

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-677

航技研0.1m×0.1m遷音速低温風洞の気流測定  
(その2)

青木竹夫・澤田秀夫

1995年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 航技研0.1m×0.1m遷音速低温風洞の気流測定 (その2)\*

青木竹夫\*<sup>1</sup> 澤田秀夫\*<sup>1</sup>

## Measurement of Free-Stream Properties in the NAL 0.1m×0.1m Transonic Cryogenic Wind Tunnel (Part II)\*

Takeo AOKI\*<sup>1</sup> and Hideo SAWADA\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

Temperature distributions at the settling chamber and test section static pressure distributions along the slotted wall are dealt with. Temperature distributions at the settling chamber were measured by two thermocouple probes which were traversed by hand alternately. The variation in temperature at the settling chamber was within  $\pm 1\text{K}$  except for the thermal boundary layer along the settling chamber wall. The thermal boundary layer thickness was less than 50 mm, but was more than any other station near the leg. Test section static pressure measurements revealed a pressure gradient whose buoyancy effect causes 6 counts of drag rise of the 7.5 mm AGARD-B model.

**Key Words** : cryogenic wind tunnel, measurement, thermal boundary layer, buoyancy effect

### 1. はじめに

この報告では、航技研0.1m×0.1m遷音速低温風洞の集合胴温度分布、スロット壁壁圧分布について述べる。本風洞は特性把握・運転法の研究目的のために製作され、その運転法が確立された後は、研究の重点が測定法へと移り、多様な試験が実施されてきた。<sup>1)</sup>

集合胴温度分布測定は、こうした段階の初期に行った試験である。本風洞の液体窒素噴射が第1、第2屈曲胴間で行われ、液滴あるいは気化したガスが、送風機を経て集合胴に到達するため、集合胴温度(総温)の断面内分布を知ることが、風洞特性評価上、重要である。

測定部通気壁形態は、最初、多孔壁が用いられていたが、多孔壁は圧力変動が大きいことがわかり、スロット(多溝)壁を常用するようになった。TR-1221はスロット壁形態での一連の試験をまとめたものであるが、その後、浅井の実験<sup>2)</sup>との関連で、スロット壁測定部の模型のない状態における長手方向の静圧勾配、マッハ数分布

状態を知る必要が生じ、スロット壁壁圧分布測定が行われた。

### 2. 集合胴温度分布

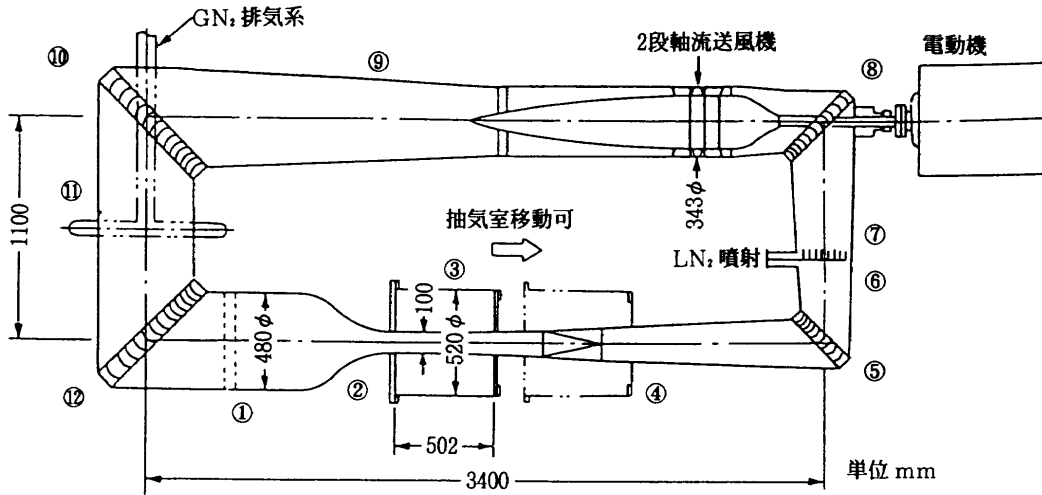
#### 2.1 測定法

航技研0.1m×0.1m遷音速低温風洞<sup>3)</sup>の風路平面図を図2.1(a)に示す。温度分布の測定を行った集合胴の形状は図2.1(b)に示すように、内径480mm、長さ394.5mmである。集合胴の上流側には整流用金網(素線径0.2mm、30メッシュ)が2枚あり、これらには、測定部中心軸上の静圧分布を測定するプローブを貫通させるための穴(径10mm)が設けられている。また、金網のすぐ下流にも、同プローブを支持するY字型支柱がある。

集合胴温度分布の測定法は以下のとおりである。本風洞では、図2.1(b)の集合胴下流端から90mm上流側へさかのぼった断面に、円周上8箇所の温度測定孔が設けられており、風洞外部から熱電温度計を挿入することが

\* 平成6年10月6日 受付 (received 6 October 1994)

\*<sup>1</sup> 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)



|   |         |    |        |
|---|---------|----|--------|
| 1 | 集合胴     | 7  | 第2 拡散胴 |
| 2 | 縮流胴     | 8  | 第2 屈曲胴 |
| 3 | 測定部     | 9  | 第3 拡散胴 |
| 4 | 第1 拡散胴  | 10 | 第3 屈曲胴 |
| 5 | 第1 屈曲胴  | 11 | 平行胴    |
| 6 | スプレーノズル | 12 | 第4 屈曲胴 |

