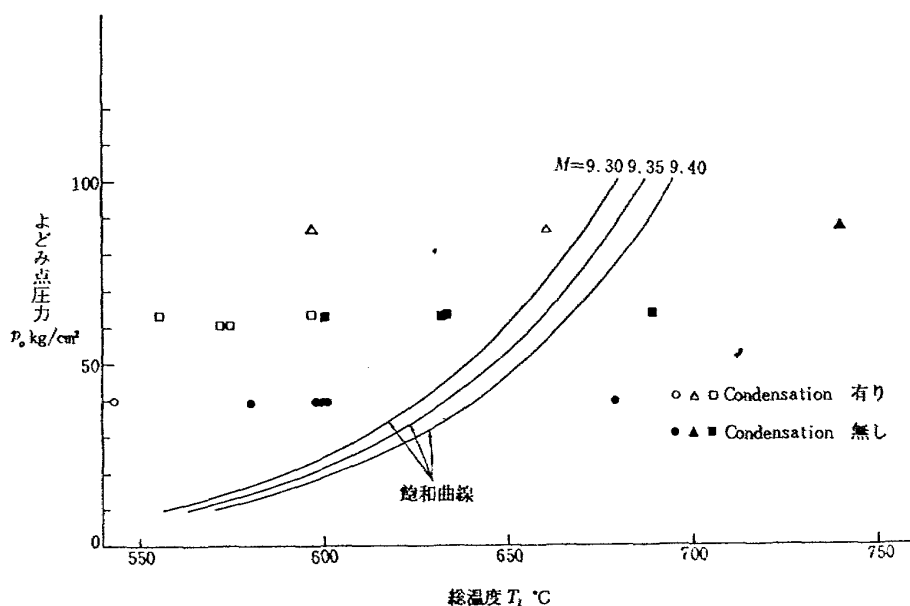


図13 よどみ点条件に直した液化曲線

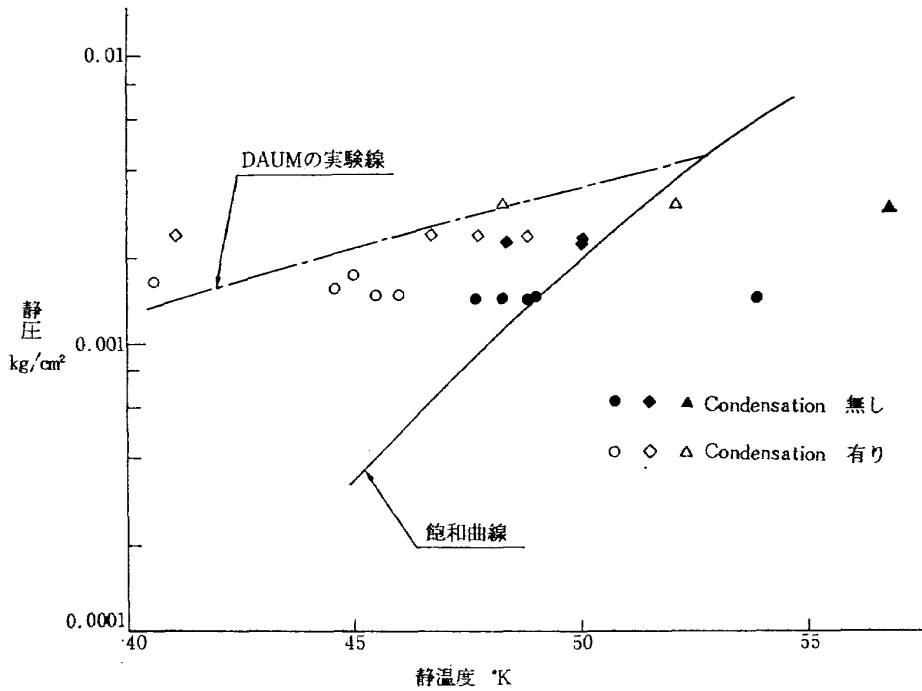


図 14 飽和曲線

い。加熱器の温度を最高温度近くしなければならないため、集合筒よどみ点温度を広い範囲で変えることはできないことがわかった。

4.5 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から境界層の排除厚さを計算して、設計値と比較した。本ノズルの形状はノズル出口でのマッハ数が9.0になるように、特性曲線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^{17),18)}。本ノズルの境界層補正は、よどみ点圧力 100kg/cm²、よどみ点温度 1,000°C に対して、Persh-Lee の方法¹⁸⁾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 43.339mm である。

