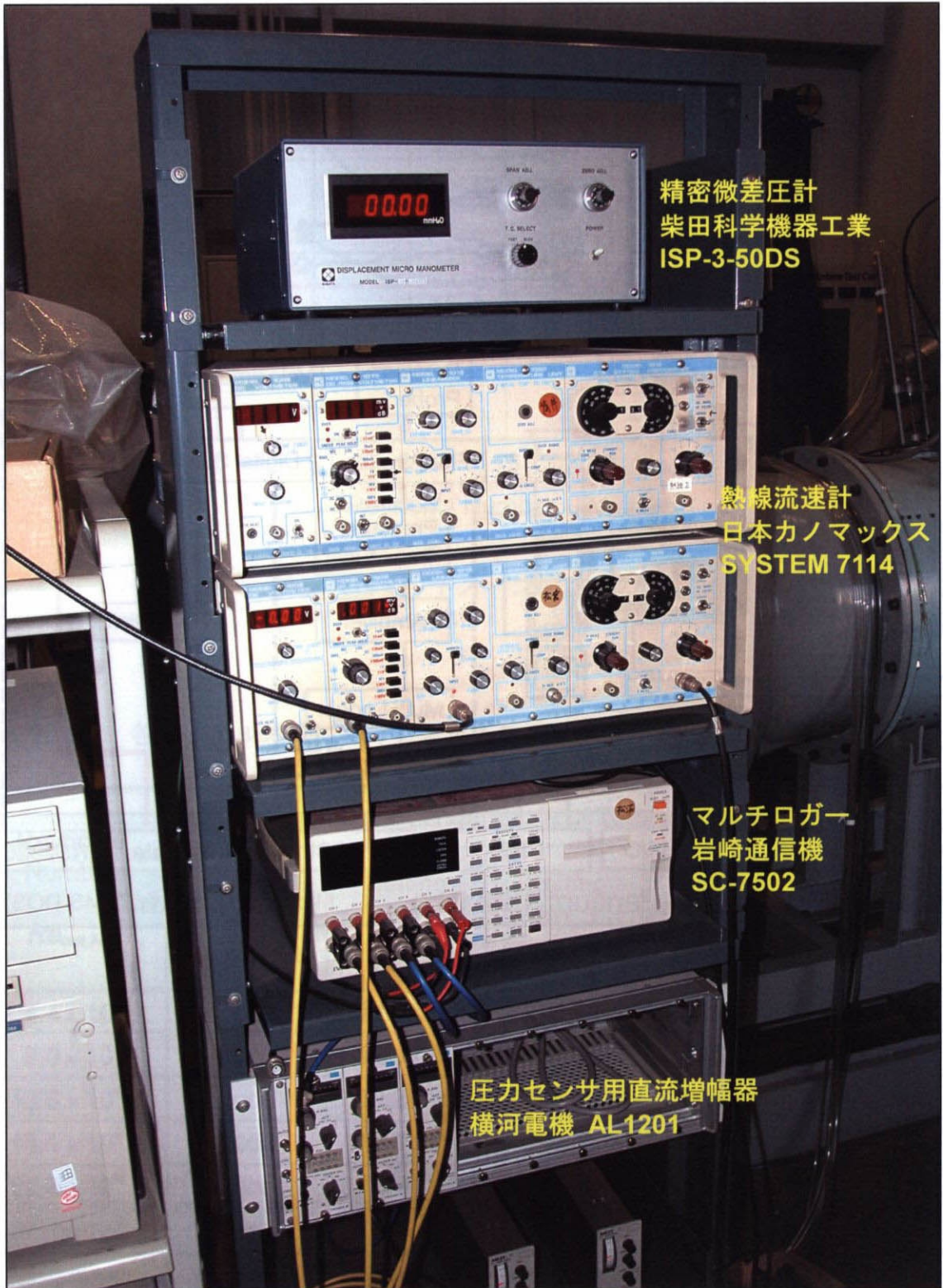


図 2.13 環状翼列風洞の計測システム



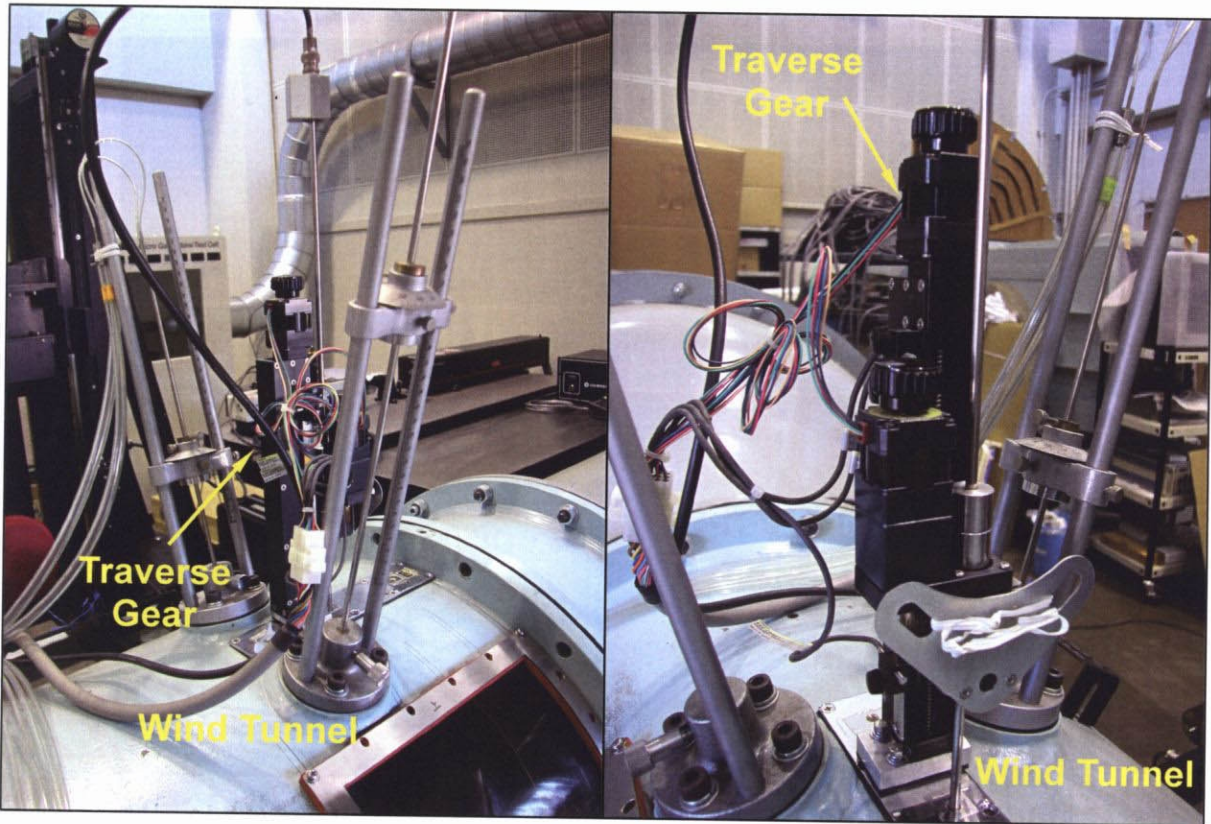
精密微差圧計  