図 2.1(a) 風路平面図

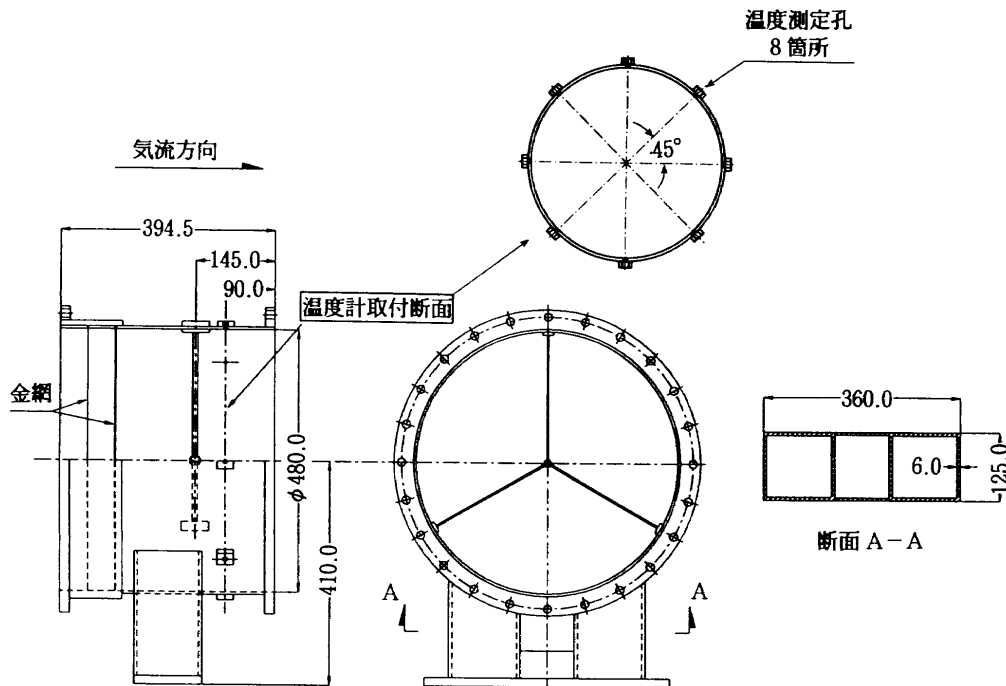


図 2.1(b) 集合胴

できる。使用した熱電温度計は露出・シース型、銅・コンスタンタン熱電対2本である。測定に際しては、2本の熱電対を隣り合う測定孔に差し込み、1本を集合胴断面の中央部に固定し、中心部の気流温度を測定する。他方は、中央部から20mm間隔で外部へ移動させ、集合胴断面部の温度を測定した。

## 2.2 測定結果

集合胴断面の温度測定結果を図 2.2 (a)に示す。半径方向の数値は、移動させた熱電対による測定温度と中央部に固定した熱電対の測定温度との差をしるした。破線の間隔は20mmで、一番外側が10mmである。実線は集合胴内壁である。集合胴外側はグラスウールの断熱層

(厚さ約100mm) が取り巻いているが、断熱層内温度も一部測定した。気流方向は紙面垂直に表から裏である。図2.2(b)は図2.2(a)の測定結果を縦軸に温度、横軸に半径方向の測定位置を集合胴内壁までの半径で無次元化して表した。各記号は移動させた熱電対の測定孔の位置を表す。図2.2(b)から、内壁の温度境界層部分を除い

た  $r/R < 0.8$  の範囲では、温度差は±1 K 以内に十分入っていることがわかる。

また同図から、温度境界層は50mm以下であることがわかるが、集合胴内壁付近では垂直軸方向(×印)の温度分布が、他の方向の温度分布よりも一番内壁から離れた位置で高い値を示している。換言すれば、集合胴最