図15はよどみ点条件を変えて Persh-Lee および Reshotko-Tucker の方法¹⁹⁾ から求めたノズル出口での排除厚さと Re_e 数の関係、および測定した排除厚さ

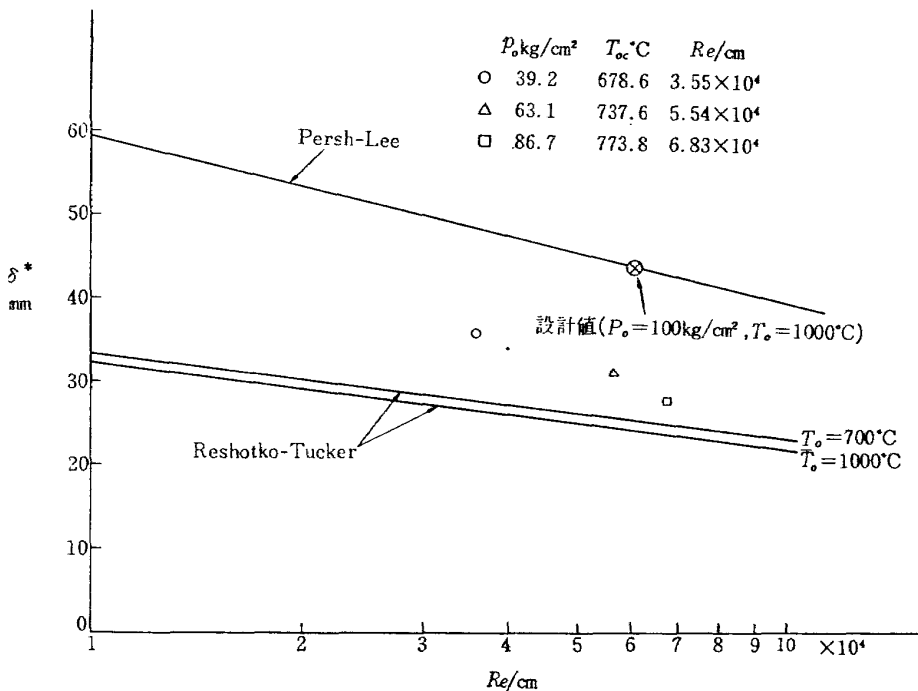


図 15 ノズル出口での境界層排除厚さ

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り、本ノズルの場合は設計値が厚すぎるため9.0より大きいマッハ数を示しているものと考えられる。

4.6 測定部自由噴流断面内のマッハ数分布

図16, 図17にノズル出口から下流側にそれぞれ 150 mm, 280mm, 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 280mm の断面はほぼ測定部シュリーレン窓の中心である。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。自由噴流主流の境界でのマッハ数分布, 総温度分布は下流に向うにしたがい over shoot の量が大きくなっているが, 主流部の大きさ, 主流部におけるマッハ数はほとんど変わらないと見なしてよい。

4.7 その他

本風洞は吹出し吸込み式風洞のため, 貯気槽の容量および真空槽容量による制限によって, 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に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。M9 ノズルの場合, 超音速拡散胴(第2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

