

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-694

航技研 1 m × 1 m 超音速風洞のノズル修理後の  
気流特性

関根英夫・野田順一・渡辺光則

1996年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

概 要 .....	1
1 まえがき .....	1
2 記 号 .....	2
3 ノズルの特徴と修理の概要 .....	3
4 気流特性試験 .....	3
4.1 風試の概要 .....	3
(1) ノズル側壁及び測定部のマッハ数分布測定試験 .....	3
(2) 測定部気流の傾き角測定試験 .....	5
4.2 マッハ数分布の測定結果と検討 .....	5
(1) ノズル側壁の静圧から求めたマッハ数分布 .....	5
(2) 測定部中央断面のマッハ数分布 .....	11
4.3 測定部気流の傾き角の測定結果と検討 .....	11
(1) AGARD 標準模型 B による測定 .....	11
(2) 四角錐台形プローブによる測定 .....	12
5 ノズル境界層の補正 .....	12
5.1 マッハ数分布に対する影響 .....	12
5.2 マッハ数設定確度に対する影響 .....	15
6 AGARD 標準模型 B による三分力測定試験 .....	16
6.1 試験条件 .....	16
6.2 測定結果の検討 .....	16
7 むすび .....	19
文 献 .....	19

# 航技研 1 m × 1 m 超音速風洞のノズル修理後の 気流特性\*

関根 英夫\*<sup>1</sup> 野田 順一\*<sup>1</sup> 渡辺 光則\*<sup>1</sup>

## The flow characteristics of the repaired NAL's 1 m × 1 m supersonic wind tunnel\*

Hideo SEKINE\*<sup>1</sup>, Junichi NODA\*<sup>1</sup>, Mitsunori WATANABE\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

The nozzle of the 1 m × 1 m supersonic wind tunnel of the National Aerospace Laboratory was partially repaired. After the measurement of the nozzle shape dimensions by using a laser measuring instrument the shape was adjusted to approach to the designed dimensions. The rubber seal was exchanged to a new one. After the repair, the inclination of the flow in the test section was measured using a five hole pitot tube and the AGARD-B standard model. Mach number distributions along the nozzle and cross-section of the test section were measured by the static pressures and the pitot tube. The flow characteristics are close to the one initially designed.

**Keyword :** supersonic wind tunnel, AGARD-B, flow characteristics

### 概 要

当研究所の 1 m × 1 m 超音速風洞のノズルを修理した。修理したノズルは可撓式であり、マッハ数 1.4 ~ 4.2 の範囲で任意のマッハ数に設定可能のものである。この修理工事によってノズル形状を修正すると共に老朽化した部材のオーバーホールを実施した。また、修理前後の測定部流れの傾き角及びマッハ数分布測定並びに AGARD 標準模型 B による三分力試験を実施し、概ね新設時の特性を持っていることを確認した。

#### 1 まえがき

当研究所の 1 m × 1 m 超音速風洞<sup>1)</sup>は、昭和 36 年度に通風を開始した。以後、今日まで長期間に亘って我が国最大の实用超音速風洞として、当研究所はもとより、関係各機関が推進するロケット、高速飛翔体、エアインテーク等の研究開発の基盤設備として運用されてきた。しかし、この間、風洞本体、とりわけ風洞の生命とも言うべき気流の質を支配するノズルは殆ど整備されることなく通風を続けてきた。

今般、ノズル廻りを中心に大規模な修理工事を実施した。風洞の運用を再開するにあたり、風洞気流の精度が確保されていることを確認するため、5 孔ピトー管による測定部気流の方向の測定、ノズル側壁のマッハ数分布測定並びに AGARD 標準模型 B を用いて三分力試験を実施した。

本風洞は、 $M_\infty = 1.4 \sim 4.2$  までの範囲で任意のマッハ数に設定できる優れた機能を有する可変（撓）ノズルを備えている。ノズルのマッハ数の設定、即ちノズルの形状の変更は、ノズルの上下壁を構成するスロートブロッ

\* 平成 8 年 6 月 12 日 受付 (received 12 June 1996)

\*<sup>1</sup> 空気力学部 (Aerodynamic Division)

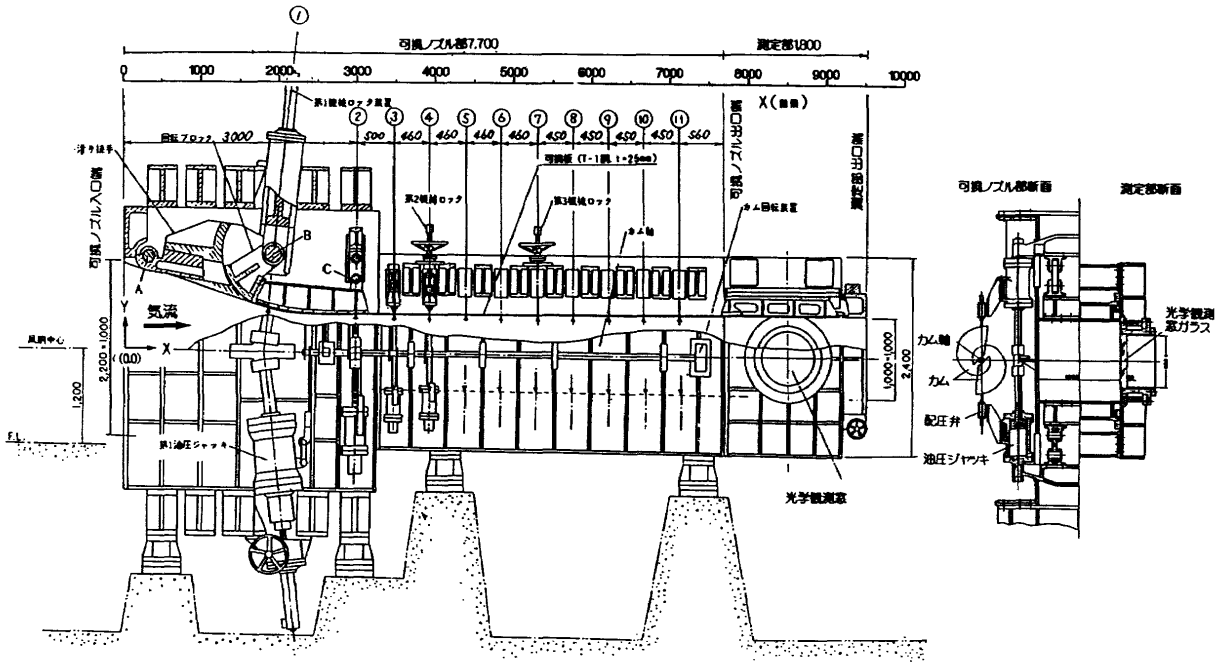


図1 ノズルの構造

クと可撓鋼板さらに可撓鋼板を变形させる44個の油圧ジャッキとカム・配圧弁によって構成される機械式位置制御装置によって行われる。ノズルの構造を図1に示す。この様に本風洞のノズルは巨大な機械装置である。本ノズルの修理工事は、この様な機械部分のオーバーホールを中心実施した。

本ノズルの空力的な要求<sup>2)</sup>は

①測定部におけるマッハ数の分布は±0.5%以内であること。

②気流の方向は±0.1°以内であること。

であった。本試験の結果、ほぼこの条件を満足していることが明らかになった。しかし、修理前に比べ低マッハ数で気流の吹き上げがやや小さくなっていることが確認された。

また、マッハ数の設定確度は優れており、マッハ数1.4~4の範囲の17ケースでの設定マッハ数に対するズレは、0.02以内であることも確認された。

AGARD 標準模型Bの三分力試験結果は、世界各国の代表的な超音速風洞のデータと良く一致することを確認した。

なお、本ノズルの設計と予備試験に付いては文献<sup>2)</sup>に詳しい。

## 2 記号

$C_A$	軸力係数	$F_A / (q \cdot S_{ref})$
$C_D$	抗力係数	$C_A \cdot \sin \alpha + C_N \cdot \cos \alpha$
$C_{D7min}$	最小全抗力係数 (揚力零)	
$C_L$	揚力係数	$C_N \cdot \sin \alpha - C_A \cdot \cos \alpha$

$C_{L\alpha}$	揚力傾斜	$\left[ \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right]_{\alpha=0}$
$C_m$	縦揺れモーメント係数 (基準点まわり)	$M_Y / (q \cdot S_{ref} \cdot L_{ref})$
$C_{m\alpha}$	縦揺れモーメント傾斜	$\left[ \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right]_{\alpha=0}$
$C_N$	垂直力係数	$F_N / (q \cdot S_{ref})$
$F_A$	軸力 (N)	
$F_N$	垂直力 (N)	
$L_{ref}$	基準長 (平均空力弦長)	0.1732m
$M$	マッハ数	
$M_{typ}$	局所代表マッハ数	
$M_Y$	縦揺れモーメント (N·m)	
$M_\infty$	一様流マッハ数	
$P$	圧力 (kPa)	
$P_0$	集合胴殿み点圧力 (kPa)	
$P_{02}$	ピトー圧 (kPa)	
$P_1$	プローブの四角錐台の上側の面の圧力 (kPa)	
$P_2$	プローブの四角錐台の左側面の圧力 (kPa)	
$P_3$	プローブの四角錐台の下側の面の圧力 (kPa)	
$P_4$	プローブの四角錐台の右側面の圧力 (kPa)	
$P_{FWD}$	プローブの気流に正対する側に位置する圧力孔の圧力 (kPa)	
$P_H$	プローブの正面の圧力孔の圧力 (kPa)	
$P_{RWD}$	プローブの気流の風下に位置する圧力孔の圧力 (kPa)	
$P_S$	一様流静圧 (kPa)	
$q$	一様流動圧 (kPa)	

$S_{ref}$	基準面積 (胴体部を含む主翼面積) 0.03897m <sup>2</sup>
$X$	気流方向位置 (下流が正)
$X_{cp}$	圧力中心
$Y$	上下方向位置 (上方が正)
$\alpha$	迎角 (度)
$\theta$	迎角 (度)
$\phi$	ロール角 (度)
$\Delta P$	$(P_{FWD} - P_{RWD}) / P_H$
$\Delta \theta$	気流の上下方向の傾き角 (度)
$\Delta \phi$	気流の水平方向の傾き角 (度)

### 3 ノズルの特徴と修理の概要

ノズルは図1に示されるように、左右両側を幅1mの間隔で平行に設置された側壁とそれに挟まれた滑り継ぎ手、回転ブロック及び可撓板からなる上下壁で構成されている。マッハ数は、先にも述べたように上下壁を油圧ジャッキ駆動による位置制御によって1.4から4.2の間で任意に設定することが出来る。従って、側壁と上下壁両左右端との接触部は、マッハ数を設定する際には円滑に摺動し、又通風時には気密性能が要求される。この部分はマッハ数の変更に応じ頻りに摺動するので長期間の運用により摺動面の磨耗と気密性の低下が認められていた。このため、今般、摺動面の補修と気密材の代替工事を実施した。また、ノズルの形状を制御している油圧ジャッ

キ・カム配圧弁部の精度を確認するため、ノズル内面の形状 (座標) を±0.1mmの測定精度を有するレーザー測長器を用いて測定した。ノズル形状測定システムの概要を図2に示す。ノズルの形状は設計値に比べ最大2.5mmのズレが確認されたのでこれを修正すると共にノズル上下壁の位置を制御する装置 (カム・配圧弁システム) のオーバーホールを実施した。

## 4 気流特性試験

### 4.1 風試の概要

ノズル修理後の当研究所の1m×1m超音速風洞の気流特性が設計当初の精度を有していることを確認するためマッハ数分布と測定部気流の傾き角測定試験を実施した。

#### (1) ノズル側壁及び測定部のマッハ数分布測定試験

ノズル側壁には、図3(a), (b)に示すようにノズルスロート部から測定部後端に至るまで気流方向及び気流と垂直方向に静圧孔が設けられている。本図は縦軸を横軸の2倍のスケールで表している。又、同図に示す座標と風洞との位置関係は、図1に記入した。図3(a)及び(b)には、それぞれマッハ数1.6及び4.0のノズル形状を記入してある。風洞静圧は風洞壁の内面に直角にあけたφ2mmの静圧孔により取り出した。静圧孔の構造を図4.1.1(a)に示した。風洞壁の内面は図4.1.1(b)に示した様に塗装し、その後平滑に仕上げた。