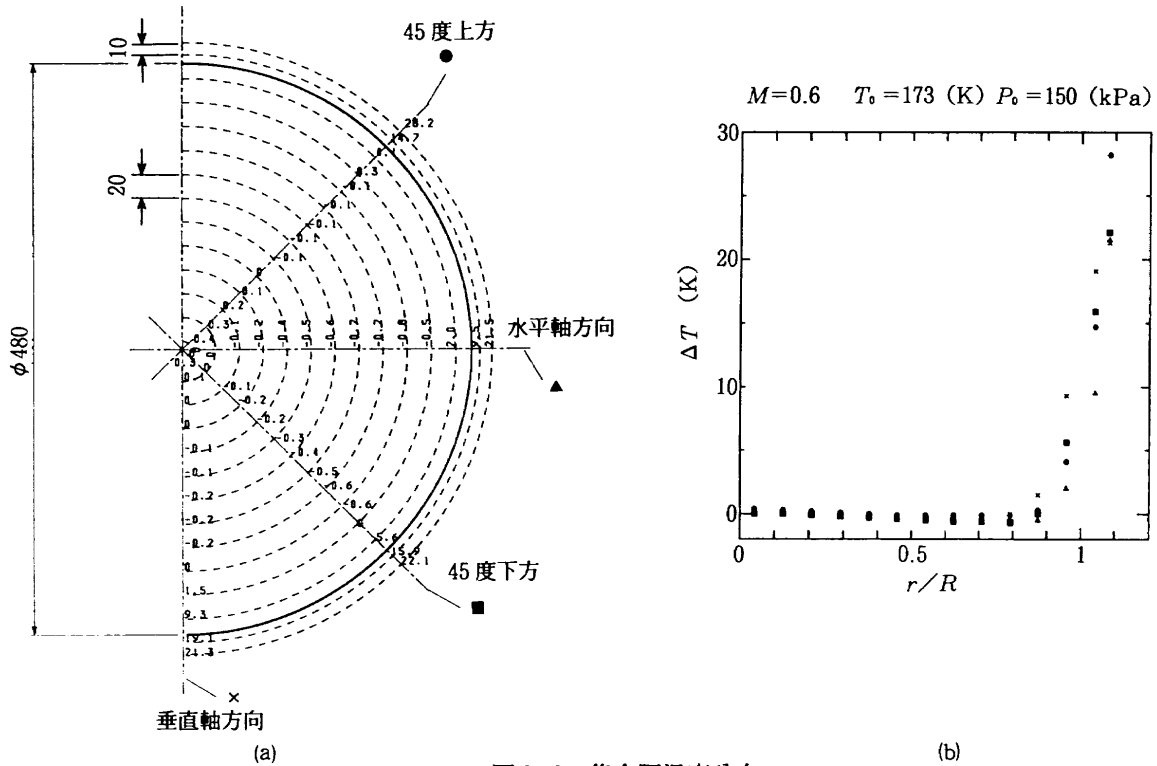


図2.2 集合胴温度分布

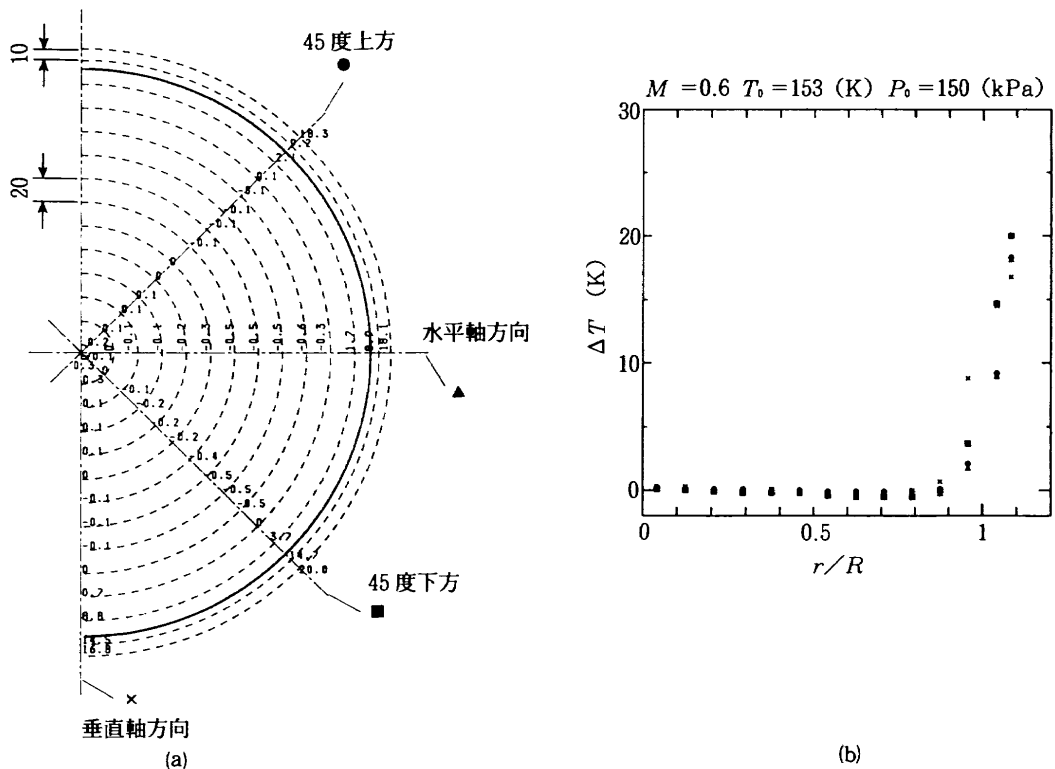


図2.3 集合胴温度分布

下部の温度境界層が、他の測定部分に比べ厚いことを示している。この原因として考えられることを以下に述べる。集合胴最下部に集合胴支持用の脚があり、脚の周囲には断熱層がない。脚の断面は、図 2.1 (b) に示すように、気流方向 125mm、気流直角方向 360mm、厚さ 6 mm、中空角形をしており、集合胴外壁接触部面積の集

合胴表面積に対する割合は 1% である。集合胴内外の気流温度差は 115~195K 程度であり、この大きな温度差による熱流入が脚と集合胴外壁接触部を通じておこり、風洞気流の局所的な温度上昇の原因となっていると考えられる。

次に、この温度境界層が縮流胴を経て測定部に到達し

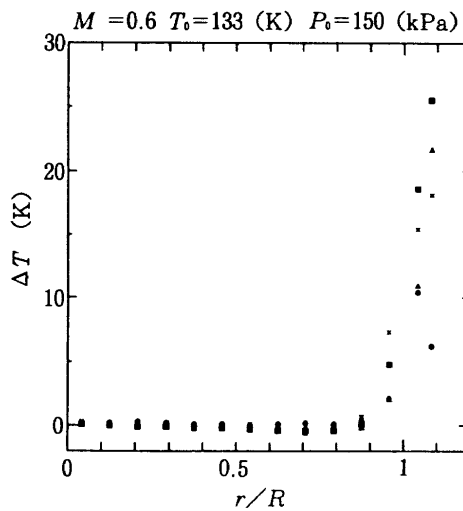
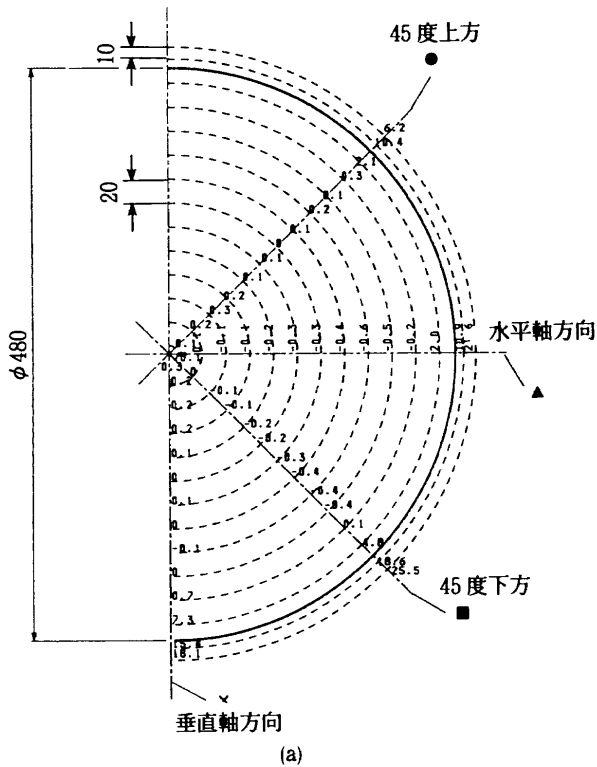


図 2.4 集合胴温度分布

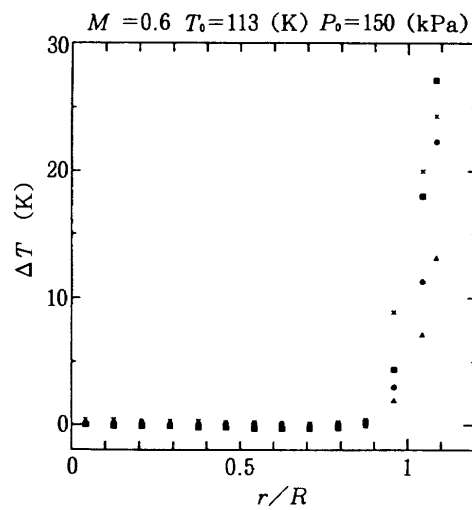
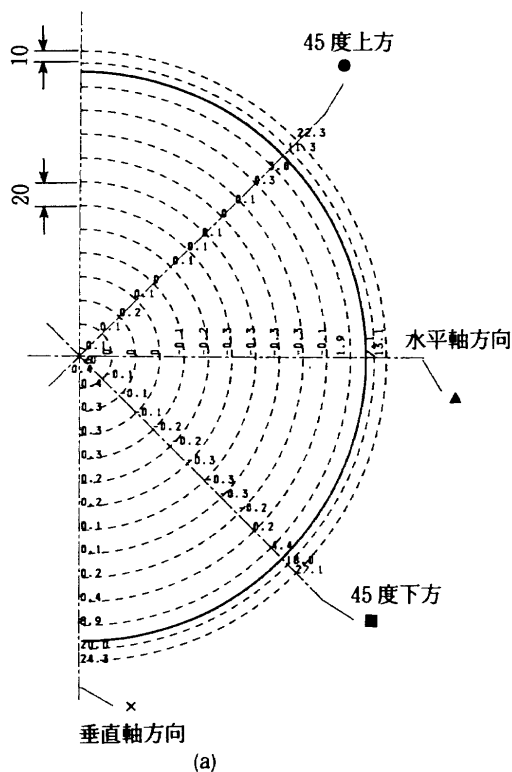