は実験では約300である。また通風時間は, 真空槽を十分低く 1 mmHg 以下の圧力にした場合, 75~85 秒である。

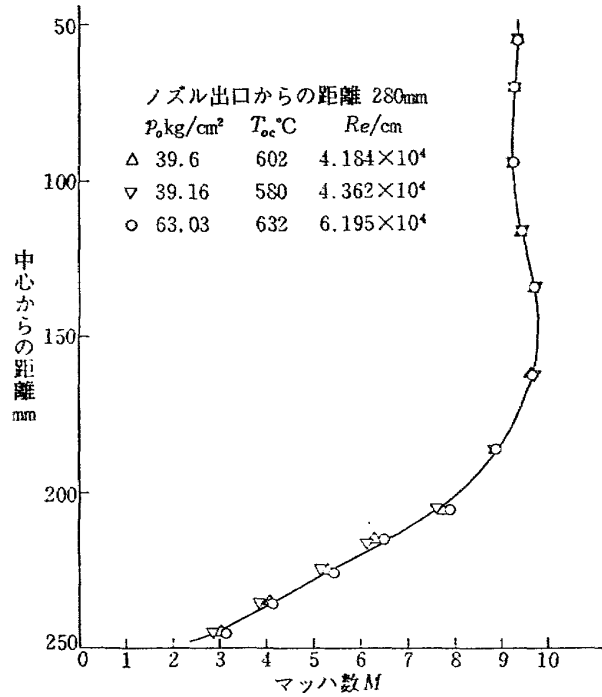


図 16-(b) 自由噴流断面のマッハ数分布

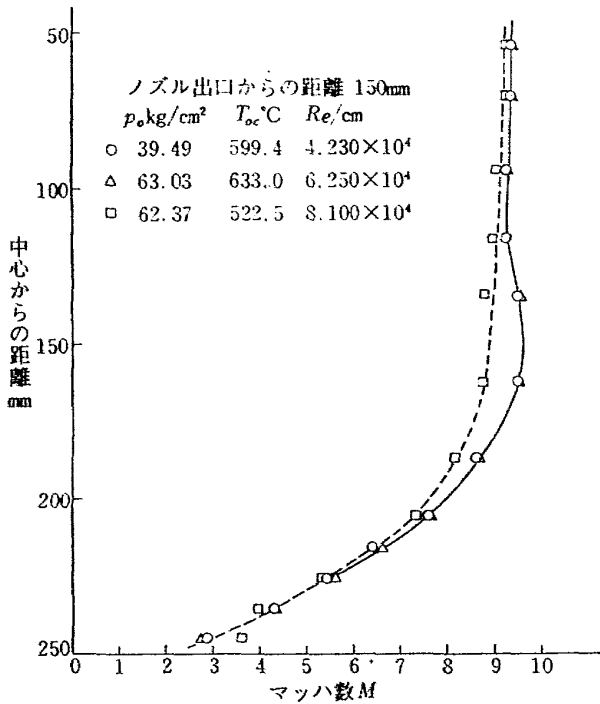


図 16-(a) 自由噴流断面のマッハ数分布

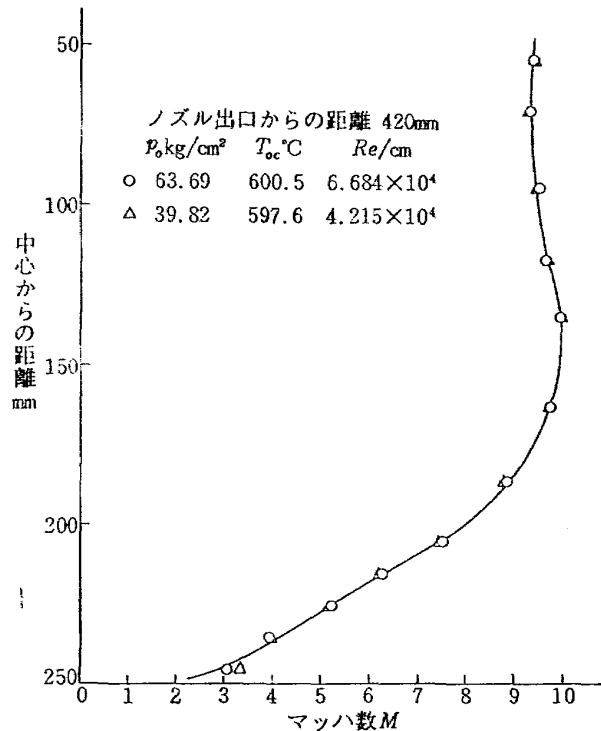


図 16-(c) 自由噴流断面のマッハ数分布

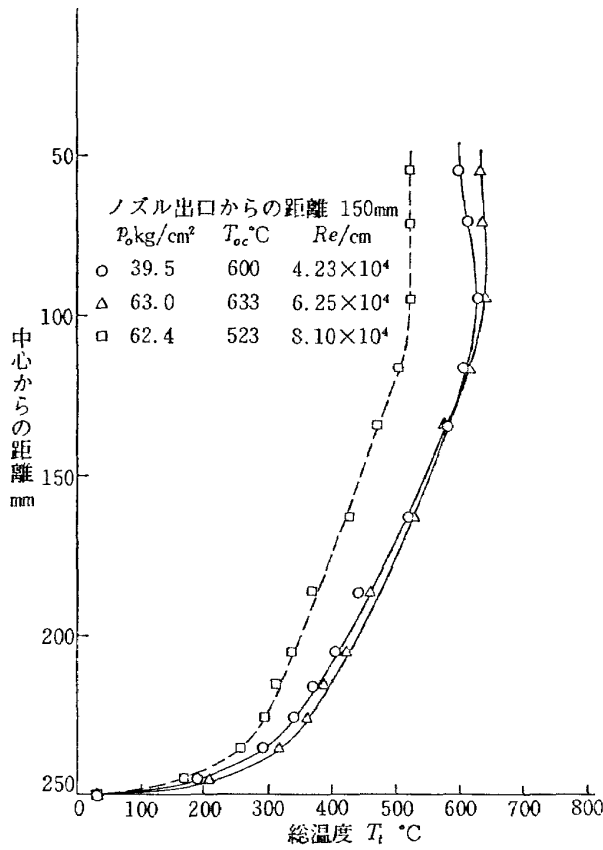


図 17-(a) 自由噴流断面の総温度分布

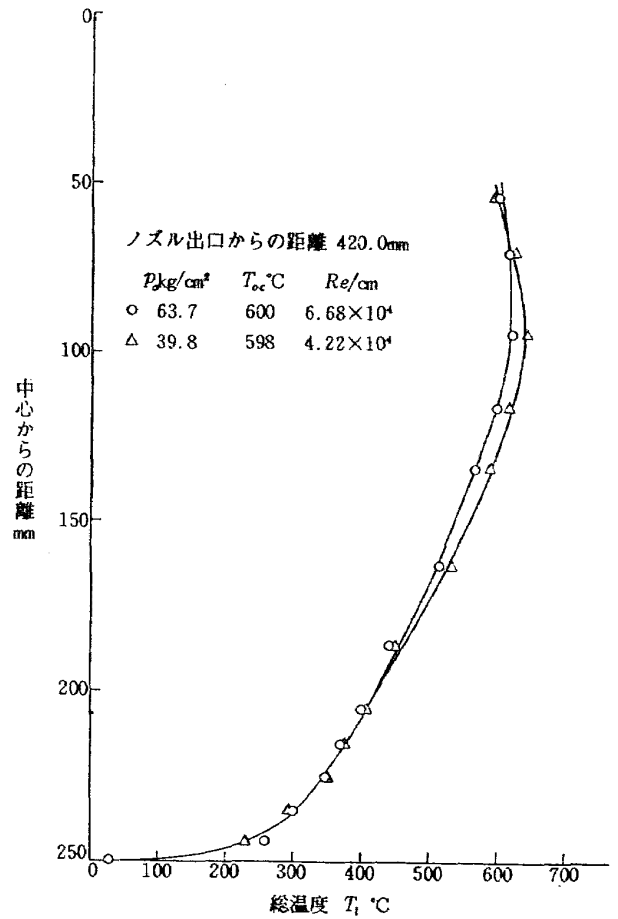


図 17-(c) 自由噴流断面の総温度分布

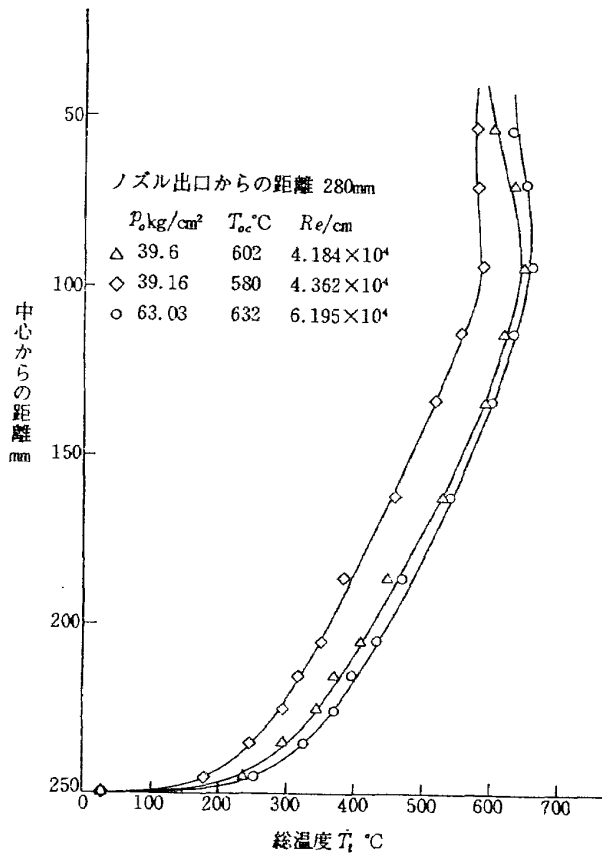


図 17-(b) 自由噴流断面の総温度分布

