

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 1.27m極超音速風洞の気流傾角分布試験

関根 英夫, 津田 尚一, 平林 則明  
小山 忠勇, 永井 伸治, 渡利 實

2007年3月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



宇宙航空研究開発機構研究開発報告  
JAXA Research and Development Report

1.27m 極超音速風洞の気流傾角分布試験

Measurement of Flow Angle Distribution of the JAXA 1.27 m  
Hypersonic Wind Tunnel

関根 英夫\*<sup>1</sup>, 津田 尚一\*<sup>1</sup>, 平林 則明\*<sup>1</sup>  
小山 忠勇\*<sup>1</sup>, 永井 伸治\*<sup>1</sup>, 渡利 實\*<sup>1</sup>

Hideo SEKINE, Shoichi TSUDA, Noriaki HIRABAYASHI,  
Tadao KOYAMA, Shinji NAGAI and Minoru WATARI

\* 1 : 総合技術研究本部 風洞技術開発センター  
Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology

2007 年 3 月  
March 2007

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



# 1.27m 極超音速風洞の気流傾角分布試験\*

関根 英夫\*<sup>1</sup>、津田 尚一\*<sup>1</sup>、平林 則明\*<sup>1</sup>

小山 忠勇\*<sup>1</sup>、永井 伸治\*<sup>1</sup>、渡利 實\*<sup>1</sup>

## Measurement of Flow Angle Distribution of the JAXA 1.27 m Hypersonic Wind Tunnel \*

Hideo SEKINE\*<sup>1</sup>, Shoichi TSUDA\*<sup>1</sup>, Noriaki HIRABAYASHI\*<sup>1</sup>

Tadao KOYAMA\*<sup>1</sup>, Shinji NAGAI\*<sup>1</sup> and Minoru WATARI\*<sup>1</sup>

### 概要

1.27m 極超音速風洞の気流品質確認の一環としてマッハ数校正試験と並行して気流傾角分布測定試験を1999年6月から2000年7月にかけて実施した。表面4点に圧力孔を有し、差圧を検出することで縦横の気流傾角を同時に測定できる円錐プローブ7個を持つ気流傾角レークを適用して試験を効率的に行った。風洞よどみ点温度は800℃とし、風洞よどみ点圧力は2.5MPa、4MPa、6MPaの3点で試験を実施した。測定範囲については、水平面および鉛直面分布は風洞軸を中心とする幅0.72mをノズル出口から下流0.9m迄を、気流断面分布は風洞軸を中心とする幅0.72m×高さ0.6mを気流方向3箇所まで測定した。試験は、気流傾角プローブの校正、傾角プローブ支持部熱変形補正量の取得を行った後、気流傾角分布測定を行った。その結果、風洞中心軸上では、平均して0.05°程度の右下から吹き上がりぎみの気流傾角を持ち、一様流コア全域の気流傾角は最大絶対値で0.2度、平均値で±0.02度以内、95%不確かさ値は±0.13～0.20度程度であることがわかった。高圧高温配管の熱膨張による気流方向の変動は微小であった。

**キーワード：** 極超音速風洞、気流校正試験、気流傾角、円錐プローブ、気流傾角レーク、感度係数、オフセット角、一様流、トラバース装置、偏り誤差、偶然誤差、不確かさ

### ABSTRACT

A series of wind tunnel tests were conducted from June in 1999 to July in 2000 in the JAXA 1.27 m hypersonic wind tunnel to measure flow angle distribution in the core region. To measure the flow angle, a rake equipped with seven cone-shape probes was used. The probes, which has four circumferentially, equally spaced pressure orifices on the surface, are able to measure flow angles in the vertical and horizontal planes simultaneously. The tests were conducted at a stagnation temperature of 800 °C and stagnation pressures of 2.5, 4, and 6 MPa. First, sensitivities for the probe sensors and the deformation effect on the rake caused by aerodynamic heating were investigated. Then, flow distributions were obtained on the horizontal and vertical planes, 0.72 m wide and 0.9 m in length. Cross-sectional distributions 0.72 m wide and 0.6 m high were obtained at three stream-wise positions. The average flow angle in the core region is less than 0.02 degrees and the uncertainty with a 95% confidence level is 0.13-0.2 degrees. Effect on the flow angle variation by extension of the high-pressure-high-temperature tube was not significant.

\* 平成19年3月13日受付 (received 13 March, 2007)

\*<sup>1</sup> 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

## 記号：

$A_\alpha$	$\Delta \alpha$ 傾角プローブ感度係数
$A_\beta$	$\Delta \beta$ 傾角プローブ感度係数
$a_{\alpha i}$	$\Delta \alpha$ 傾角プローブ支持部の変形量係数
$a_{\beta i}$	$\Delta \beta$ 傾角プローブ支持部の変形量係数
$B$	正確度 (Bias limit)
$P$	精密度限界 (Precision limit)
$P_0$	風洞よどみ点圧力
$p_1, p_2, p_3, p_4$	傾角プローブの表面圧力
$T_0$	風洞よどみ点温度
$t$	通風開始からの経過時間
$U_{RSS}$	気流傾角不確かさ (包括度 95%)
$x$	風洞座標軸、気流方向、下流が正、原点はノズル出口中心
$y$	風洞座標軸、水平方向、上流を向いて右が正、原点はノズル出口中心
$z$	風洞座標軸、上下方向、上が正、原点はノズル出口中心
$\Delta p_\alpha$	$\Delta \alpha$ 傾角プローブで検出する差圧 ( $p_3 - p_1$ )
$\Delta p_\beta$	$\Delta \beta$ 傾角プローブで検出する差圧 ( $p_2 - p_4$ )
$\Delta p_{\alpha t}$	気流傾角レーク空力加熱変形による $\Delta \alpha$ 傾角プローブ差圧増分
$\Delta p_{\beta t}$	気流傾角レーク空力加熱変形による $\Delta \beta$ 傾角プローブ差圧増分
$\Delta \alpha$	鉛直面内気流傾角、吹上が正、風洞中心軸が基準
$\Delta \beta$	水平面内気流傾角、上流を見て右から来る流れが正、風洞中心軸が基準
$\Delta \theta_\alpha$	$\Delta \alpha$ 傾角プローブのオフセット角
$\Delta \theta_\beta$	$\Delta \beta$ 傾角プローブのオフセット角
$\theta$	主模型支持装置ピッチ角、上向きが正
$\theta_1$	傾角プローブを正取付で差圧0になる $\theta$
$\theta_2$	傾角プローブを反転取付で差圧0になる $\theta$
$\sigma_{SEE}$	推定標準誤差
$\sigma_{dist}$	一様流コア領域の気流傾角標準偏差

## 1. はじめに

1.27m 極超音速風洞 (HWT2)<sup>1)</sup> は 1995 年 (平成 7 年) 3 月に 0.5m 極超音速風洞 (HWT1)<sup>2)</sup> に並置される形で設置された。マッハ数校正試験に着手してきて測定部一様流についていくつかの問題点が明らかになった。まず、ピトー圧に顕著な変動現象が観察された。この変動現象の原因が、加熱器内に結露した燃焼ガスの水分によるものであることが分かったため、加熱器真空排気システムの追加、配管温度調整、高圧空気源脱湿装置の代替等の

結露対策が実施された。<sup>3)</sup> 次に測定部に強い圧力波があり、マッハ数のバラツキが大きいことが明らかになった。これに対しては CFD を駆使したノズル形状再設計を行いノズル内面を再切削した。<sup>4)</sup> これらの対策により、一様流マッハ数の 95% 不確かさが  $\pm 0.3\%$  という優れた気流が得られている。<sup>5)</sup>

気流特性試験の第 2 段階として一様流の向きが風洞の軸に対してどれくらい傾いているかを明らかにする気流傾角分布測定試験を実施した。

HWT2 は HWT1 の加熱器を共用しているため、図 1.1 に示すように作動空気を長い高温高压配管で HWT2 に送り込む構造になっている。熱膨張を考慮して、設計温度で丁度ノズル軸が測定軸と一致するよう製作されている。<sup>6)</sup> 高温高压配管の熱膨張による気流の偏向はないか、を確認することも本試験の目的である。

試験は 1999 年 6 月から 2000 年 7 月にかけて 3 回に分けて実施した。気流傾角を測定するセンサーとしては、円錐形の圧力プローブを用いた。<sup>7)</sup> プローブは円錐表面上、上下左右 4 点に圧力孔が開けられており、相対する圧力孔の差圧をとることにより縦横の気流角度を同時に測ることができる。このプローブ 7 個を組み付けた気流傾角レークを試験に用いた。

試験は次の順に進めた。まず、プローブ差圧  $\Delta p$  と気流傾角を関係付けるプローブ校正試験を行った。次いで、気流傾角レークプローブ支持部の通風による熱変形を測定し、傾角測定の補正式を作成した。最後に、プローブ校正試験結果と熱変形補正式を適用して測定部一様流コア領域の気流傾角分布を測定した。

結果については速報が講演会等で報告されているが、<sup>8)</sup> 本報告書ではこれら 3 回の試験の試験方法、結果の詳細について報告する。

## 2. 装 置

## 2.1 風 洞

極超音速風洞全体の配置を図 1.1 に、1.27m 極超音速風洞の写真を図 2.1 に、主要性能要目を表 2.1 に示す。極超音速気流を実現するためには、非常に高い圧力比が必要で、本風洞ではそのために上流側に高圧空気源として圧力 19.7MPa、合計容積 36m<sup>3</sup> の貯気槽を、下流側に低圧槽として容積 1150m<sup>3</sup> の真空槽 2 基と容積 2300m<sup>3</sup> の真空槽 1 基を備えており、高圧の空気を真空の中に吹き込む形式をとっている。常温のまま通風を行うと断熱膨張のために作動空気が凝縮してしまうため、蓄熱体として球状アルミナペブル 8.5 トンを充填した加熱器を備えており高圧空気をその中を通過させることで加熱している。気流傾角に関係する主要な装置は以下の通りである。

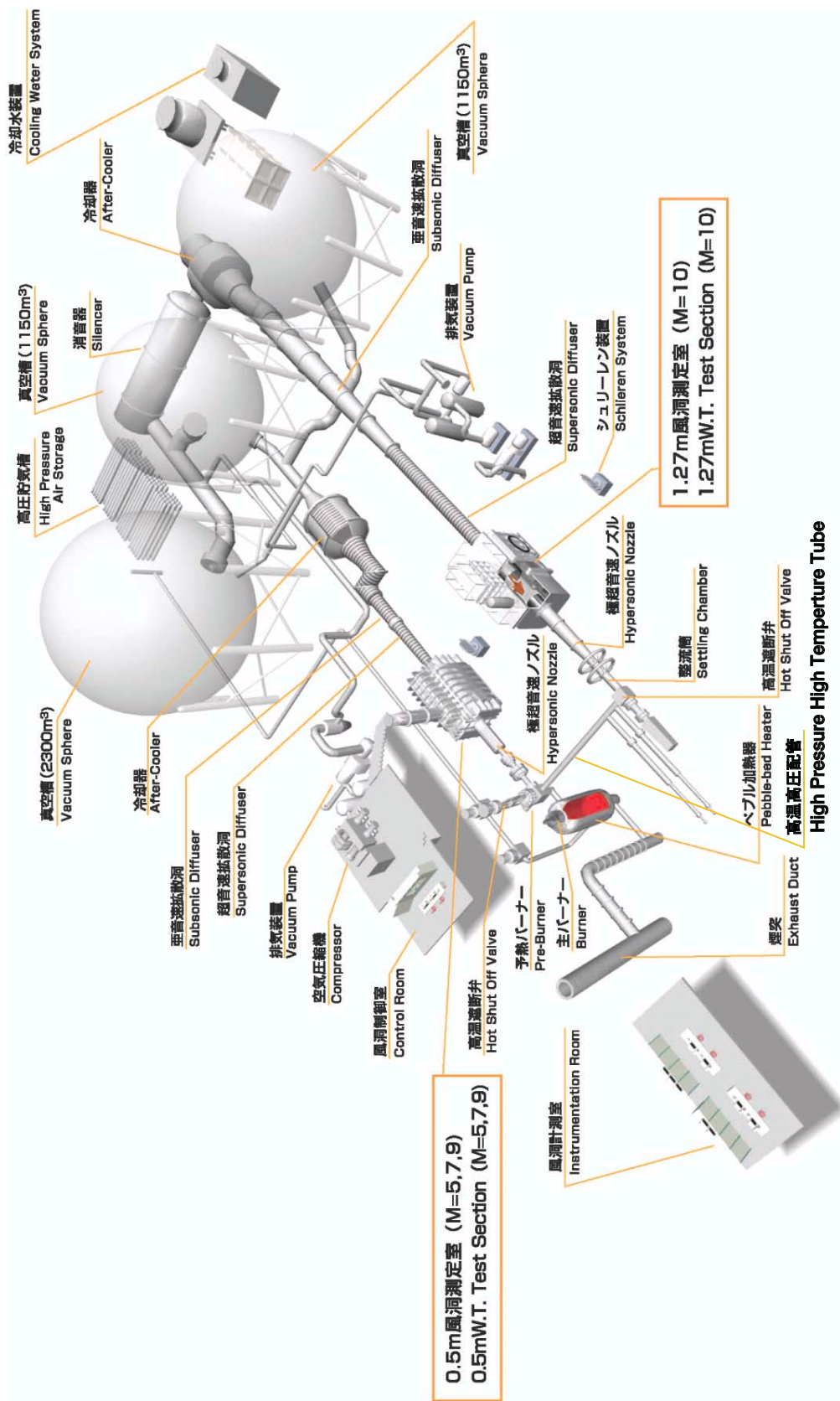


図 1.1 極超音速風洞全体配置図



図 2.1 1.27m 極超音速風洞外観

表 2.1 1.27m 極超音速風洞 主要性能

形式	吹出し真空吸込み式
ノミナルマッハ数	10
測定部	自由噴流式
ノズル出口直径	1.27m
よどみ点圧力	1 ~ 9.9 MPa
よどみ点温度	850 ~ 1200 K
最大持続時間	60 秒 (3 真空槽 全部使用)
高圧空気貯気槽	最大 19.7 MPa 18 m <sup>3</sup> × 2
真空槽	2300 m <sup>3</sup> × 1 1150 m <sup>3</sup> × 2
加熱器	都市ガスバーナ使用 アルミナペブル 8.5 ton
主模型支持装置変角	ピッチ -12 ~ 47 deg ロール ± 95 deg
高速模型投入装置	気流中心まで 0.2sec