柴田科学機器工業  
ISP-3-50DS

熱線流速計  
日本カノマックス  
SYSTEM 7114

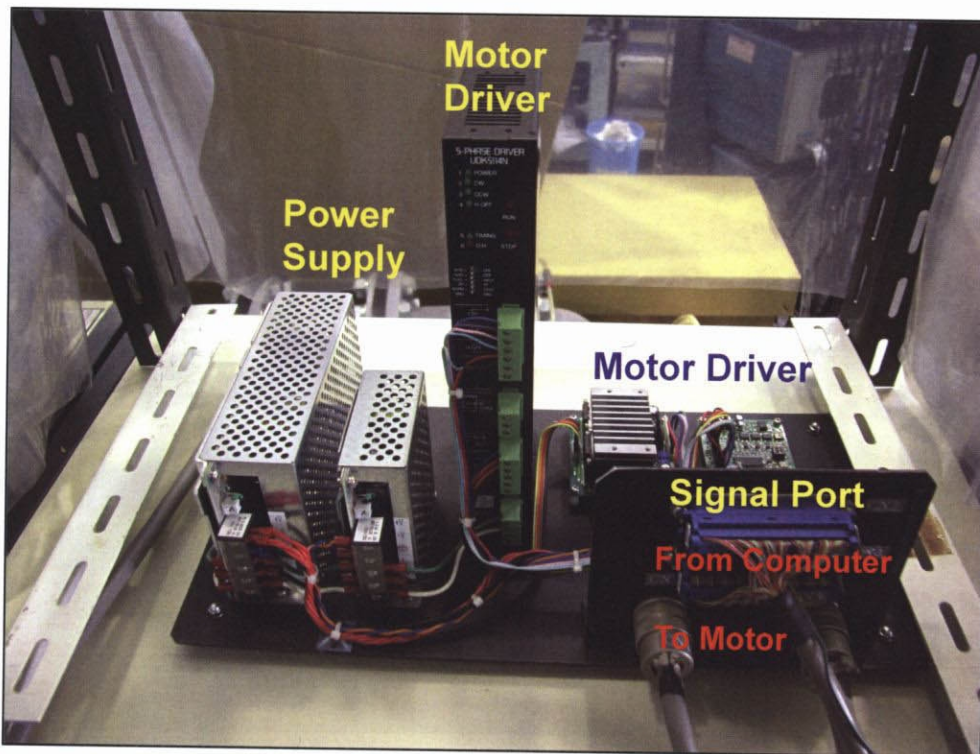
マルチロガー  
岩崎通信機  