集合筒のよどみ点温度とノズル出口総温度との間には、ノズル部での水冷却による熱損失がある。M9ノズルでは、空気流量が少ないため、温度損失の比率が大きくなる。図18に集合筒の温度とノズル出口の総温度の間の差と流量の関係を示す。この差は流量 2 kg/s で平均 80°C、4 kg/s で平均 30°C である。総温度プローベの回復係数は 0.98~0.99 と考えられるが、その場合よどみ点温度が 1,000°C とすると回復温度は約 980°C でその差は 20°C 程度である。したがって集合筒よどみ点温度とノズル出口総温度の差は回復係数による温度差よりずっと大きい。図18に示す総温度差にはかなりちらばりがあるが、これは集合筒壁等、ペブル加熱器からノズルスロートまでの配管の壁温の違いによるもので、一日に数回通風した場合、後の方が配管の温度が上って、総温度の損失は小さくなっている。以上より正確な実験を行なう場合には、集合筒温度を測定部総温度とみなすことはできず、流量によって集合筒からの損失を見込んで総温度をきめるか、実際に測定部での総温度を測らなければならない。

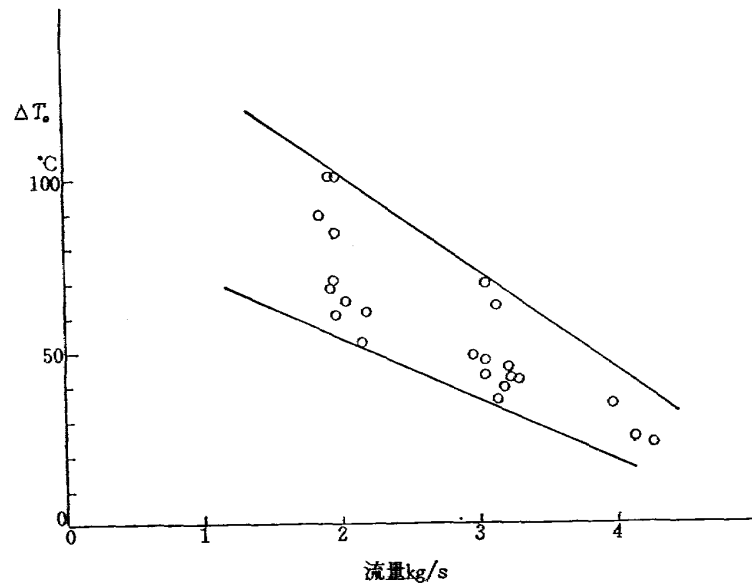


図 18 集合筒ノズル出口総温度差

5. むすび

航空宇宙技術研究所の極超音速風洞M9ノズルについて校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160mm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修正を行なうと、レイノルズ数のみによって変わり、9.30から9.40の範囲であった。また総温度分布も中心から150mmの範囲で一様であった。

またノズル出口より420mm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つた。

ノズル出口での境界層の排除厚さを求めた結果、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厚いことがわかった。