(1) **高温高圧配管** : HWT2 に高温高圧空気を供給する長さ 10m の配管は、上流側は加熱器出口に、下流側は高温遮断弁に締結されている。外径 0.32m、肉厚 21mm の外筒、内径 0.15m の内筒およびその間に充填された断熱材とからなる。圧力は外筒で受ける。通風時の高温気流の温度低下を防ぐために、通風に先立って予め予熱バーナー燃焼ガスを内筒

内側に流し内筒を暖めておく。加熱により伸縮するので設計点で適正長さになるよう製作されている。

- (2) **高温遮断弁** : HWT2 の高温高圧の作動空気を流通 / 遮断する弁は、スロート径 0.102m 水平置きアングル型である。作動空気の流路はここで流れ方向を 90° 変える。加熱器内圧力が通風設定圧力になると本弁が開き通風が開始され、設定した通風時間が過ぎると閉じ、気流は停止する。油圧作動で開閉に要する時間は約 1 秒である。弁表面は加熱前に分岐した作動空気強制的にフィルムクリーニングされている。
- (3) **整流筒** : 全長 2.4m、内径 0.308m の鋼管製で、厚さ 30mm の積層ステンレス箔の断熱材が内側に張られている。上流は高温遮断弁に、下流端はノズルにそれぞれ締結されている。

内部に 2 枚の整流多孔板と 2 枚の整流金網を有し、風洞基準量測定用のよどみ点圧カプローブ、よどみ点温度プローブが設置されている。

- (4) **ノズル** : ノミナル設計マッハ数 10 のコンターノズルである。長さ 7.4m、出口直径 1.27m (50 インチ) で測定部に自由噴流を形成する。スロートの内径は 48mm で強制水冷却されている。上流端は整流筒に、下流側はノズル出口端から 2.4m 上流の位置で測定室殻壁に固定されている。高温高圧配管からノズルに至るまでの風洞作動空気流路は、加熱



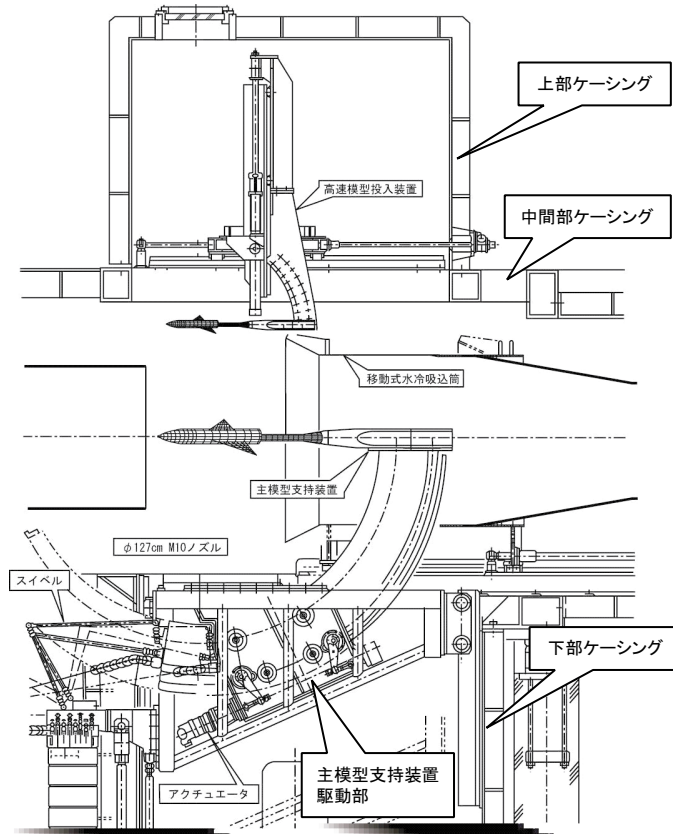


図 2.2 1.27m 極超音速風洞の測定部詳細図

器出口と測定室殻壁の2点で束縛され、他の点では重力を支えるだけで温度による膨張収縮を逃がす構造になっている。

- (5) 測定室：図 2.2 に 1.27m 極超音速風洞の測定室を示す。長さ約 8.2m、幅約 4.3m、高さ約 8.6m の測定室にノズル下流部、模型支持装置、吸込み筒および超音速拡散筒上部が収納されている。ノズルと吸込み筒の間が自由噴流式の測定部となり、通常は 1.2m に設定している。模型支持装置は主模型支持装置と高速模型投入装置を備えている。
- (6) 模型支持装置：主模型支持装置はセクター型で、スティングポッド、ピッチ角・ロール角制御駆動機構および投入制御駆動機構から構成されている。変角範囲はピッチ角が  $-12^{\circ} \sim 47^{\circ}$ 、ロール角が  $-95^{\circ} \sim 95^{\circ}$  で、任意の  $\alpha$ 、 $\beta$  を組み合わせた試験ができる。高速模型投入装置は測定室の上部に取り付けられ、空気圧駆動式で供試模型を上部の模型退避位置から風洞中心へ 0.2 秒で投入できる。模型姿勢角は予め所要角度で模型取付け板に取り付ける。模型取付け板の駆動を空気圧駆動機構からサーボモーターを使用した位置制御駆動機構に切り替えることによって、気流方向、上下方向のトラバース装置として用いることができる。気流方向に 1.6m 移動で

きる。上下方向の移動は風洞中心軸が下方限界であり、これ以下に下げるためには延長板を追加する必要がある。

傾角プローブ校正試験には主模型支持装置を、傾角分布を測定する本試験には高速模型投入装置のトラバース機能を用いた。

- (7) 風洞の作動範囲とレイノルズ数範囲：1.27m 極超音速風洞の作動範囲を図 2.3 に示す。図は一様流コアのマッハ数を 9.6 として計算した。よどみ点圧力

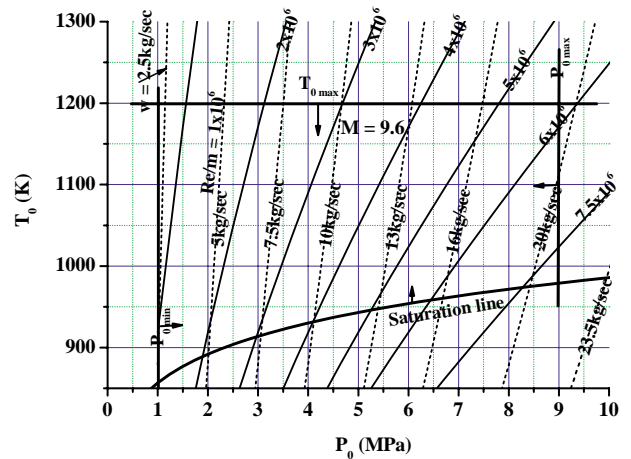


図 2.3 1.27m 極超音速風洞作動範囲

$P_0$ とよみ点温度 $T_0$ の組合せを変えることでレイノルズ数を変えることができる。図中には代表長を1mとした時の値を示す。

## 2.2 傾角測定プローブ

風洞の座標系と気流傾角の定義を図2.4に示す。気流傾角測定に用いたプローブは円錐表面の軸対称点の静圧差が、流れ方向との角度に依存することを適用したセンサーである。円錐の形状は半頂角 $30^\circ$  底面直径34mmで、鉛直面の傾角 $\angle\alpha$ と水平面の傾角 $\angle\beta$ を同時に測定できるように、円錐先端から同じ距離に90度間隔で測圧孔を4個設けた。プローブの測圧孔と気流傾角の関係を図2.5に示す。プローブに向かって反時計まわりに番号をつけると $\angle\alpha$ 検出用の差圧 $\Delta p_\alpha$ 、 $\angle\beta$ 検出用の差圧 $\Delta p_\beta$ は以下の通りである。

$$\Delta p_\alpha = p_3 - p_1 \quad (2.1)$$

$$\Delta p_\beta = p_2 - p_4 \quad (2.2)$$

圧力センサーは半導体ダイアフラム差圧型（型番

:PDCR42、Druck社製、 $\pm 7.4\text{kPa}$  および型番:PDCR23、Scanivalve社製、 $\pm 6.9\text{kPa}$ )で、仕様を表2.2に示す。

このプローブを、直径12mm長さ0.11mの支柱を用いて0.12m間隔に7個取り付け付けた気流傾角レークを使用した(図2.6参照)。風洞軸を中心に幅0.72mを1度に測定できる。

気流傾角レークの材質は、大型部品は高力アルミ合金A7075を、プローブ等の小型部品及び通風中に気流から加熱を受ける部品はSUS303を使用して製作した。圧力応答遅れを極力少なくするように圧力導管長を短くする配慮をして圧力センサーはプローブ取付腕及びスティング内部に収納した。本レークのプローブ取付腕は形状・構造を上下対称にして、通風中に気流による構成部材の加熱にともなう変形を少なくするよう配慮した。プローブ取付腕は厚さ22mm、奥行83mmで前縁断面は半頂角 $15^\circ$ の楔状をしている。後ろ半分はアルミ合金板で圧力センサー収納部を形作っている。

水平分布及び気流断面分布を測定する時は気流傾角レ

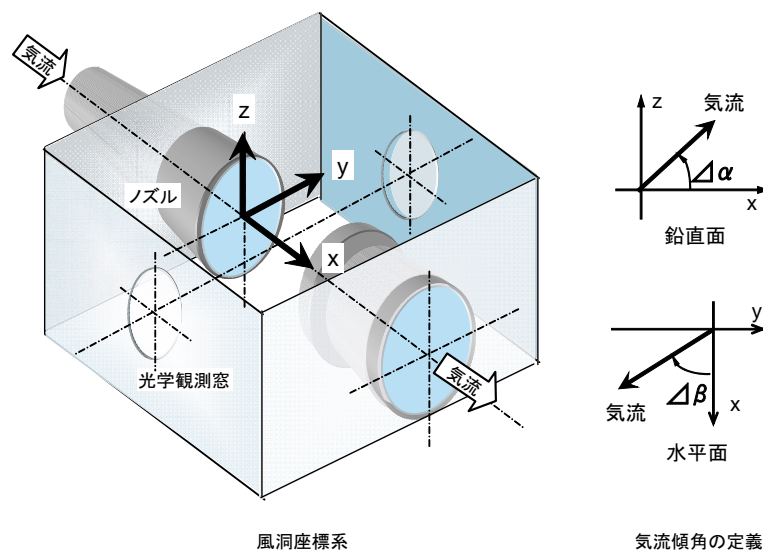


図2.4 風洞座標系と気流傾角の定義

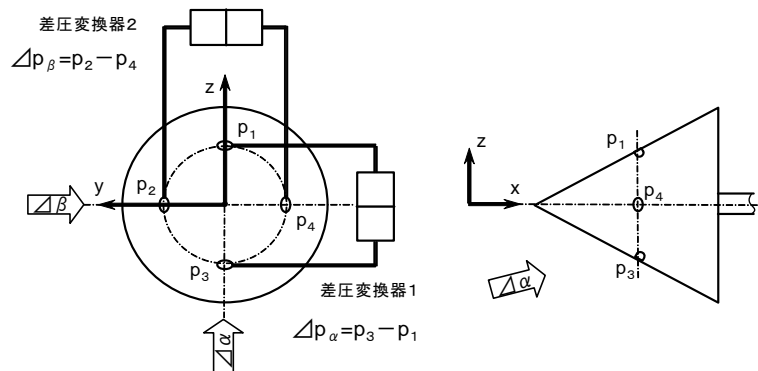


図2.5 気流傾角と差圧の関係

表 2.2 差圧型センサーの仕様

項目	差圧センサー 1	差圧センサー 2
型番、製造会社	PDCR42、Druck 社	PDCR23、Scanivalve 社
形式	フラッシュダイアフラム 差圧型	フラッシュダイアフラム 差圧型
構造	シリコン単結晶ダイアフラム 拡散型 4 ストレインゲージ式	シリコン単結晶ダイアフラム 拡散型 4 ストレインゲージ式
圧力測定範囲	± 7.4 kPa	± 6.9 kPa
定格出力電圧	± 15 mV	± 17.5 mV
励起電圧	12 Vdc (推奨)	9 ~ 15 Vdc
精度	± 0.06 %F.S	± 0.06 %F.S
温度ドリフト	± 0.6 %F.S (10 ~ 40°C)	零点: ± 0.05 %F.S (20 ~ 40°C) 感度: ± 0.02 %F.S (20 ~ 40°C)
使用温度範囲	- 40 ~ 80 °C	- 40 ~ 100 °C
寸法 [mm]	φ 7.9 × L16	φ 15.5 × L34.3