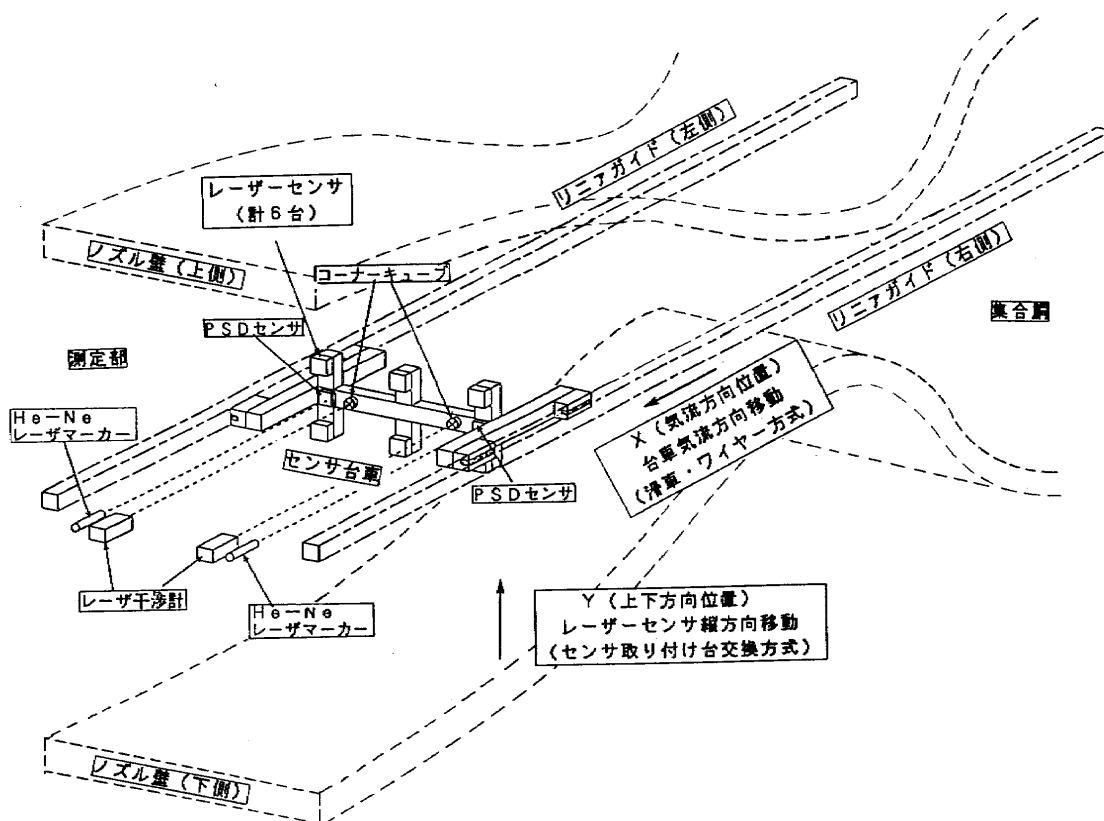


図2 ノズル形状測定システムの概要

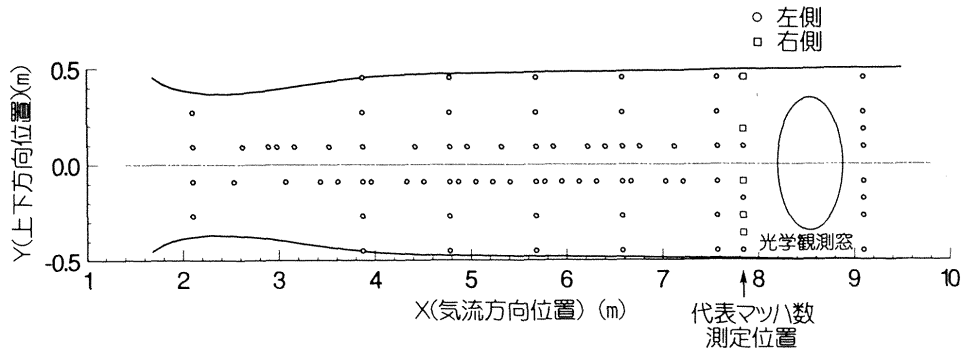


図 3 (a) ノズル側壁静圧孔配置 (設定マッハ数 1.6)

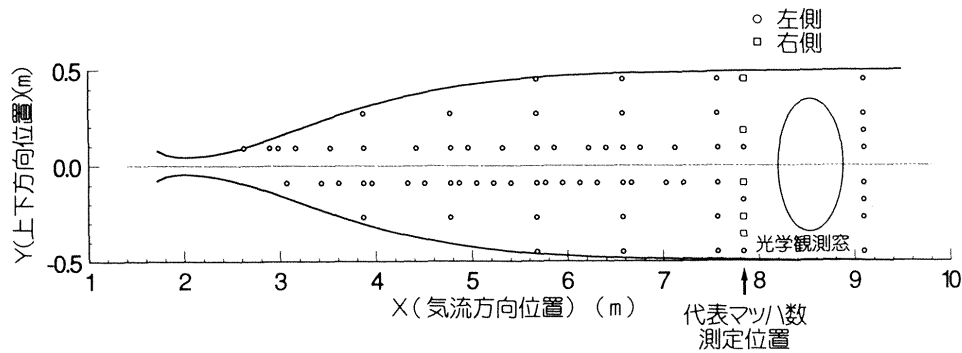


図 3 (b) ノズル側壁静圧孔配置 (設定マッハ数 4.0)

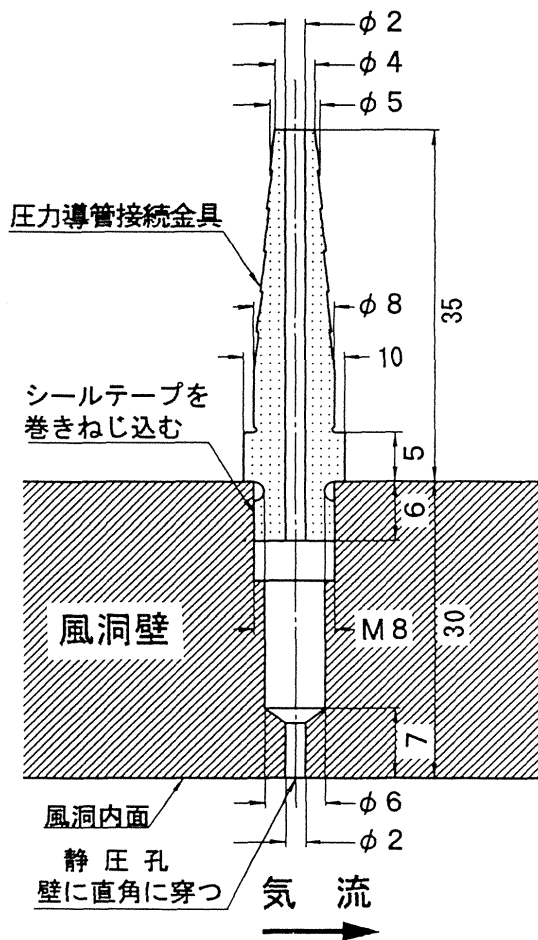


図 4.1.1 (a) 静圧孔の構造

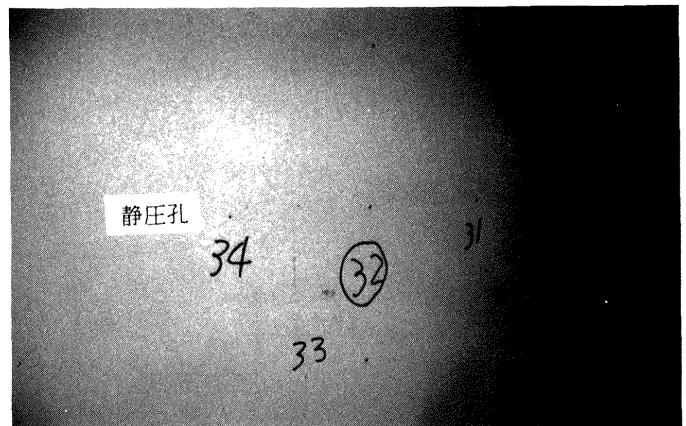


図 4.1.1 (b) 風洞側壁気流面

測定部のマッハ数を決めるには図 3 (a) に示す「代表マッハ数測定用静圧孔」の静圧を用いる。今後風洞 (測定部) のマッハ数という場合はこの値を表すことにする。代表マッハ数測定用静圧孔は、この位置の左右壁にそれぞれ 3 個、計 6 個設けられている。これらは連結されているので、測定部のマッハ数はこの 6 箇所の静圧の平均値を用いて決定していると考えられる。

ノズルスロート部から測定部に至る側壁面のマッハ数分布は各静圧孔からビニール管でスキュニバルブまで導き測定した圧力を用いて等エントロピー流を仮定して算出した。

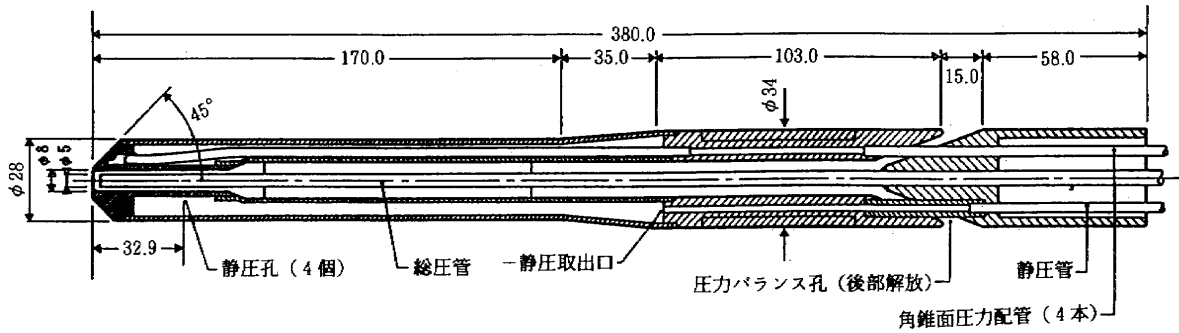


図 4.1.2 (a) 四角錐台形プローブの構造

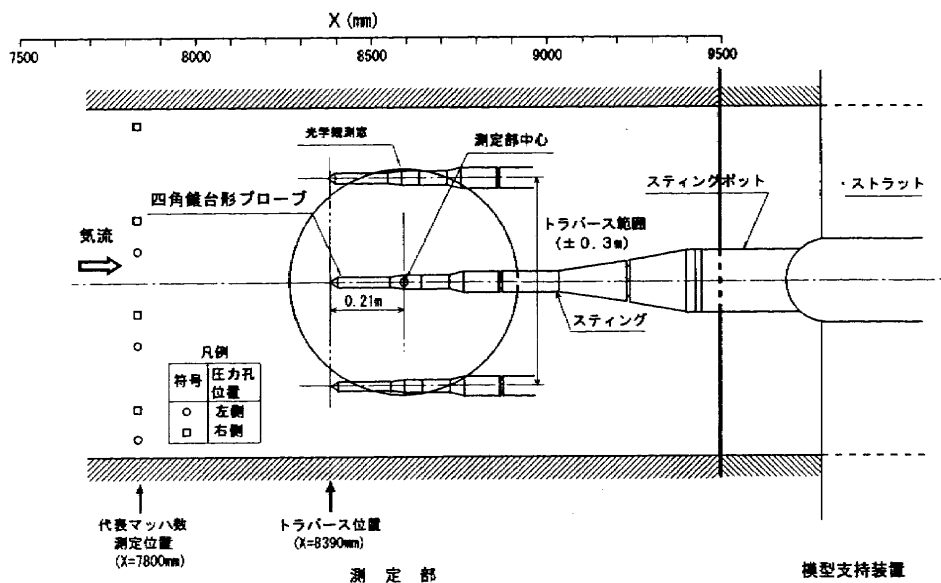


図 4.1.2 (b) 四角錐台形プローブと風洞の位置関係

測定部断面のマッハ数分布はノズル側壁静圧孔で計測した圧力及び四角錐台形プローブの正面圧力（ピトー圧）を用いて測定した。

測定部断面の中心を通る上下方向の面内（図 4.1.2 (b) 参照，測定部中心より上流側へ 210mm 位置， $X=8390\text{mm}$ ）について四角錐台形プローブ（図 4.1.2 (a)）を測定部中心位置より上下 300mm の範囲で 100mm 間隔でトラバースしてピトー圧を測定し，マッハ数分布を決定した。