気流の静温度が飽和温度より低くなった時起る過飽和現象は、Daum等の実験結果より少ないようであったが、よどみ点圧力が低い場合かなりの量の過飽和現象の起きることがわかった。しかしM9ノズルでは空気流量が少ないため、加熱器から測定部までの熱損失が大きく、加熱器はかなりの高温(1,000°C以上)に加熱しなければならず、総温度の調節はあまり期待できない。したがってレイノルズ数の調節はよどみ点圧力を変えて行なわなければならない。

主流マッハ数は、正確にはよどみ点圧力と測定した主流総温度または集合筒よどみ点温度から予想した測定部総温度からレイノルズ数を求めて、校正曲線から決めるのが望ましいが、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、平均マッハ数9.35としても、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、ほとんどさしつかえないことがわかった。

参考文献

- 1) 極超音速風洞建設グループ; 50cm 極超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-116 (1966/6).
- 2) 橋爪宏, 橋本登; 極超音速風洞ペブル加熱器の特性, 航技研資料 TM-112 (1967/8).
- 3) 長洲秀夫, 吉沢昭, 松崎貴至; 極超音速風洞計測装置について, 航技研資料 TM-160 (1969/7).
- 4) 橋本登, 吉沢昭, 穂積弘一; 極超音速風洞M7ノズル校正試験, 航技研資料 TM-155 (1969/2).
- 5) Peterson, J.B.Jr.; Boundary-Layer Velocity Profiles Downstream of Three-Dimensional Transition Trips on a Flat Plate at Mach 3 and Mach 4, NASA TN D-5523 (1969).
- 6) Schlichting, H.; Boundary Layer Theory, McGraw-Hill (1968).
- 7) Ames Research Staff; Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA TR 1135 (1953).
- 8) Eggers, A.J.Jr; One Dimensional Flows of an Imperfect Diatomic Gas, NACA TR 959, (1950).
- 9) Blackman, V.H.; Vibrational Relaxation in O₂ and N₂, Princeton University Department of Physics Technical Report-20 (1955/5).
- 10) Hill, J.A.F., Baron, J.R., Shindel, L.H., Markham, J.R.; Mach Number Measure-

- ments in High-Speed Wind Tunnels, AGARDograph 22, (1956).
- 11) Daum, Fred L.; Air Condensation in a Hypersonic Wind Tunnel, AIAA Journal Vol. 1, No.5, p.1043~1046 (1963/5).
 - 12) Crane, J.F.W., Marshall, R.J.; Air Condensation Effects Measured in the R.A.E. 7in. Hypersonic Wind Tunnel, A.R.C., R. & M. No.3511, (1966/4).
 - 13) Griffith, B.H., Eugene Deskivs, H., Little, H.R.; Condensation Studies in Hotshot Tunnels, AIAA Journal Vol.2, No.9, p.1645~1647, (1964/9).
 - 14) Furukawa, G. T., McCosky, R. E.; The Condensation Line of Air and Heats of Vaporization of Oxygen and Nitrogen, NACA TN 2969 (1953/6).
 - 15) Grey, J., Nagamatsu, H.T.; The Effects of Air Condensation on Properties of Flow and Their Measurement in Hypersonic Wind Tunnels, Galcit Memo. 8. (1952/6).
 - 16) 長洲秀夫; 極超音速風洞ノズル境界層補正について, 航技研資料 TM-34 (1964/5).
 - 17) 毛利浩; 気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法, 航技研資料 TM-37 (1964/5).
 - 18) Persh, J.; A Theoretical Investigation of Turbulent Boundary Layers Flow with Heat Transfer at Supersonic and Hypersonic Speeds, NOL NAVORD Rep.3854 (1955).
 - 19) Reshotko, E., Toker, M.; Approximate Calculation of Compressible Turbulent Boundary Layer with Heat Transfer and Arbitrary Pressure Gradient, NACA TN 4154 (1957).

TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡貫一, 遠藤浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(II) —レーザーのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年10月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31型ロケット試作と飛ばし 試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力300kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性	1970年11月	榑崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本巖 戸田勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究(III) 管内の燃料-空気二相流への熱伝達	1970年12月	田丸卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-190	NAL-25・31型ロケットのノズル部FRPライナーの接着剝離の検討	1970年12月	中井暎一, 五代富文 古田敏康, 大竹邦彦
TM-191	大型電子計算機プログラムライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫

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192号

昭和46年1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 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