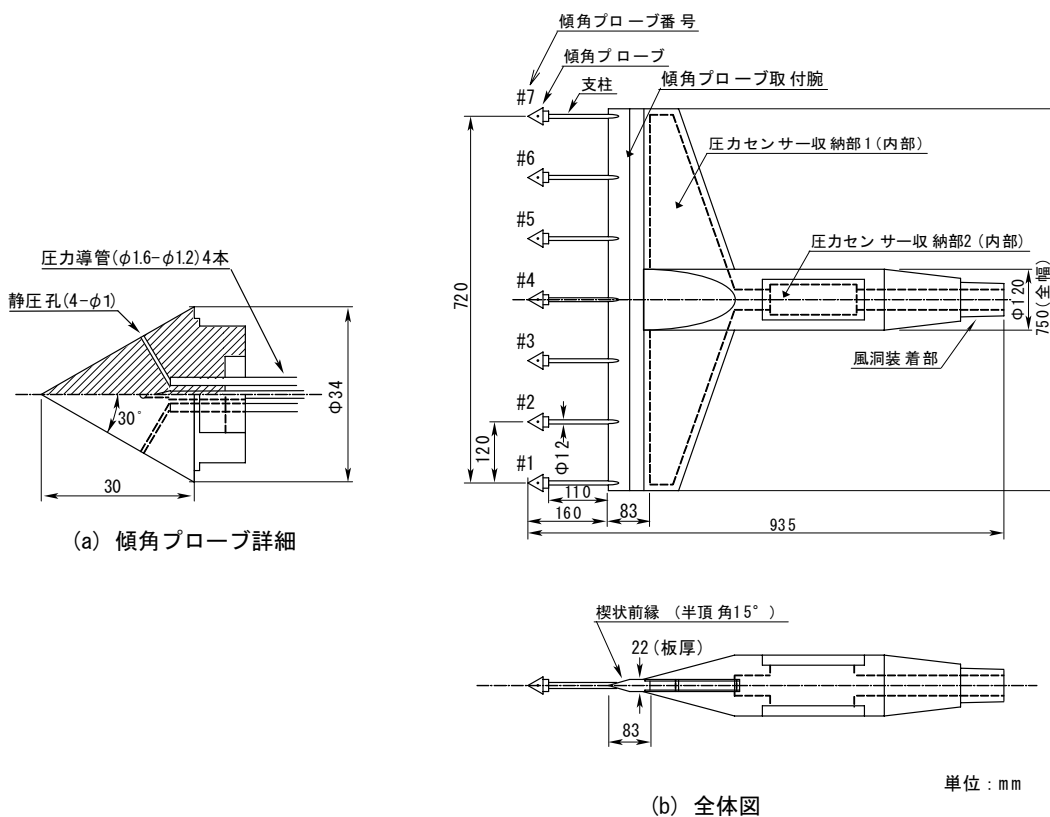


図 2.6 気流傾角レーク

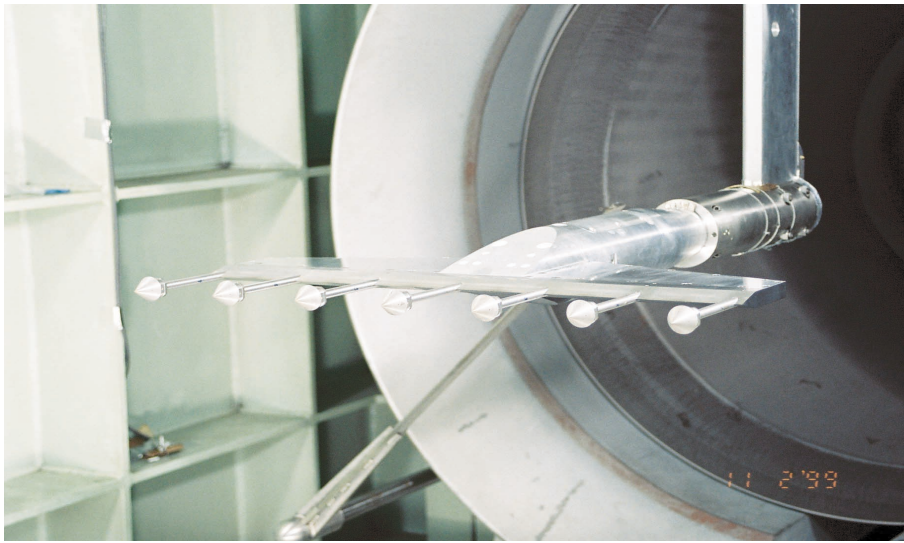


図2.7 気流傾角レーク装着状態

ークを水平にセットして、鉛直面分布を測定する時は鉛直にセットして本試験は実施した。そのいずれの場合でも気流傾角を測る差圧センサーは式(2.1)-(2.2)の関係を変えないようにプローブの取付けを回転させた。本試験でトラバース装置に水平に装着した状態を図2.7に示す。

気流断面分布を測定する場合には範囲を風洞軸中心の下0.5mまでとれるように、トラバース装置(高速模型投入装置)に模型取付け延長板をはさんで気流傾角レークを取付けた。板厚、幅(気流方向)および断面形状は既存模型取付け板に合わせ、材質はアルミ合金で製作した。

### 2.3 計測装置

計測の流れを図2.8計測系統図に示す。主要な計測量は、傾角プローブによる差圧、トラバース装置位置、模型支持装置ピッチ角、風洞基準量であるよどみ点圧力 $P_0$ 、よどみ点温度 $T_0$ および傾角レーク各部温度である。センサーで電氣量に変換された信号は、計測前置装置で電圧レベル、周波数帯域等を整えられ、信号源との絶縁が図られた後、風洞データ処理システムに取り込まれA-D変換、物理量変換等の一次処理がなされる。この一次処理結果をパソコンに取り込み、3章で述べる二次処理を行って気流傾角を得た。

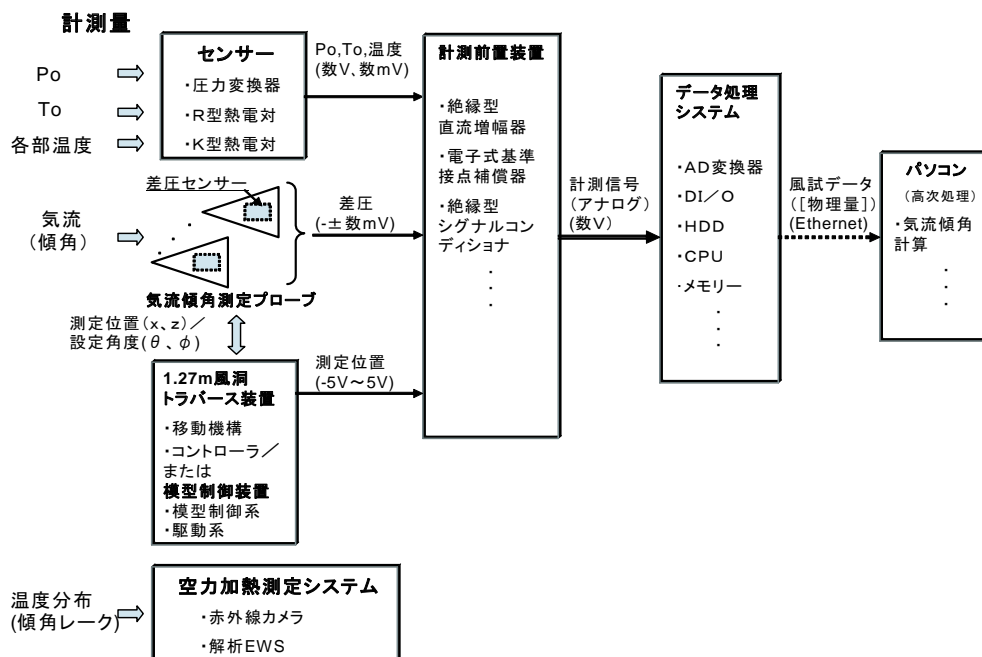


図2.8 計測系統図

よどみ点圧力及びよどみ点温度は整流筒で測定する。よどみ点圧力の測定には、Setra社製圧力変換器205-2型を使用し、よどみ点温度の測定には、3重熱シールド付露出型のR型熱電対を使用している。トラバース装置の位置信号は、サーボ系の位置信号を、主模型支持装置のピッチ角は主模型支持制御装置の角度検出器出力を、それぞれ使用した。また、気流傾角レーク支持部の熱変形を確認するための温度測定を、赤外線カメラシステムを使用して行った。

風洞データ処理システム<sup>9)</sup>はHP社製VXIシステムである。計測信号は高速AD変換器(HP-E1432A)を介してデジタル化される。この高速AD変換器は最大128チャンネル、±10Vのアナログ入力信号をサンプリング間隔0.1m秒～1m秒でデータ収録が可能である。本試験ではサンプリング間隔1m秒でデータ収録し、通風終了後に100個ずつ単純平均し、変換係数を掛け、0.1秒毎の物理量データを求めた。

### 3. 試 験

まず、傾角プローブの圧力差と角度特性を決定する「傾角プローブ校正試験」を行った。次いで、気流傾角レークのプローブ支持部の加熱変形補正量を測定する「支持部変形量試験」を行った。最後に、それらの特性を用

いて気流傾角レークを測定部内トラバースして気流傾角分布を測定する「気流傾角分布測定試験」を行った。

よどみ点圧力はマッハ数校正試験で実施された2.5MPa、4MPaおよび6MPaとし、よどみ点温度は800℃に設定した。

#### 3.1 傾角プローブ校正試験

試験ケースを表3.1に示す。気流傾角 $\Delta\alpha$ と差圧 $\Delta p_\alpha$ の関係、 $\Delta\beta$ と差圧 $\Delta p_\beta$ の関係を次式で仮定し、気流傾角レークを主模型支持装置に装着してピッチ角を変化させて求めた。

$$\Delta\alpha = A_\alpha \frac{\Delta p_\alpha}{P_0} + \Delta\theta_\alpha \quad (3.1)$$

$$\Delta\beta = A_\beta \frac{\Delta p_\beta}{P_0} + \Delta\theta_\beta \quad (3.2)$$

ここで $A_\alpha$ 、 $A_\beta$ は感度、 $\Delta\theta_\alpha$ 、 $\Delta\theta_\beta$ は傾角プローブのオフセット角である。オフセット角は傾角プローブの外形、測圧孔位置・形状、表面仕上げ等が理想的に製作されていれば零になる量である。

主模型支持装置のピッチ角度 $\theta$ をとっても傾角プローブの空間的位置が移動しないように、すなわち傾角プローブがピッチ角回転の中心位置にくるように気流傾角レークをセットした。

表3.1 傾角プローブ校正試験

目的	傾角プローブ 取付状態	Po [MPa]	To [℃]	ピッチ姿勢角 $\theta$ [deg.]	吸込筒 位置[m]	実験 番号
$\Delta\alpha$ 校正	正取付	2.5	800	-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4	0	822
	反転取付			-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4		826
	正取付	4		-2, 0, 2		819
	正取付			-4, -1, 0, 1, 4		820
	反転取付			-2, 0, 2		824
	反転取付	-4, -1, 0, 1, 4		823		
	正取付	6		-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4		821
	反転取付			-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4		825
$\Delta\beta$ 校正	正取付	2.5	800	-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4	0	829
	反転取付			-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4		832
	正取付	4		-2, 0, 2		828
	正取付			-4, -1, 0, 1, 4		827
	反転取付			-2, 0, 2		834
	反転取付	-4, -1, 0, 1, 4		831		
	正取付	6		-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4		830
	反転取付			-4, -2, -1, 0, 1, 2, 4		833

まず、ピッチ角度  $\theta$  を  $-4^\circ \sim +4^\circ$  の間を数点階段状に変化させて差圧  $\Delta p_\alpha$  を測定した。次に、傾角プローブを軸周りに  $180^\circ$  回転、上下を反転させて、同様にピッチ角度  $\theta$  を変化させて差圧  $\Delta p_\alpha$  を測定した。 $\theta$  と  $\Delta p_\alpha/P_0$  の関係を図 3.1 に示す。差圧  $\Delta p_\alpha$  がそれぞれゼロになる角度を  $\theta_1$ 、 $\theta_2$  とすればオフセット量  $\Delta\theta_\alpha$  は次式で求められる。

$$\Delta\theta_\alpha = \frac{\theta_1 - \theta_2}{2} \tag{3.3}$$

一方、測定の傾きはそれぞれ  $A_\alpha$  又は  $-A_\alpha$  であり、両方のデータを用いて最小二乗法を適用、感度係数  $A_\alpha$  を求めた。