図 2.5 集合胴温度分布

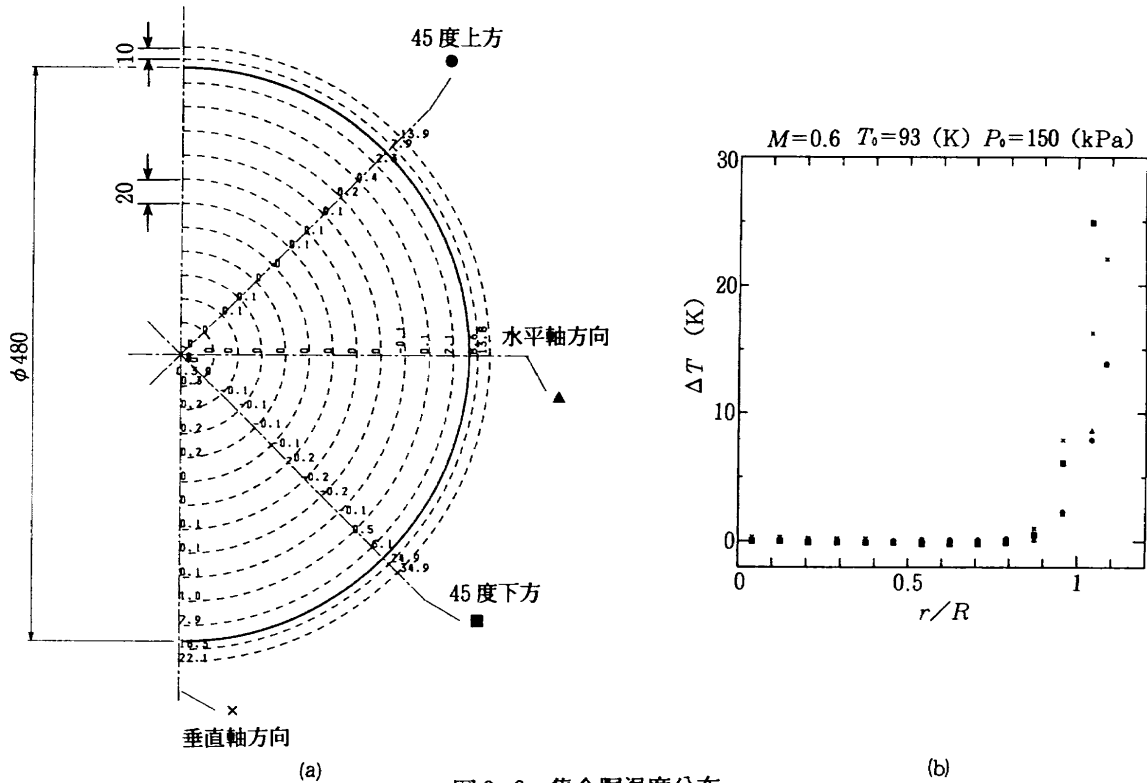


図 2.6 集合胴温度分布

たときの厚さ、すなわち、測定部における温度境界層厚さについて考える。本風洞の縮流胴は、縮流比 18.1 で円から矩形へ絞りをを行うが、一様な縮流が行われかつ、集合胴温度境界層を仮に 50mm として、集合胴温度境界層がしめる面積を縮流比で除算したものが、測定部での温度境界層がしめる面積であるとの考えで、厚さを推定すれば 10.4mm となる。これは、既に報告した総温分布測定結果<sup>9</sup>と矛盾しない。

図 2.3~2.6 は気流総温を下げた場合である。気流総温を下げれば原理的には、風洞内外の温度差が増大→熱流入増加→最下部温度境界層厚さの増大、が予想できるが、本測定では温度境界層厚さの増大を判定できるほど十分な測定点間隔、位置測定精度はなく、これらの図からは、図 2.2 と同じ傾向がうかがえるだけである。

### 3. 測定部スロット壁壁圧分布

#### 3.1 測定法

図 3.1 にスロット壁測定部を示す。上下がスロット壁で各々勾配 1/546 (片側開き角 6° 18′) で下流に向かって拡大している。溝は 4 列あり、開口比は 4% である。各溝は測定部最上流端 (縮流胴下流端) より 15mm 下流の位置から、頂角 2° で 1mm 幅まで拡がり、全長 267mm である。側壁は固体壁で互いに平行である。風路断面は、測定部最上流端で幅 100mm、高さ 100mm であり、スロット壁下流のディフューザフラップから拡大し、幅 100mm、高さ 110mm となる。

壁圧分布測定用スロット壁は図 3.2 である。これを上壁の中央に取り付けた。静圧孔は径 0.4mm、29 個ある。ただし、上流側から 19 番目は径 0.8mm である。各静圧孔からの壁圧は、継手を介し、ビニールチューブで風洞外へ導き、スキヤニバルブで測定した。本風洞における静的圧力測定法は圧力導管 (銅管、ビニールチューブ等) で測定圧力を風洞外にある常温用圧力変換器まで導く方法である。

径 0.4mm の静圧孔は自作した。参考に資するため、工作法を述べる。まず、気流面反対側からポンチを打ち、径 1.6mm の穴あけ作業を行う。穴は図 3.2 に示すように深さ 19mm で肉厚 1mm を残し、気流面まで貫通させない。次に、この穴と同心になるように気流面側から径 0.4mm の穴あけを行うわけであるが、ここで工作物の位置ぎめが問題となった。これには、図 3.3 の治具をドリルチャックにくわえ、ボール盤主軸上に固定し、治具を気流面反対側の穴に差し込んで工作物の位置ぎめを行った。この治具により、穴あけはほぼ同心に行うことができた。また、径 0.4mm の穴あけ作業では、切削油を使用することが肝要である。切削油なしではことごとくドリルが破損した。気流面は最後にコンパウンドで磨いた。