SC-7502

圧力センサ用直流増幅器  
横河電機 AL1201

図 2.14 計測装置の写真



(a) トラバース装置



(b) ステッピングモータ・コントローラ

図 2.15 トラバース装置の写真

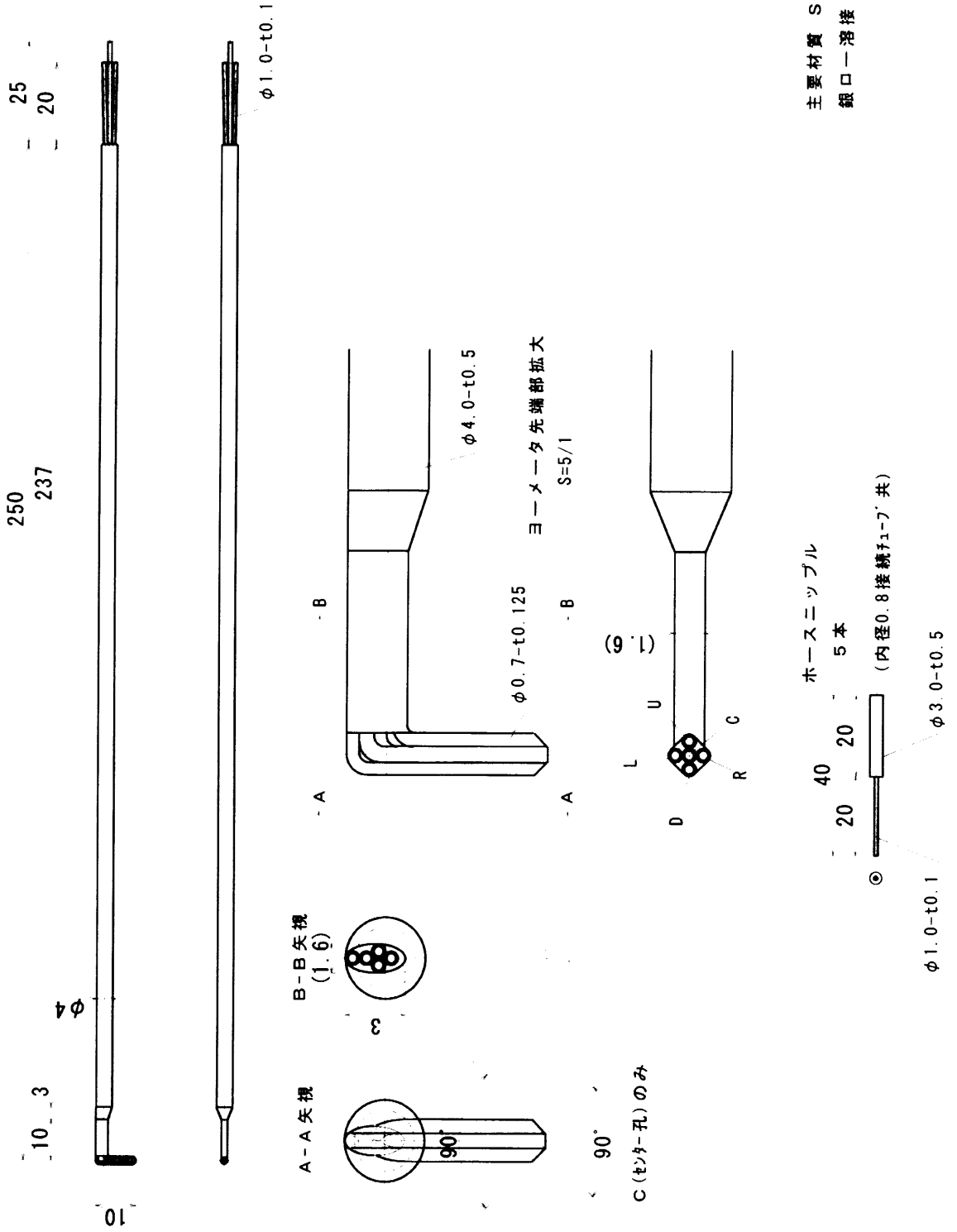
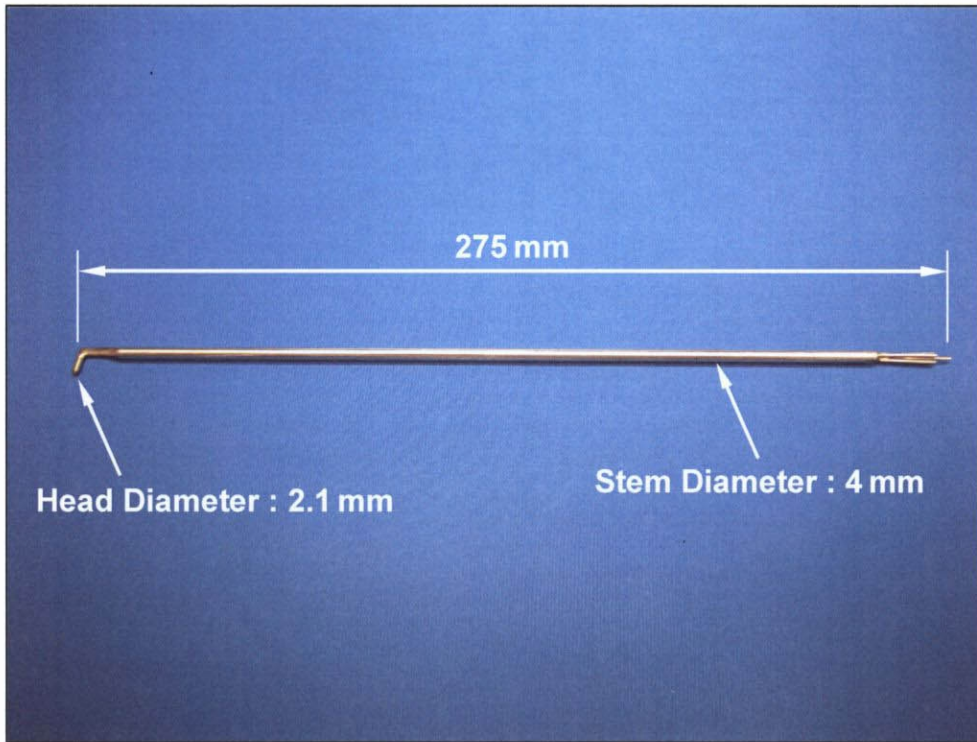
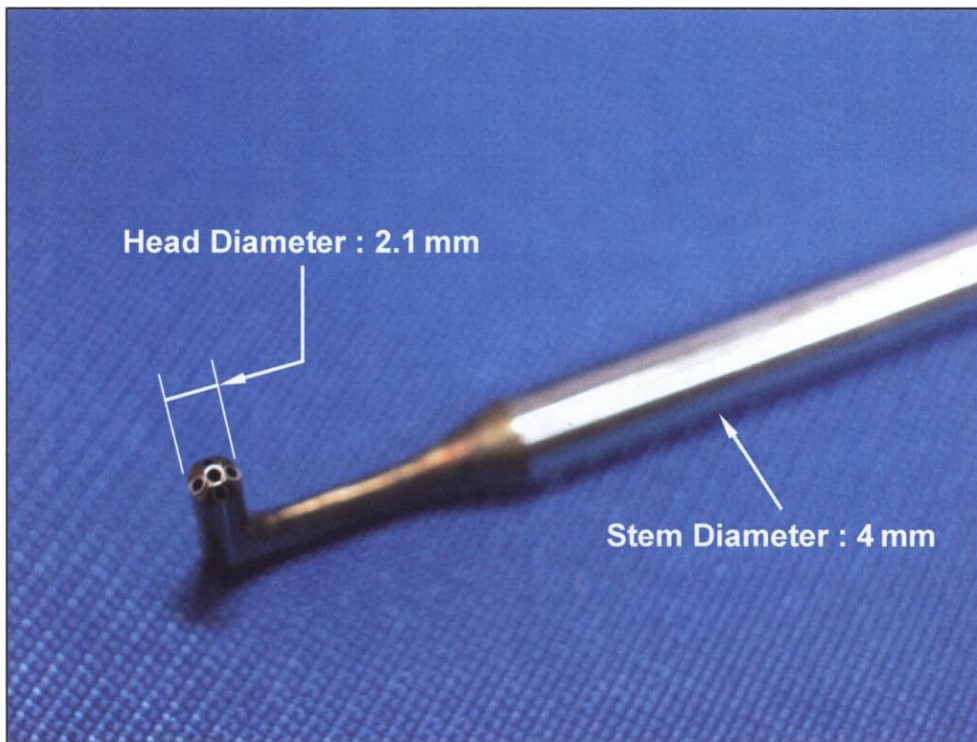