気流傾角  $\Delta\beta$  に関するプローブ校正については、気流傾角レークを主模型支持装置に水平に取付けたまま、傾角プローブだけを右  $90^\circ$  回転させて正規取付、左  $90^\circ$  回転させた状態を反転取付として同様なピッチ角変更試験を行い、オフセット量  $\Delta\theta_\beta$ 、感度係数  $A_\beta$  を求めた。

角度校正試験データの例として、 $P_0=4\text{MPa}$  について  $\Delta\alpha$  プローブ校正の場合を図 3.2 に、 $\Delta\beta$  プローブ校正の場合を図 3.3 にそれぞれ示す。両図とも図 (a) は正規取付の場合、図 (b) は反転取付の場合の測定結果である。グラフが重ならないようにプローブ毎に原点を上下にシフトしてある。

これらの測定結果から算出した感度係数及びオフセット量を表 3.2 に示す。

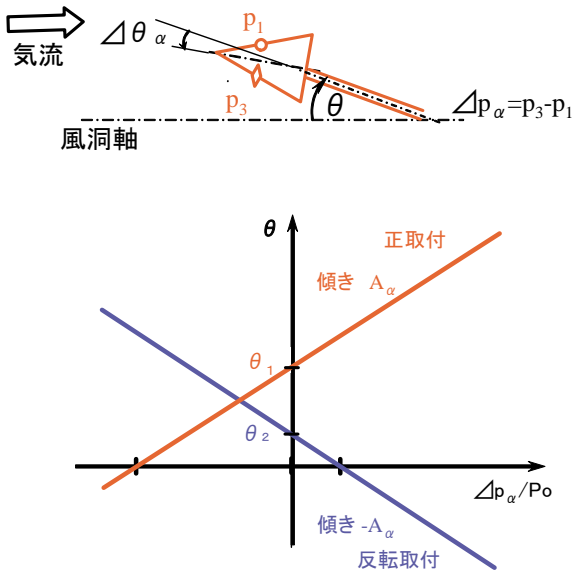


図 3.1 傾角プローブ較正 ( $\Delta\alpha$  プローブの場合)

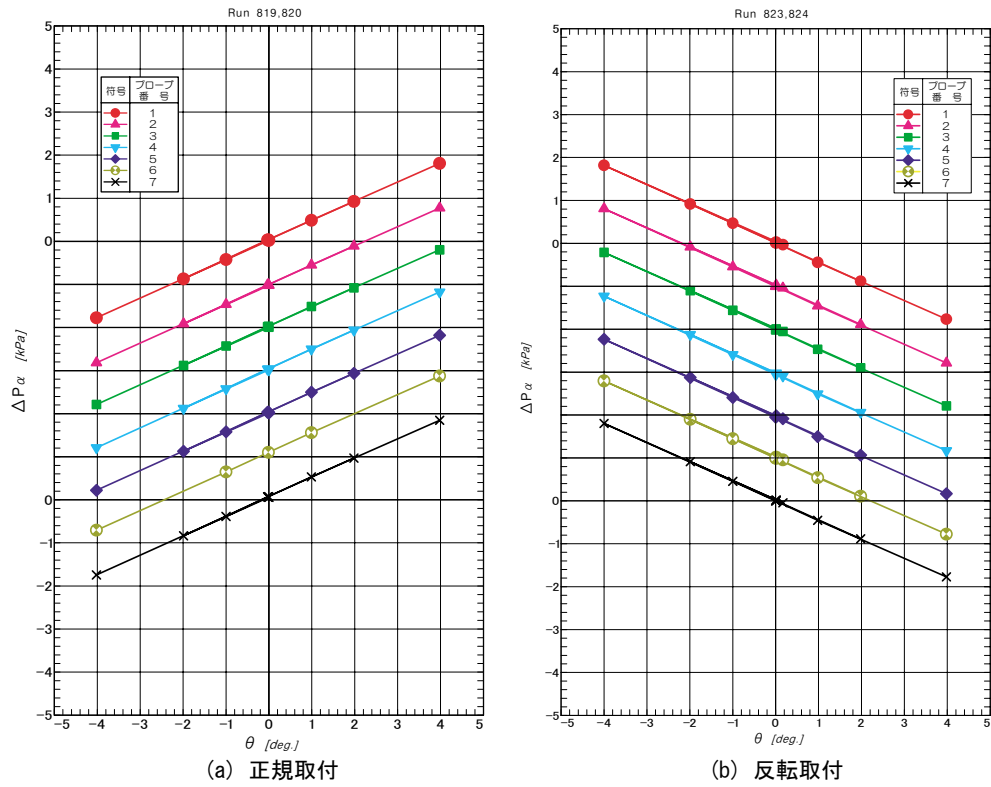


図 3.2 傾角プローブ校正試験  $P_0 = 4\text{MPa}$   $\Delta\alpha$  センサーの場合

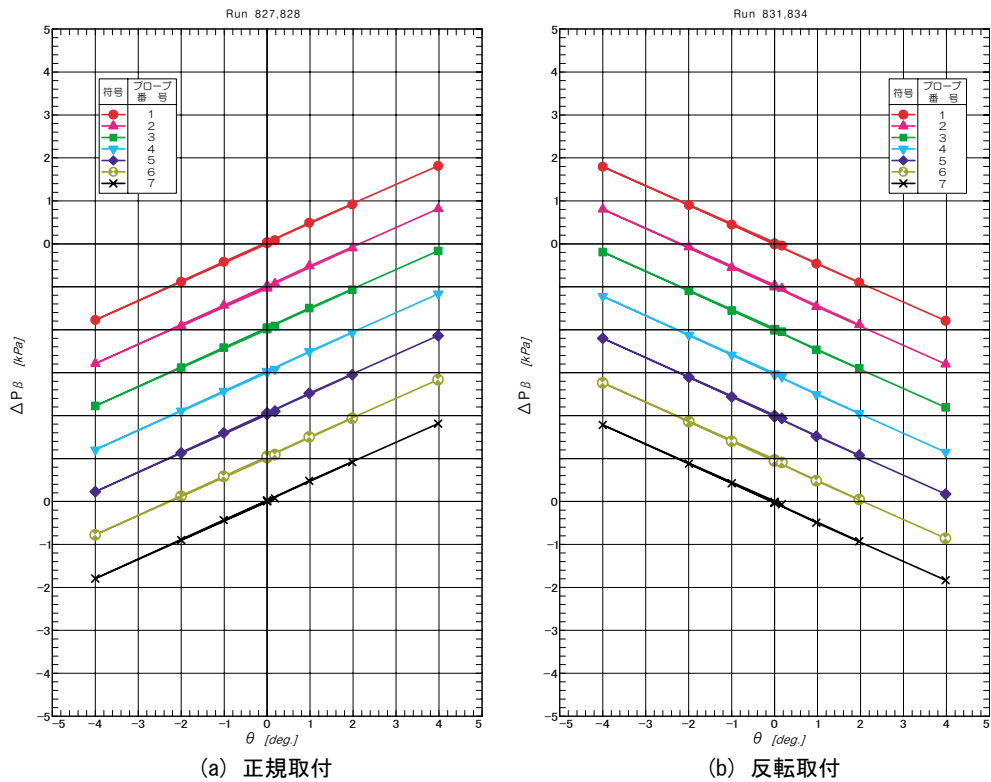


図 3.3 傾角プローブ校正試験  $P_0 = 4\text{MPa}$   $\Delta\beta$  センサーの場合

表 3.2 感度係数及びオフセット量

Po [MPa]	センサー	ch.	$A_\alpha$ 又は $A_\beta$ [deg / (Pa/kPa)]	$\Delta\theta_\alpha$ 又は $\Delta\theta_\beta$ [deg]
2.5	$\Delta\alpha$	1	8.43739	-0.06
		2	8.33177	0.02
		3	8.37703	-0.03
		4	8.31210	0.01
		5	8.35775	0.00
		6	8.38728	-0.14
		7	8.47413	-0.11
	$\Delta\beta$	1	8.40062	-0.03
		2	8.23760	0.01
		3	8.27988	-0.04
		4	8.24305	0.02
		5	8.24967	-0.03
		6	8.26795	0.02
		7	8.37614	0.02
4	$\Delta\alpha$	1	8.59740	-0.05
		2	8.57361	0.01
		3	8.59678	-0.02
		4	8.53187	0.01
		5	8.56127	0.01
		6	8.61675	-0.11
		7	8.59409	-0.08
	$\Delta\beta$	1	8.56955	-0.02
		2	8.52587	-0.02
		3	8.51298	-0.03
		4	8.46895	0.02
		5	8.47578	-0.03
		6	8.50067	0.02
		7	8.51429	0.01
6	$\Delta\alpha$	1	8.71472	-0.02
		2	8.74027	0.02
		3	8.74087	0.01
		4	8.68377	0.03
		5	8.70618	0.03
		6	8.78059	-0.07
		7	8.71678	-0.05
	$\Delta\beta$	1	8.69589	-0.02
		2	8.68391	-0.03
		3	8.65936	-0.02
		4	8.62873	0.01
		5	8.61579	-0.03
		6	8.66497	0.02
		7	8.62426	0.01



3.2 支持部変形量試験

試験のケースを表3.3に示す。本風洞では流れに正対している部分は空力加熱によって高温に加熱される。加熱が予想される部位を図3.4にハッチングして示した。加熱による熱膨張で傾角プローブの向きが変化する可能性がある。トラバース装置模型取付板前縁（材質 SUS304 と高力アルミ合金 A7075 製）及び傾角プローブ取付腕前縁（SUS303 製）がこれに該当する。模型取付板前縁の熱膨張により気流傾角レーク全体は下向きに変化し、プローブ取付腕前縁の熱膨張によりプローブ軸は外向きに変角する。

気流傾角レークを気流傾角分布測定試験と同じようにトラバース装置に装着し、温度分布を空力加熱試験用赤外線カメラで測定した。マッハ数校正試験<sup>5)</sup>で確認されたように流れは風洞中心軸に関し対称のため気流傾角レークの右半分だけを測定した。 $P_0=4\text{MPa}$ 、通風開始27秒後の温度分布を図3.5に示す。気流は図の上方から下方に流れている。温度スケールが図中左側に示されている。このような画像から求めた温度の時間履歴を図3.6に示す。前縁から5mm、10mm、15mm、・・・、70mm位置でのスパン平均値で、楔状断面部の厚みの薄い箇所 ( $x=5\text{mm}$ ) は初期に急激に温度が上昇、早く飽和する例もあるが、前縁に近いほど温度上昇が大きく、概ね通風時間に比例した上昇がみられる。10mm位置と70mm位

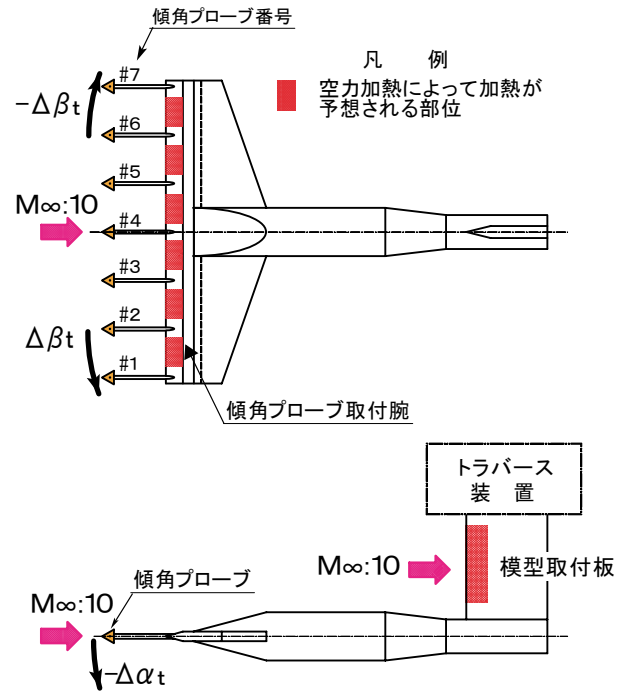


図3.4 空力加熱によって加熱が予想される部位

表 3.3 支持部変形量試験

目的	レーク装着状態	Po [MPa]	To [°C]	気流傾角レーク位置 [m]		吸込筒位置 [m]	実験番号	
				x	z			
温度分布測定	水平取付	2.5	800	0.1	0	0	884	
		4					881	
		6					885	
水平面分布補正	水平取付	2.5	800	0.1	0	0	888	
		4					887	
		6					889	
鉛直面分布補正	鉛直取付	2.5	800	0.1	0	0	903	
		4					901	
		6					902	
気流断面分布補正	水平取付	2.5	800	0.1	0	0	920	
							0.3	922
							-0.3	923
		4					0	916
							0.3	917
							-0.3	918
		6					0	919
							0.3	921
							-0.3	924