#### 3.2 測定結果

図 3.4 は測定結果である。継手総数の制限のため、測定点 (静圧孔) は 26 個となった。横軸は測定部上流

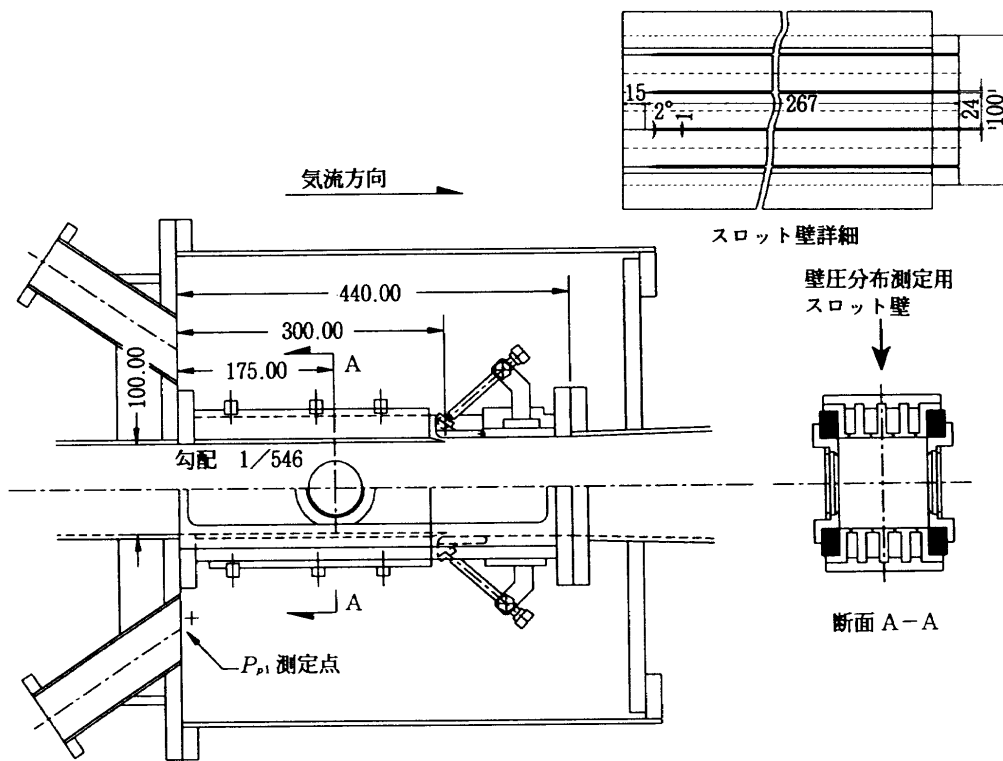


図 3.1 スロット壁測定部

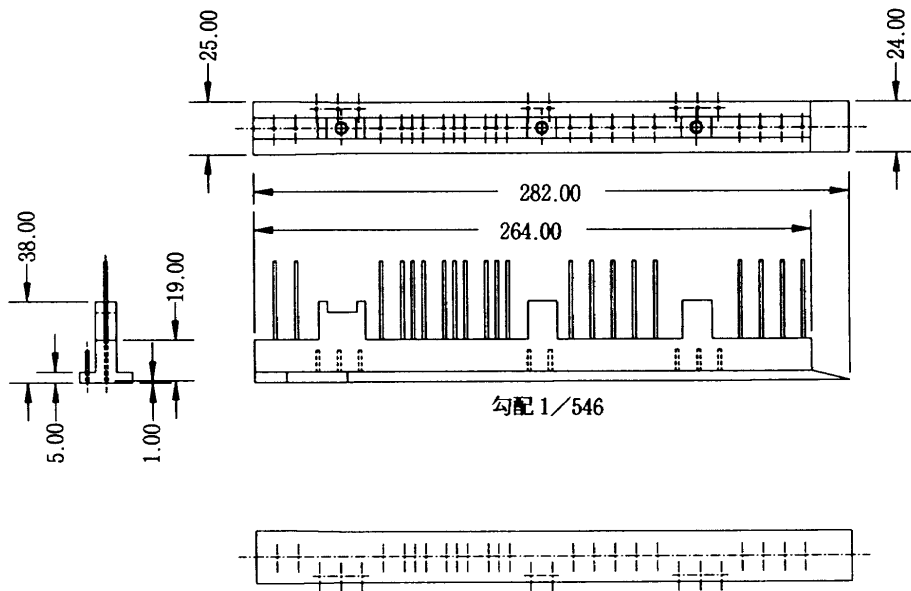


図 3.2 壁圧分布測定用スロット壁

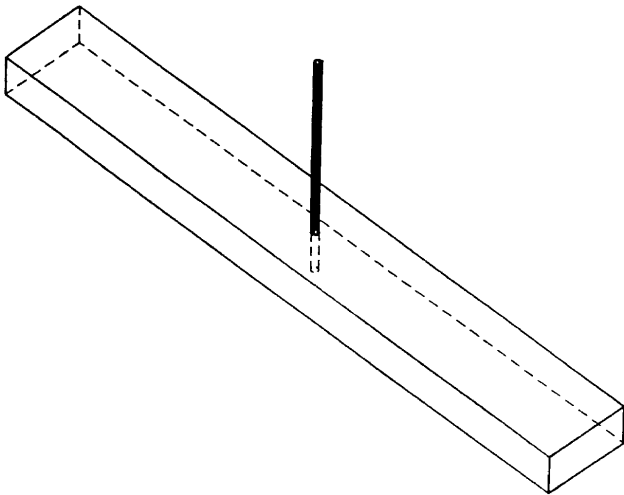


図 3.3 穴あけ位置ぎめ用具

端から下流方向へはかった距離  $X$  (mm), 縦軸は, 圧力係数

$$C_p = (P - P_{p1}) / q_{p1}$$

である。記号は  $P$ : 壁圧,  $P_{p1}$ : 抽気室圧力,  $q_{p1}$ : 抽気室圧力から求めた動圧である。壁圧測定は 10 回ずつ行った。まず, 明らかなように右下がり勾配がある。 $C_p$  が下流へ行くほど下がり, 加速流になっていることがわかる。上下壁の開き角が不足している。