(2) 測定部気流の傾き角測定試験

測定部気流の傾き角は，四角錐台形 5 孔プローブ及び AGARD 標準模型 B を用いる二つの方法で測定した。測定部中央部で四角錐台形プローブを上下方向にトラバースし（図 4.1.2 (b)），局所的な気流の方向を直接測定すると共に，AGARD 標準模型 B の上下対称性を利用し（図 4.1.3 (a) (b)），揚力が 0 の時の迎角から気流の傾き角を決定した。この場合，供試模型を上下反転した 2 つのケースについて風試を実施し，それらの測定値には差がないことから供試模型を含む模型支持装置にオフ

セット角が無いことを確認した。

四角錐台形プローブの測定位置は，前節に述べたマッハ数分布測定と全く同様に測定部中央部（図 4.1.2 (b)）でのみ測定した。

四角錐台形プローブによる流れ方向測定に当たっては，事前にその測定精度を確認するための試験を実施し，各マッハ数で  $\pm 0.05^\circ$  程度の精度を有することを確認した。

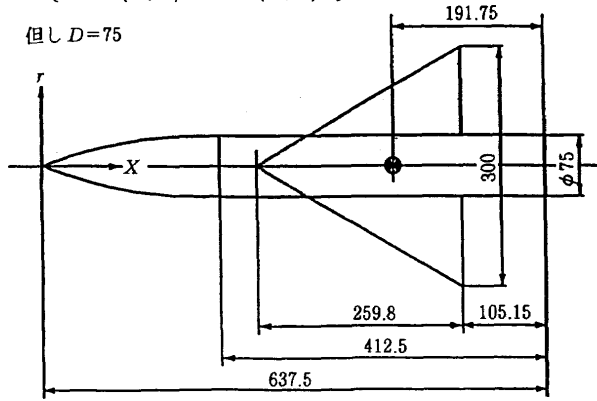
4.2 マッハ数分布の測定結果と検討

(1) ノズル側壁の静圧から求めたマッハ数分布

マッハ数 1.4~4 までの 17 ケースについて，図 3 に示した垂直方向に設けられた静圧孔で測定した各断面のマッハ数分布を図 4.2.1(a)~(q) に示す。図 4.2.1 には，縦軸を横軸の 2 倍のスケールでノズルの形状を記入した。上下方向に静圧孔がつけられた位置  $X$  の側壁中央部のマッハ数を，位置  $X$  における局所代表マッハ数  $M_{typ}$  とする。各々の位置  $X$  における  $M_{typ}$  を縦線で表し，またノズル流れ方向 ( $X$ ) に局所代表マッハ数からのズレをプロットしている。測定部は，同図の  $X=7.7\sim 9.5\text{m}$  の

$$r = \frac{x}{3} \left\{ 1 - \frac{1}{9} \left( \frac{x}{D/2} \right)^2 + \frac{1}{54} \left( \frac{x}{D/2} \right)^3 \right\}$$

但し  $D=75$



データ処理基準量

基準面積	0.03897m <sup>2</sup> (胴体を含む翼面積)
基準長	0.1732m (平均空力弦長)
モーメント基準点	0.1918m (模型後端より) (翼平面形の重心)
胴体直径	75mm
重量	56.88N
材質	
胴体	アルミニウム合金
翼	ステンレス
天秤取付けアダプタ	ステンレス

図 4.1.3 (a) AGARD 標準模型 B の諸元

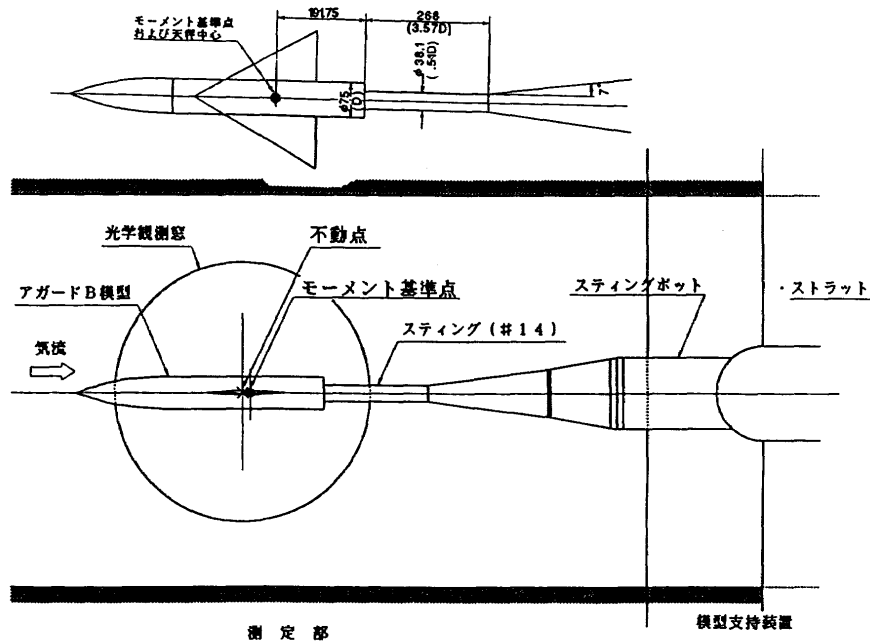


図 4.1.3 (b) AGARD 標準模型 B と風洞の位置関係

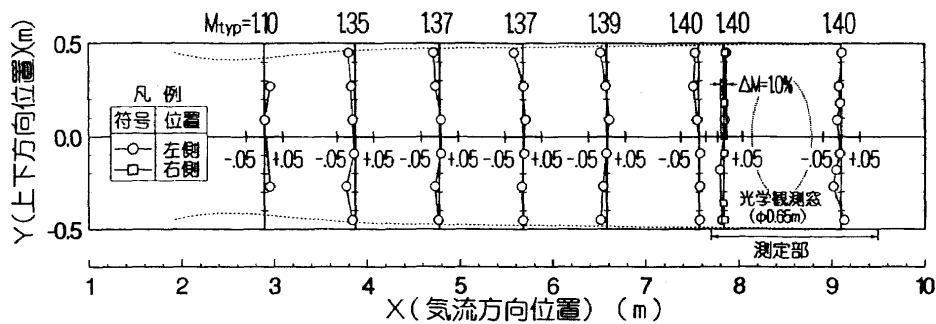


図 4.2.1 (a) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=1.4$ )



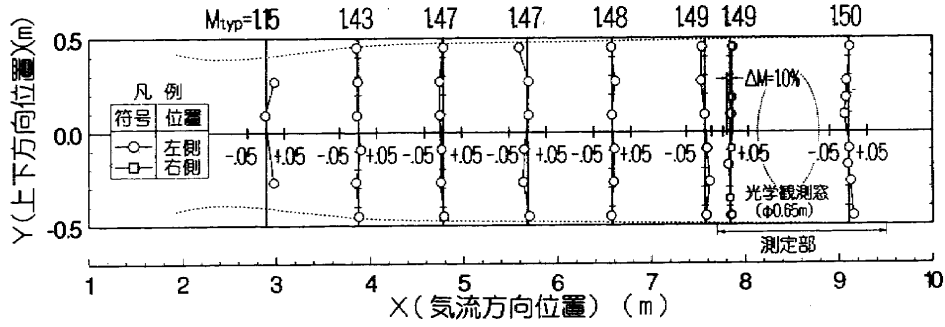


図 4.2.1 (b) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=1.5$ )

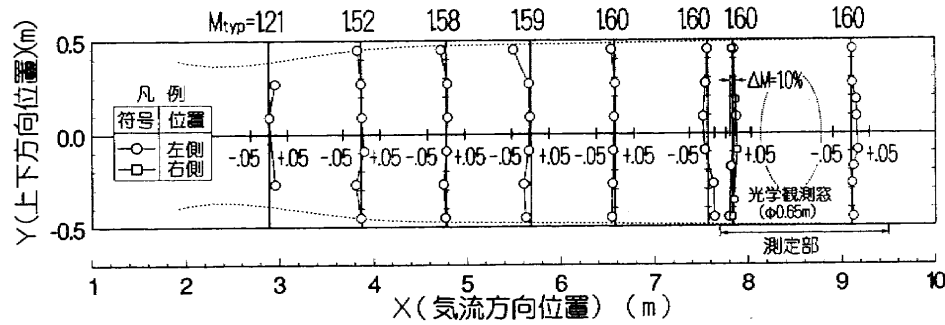


図 4.2.1 (c) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=1.6$ )

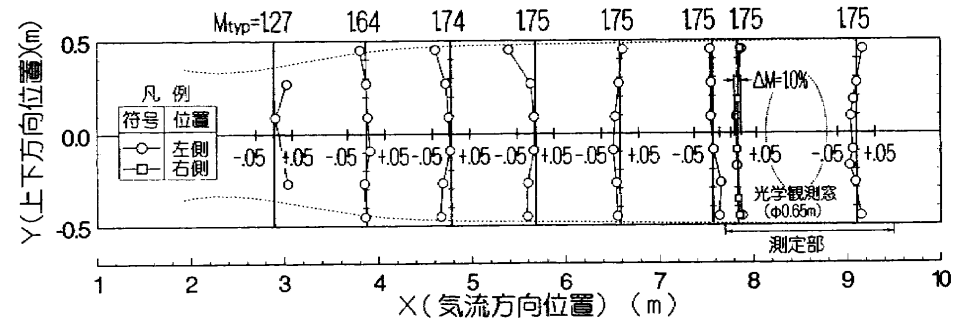


図 4.2.1 (d) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=1.75$ )