図 2.16 5孔ピトー管の設計図

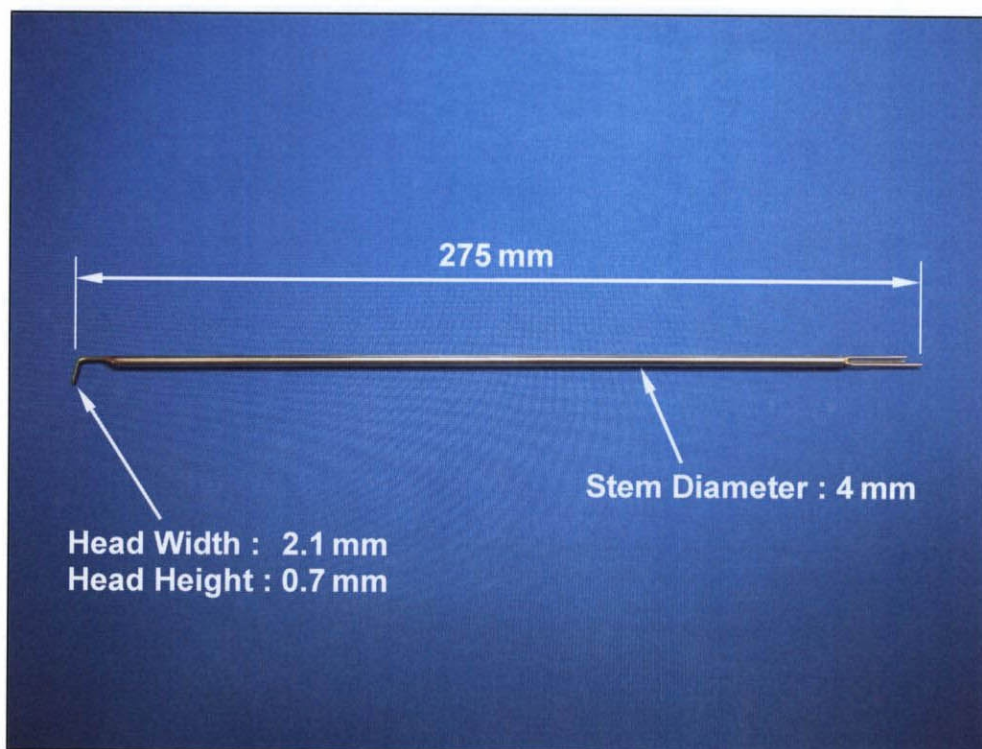


(a) 全体

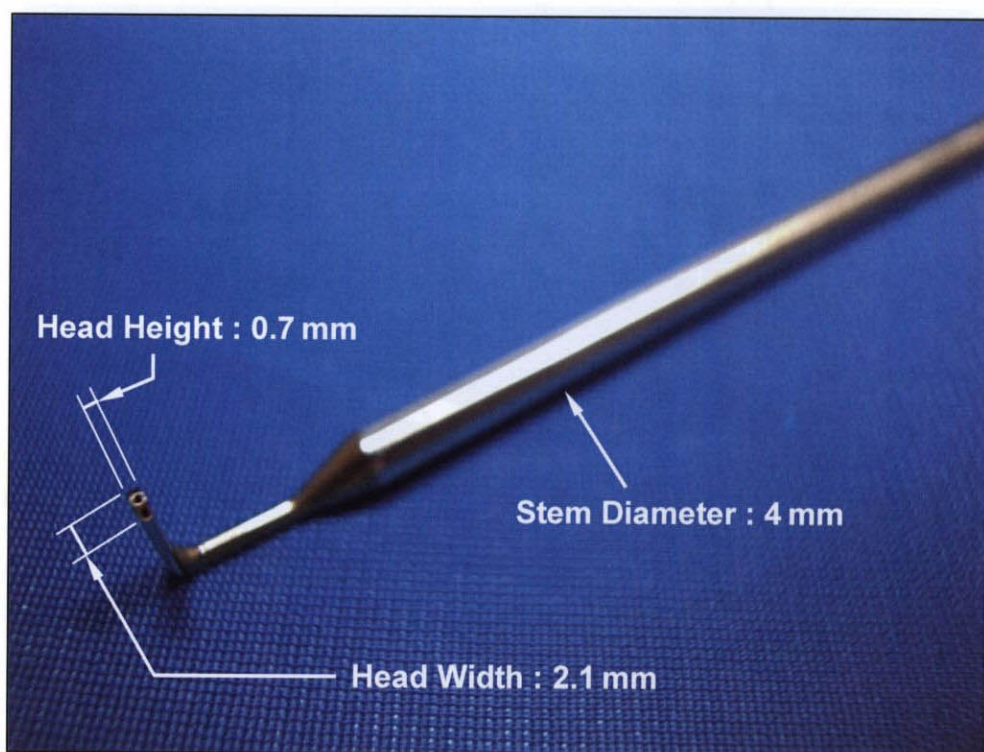