9, 19 番目の静圧孔の値が大きく離れているが, 9 番目は静圧孔の“つまり”が原因と考えられる (マッハ数  $M=0.6$ , 総温  $T_0=140$  (K), 総圧  $P_0=130$  (kPa) の場合は現れていない)。19 番目は穴径が大きく, 構造・製作法も他静圧孔と異なっている。これらの値は以後の計算で使用しないことにする。

なお, マッハ数, 総温, 総圧を変えても, 前述の基本

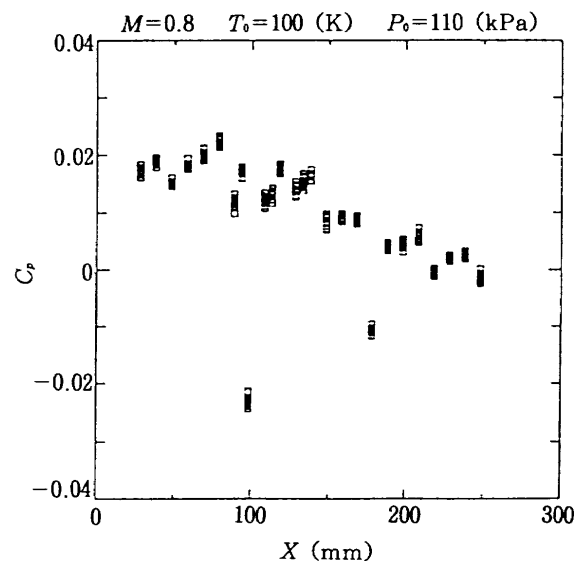
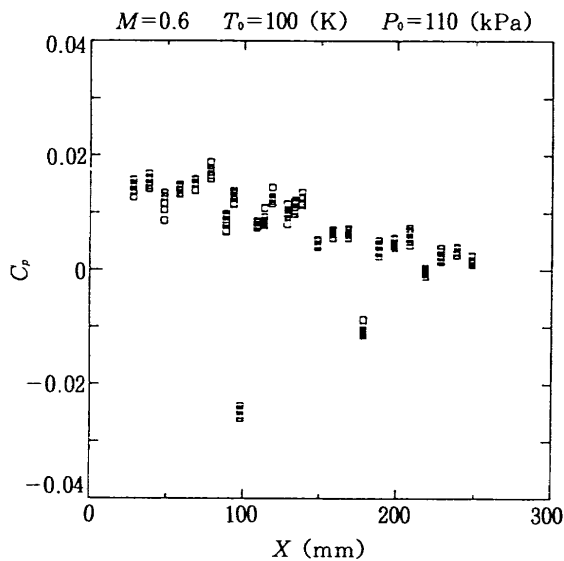
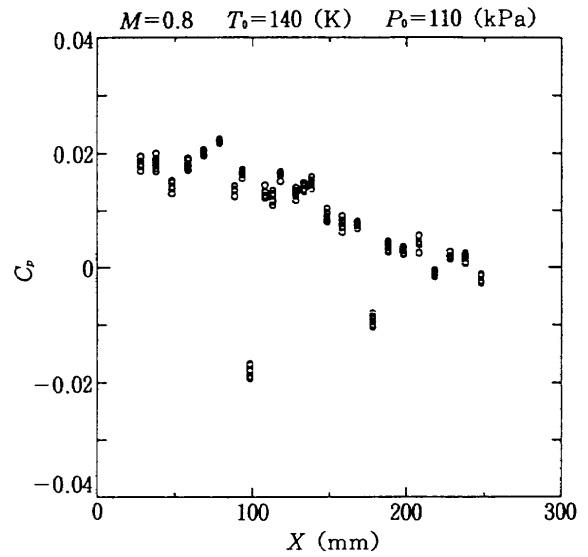
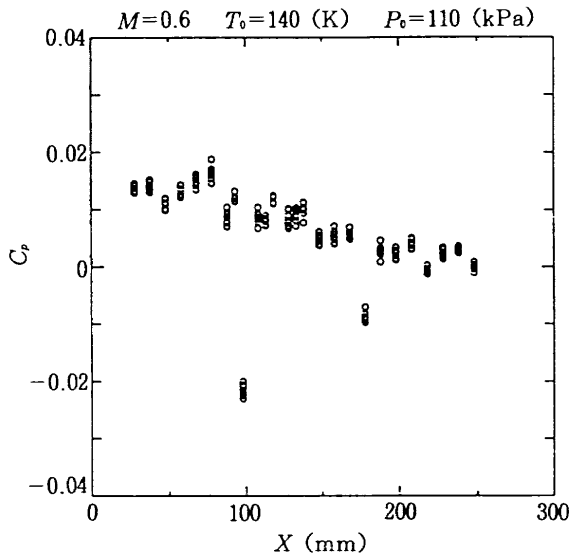


図 3.4 壁圧分布測定結果



表 3.1 静圧勾配

単位:  $\times 10^{-5} 1/\text{mm}$

| $M$<br>$T_0(K)$ | 0.6  | 0.8  |
|-----------------|--|--|
| 140             | -6.76 ( $P_0=110\text{kPa}$ )<br>-9.38 (130) | -9.98 ( $P_0=110\text{kPa}$ )<br>-9.03 (180) |
| 120             |  | -10.06 (110)<br>-9.30 (144)                  |
| 100             | -6.54 (110)                                  | -9.39 (110)                                  |

的傾向は同じである。これらの図における静圧勾配を最小自乗法による回帰直線の傾きとして求めたのが表 3.1 である。一般に、測定部に静圧勾配が存在する場合、抵抗測定値に浮力効果があらわれる。浮力効果の大きさは、 $\Delta C_D = - (V/S) dC_p/dX$

である<sup>9)</sup>。ここで、 $V$ : 模型体積、 $S$ : 翼基準面積を表す。例えば、AGARD-B 模型 (付録) で表 3.1 の最大値を用いて浮力効果を計算すると、 $\Delta C_D = 0.0006$  (6 カウント) となる。浮力効果を 1 カウント (Isaacs の基準、文献 5)) に抑えるには、静圧勾配が 6 倍大きいことになる。静圧勾配を改善するには、上下壁の開き角を変えた系統試験を実施して、静圧勾配が最小となる最適な開き角を決定する必要がある。しかし、これは開発風洞を前提とした場合で、前述のように本風洞の目的に準ずれば、“低温風洞でも常温風洞と同様の各測定ができること”を示すのがここでは重要と考える。