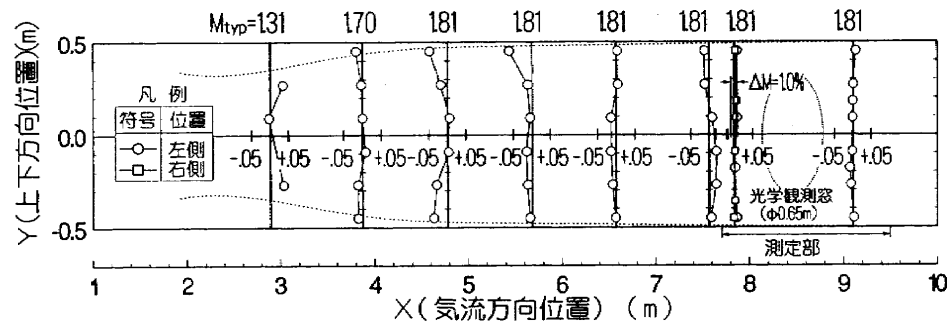
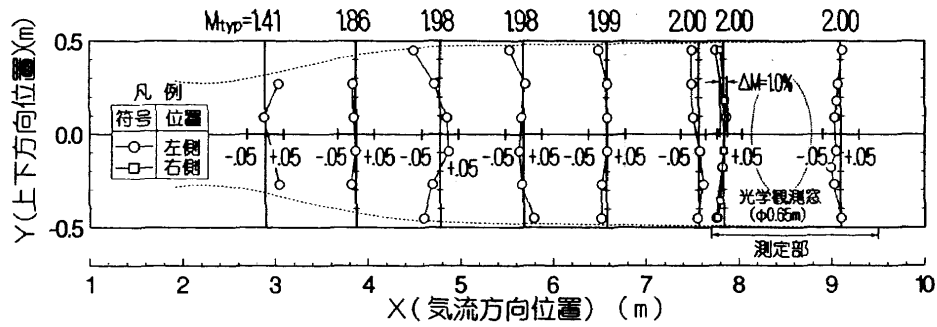
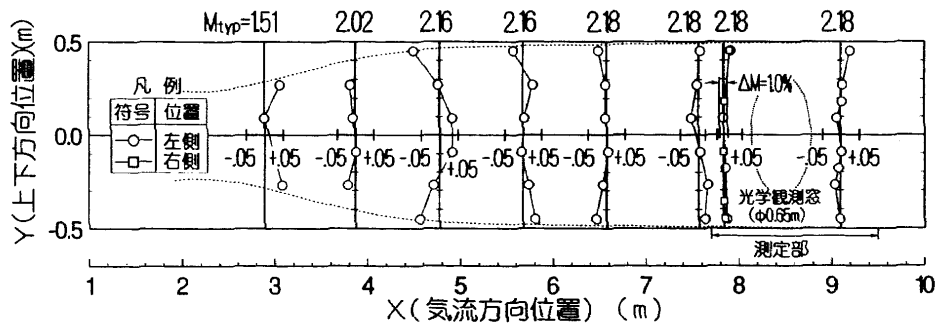
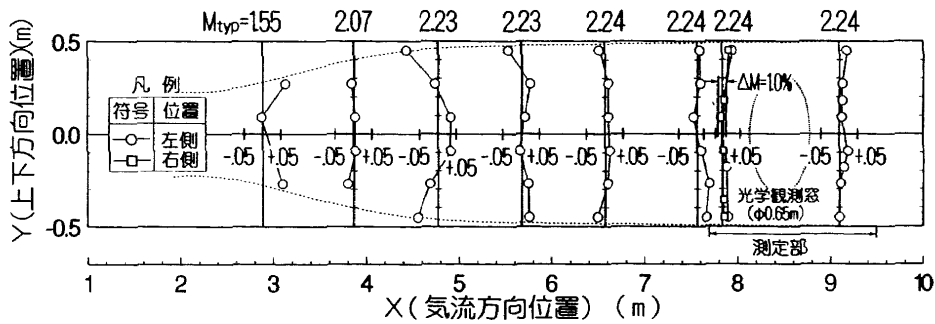
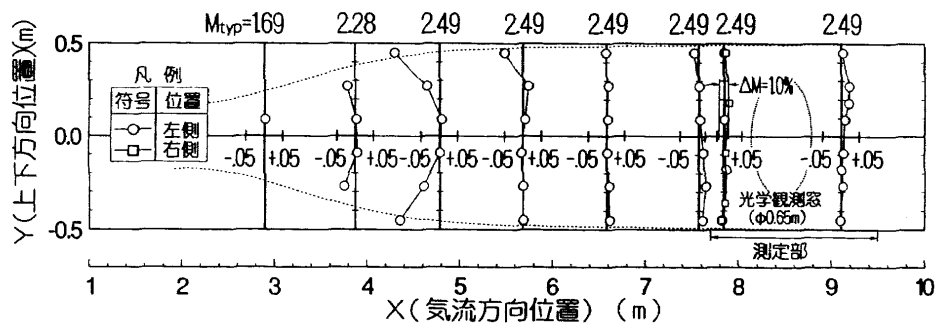


図 4.2.1 (e) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=1.8$ )

図 4.2.1 (f) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=2.0$ )図 4.2.1 (g) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=2.2$ )図 4.2.1 (h) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=2.25$ )図 4.2.1 (i) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=2.5$ )

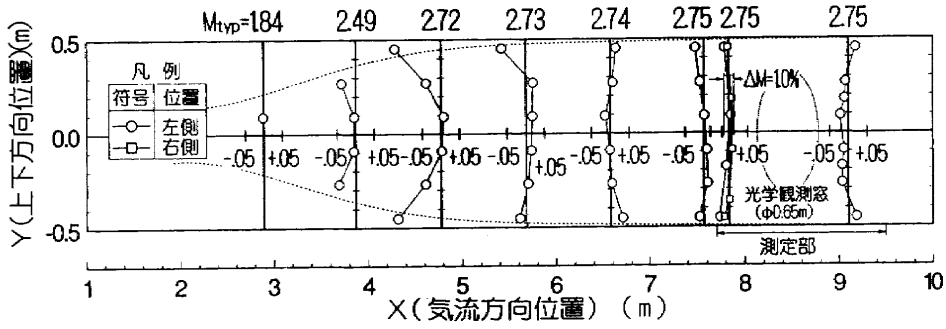


図 4.2.1 (j) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=2.75$ )

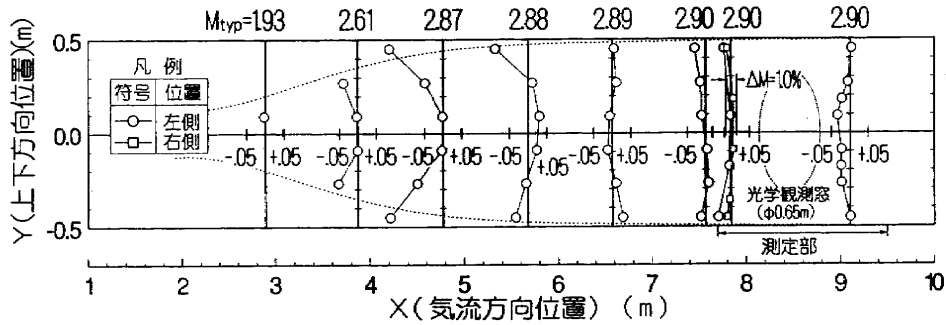


図 4.2.1 (k) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=2.9$ )

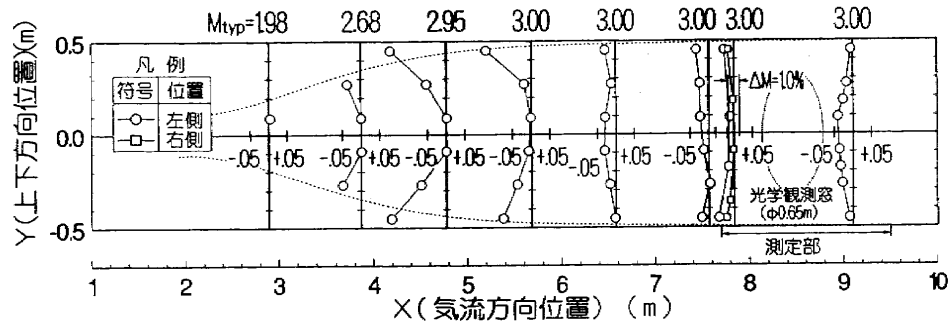


図 4.2.1 (l) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=3.0$ )

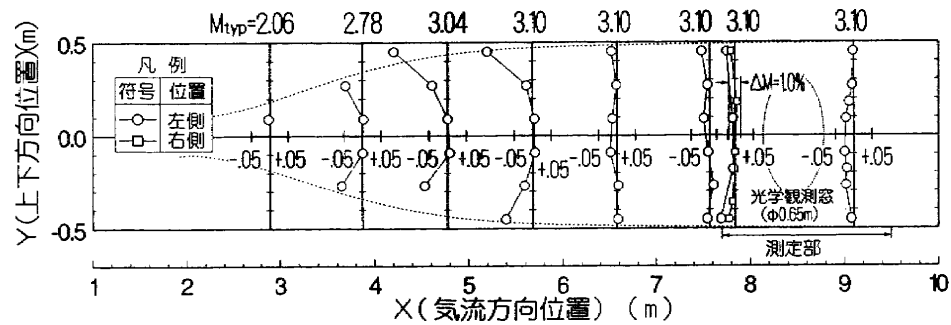


図 4.2.1 (m) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=3.1$ )

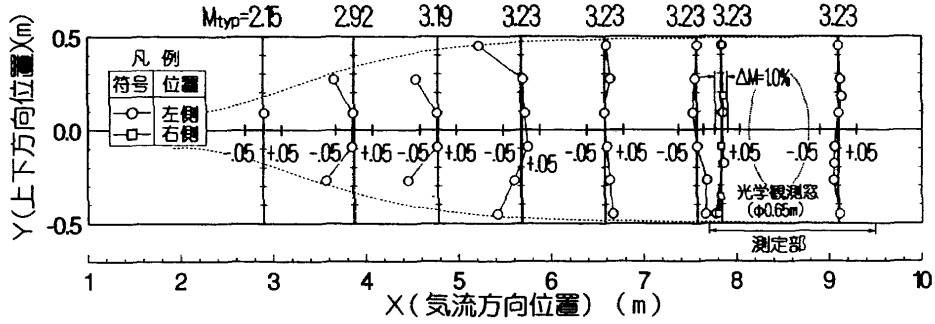


図 4.2.1 (n) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=3.25$ )

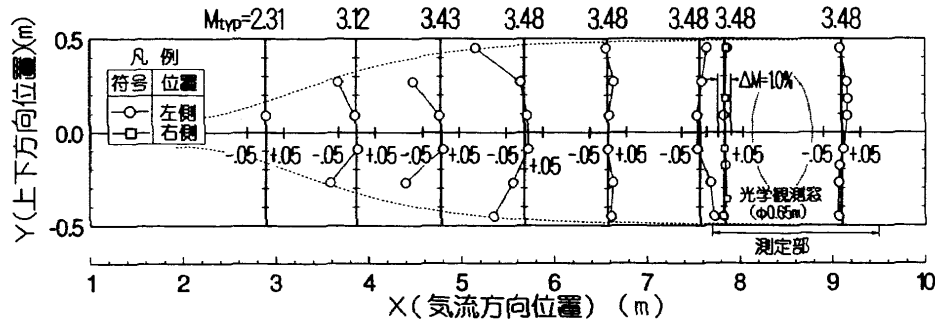


図 4.2.1 (o) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=3.5$ )

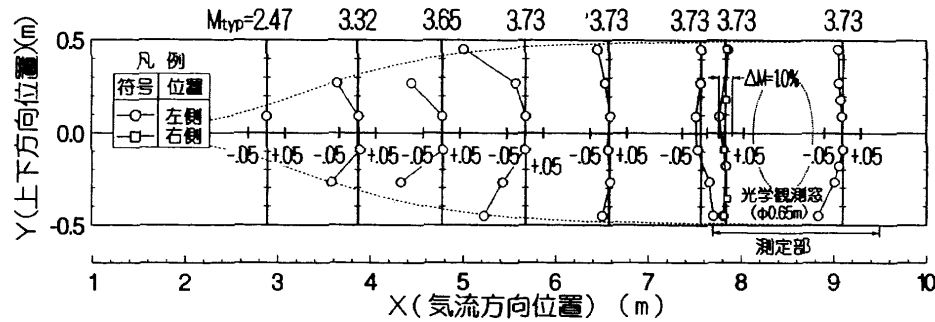


図 4.2.1 (p) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=3.75$ )

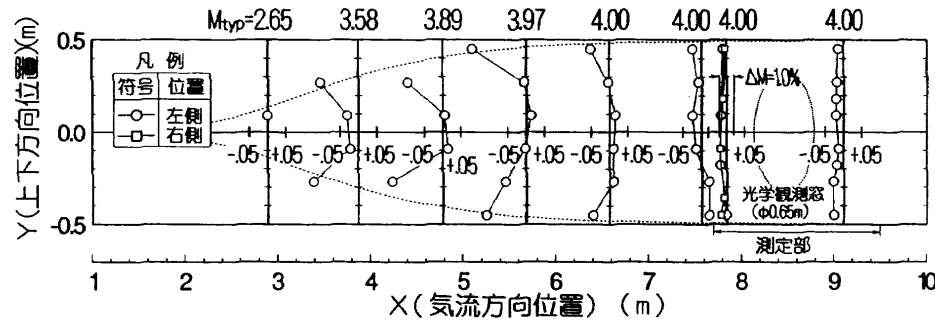


図 4.2.1 (q) ノズル側壁マッハ数分布 ( $M=4.0$ )

長さ1.8mの部分である。風洞のマッハ数は集合胴澱み点圧力及び  $X=7.84\text{m}$ 位置の側壁の代表マッハ数測定用静圧孔の静圧から決定しており、この断面には左右側壁にこれとは別に静圧孔が設けられている。この左右両側壁のマッハ数も良く一致している。同図から設定マッハ数1.4~4に至る測定部 ( $X=7.7\sim 9.5\text{m}$ ) のマッハ数分布は、ほぼ $\pm 0.5\%$ 以内のバラツキで一様になっている。従って、本ノズルは当初の設計性能<sup>2)</sup>を満足している事が裏付けられた。ここで注目されることは、設定マッハ数と実測のマッハ数の差は極めて小さく、マッハ数1.4~4.0の17のケースで、その差は最大0.02程度である。本風洞のノズルシステムは、測定部気流の一様性と共に、優れたマッハ数設定精度を有する事が判る。