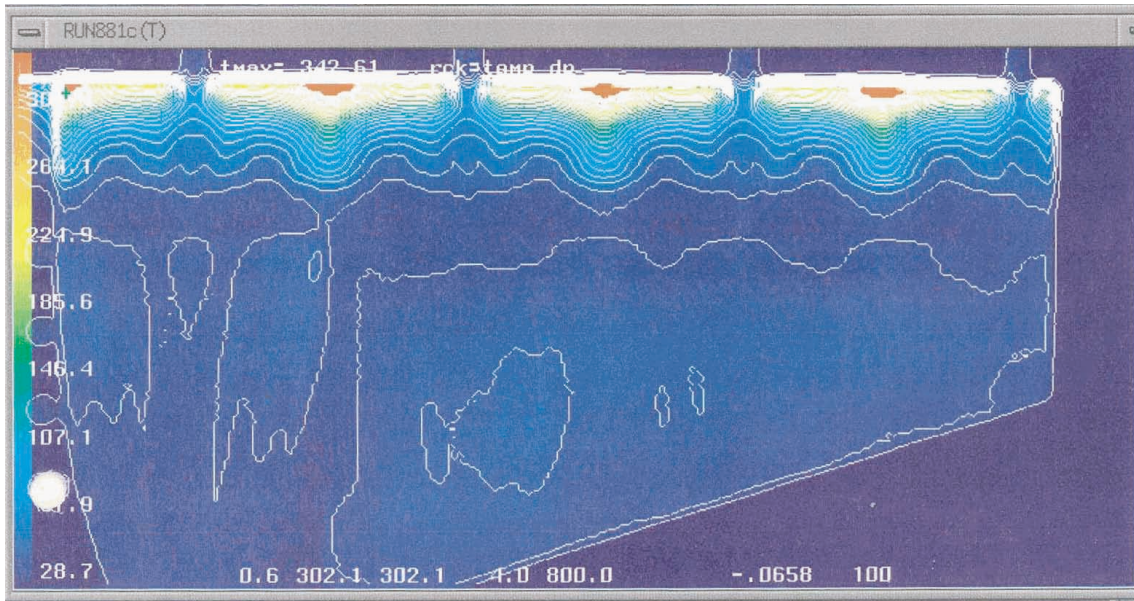


図 3.5 赤外線カメラによる温度分布  $P_0=4\text{MPa}$  通風開始 27 秒後

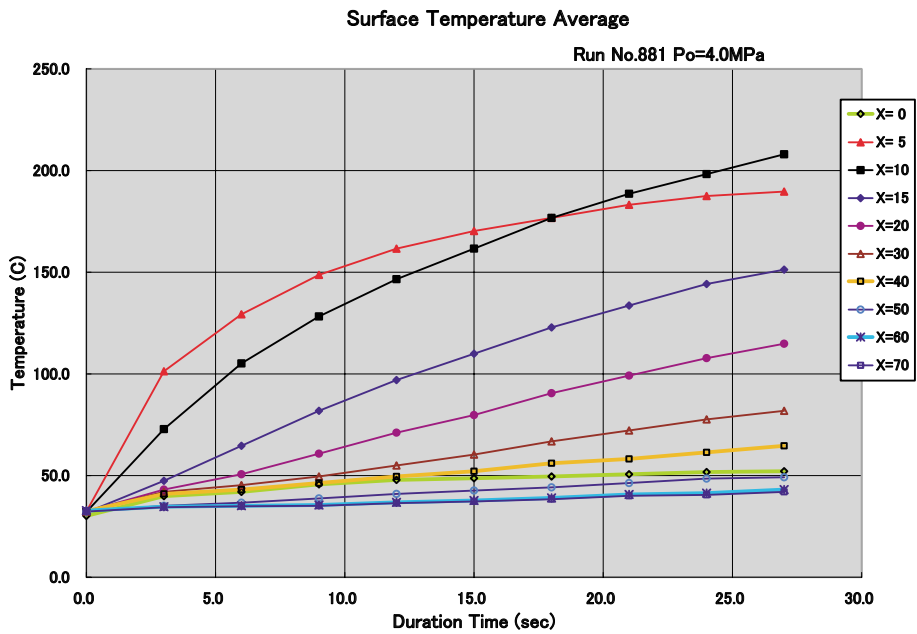


図 3.6 画像から求めた温度の時間履歴

置の温度を比べると、通風開始後7秒で70℃、27秒で170℃もの温度差を生じている。

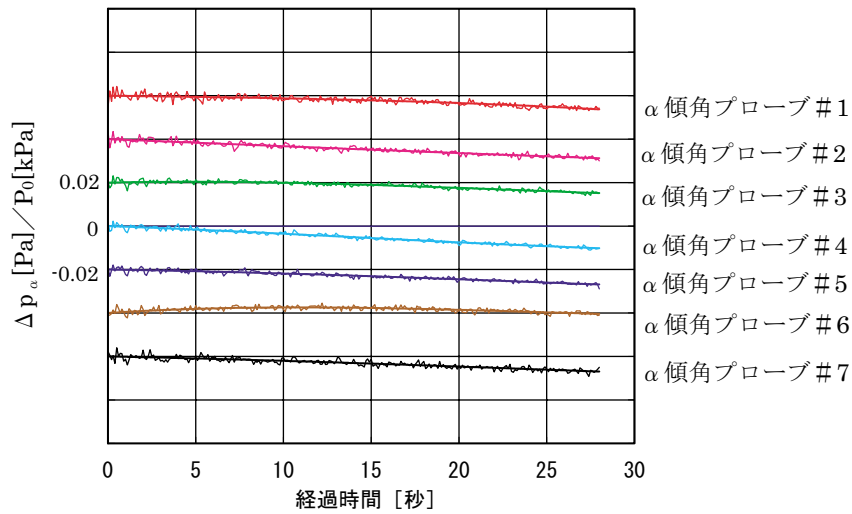
この空力加熱による差圧変化の時間経過を測定した。気流傾角レークを水平に装着した $P_0=4\text{MPa}$ 場合の、開始時刻 $t=0$ からの差圧増加分の履歴を図3.7に示す。図(a)は $\Delta\alpha$ センサーの差圧の変化を、図(b)は $\Delta\beta$ センサーの差圧の変化を示す。グラフが重ならないようにプローブ毎に原点を上下にシフトしてある。 $P_0$ が高いほど加熱量が増えるため変角量は増える傾向がある。差圧 $\Delta p_\alpha$ の増分 $\Delta p_\alpha$ 又は $\Delta p_\beta$ の増分 $\Delta p_\beta$ をよどみ点圧力 $P_0$ で割った

量を経過時間 $t$ の3次式で近似し、最小自乗法を適用して係数を求めた。図3.7の細線は計測データ、太線は近似曲線である。

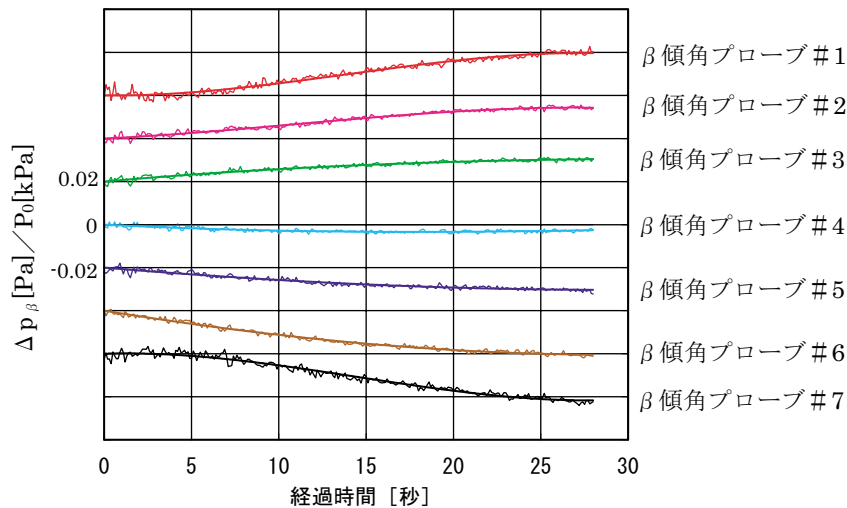
$$\frac{\Delta p_{\alpha}}{P_0} = a_{\alpha 3}t^3 + a_{\alpha 2}t^2 + a_{\alpha 1}t \quad (3.4)$$

$$\frac{\Delta p_{\beta}}{P_0} = a_{\beta 3}t^3 + a_{\beta 2}t^2 + a_{\beta 1}t \quad (3.5)$$

気流傾角レークを水平にセットした場合の支持部変形量係数を表3.4に、鉛直にセットした場合の支持部変形量係数を表3.5に示す。



(a)  $\Delta\alpha$ センサー



(b)  $\Delta\beta$ センサー

図3.7 差圧の時間的变化

表 3.4 気流傾角レークを水平に装着した場合の支持部変形量係数

Po [MPa]	センサー	ch.	3次項係数 $a_{\alpha 3}$ or $a_{\beta 3}$	2次項係数 $a_{\alpha 2}$ or $a_{\beta 2}$	1次項係数 $a_{\alpha 1}$ or $a_{\beta 1}$
2.5	$\Delta \alpha$	1	-4.3794E-07	1.6762E-05	-3.1181E-04
		2	1.6034E-07	-7.7628E-06	-1.6436E-04
		3	-7.6895E-08	-5.9643E-06	1.4896E-04
		4	-6.3033E-07	2.8561E-05	-6.1727E-04
		5	3.2551E-07	-1.7695E-05	1.2626E-04
		6	7.4491E-07	-4.5068E-05	7.8393E-04
		7	8.9130E-07	-4.9613E-05	5.8893E-04
	$\Delta \beta$	1	-1.4513E-06	6.3910E-05	-3.9077E-05
		2	3.0109E-07	-7.5248E-06	3.2031E-04
		3	2.7678E-07	-7.9362E-06	2.3794E-04
		4	8.8202E-07	-3.0351E-05	5.7451E-05
		5	-4.7557E-07	2.5969E-05	-6.5735E-04
		6	-2.8026E-07	1.7553E-05	-8.8951E-04
		7	2.7890E-06	-1.2564E-04	8.5399E-04
4	$\Delta \alpha$	1	-1.3510E-07	-5.6567E-07	-1.0327E-04
		2	1.8030E-08	-8.2001E-09	-3.2777E-04
		3	2.8069E-07	-1.9932E-05	1.6476E-04
		4	1.9322E-07	-8.0389E-06	-2.9071E-04
		5	7.5746E-08	-6.3964E-06	-1.2700E-04
		6	4.1671E-07	-3.0827E-05	5.2183E-04
		7	5.7446E-08	-4.7477E-06	-1.6093E-04
	$\Delta \beta$	1	-2.0335E-06	8.5130E-05	-8.5864E-05
		2	-9.3008E-07	3.0542E-05	3.8524E-04
		3	9.0535E-08	-1.4833E-05	7.1729E-04
		4	-1.1395E-07	1.4671E-05	-4.1478E-04
		5	4.9244E-08	9.5022E-06	-6.7277E-04
		6	9.7154E-08	1.8135E-05	-1.3115E-03
		7	2.3671E-06	-1.0284E-04	2.4978E-04
6	$\Delta \alpha$	1	-4.2759E-07	1.6779E-05	-4.5188E-04
		2	-3.8022E-07	1.9389E-05	-6.8740E-04
		3	-5.7353E-07	1.7903E-05	-4.4607E-04
		4	-4.2878E-07	1.8051E-05	-6.5252E-04
		5	-2.9421E-07	1.2422E-05	-4.8080E-04
		6	-3.7077E-07	1.1216E-05	-2.4500E-04
		7	-3.4391E-07	1.1939E-05	-4.2322E-04
	$\Delta \beta$	1	-1.7267E-06	6.2793E-05	5.9348E-04
		2	5.3258E-08	-1.9857E-05	1.0875E-03
		3	-6.8856E-07	2.3352E-05	1.4139E-04
		4	-4.0422E-07	2.7795E-05	-5.8998E-04
		5	-5.8102E-07	3.6336E-05	-9.4792E-04
		6	-7.2563E-07	5.3227E-05	-1.7050E-03
		7	9.8223E-07	-2.0842E-05	-1.4215E-03