図 3.5 は先の静圧と総圧からマッハ数を算出したものである。右下がり静圧勾配に対応して、右上がりマッハ数勾配がある。また、図中シンボルのばらつきは、マッハ数の振幅 (制御偏差) を表しており、マッハ数  $M$

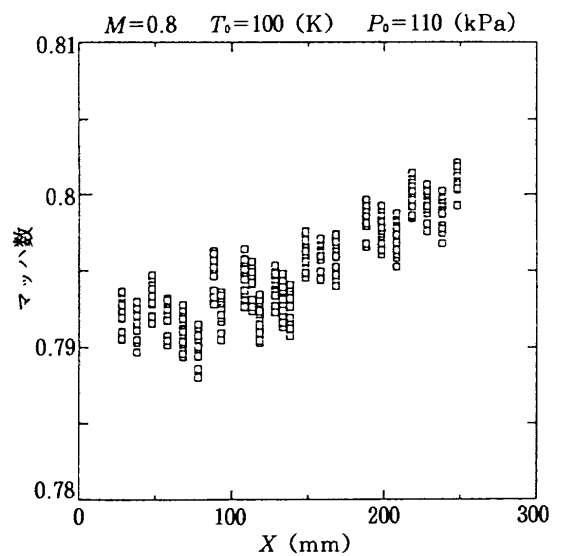
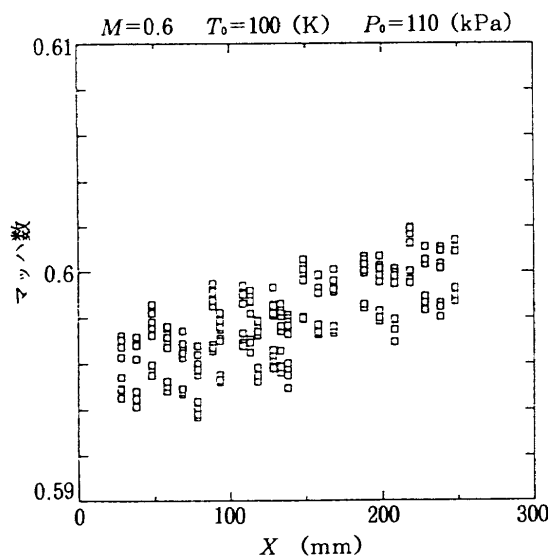
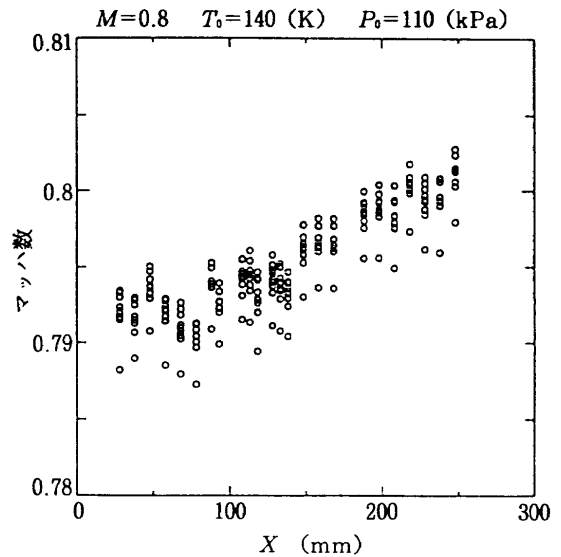
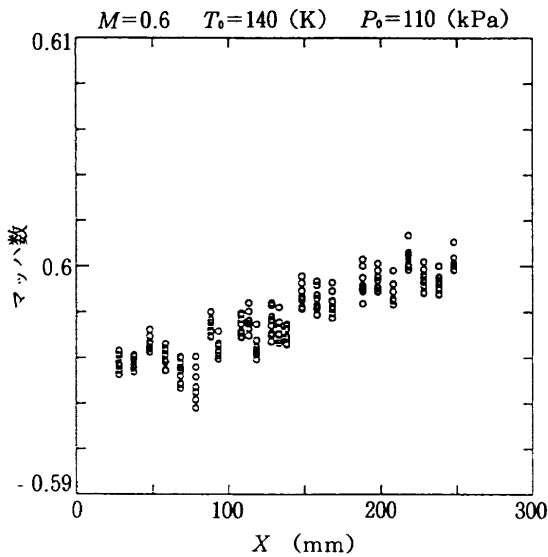


図 3.5 マッハ数分布

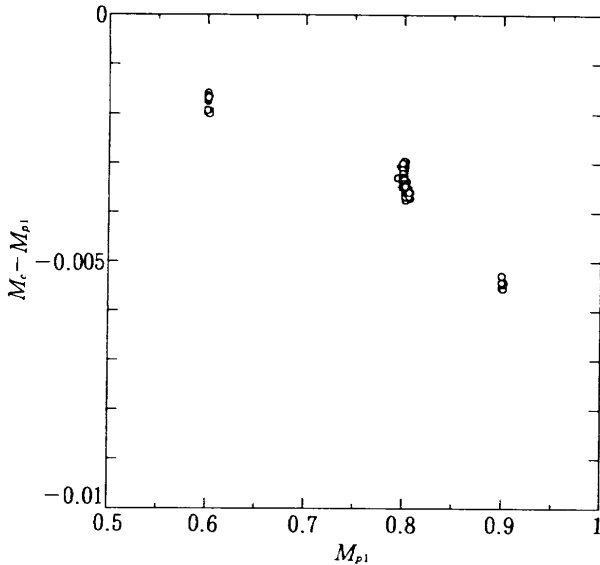


図3.6 測定部窓中心上壁位置におけるマッハ数と抽気室圧力から求めたマッハ数との関係

( $\equiv M_{p1}$ , 総圧と抽気室圧力から計算される。)は設定値に対して、ほぼ $\pm 0.001$ 以内に制御される。

今、測定部窓中心位置  $X=175$  (mm) におけるマッハ数を  $M_c$  とし、 $M_{p1}$  との関係調べてみる。 $M_c$  はマッハ数の回帰直線から内挿して求める。抽気室圧力は図3.1+印の位置で測定している。図3.6は得られた結果で、 $M_{p1}$  を横軸、 $M_c$  と  $M_{p1}$  との差を縦軸に描いてある。 $M_{p1}$  の増加に伴い、差が大きくなっている。つまり、測定部窓中心位置上壁でのマッハ数は抽気室圧力から計算したマッハ数よりもやや低い。 $M_{p1}=0.8$  では、 $M_c - M_{p1} \approx -0.003$  である。しかしながら、既に報告した静圧分布測定結果<sup>9)</sup>(この報告では、速度が上下壁側よりも中央部で0.1~0.2%程度大きくなった。)を加味すると、マッハ数の差は風路断面中央部では改善される可能性がある。