(2) 測定部中央断面のマッハ数分布

図4.2.2は、図4.1.2 (a) の四角錐台形プローブを図4.1.2 (b) に示す要領で上下方向にトラバースして計測した測定部中央部  $X=8390\text{mm}$  位置での断面上下方向のマッハ数分布を示す。マッハ数のバラツキは、マッハ数2.5までは中心マッハ数のほぼ $\pm 0.5\%$ の範囲内にあるが、マッハ数2.75以上では上下0.2mの範囲でやや大きくなる事が判る。今後原因の究明と改善を必要とする。

四角錐台形プローブによって測定したマッハ数は、マッハ数1.4~3.25の範囲で側壁で測定したマッハ数よりいずれも高めであり、この傾向は設定マッハ数が低い領域で顕著に現れ、その最大値はマッハ数1.4で約1.8%に達する。このプローブはピトー圧測定を主目的に製作されたものではなく、気流の傾き角を測定するために設計された物であり、従って理想的な垂直衝撃波を生成する形状ではないことに起因するものと思われる。

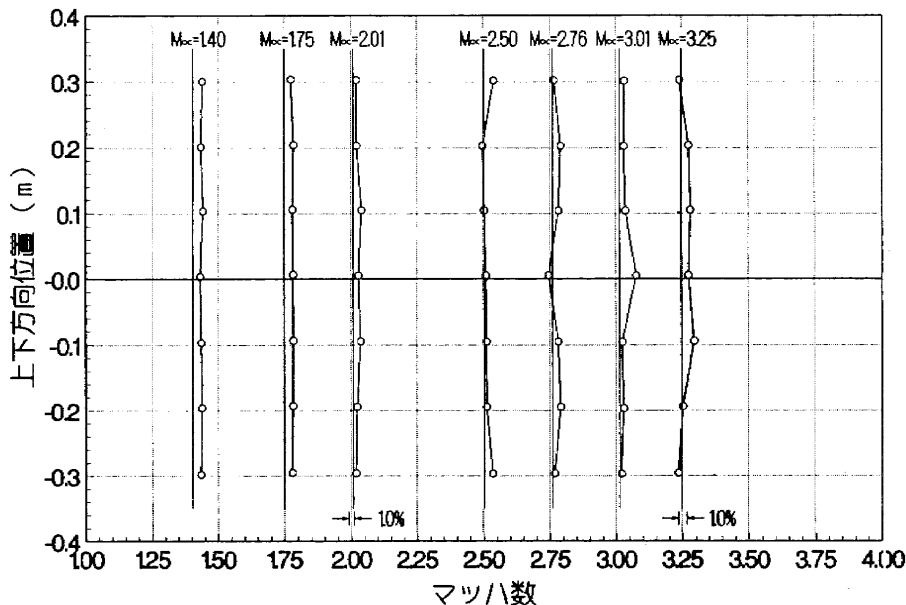


図4.2.2 測定部中心のマッハ数分布

4.3 測定部気流の傾き角の測定結果と検討

四角錐台形プローブを測定部中央を上下にトラバースさせることにより測定部の気流の傾きを測定した。測定部気流の傾き角は、図4.3.1に示す $\Delta\theta$ 及び $\Delta\psi$ について求めた。

(1) AGARD 標準模型Bによる測定

第6節のAGARD標準模型Bによる三分力試験に示すように、この模型によって気流の傾き角が推定される。ここでは、第6節の縦三分力試験結果からの傾き角 $\Delta\theta$ のマッハ数 $M_\infty$ に対する変化を示す。横方向の気流の傾き角 $\Delta\psi$ は、模型の主翼が上下になるように模型を $90^\circ$ 回転して、揚力係数の値から推定した。

マッハ数1.4~3.0の範囲でAGARD標準模型Bを用いて測定した図4.1.3の定義に示す気流の傾き角 $\Delta\theta$ 及び $\Delta\psi$ は、図4.3.2 (a), (b) のようになる。同図には次項で述べる四角錐台形プローブによる測定結果も併記している。マッハ数1.4~1.6の範囲の吹き上げ角はノズルの修理前と比較して修理後は多少改善されているこ

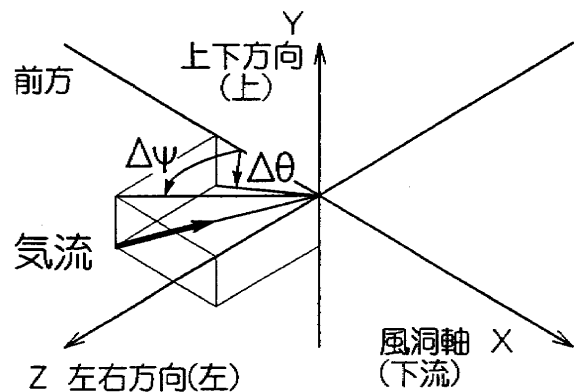


図4.3.1 気流の傾き角の定義

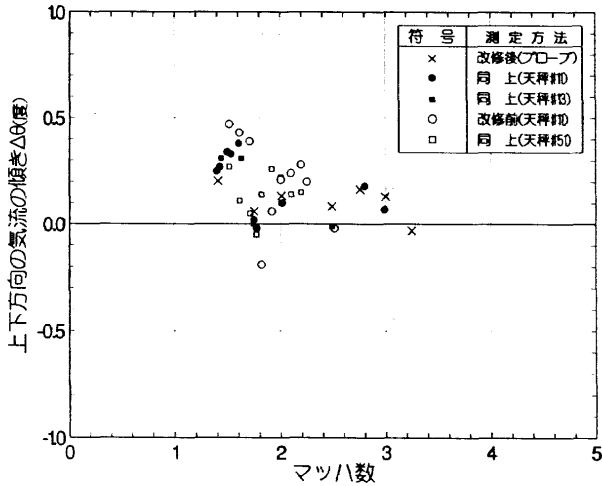


図 4.3.2 (a) 上下方向の気流の傾き角～マッハ数

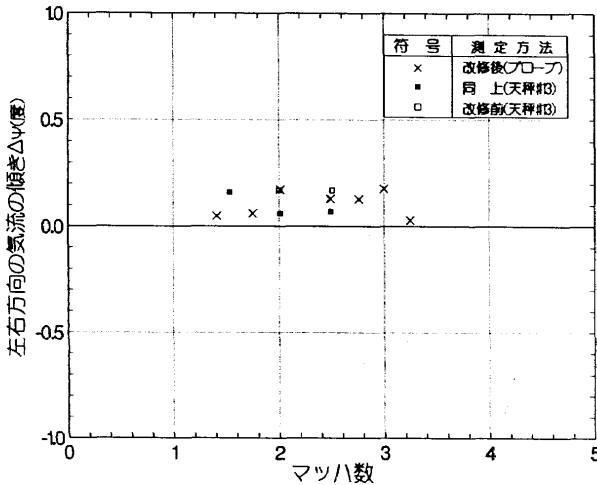


図 4.3.2 (b) 左右方向の気流の傾き角～マッハ数

とが分かる。天秤を変えて測定してもこの傾向はほぼ同じであり、データの再現性はある。

$\Delta\phi$  はデータが少ないが、 $\Delta\theta$  とは逆にノズル修理によって小さくなっており、また  $\Delta\theta$  に比べ小さく  $\Delta\phi = 0.1 \sim 0.2^\circ$  程度である。このことは、ノズルの壁面が左右固定の平板であり気流の二次元性を良好な状態に保持しやすいのに対し、上下壁は複雑な曲面から構成され、図 4.3.4 に示すように壁面から無数の衝撃波が発生している事からも伺えるように、気流面は空力的に好ましくない状態にあることに起因して居るものと考えている。なお、この衝撃波を減少させることは超音速風洞の場合、一般にかなり困難であることが知られている。

(2) 四角錐台形プローブによる測定

本測定に用いた四角錐台形プローブの感度特性は、図 4.3.3 に示すようにマッハ数の増加に伴い上昇することが判る。測定中のシュリーレン写真を図 4.3.4 に示す。

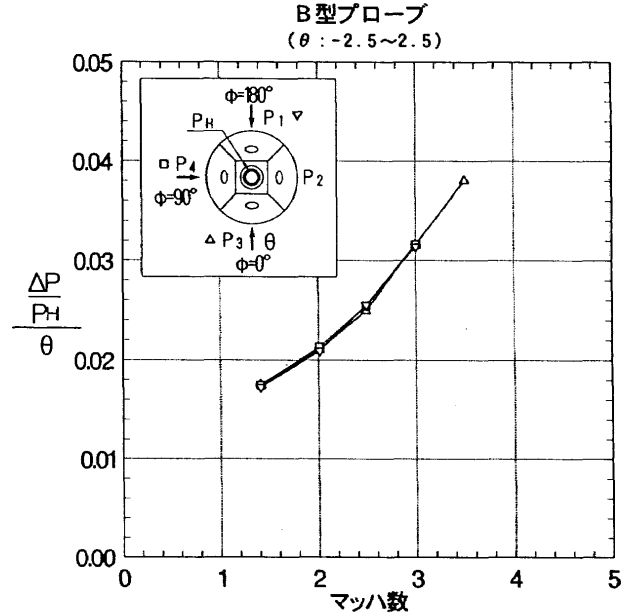


図 4.3.3 プローブの気流傾角に対する感度特性

このプローブによって測定した気流の傾き角を AGARD 標準模型 B で得られたデータと比較して図 4.3.2 (a), (b) に示す。同図から気流の傾き角は、左右方向 ( $\Delta\phi$ ) が  $\pm 0.2^\circ$  程度の傾き角であるのに対し、上下方向 ( $\Delta\theta$ ) は最大  $0.4^\circ$  に達する事が判る。しかしながら、前節に述べたように AGARD 標準模型 B による力試験では、マッハ数 1.4~1.6 を除けば上下方向の気流の傾き角  $\Delta\theta = \pm 0.2^\circ$  程度の値を得ている。また力試験結果に示すように、この風洞の力試験データは各国の代表的な超音速風洞で得られたデータとも良く一致していることが確認されている。  $1.4 \leq M_\infty \leq 1.6$  を除いて実用上問題の無い気流特性であると考えられるが、気流の吹き上げ或いは吹き下ろしについて更に詳細な検討を加えるため必要な測定部局部の気流方向の詳細なデータを取得する必要がある。

5 ノズル境界層の補正

5.1 マッハ数分布に対する影響

本ノズルは Riise<sup>5)</sup> の方法で設計されたことは前にも述べた。この方法で得られたノズルは、非粘性の場合であるので、ノズル壁面に発達する境界層の修正が必要である。本ノズルでは側壁が平行であるので側壁における境界層の発達も考慮して上下壁に 6/1000 の勾配を付けて境界層の補正を行っている。この補正はマッハ数 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となる。次にこの影響について検討してみる。

図 5.1.1 (a) 及び (b) は、マッハ数 1.4~4.0 の 17 ケースについてノズル軸方向の側壁のマッハ数分布を示す。マッハ数 2.5 では、測定部の流れ方向のマッハ数は