表 3.5 気流傾角レークを鉛直に装着した場合の支持部変形量係数

Po [MPa]	センサー	ch.	3次項係数 $a_{\alpha 3}$ or $a_{\beta 3}$	2次項係数 $a_{\alpha 2}$ or $a_{\beta 2}$	1次項係数 $a_{\alpha 1}$ or $a_{\beta 1}$
2.5	$\Delta \alpha$	1	1.8782E-10	-4.3170E-06	8.1851E-04
		2	2.3910E-07	-1.3554E-05	4.7741E-04
		3	2.0549E-07	-1.4202E-05	4.3300E-04
		4	2.1160E-07	-8.4167E-06	-1.8224E-04
		5	9.2480E-08	-6.8257E-06	-8.2990E-05
		6	1.1145E-06	-6.2119E-05	5.6256E-04
		7	2.1809E-06	-1.0685E-04	4.8588E-04
	$\Delta \beta$	1	6.4720E-07	-3.1069E-05	3.8265E-04
		2	-3.4607E-07	1.9129E-05	-2.6340E-04
		3	1.3681E-07	-4.0000E-06	-8.8249E-05
		4	3.6024E-07	-1.4790E-05	2.9296E-05
		5	6.6694E-08	-9.9866E-07	-1.1136E-04
		6	8.2233E-08	-6.5383E-06	-3.1599E-05
		7	-2.1564E-07	9.7331E-06	-2.3778E-04
4	$\Delta \alpha$	1	-8.9187E-07	2.6126E-05	9.2735E-04
		2	-4.5774E-07	1.6313E-05	2.4573E-04
		3	2.1770E-07	-2.1860E-05	6.9498E-04
		4	-5.1215E-08	8.7858E-06	-5.3466E-04
		5	1.7848E-07	7.0858E-07	-5.1154E-04
		6	9.0454E-07	-3.5448E-05	-2.2944E-04
		7	2.5594E-06	-1.1025E-04	2.3900E-04
	$\Delta \beta$	1	-1.5281E-08	2.8528E-06	-1.0304E-04
		2	-1.9625E-07	6.8978E-06	-4.3027E-05
		3	-2.5868E-07	1.8435E-05	-4.0026E-04
		4	-3.0290E-07	1.8680E-05	-3.6148E-04
		5	-2.8592E-07	1.7763E-05	-3.9562E-04
		6	-3.1624E-07	2.4012E-05	-6.3437E-04
		7	-3.9361E-07	2.6401E-05	-6.5425E-04
6	$\Delta \alpha$	1	-4.5220E-07	-5.0395E-06	1.5599E-03
		2	-2.9228E-07	1.1140E-06	4.7831E-04
		3	-3.6293E-07	1.7455E-06	3.3714E-04
		4	-4.3304E-07	2.6673E-05	-8.1192E-04
		5	2.5722E-08	1.5873E-06	-4.3675E-04
		6	-3.6274E-08	1.0982E-05	-9.5051E-04
		7	1.3053E-06	-4.7757E-05	-9.1886E-04
	$\Delta \beta$	1	-8.1300E-08	3.8310E-06	-8.3479E-05
		2	-1.2564E-07	3.2637E-06	7.6567E-05
		3	-2.3671E-07	1.9159E-05	-4.0590E-04
		4	-2.4404E-07	1.5338E-05	-2.9617E-04
		5	-2.7041E-07	1.6116E-05	-3.5802E-04
		6	-3.0173E-07	1.8180E-05	-4.6293E-04
		7	-2.8560E-07	1.7867E-05	-4.8025E-04

### 3.3 気流傾角分布測定試験

試験のケースを表3.6に示す。一樣流気流傾角の水平面分布と鉛直面分布、そして気流断面分布について測定した。気流傾角分布測定範囲を図3.8に示す。水平面分布と鉛直面分布についてはノズル出口 $x=0\text{m}$ から下流 $x=0.9\text{m}$ までの範囲を幅 $\pm 0.36\text{m}$ で、気流断面分布については上下方向 $z = \pm 0.3\text{m}$ の範囲を幅 $\pm 0.36\text{m}$ でそれぞれ測定し

た。水平面分布及び気流断面分布測定では気流傾角レークをトラバース装置に水平に装着して、鉛直面分布では気流傾角レークを鉛直に装着して実施した。水平面分布と鉛直面分布は $x$ 軸きざみ $0.05\text{m}$ 又は $0.1\text{m}$ で、気流断面分布は $z$ 軸方向きざみ $0.06\text{m}$ 又は $0.12\text{m}$ で測定した。 $x=0.3\text{m}$ より後方の測定では吸込筒がトラバース装置模型取付板と干渉するので、測定位置 $x=0.3\sim 0.6\text{m}$ では吸込

表 3.6 気流傾角分布測定試験

目的	レーク装着状態	Po [MPa]	To [°C]	気流傾角レーク位置 [m]		吸込筒位置 [m]	実験番号	
				x	z			
水平面分布測定	水平取付	2.5	800	0, 0.1, 0.2, 0.25	0	0	892	
				0.3, 0.4, 0.5, 0.6		0.35	896	
				0.7, 0.75, 0.8, 0.9		0.65	899	
		4		0, 0.1, 0.2, 0.25		0	890	
				0.3, 0.4, 0.5, 0.6		0.35	893	
				0.7, 0.75, 0.8, 0.9		0.65	897	
		6		0, 0.1, 0.2, 0.25		0	891	
				0.3, 0.4, 0.5, 0.6		0.35	894	
				0.7, 0.75, 0.8, 0.9		0.65	898	
鉛直面分布測定	鉛直取付	2.5	800	0, 0.1, 0.2, 0.25	0	0	905	
				0.3, 0.4, 0.5, 0.6		0.35	908	
				0.7, 0.75, 0.8, 0.9		0.65	911	
		4		0, 0.1, 0.2, 0.25		0	904	
				0.3, 0.4, 0.5, 0.6		0.35	907	
				0.7, 0.75, 0.8, 0.9		0.65	910	
		6		0, 0.1, 0.2, 0.25		0	906	
				0.3, 0.4, 0.5, 0.6		0.35	909	
				0.7, 0.75, 0.8, 0.9		0.65	912	
気流断面分布測定	水平取付	2.5	800	0	0, 0.12, 0.24, 0.3	0	928	
					0, -0.12, -0.24, -0.3		930	
				0.25	0, 0.12, 0.24, 0.3		939	
					0, -0.12, -0.24, -0.3		944	
				0.5	0, 0.12, 0.24, 0.3		0.35	933
					0, -0.12, -0.24, -0.3		936	
		4		0	0, 0.12, 0.24, 0.3	0	925	
					0, -0.12, -0.24, -0.3		926	
				0.25	0, 0.12, 0.24, 0.3		937	
		6		0	0, -0.12, -0.24, -0.3	0.35	940	
					0, 0.12, 0.24, 0.3		931	
				0, -0.12, -0.24, -0.3	934			
		0		0.25	0, 0.12, 0.24, 0.3	0	927	
					0, -0.12, -0.24, -0.3		929	
					0, 0.12, 0.24, 0.3		938	
0.5	0	0, -0.12, -0.24, -0.3	0.35	943				
		0, 0.12, 0.24, 0.3		932				
0	0.5	0, -0.12, -0.24, -0.3	0.35	935				
		0, 0.12, 0.24, 0.3		935				

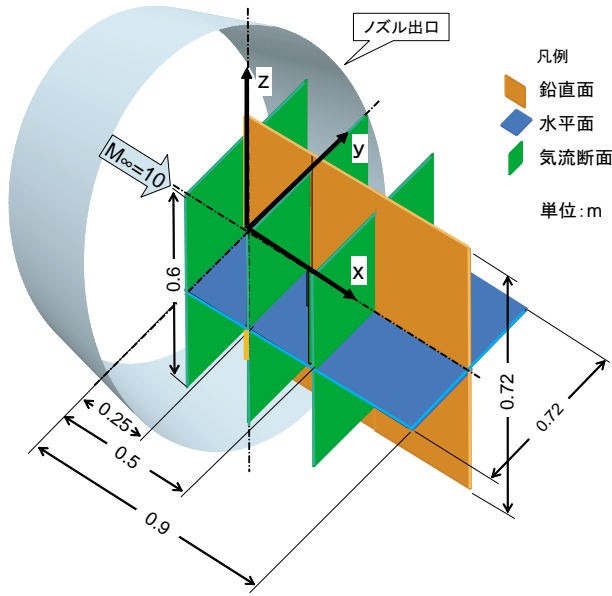


図 3.8 気流傾角測定範囲

筒を 0.35m 後方に、測定位置  $x=0.7 \sim 0.9\text{m}$  では 0.65m 後方に移動して試験を実施した。

トラバース装置に気流傾角レークを装着し直す毎に、風洞軸と気流傾角レークの誤差  $\alpha_0$  を、クリノメータを使って確認した。風洞軸と気流傾角レークの横ブレ誤差 ( $\beta_0$ ) については非常に小さいため省略した。したがって、気流傾角  $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$  の算出式は以下の通りである。

$$\Delta\alpha = A_\alpha \left( \frac{\Delta p_\alpha}{P_0} - \frac{\Delta p_{\alpha_0}}{P_0} \right) + \Delta\theta_\alpha - \alpha_0 \quad (3.6)$$

$$\Delta\beta = A_\beta \left( \frac{\Delta p_\beta}{P_0} - \frac{\Delta p_{\beta_0}}{P_0} \right) + \Delta\theta_\beta \quad (3.7)$$

### 3.4 気流傾角測定の不確かさ<sup>10)</sup>

気流傾角  $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$  個々の (単一の) 測定がどれほどの不確かさを持つものか検討した。不確かさの要因となる誤差としては偏り誤差と偶然誤差がある。前者は一定値のバイアス誤差で、例えば「これ以上ズレることはない」というような値を製品仕様や経験等から見積もる。正確度 B (Bias limit) という。後者はいわゆるバラツキ誤差で、本試験の場合、感度又は近似曲線を適用した時のバラツキ期待値で、近似曲線を求めた時の推定標準誤差  $\sigma_{SEE}$  から見積もる。  $N$  個の測定データ ( $x_i, y_{mi}$  :  $i=1,2,\dots,N$ ) を得て  $n$  個の調整パラメータを持つ近似式  $y(x)$  を適用した時の推定標準誤差  $\sigma_{SEE}$  は以下の通りである。

$$\sigma_{SEE} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N [y_{mi} - y(x_i)]^2}{N - n}} \quad (3.8)$$

偶然誤差の指標、精密度限界  $P$  (Precision limit) は、包

括度 95% の不確かさを扱うとし、 $P=2\sigma_{SEE}$  を用いた。

本気流傾角測定試験で問題になる誤差は以下の通りである (表 3.7 に  $P_0=4\text{MPa}$   $\Delta\alpha$  の第 1 プローブを例として、各誤差の見積もり値を示した)。

センサーの測定誤差としては、傾角プローブに用いた差圧センサーはカタログ値 (表 2.2) の精度から、よどみ点圧力センサーの誤差は文献<sup>5)</sup> の誤差解析からそれぞれ引用した。

傾角プローブ校正試験時の気流傾角レークのピッチ角  $\theta$  は主模型支持制御装置の角度設定指令に対しクリノメータで実際の角度を測定し、線形最小二乗法でピッチ角設定係数を定めた。設定誤差は推定標準誤差  $\sigma_{SEE}$  から見積もった。角度基準として用いたクリノメータ自身の正確度はカタログ値を用いた。

気流傾角一次式 (感度  $A_\alpha, A_\beta$ 、オフセット  $\Delta\theta_\alpha, \Delta\theta_\beta$ ) に対する誤差は、図 3.2、図 3.3 に示すデータを直線で最小二乗近似した際の推定標準誤差  $\sigma_{SEE}$  から求めた。

支持部変形量補正式の誤差は 3 次式近似式からの推定標準誤差  $\sigma_{SEE}$  から見積もった。

気流傾角分布測定試験で気流傾角レークをトラバース装置に装着する誤差については、装着変更する毎に傾角プローブの風洞装着角誤差  $\alpha_0$  をクリノメータを使って確認、傾角算出式に反映したため、クリノメータ自身の不確かさを気流傾角レーク設定誤差とした。

以上述べた各誤差要素の推定値  $B_i$ 、又は  $P_i$  から最終目的量  $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$  に対する総合的な不確かさ  $U_{RSS}$  を出すには、各誤差に対し感度係数  $\theta_i$  をかけて気流傾角誤差に換算したうえで、RSS (Root Sum Square : 誤差の二乗を全て足した上で平方根をとる) の考えで合算した。

$$U_{RSS} = \sqrt{\sum_i (\theta_i B_i)^2 + \sum_i (\theta_i P_i)^2} \quad (3.9)$$

ここで

$$\theta_i = \frac{\partial \Delta\alpha}{\partial B_i}, \quad \theta_i = \frac{\partial \Delta\alpha}{\partial P_i} \quad \text{又は} \quad \theta_i = \frac{\partial \Delta\beta}{\partial B_i}, \quad \theta_i = \frac{\partial \Delta\beta}{\partial P_i} \quad (3.10)$$

表 3.7 の最下行に  $P_0=4\text{MPa}$  の  $\Delta\alpha$  の統合誤差  $U_{RSS}$  を示した。  $U_{RSS}=0.0712$  度は、他の試験条件、他のプローブについても、この結果から大きくズレることはない、と考える。