#### 4. まとめ

- (1) 熱電温度計を用いて集合胴温度分布を測定した。温度境界層を除けば、温度一様性は $\pm 1$  K以内である。
- (2) 温度境界層は50mm以下であるが、脚付近ではやや厚い。
- (3) スロット壁壁圧分布測定では静圧勾配が存在した。この静圧勾配による浮力効果は本風洞用 AGARD-B 模型では6カウントの抵抗増加をもたらす。
- (4) 測定部窓中心位置上壁でのマッハ数は抽気室圧力から計算したマッハ数よりもやや低い。

本資料及び報告 (TR-1221) により、本風洞スロット壁測定部と集合胴の気流の様子が一部明らかになった。低温風洞実験技術としては、空気力や圧力測定等の計測

技術に関してはほとんど問題がなく、近い将来、大型化した低温風洞建設が期待される。

#### 参考文献

- 1) 澤田秀夫, 青木竹夫; 高レイノルズ数低温風洞について, 日本航空宇宙学会誌 第42巻 第480号 (1994/1).
- 2) K. Asai and T. Aoki; Experiments to Evaluate Hot-Jet Simulation Capabilities in Cryogenic Wind-Tunnel Testing, AIAA 92-0567 (1992/1).
- 3) 高島一明, 沢田秀夫, 青木竹夫, 萱場重男; 航技研 0.1m×0.1m 遷音速低温風洞の試作, 航空宇宙技術研究所報告 TR-910 (1986/8).
- 4) 青木竹夫, 澤田秀夫; 航技研 0.1m×0.1m 遷音速低温風洞の気流測定, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1221 (1993/12).
- 5) T.D. Reed, T.C. Pope and J.M. Cooksey; Calibration of Transonic and Supersonic Wind Tunnels, NASA CR-2920 (1977/11) pp.15.

#### 付録 AGARD-B 模型の V/S 値

まず翼断面について、翼弦長を  $s$ , 最大厚さを  $2h$  とすると (図 A. 1 参照。),

$$s = 2r \sin(\theta/2) = y \tan 60^\circ \quad (1)$$

$$h = r(1 - \cos(\theta/2)) \quad (2)$$

条件として,

$$y = 1.5D \text{ のとき } s = 2.598D \quad (3)$$

$$\text{任意の } y \text{ で } h = 0.02s \quad (4)$$

$D$  は胴体径である。(1), (2), (4) から

$$r(1 - \cos(\theta/2)) = 0.02 \times 2r \sin(\theta/2)$$

$$\cos(\theta/2) = 1 - 0.04 \sin(\theta/2)$$

両辺を自乗し、 $\cos^2(\theta/2) = 1 - \sin^2(\theta/2)$  を使えば,

$$\sin(\theta/2)(1.0016 \sin(\theta/2) - 0.08) = 0$$

となる。これから,

$$\sin(\theta/2) = 0.08 / 1.0016$$

$$\theta = 9.1624^\circ$$

また、(3)は(1)で満足される。翼断面積を  $2A$  として

$$A = (r^2/2) \theta - (sr/2) \cos(\theta/2)$$

$$= (r^2/2) (\theta - \sin \theta)$$

$r$  は(1)から

$$r = y \tan 60^\circ / 2 \sin(\theta/2) = 10.8426 y$$

であるから,

$$A = 0.04 y^2$$

となり、右翼部分の体積  $V_1$  は,

$$V_1 = 2 \int_0^{1.5D} A dy$$

$$= 0.09D^3 \quad (5)$$

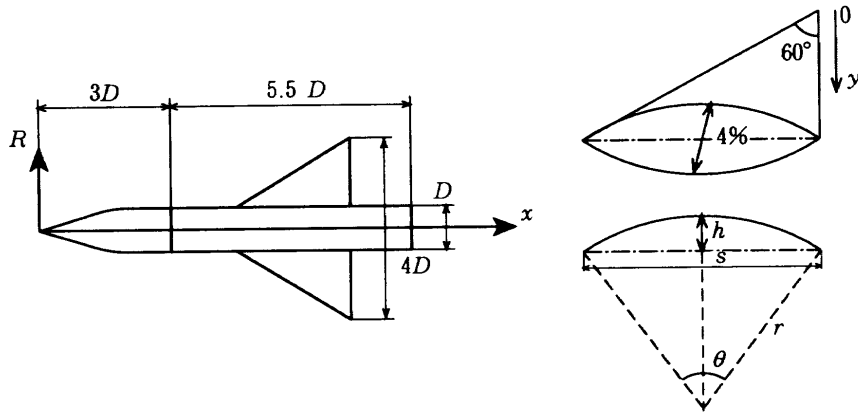


図 A. 1

となる。

胴体前部  $0 \leq x \leq 3D$  は、

$$R = (x/3) [1 - 1/9 (x/D)^2 + 1/54 (x/D)^3]$$

であり、この部分の体積  $V_2$  は、

$$V_2 = \pi \int_0^{3D} R^2 dx$$

結果だけを示すと、

$$V_2 = (367/840) \pi D^3$$

胴体後部  $3D \leq x \leq 8.5D$  における体積  $V_3$  は

$$V_3 = (\pi D^2/4) \times 5.5D$$

$$= (11/8) \pi D^3$$

である。(5), (6), (7)から、全体積  $V$  は、

$$\begin{aligned} V &= 2 \times 0.09D^3 + (367/840) \pi D^3 \\ &\quad + (11/8) \pi D^3 \\ &= 5.8723D^3 \end{aligned}$$

で求められる。また、翼基準面積は、

$$S = (1/2) \times 4D \times 2D \tan 60^\circ$$

$$= 4\sqrt{3} D^2 = 6.9282D^2$$

(6) 従って、

$$V/S = 0.84759 D$$

本風洞用 AGARD-B 模型は、 $D = 7.5$  (mm) であり、

(7)  $V/S = 6.3570$  (mm)

となる。

---

## 航空宇宙技術研究所資料677号

平成7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

---