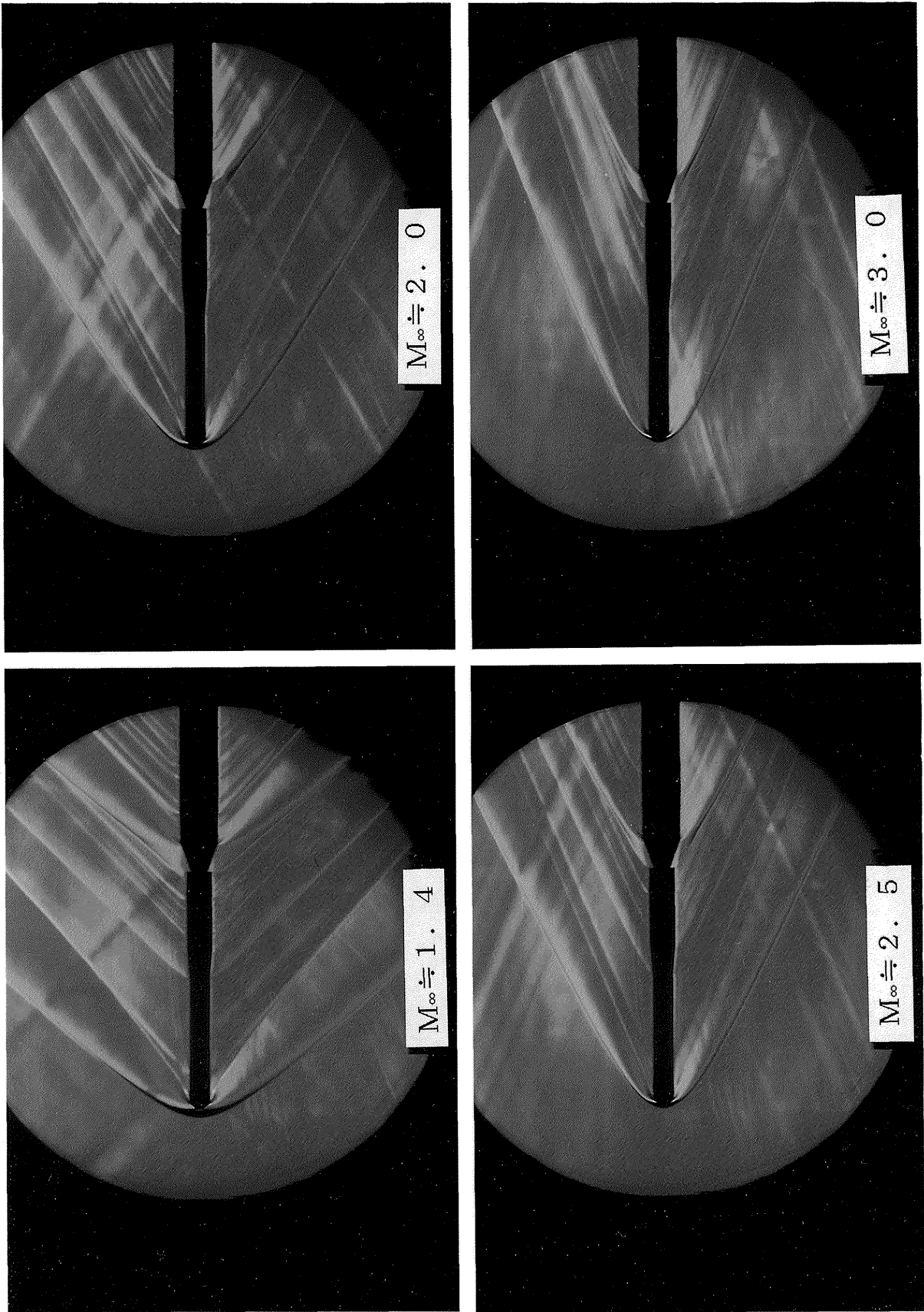


図4.3.4 シュリーレン写真





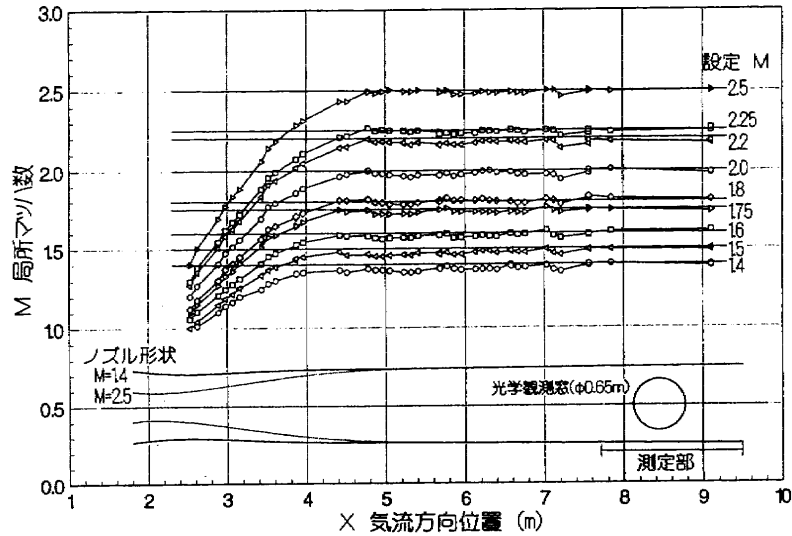


図 5.1.1 (a) 気流方向マッハ数分布 ( $M=1.4\sim 2.5$ )

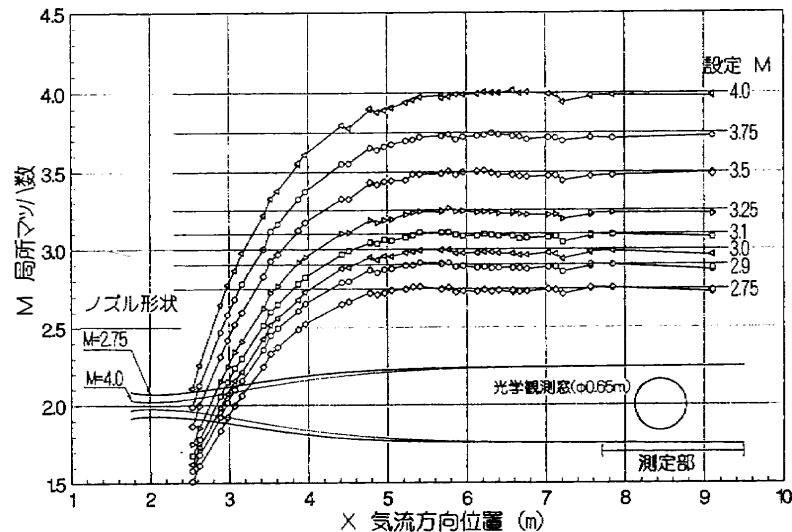


図 5.1.1 (b) 気流方向マッハ数分布 ( $M=2.75\sim 4.0$ )

良い一様性を示し、境界層補正の効果を裏付けている。ここで注目されることは、先に予測されたマッハ数 2.5 を挟んで境界層補正のし過ぎ、或いは補正不足によって気流方向のマッハ数分布に勾配が現れるような事は無いことが分かる。

5.2 マッハ数設定精度に対する影響

図 5.2.1 に示す「計算マッハ数 ○ 印」は、修理後に設定マッハ数に変形されたノズル (マッハ数 1.6, 2.0, 2.5 及び 3.0) の形状を実測し、その値にマッハ数 2.5 の境界層排除厚で補正したノズル形状の時のマッハ数と設定マッハ数との差を示す。設定マッハ数が 2.5 より小さい範囲では、境界層補正のし過ぎのため、ノズルスロート面積と測定部面積 (マッハ数測定位置) 比が大きくなり、各ノズルのマッハ数は設定マッハ数より低めに算出

されるのに対し、2.5 より上のマッハ数では補正不足のため、ノズルは開き過ぎの形状となり、設定マッハ数より高めに算出される。

一方、同図で「実測マッハ数 ■ 印」で示したデータは、各ノズルを設定マッハ数で通風した時に実測されたマッハ数である。設定マッハ数の増加に応じ実測されたマッハ数は、マッハ数 2.5 では設定マッハ数と実測マッハ数が一致するものの、マッハ数 2.5 から離れるほど設定マッハ数と実測マッハ数の差は広がる事が判る。以上のデータから、ノズル壁に実際に発達している境界層は、 $M_\infty < 2.5$  では、マッハ数が小さいほど境界層の厚さは急激に薄くなるのに対し、マッハ数 2.5 を超えてマッハ数が大きくなるほど、実際の境界層排除厚は厚くなる事がうかがえる。しかしながら、設定マッハ数と実測マッハ数とのズレは小さく、マッハ数 1.6 で、設定マッハ数

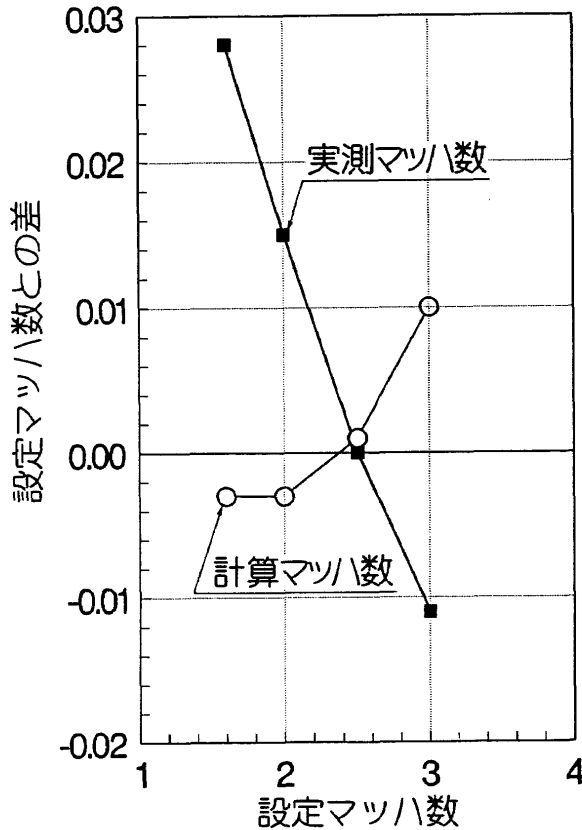


図5.2.1 設定マッハ数に対する境界層の影響

に対し0.028大きく、また設定マッハ数3.0では0.012小さくなる。

この設定マッハ数と実測マッハ数との差を無くし、高い設定精度でマッハ数を設定することは容易に実現できる。即ち、本風洞のノズルはマッハ数を任意に設定できるので、ノズル設定用カムの回転角とマッハ数の関係を較正することによって必要なマッハ数で通風することが可能となる。

## 6 AGARD 標準模型 B による三分力測定試験

### 6.1 試験条件

図4.1.3 (a), (b) に示す AGARD 標準模型 B を用いて三分力試験を実施した。試験マッハ数は1.4から3.0の間で実施した。本風洞は、マッハ数が増加すると、測定部に超音速流が成立する際に発生する衝撃的な空気力、即ちスターティングロード及びストップロードが急増し、天秤に大きな負荷が加わるので上限のマッハ数を3までとした。

模型全長を基準とした試験レイノルズ数及び次項で引用したデータの試験マッハ数とレイノルズ数の関係は、図6.1.1に示す。模型は全て自然遷移の状態で行った。

### 6.2 測定結果の検討

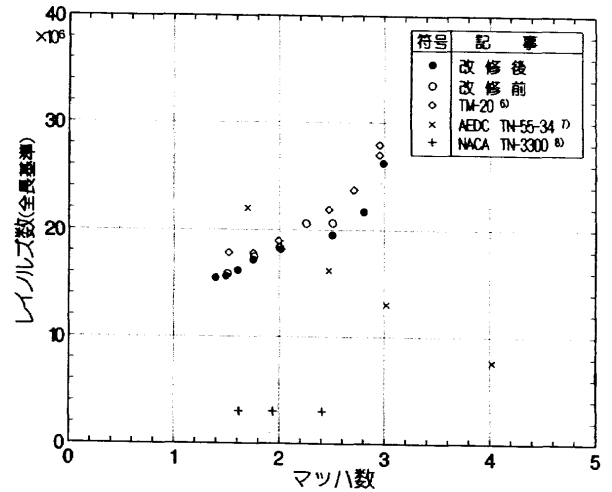


図6.1.1 試験レイノルズ数～マッハ数

#### (1) 迎角と $C_L$ , $C_m$ , $C_D$ 及び $X_{cp}$ の関係

マッハ数1.6～2.99における迎角による  $C_L$ ,  $C_m$ ,  $C_D$  及び  $X_{cp}$  の変化を図6.2.1 (a)～(i) に示す。各マッハ数で  $C_L$  は迎角  $\pm 6^\circ$ ,  $C_m$  は  $\pm 4^\circ$  位まではほぼ直線的に変化している事が判る。

#### (2) 他風洞のデータとの比較

本風洞のノズル修理前後の AGARD 標準模型 B の揚力傾斜  $C_{L\alpha}$ , 及び縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha}$ , 圧力中心位置  $X_{CP}$  及び最小全抗力係数  $C_{DTmin}$  について、マッハ