表 3.7 誤差解析 1 計測点の気流傾角誤差  $P_0=4\text{MPa}$ 、No.1  $\Delta\alpha$  プローブの例

誤差要素		誤差	感度式	感度	傾角誤差 (deg)
傾角プローブ差圧センサの誤差	B	4.5 (Pa)	$\Delta\alpha / \Delta p_\alpha = A_\alpha / P_0$	0.00215	0.0097
よどみ点圧力センサの誤差 $2\sigma_{\text{SEE}}$	P	2.82 (kPa)	$A_\alpha(\Delta p_\alpha / P_0) / P_0$	0.000025	0.0001
傾角プローブ校正試験 ピッチ角設定誤差 $2\sigma_{\text{SEE}}$	P	0.0164 (deg)	$\Delta\alpha / \Delta\theta$	1	0.0164
クリノメータ自身の精度	B	0.0333 (deg)	$\Delta\alpha / \Delta\theta$	1	0.0333
気流傾角一次式 (感度、オフセット) 近似誤差 $2\sigma_{\text{SEE}}$	P	0.0474 (deg)	$\Delta\alpha / \Delta\theta$	1	0.0474
支持部変形量補正式の近似誤差 $2\sigma_{\text{SEE}}$	P	0.0018 (Pa/kPa)	$\Delta\alpha / (\Delta p_\alpha / P_0) = A_\alpha$	8.5974	0.0155
気流傾角レークのトラバース装置への設定誤差	B	0.0333 (deg)	$\Delta\alpha / \Delta\theta$	1	0.0333
誤差統括: 1 計測点の気流傾角誤差 (95% 不確かさ) $U_{\text{RSS}}$					0.0712

## 4. 結果

### 4.1 風洞軸上分布

風洞中心軸上の気流傾角分布を図 4.1 に示す。(a)  $P_0=2.5\text{MPa}$ 、(b)  $P_0=4\text{MPa}$ 、(c)  $P_0=6\text{MPa}$  である。横軸に気流方向 (x) 位置、縦軸に気流傾角  $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$  を示す。鉛直面分布測定時と水平面分布測定時の同一測定点のデータを合わせてプロットしている。鉛直面分布測定値と水平面分布測定値の差は  $0.02^\circ$  以内である。気流傾角については、 $P_0: 2.5\text{MPa}$  と  $4\text{MPa}$  は同程度で、 $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$  とも  $-0.02^\circ \sim 0.05^\circ$  程度の範囲に分布している。6MPa になると変化幅は 1.5 倍程度大きくなる。

風洞中心軸上の傾角度数分布を図 4.2 に示す。 $P_0$  が高くなる程幅広に分布する傾向、 $\Delta\alpha$  の分布中心が正側に、すなわち吹き上げが強くなる傾向がある。

HWT2 と同一口径、同一ノミナルマッハ数を持つ AEDC tunnel C の気流傾角が文献<sup>11)</sup> に載っている。風洞中心軸の  $\Delta\alpha$  は  $\pm 0.05$  度の範囲、 $\Delta\beta$  は  $-0.15 \sim +0.1$  度の範囲で変動している。HWT2 とほぼ同程度である。

### 4.2 鉛直面分布、水平面分布

水平面分布を図 4.3 に、鉛直面分布を図 4.4 にそれぞれ示す。いずれも (a)  $P_0=2.5\text{MPa}$ 、(b)  $P_0=4\text{MPa}$ 、(c)  $P_0=6\text{MPa}$  である。各測定点の気流傾角をベクトル形式 ( $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$ ) で示した。 $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$  の正負方向は図中に示す通り、その大きさは描かれている小円の半径が  $0.2^\circ$  である。一様流は図の左から右に流れている。水平面分布図では測定面を上から見下ろした状態を、鉛直面分布図では測定面を左後方から見た状態を示した。

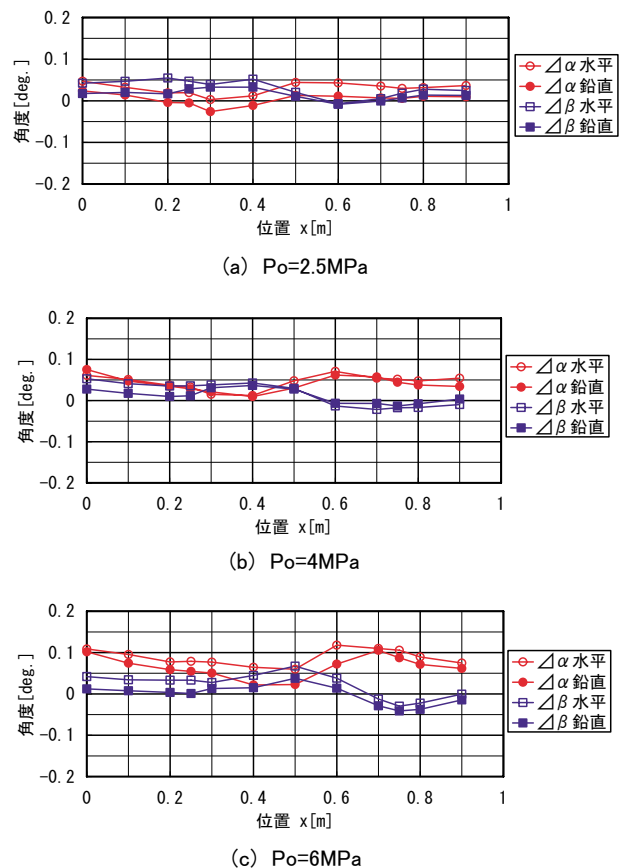
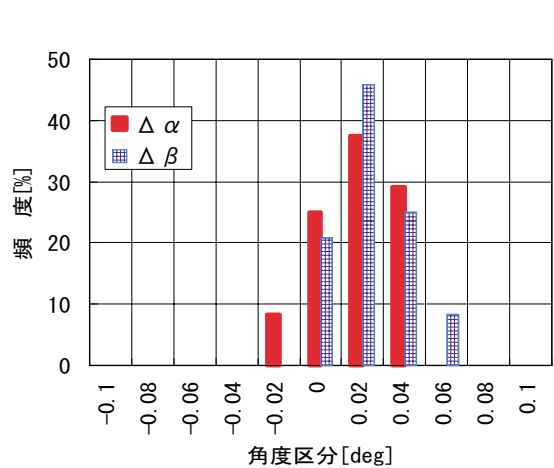
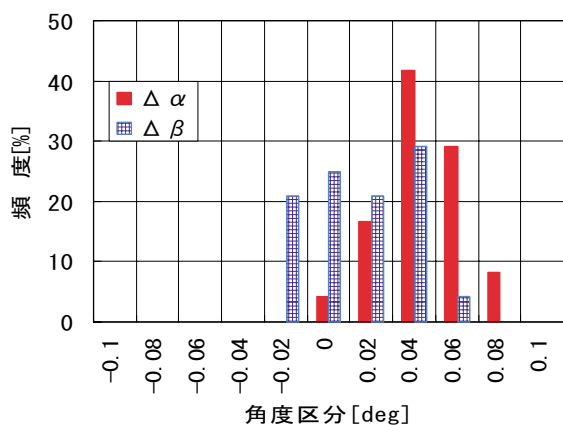