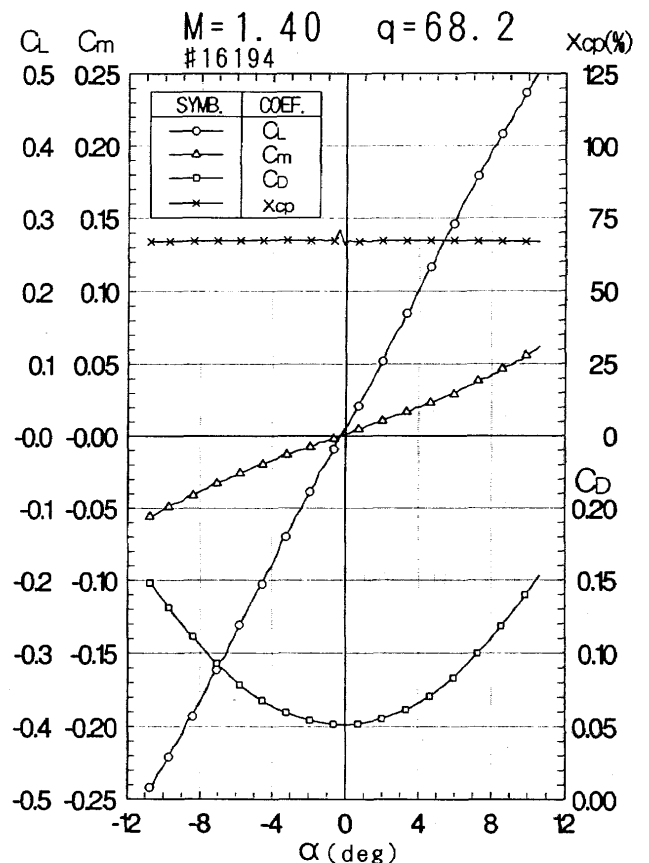


図6.2.1 (a) 縦三分力～迎角 ( $M=1.4$ )

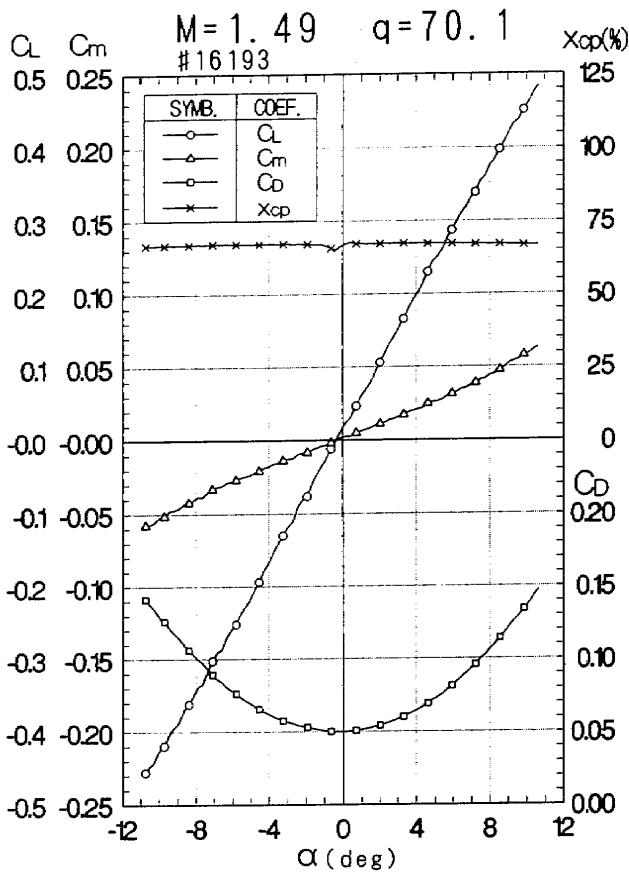


図 6.2.1 (b) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=1.5$ )

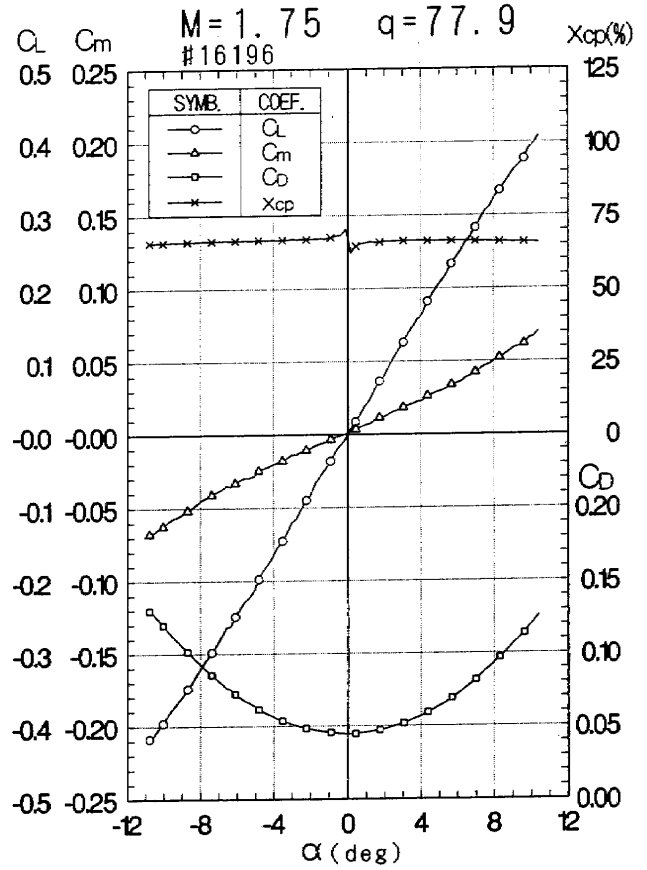


図 6.2.1 (d) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=1.75$ )

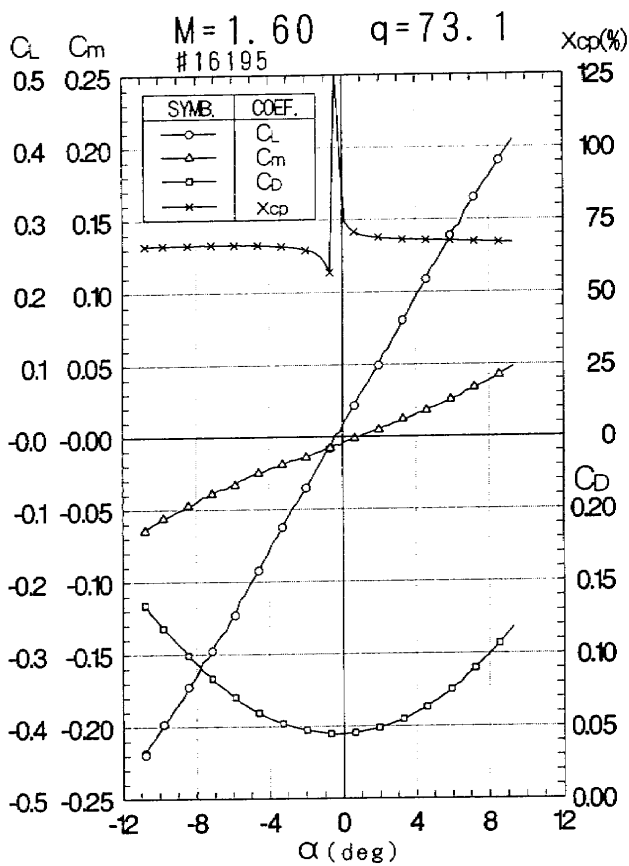


図 6.2.1 (c) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=1.6$ )

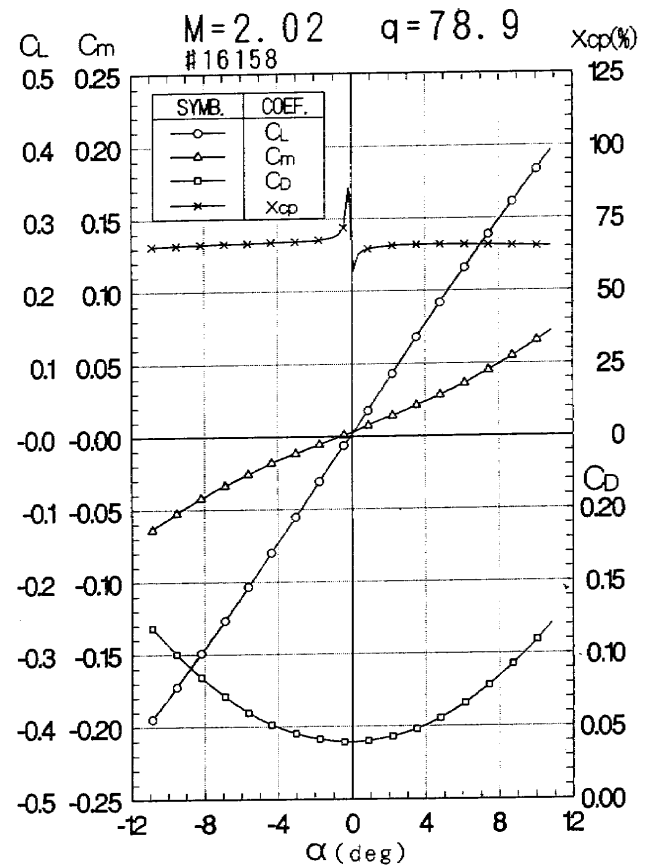


図 6.2.1 (e) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=2.0$ )

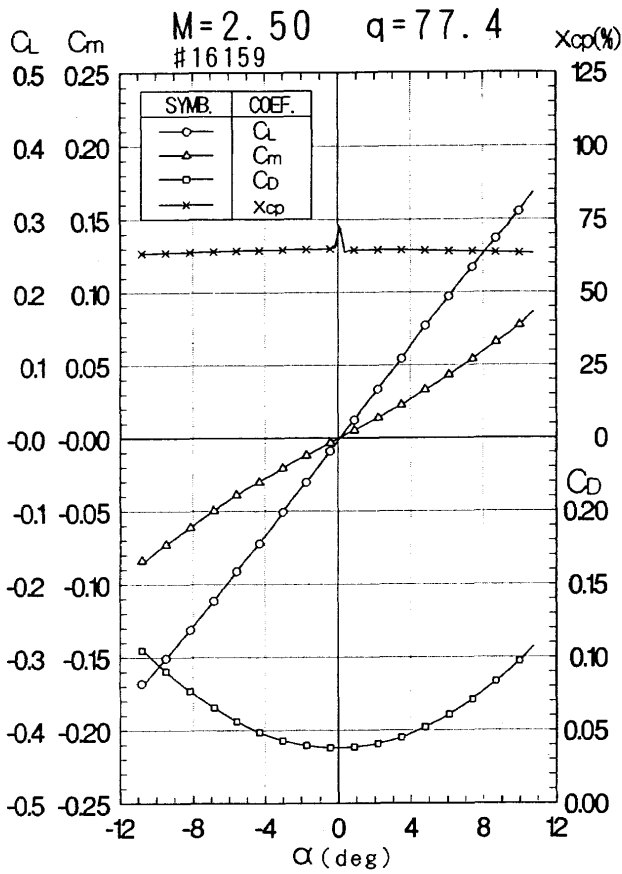


図 6.2.1 (f) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=2.5$ )

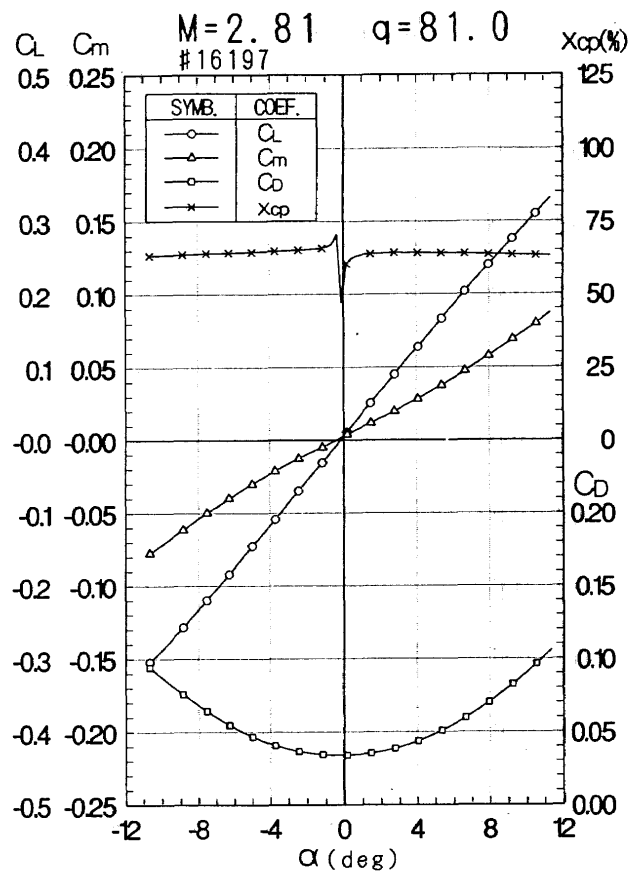


図 6.2.1 (h) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=2.8$ )

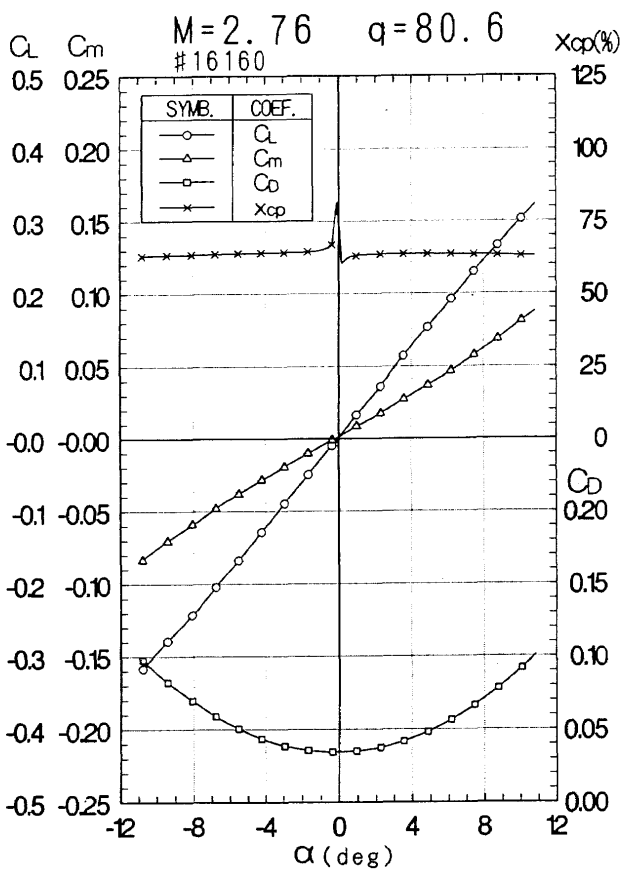


図 6.2.1 (g) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=2.75$ )

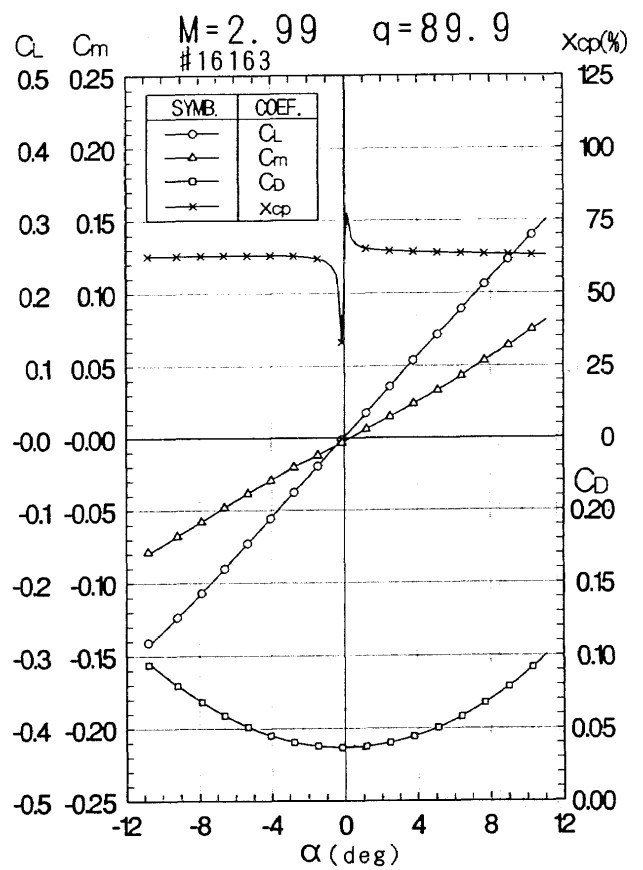


図 6.2.1 (i) 縦 3 分力 ~ 迎角 ( $M=3.0$ )

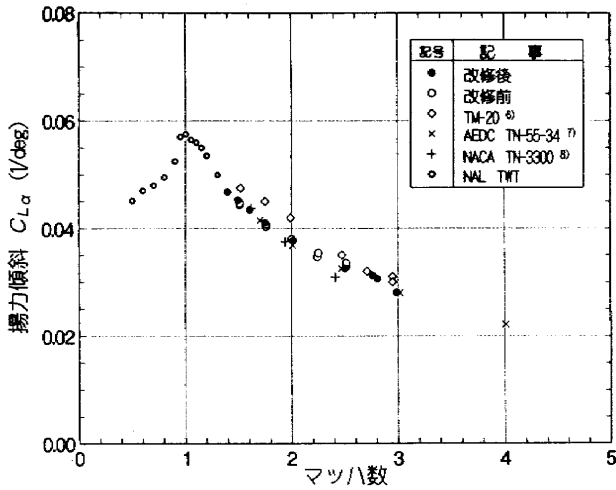


図 6.2.2 (a) 揚力傾斜～マッハ数

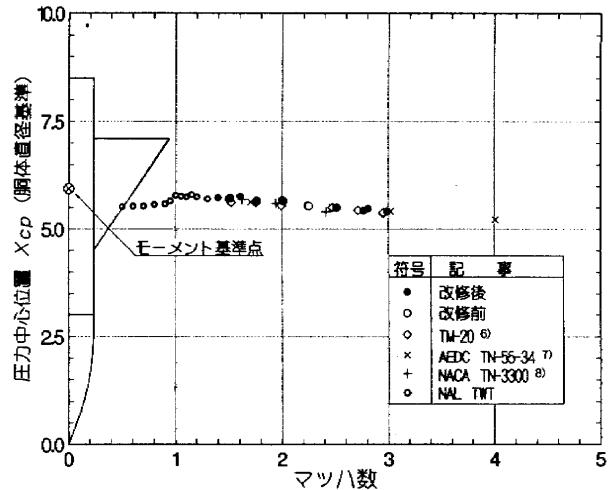


図 6.2.2 (c) 圧力中心位置～マッハ数

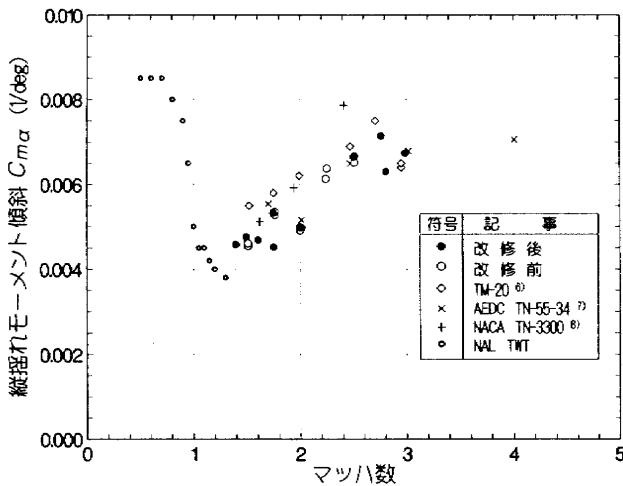


図 6.2.2 (b) 縦揺れモーメント傾斜～マッハ数

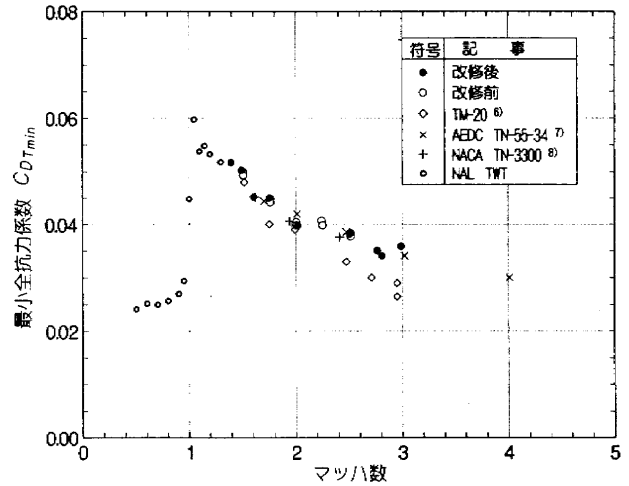


図 6.2.2 (d) 最小全抗力係数～マッハ数

数に対する変化を図 6.2.2 (a)～(d) に示す。 $C_{L\alpha}$  及び  $C_{m\alpha}$  は迎角  $-4^\circ \sim 4^\circ$  の範囲の  $C_L$  ならびに  $C_m$  から求めた。同図には、各国の超音速風洞で得られたデータを比較のため記入している。

本風洞の各データは各国の風洞のデータとほぼ一致している事が判る。

この図には風洞建設直後のデータ (◇) (文献 6) も参考のために示した。これは組立型タスク天秤によるもので、現在の一体型天秤のデータとは差が大きい。

## 7 むすび

ノズル修理後に風洞壁のマッハ数分布、測定部の気流の傾き、AGARD 標準模型 B による風洞の特性を調べた。その結果、以下の事項が明らかとなった。

- ① 長期間の運用によりノズルの座標は設計値に比べ最大 2.5mm ずれていたが、修正により気流への影響は比較的小さいことが明らかになった。
- ② ノズルの気流の傾き角はマッハ数 1.4～1.6 の範囲で最大  $0.4^\circ$  に達するが空気力測定試験では補正する必

要がある。

- ③ マッハ数設定値と通風時のマッハ数、即ちマッハ数の設定精度は良く、最大で 0.02 のズレでマッハ数設定が可能である。
- ④ 設計時に行ったノズル壁に発達する境界層の補正は的確であることが裏付けられた。
- ⑤ AGARD 標準模型 B による空力特性の測定結果は外国の文献の結果と殆ど等しいことがわかった。

終わりに、空気力学部超音速風洞制御研究室吉永崇室長には、本実験を通じ終始ご指導を戴いた。また空力性能部桑野尚明室長、中谷輝臣主任研究官には、四角錐台形プローブによる気流特性の測定についてご指導とご助力を戴き、超音速風洞計測研究室の方々には、試験にご協力を戴いた。

## 文 献

- 1) 空気力学部；1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造、航空宇宙技術研究所報告 TR-29, 1962 年 10 月
- 2) 河崎俊夫他；吹出式超音速風洞のノズル予備実験、

- 航空宇宙技術研究所報告 TR-26 1962年3月
- 3) 中谷輝臣; 実機搭載型飛行速度ベクトル計測システムの研究(その2) 測定原理・装置開発及び低速性能, 航空宇宙技術研究所/東京航空計器(株) 共同研究成果報告書 NAL-K-93, 1993年3月
  - 4) 桑野尚明他; ADSプローブ(ピトー管型)の高速特性試験(その1), 第33回飛行機シンポジウム前刷り, 1995年11月
  - 5) H. N. Riise; Flexible- Plate Nozzle Design for Two- Dimensional Supersonic Tunnels JPL Rep. 20-74, California Institute of Technology, June, 1954.
  - 6) 高木廣治, 谷 喬, 斎藤秀夫, 新井 忠; 1 m × 1 m 吹出式超音速風洞におけるAGARD標準模型Bの3分力試験, 航空宇宙技術研究所資料 TM-20, 1963年7月
  - 7) C.J. Schueler and W.T. Strike; An Investigation of the Lift, Drag and Pitching Moment Characteristics of AGARD Calibration Model A and B, AEDC- TN- 55- 34, Feb. 1956
  - 8) A.F. Bromm, Jr; Investigation of Lift, Drag and Pitching Moment of a 60° Delta-Wing-Body Combination (AGARD Calibration Model B) in the Langley 9-Inch Supersonic Tunnel, NACA 3300 Sept. 1954
  - 9) Prepared on behalf of the Aeronautical Research Council by the Compressible Flow Tables Panel; A SELECTION OF TABLES FOR USE IN CALCULATIONS OF COMPRESSIBLE AIRFLOW, OXFORD AT THE CLARENDON PRESS, 1952

---

## 航空宇宙技術研究所資料694号

平成8年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

Printed in Japan