図 4.1 風洞中心軸上の気流傾角分布

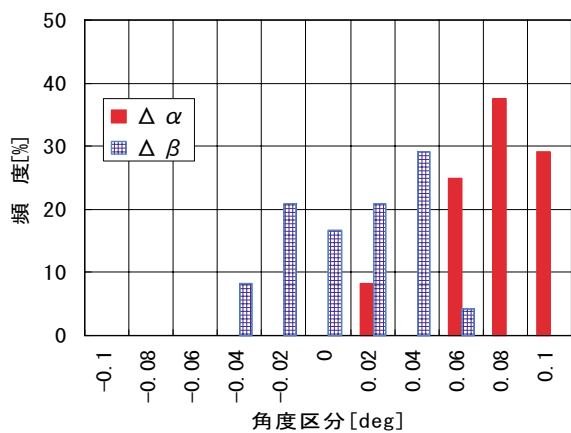




(a)  $P_0=2.5\text{MPa}$

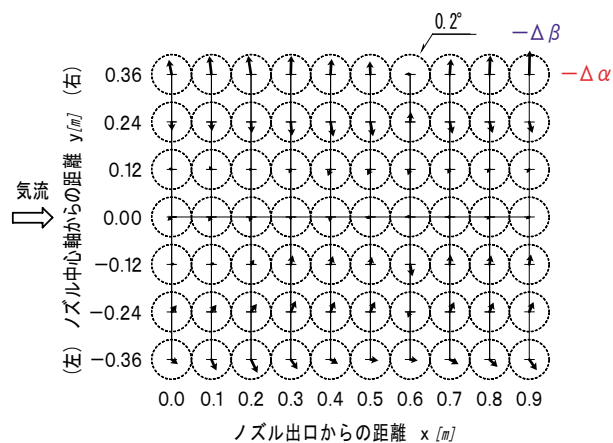


(b)  $P_0=4\text{MPa}$

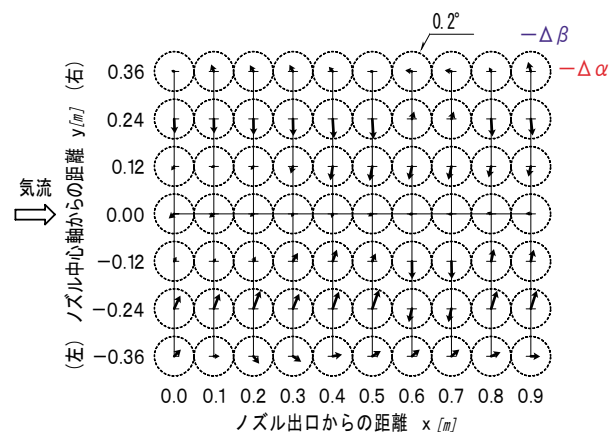


(c)  $P_0=6\text{MPa}$

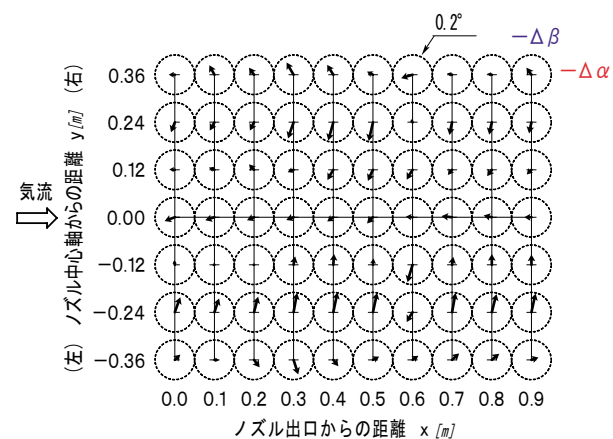
図 4.2 風洞中心軸上の気流傾角度数分布



(a)  $P_0 = 2.5\text{MPa}$

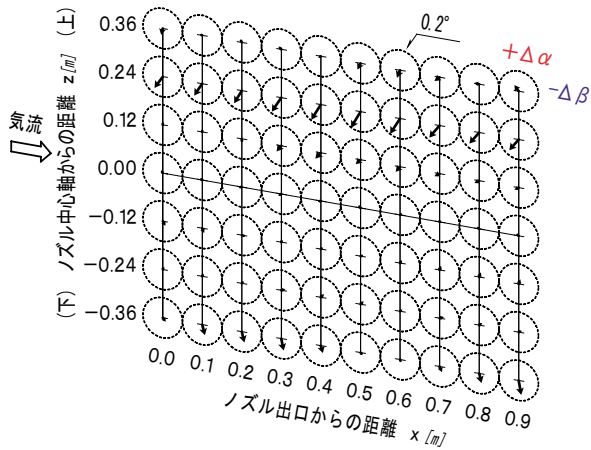


(b)  $P_0 = 4\text{MPa}$

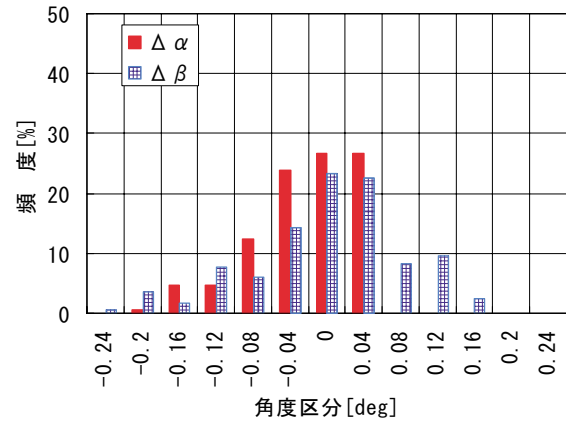


(c)  $P_0 = 6\text{MPa}$

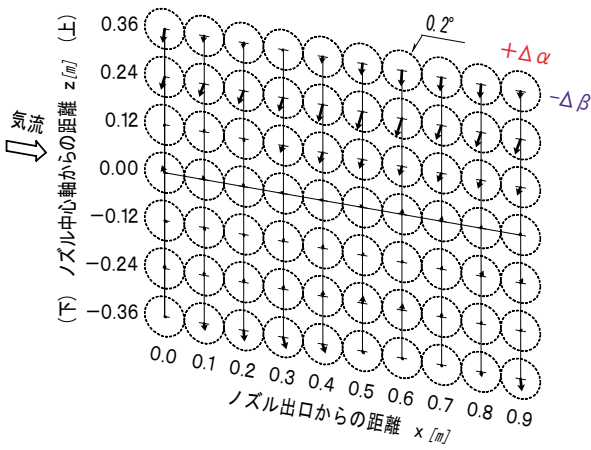
図 4.3 気流傾角水平面分布



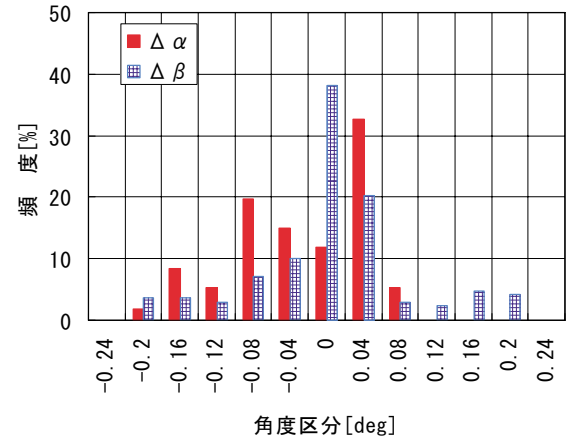
(a)  $Po=2.5$  MPa



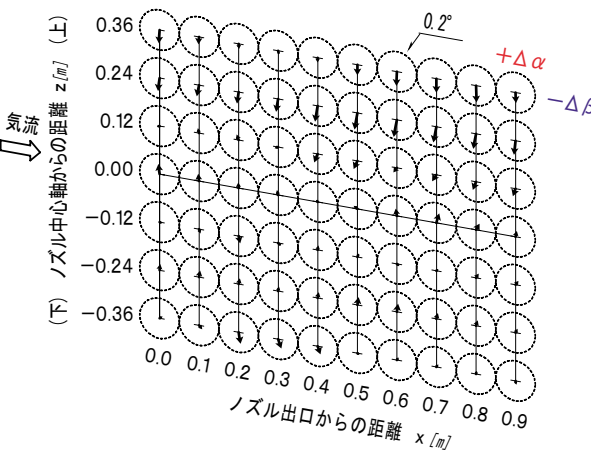
(a)  $Po=2.5$  MPa



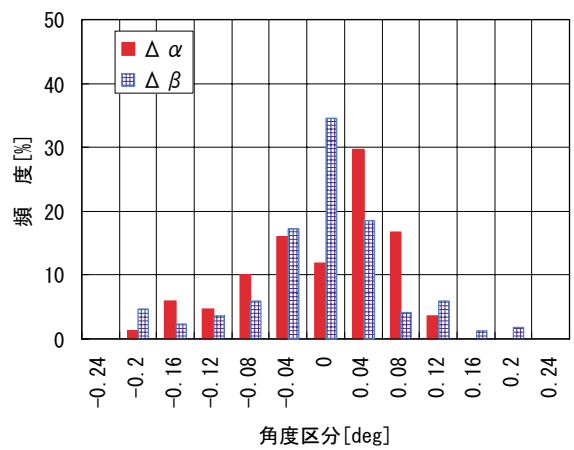
(b)  $Po=4$  MPa



(b)  $Po=4$  MPa



(c)  $Po=6$  MPa



(c)  $Po=6$  MPa

図 4.4 気流傾角鉛直面分布

図 4.5 気流傾角度数分布 (水平、鉛直)

水平面分布と鉛直面分布を併せた気流傾角度数分布を図4.5に示す。横軸は1区分を気流傾角 $0.04^\circ$ とし、縦軸は頻度の割合 [%] を示す。

4.3 気流断面分布

気流断面分布については $P_0=4\text{MPa}$ における結果を図4.6に示す。(a)  $x=0\text{m}$ 断面、(b)  $x=0.25\text{m}$ 断面、(c)  $x=0.5\text{m}$ 断面である。上流を向いて断面を観察した状態を示した。大円はノズル出口の大きさを、中円は直径 $0.6\text{m}$ の一樣流コアの範囲を示す。 $y=0.24\text{m}$ 近傍に圧力波によると推察される傾角の大きい領域がみられる。下流に行くに従い境界層が厚くなり速度低下がより内側から始まるので、中円の外側にみられる外向きベクトルは下流に行くに従って大きくなっている。

水平面及び鉛直面分布データと比較して一致のよくないものもある。風洞軸より下方も測定のために気流傾角レークを、模型取付延長板を介してトラバース装置への装着したため、上下動りニアガイドの端から気流傾角レークまでの距離が伸びたことによると思われる。

4.4 気流傾角の空間分布

文献<sup>5)</sup>に示されているように一樣流コアは直径 $0.6\text{m}$ 、風洞軸方向 $x=0.9\text{m}$ までの範囲である。測定部一樣流コア領域の気流傾角がどの程度のバラツキを持っているかを求めてみた。一樣流コア領域を外れる第1プローブ、第7プローブを除いた水平面分布と鉛直面分布の全測定結果を用いて平均値と標準偏差 $\sigma_{\text{dist}}$ 算出した。結果を表4.1に示す。 $2\sigma_{\text{dist}}$ と前章で求めた1計測点の統括誤差 $U_{\text{RSS}}$ をRSSで統合した95%不確かさ値を同表の最後の列に示す。通風条件(よどみ点圧力)により変動するが $\pm 0.13\sim 0.20$ 度程度である。AEDC tunnel Cの $2\sigma_{\text{dist}}$ は $0.12$ 度である。HWT2はAEDC tunnel Cとほぼ同等と見てよいであろう。

4.5 高圧高温配管の熱膨張による気流傾角変化

支持部変形量試験の $\Delta\beta$ センサー差圧変化時歴(例:図3.7 (b))で、7本のプローブ全部の平均時歴を作ったところ、よどみ点圧力 $P_0$ いかにかわらず、差圧変化を気流傾角変化に換算した量はほぼ $\Delta\beta = -0.01$ 度程度あった。これは高圧高温配管の熱膨張による影響かもしれないが、プローブ取付腕前縁の熱膨張によりプローブ軸変角と明確に区別できなかったため、3.2節 支持部変形量試験では差圧変化はプローブ取付腕前縁の熱膨張によるプローブ軸変角として処理した。

7本の傾角プローブのうち中心に位置するNo.4プローブは熱変形を受けないと仮定するとNo.4プローブの差圧

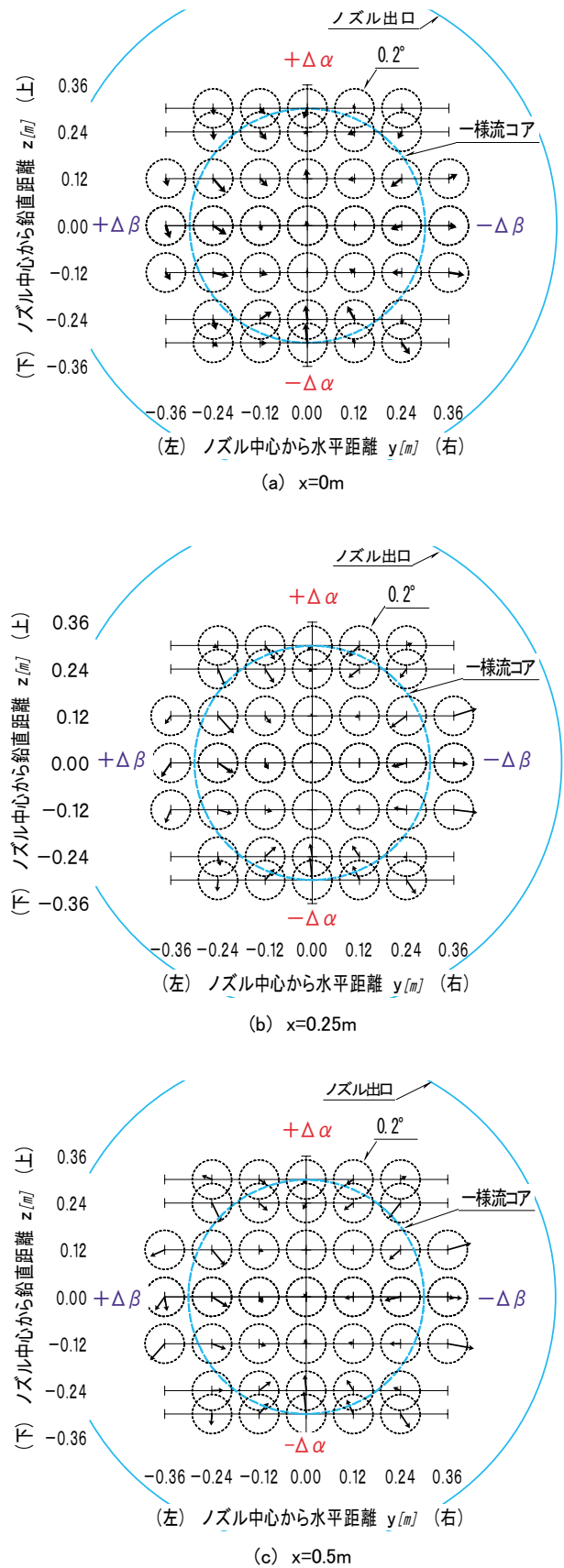


図4.6 気流断面分布 ( $P_0=4\text{MPa}$ )

表 4.1 誤差解析 一様流コア領域（水平面分布 &amp; 鉛直面分布）での気流傾角空間分布と 95% 不確かさ

風洞よどみ点 圧力	気流傾角	平均値 (deg)	最大値 (deg)	最小値 (deg)	標準偏差 (deg) $\sigma_{dist}$	95% 不確かさ (deg) $(4 \sigma_{dist}^2 + U_{RSS}^2)^{1/2}$
2.5MPa	$\Delta \alpha$	-0.0172	0.0530	-0.1820	0.0553	0.1315
	$\Delta \beta$	0.0113	0.1530	-0.1150	0.0686	0.1546
4MPa	$\Delta \alpha$	-0.0171	0.0830	-0.2030	0.0699	0.1569
	$\Delta \beta$	0.0091	0.2100	-0.1960	0.0949	0.2028
6MPa	$\Delta \alpha$	0.0075	0.1180	-0.1850	0.0737	0.1637
	$\Delta \beta$	-0.0031	0.1950	-0.2090	0.0842	0.1829

変化時歴は高圧高温配管の熱膨張によるものになり、それによる気流傾角変化は最大で $\Delta \beta = -0.018$ 度程度になる。いずれにしても心配する量ではない。高温高圧配管外筒温度、すなわち熱伸び量は十分管理されていると考える。

## 5. まとめ

円錐形状プローブを適用して、ノズル出口から下流 0 ~ 0.9m の範囲における鉛直面、水平面及び気流断面の一様流の傾角分布特性を明らかにした。その結果

- ① 風洞中心軸上では、平均して $0.05^\circ$ 程度の右下から吹き上がりぎみの気流傾角を持つ。
- ② 一様流コア領域の気流傾角は最大値で $\pm 0.2$ 度、平均値で $\pm 0.02$ 度以内、95%不確かさ値は $\pm 0.13 \sim 0.20$ 度程度である。
- ③ 高圧高温配管の熱膨張による気流方向の変動は微小であった。

## 参考文献

- (1) 空気力学部；大型極超音速風洞の計画と構造－極超音速風洞システムの概要－ NAL TR-1261 (1995/2)
- (2) 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 NAL TR-116 (1966/9)
- (3) 永井、津田、小山、平林、関根；1.27m極超音速風洞

における水分管理 NAL TR-1436 (2001/12)

- (4) J. Lacey, Y. Inoue, A. Higashida, M. Inoue, K. Ishizaka and J. Korte ; Mach 10 Hypersonic Nozzle: Improved Flow Quality, J. of Spacecraft and Rockets Vol.40, (2003).
- (5) 小山、永井、津田、平林、関根、穂積、渡利；1.27m極超音速風洞マッハ数校正試験 JAXA-RR-05-041 (2006/2)
- (6) 永井、津田、平林、関根、榊原、下平、入野；大型極超音速風洞用高温高圧配管の熱設計 NAL TM-733 (1998/6)
- (7) Ames Research Staff ; Equations, Tables and Charts for Compressible Flow, NACA Report 1135 (1948)
- (8) 関根、津田、永井、小山、平林、穂積、榊原；航技研大型極超音速風洞気流特性－気流傾角分布－ 第44回宇宙科学技術連合講演会講演集 (2000/10)
- (9) 津田、小山；極超音速風洞データ処理装置の更新について NAL TM-737 (1999/3)
- (10) AIAA/AGARD ; Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty, AIAA-S-071A-1999.
- (11) W.Strike, S.Coulter & M.Mills ; A 1991 Calibration of the AEDC Hypersonic Wind Tunnels (Nozzles Mach Numbers 6,8, and 10), AIAA-92-5092, (1992/12)

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-006

---

発行 平成19年3月30日  
編集・発行 宇宙航空研究開発機構  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1  
URL : <http://www.jaxa.jp/>  
印刷・製本 (株) 共進

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。  
宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター  
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1  
TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

---

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



本書は再生紙を使用しております。