(b) 先端部

図 2.17 5 孔ピトー管の写真

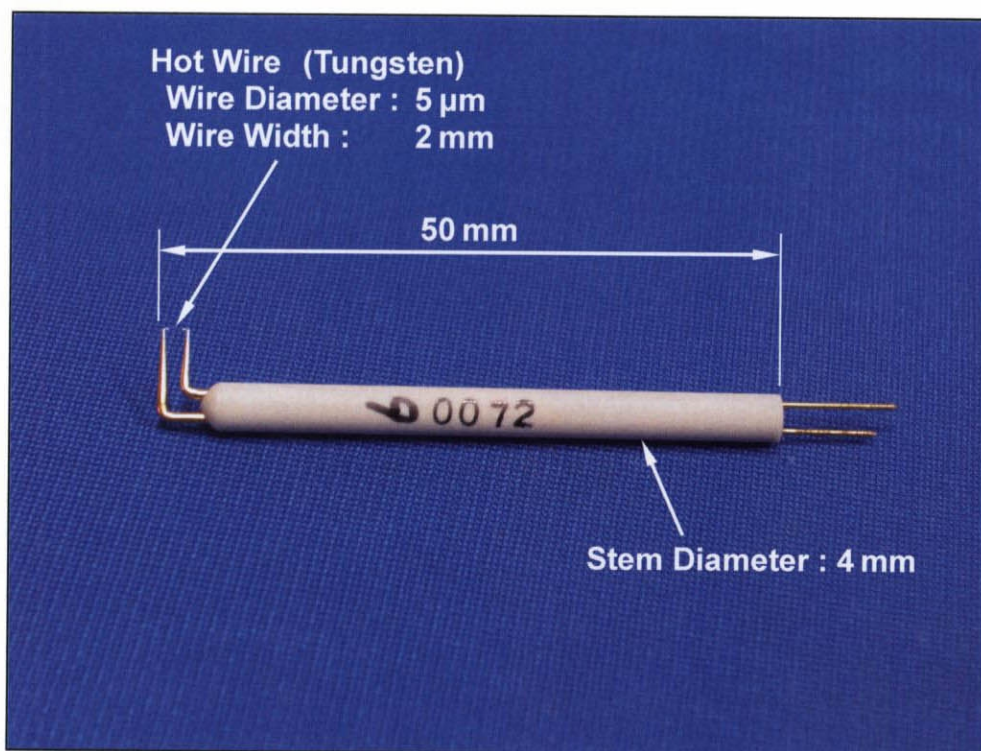


(a) 全体

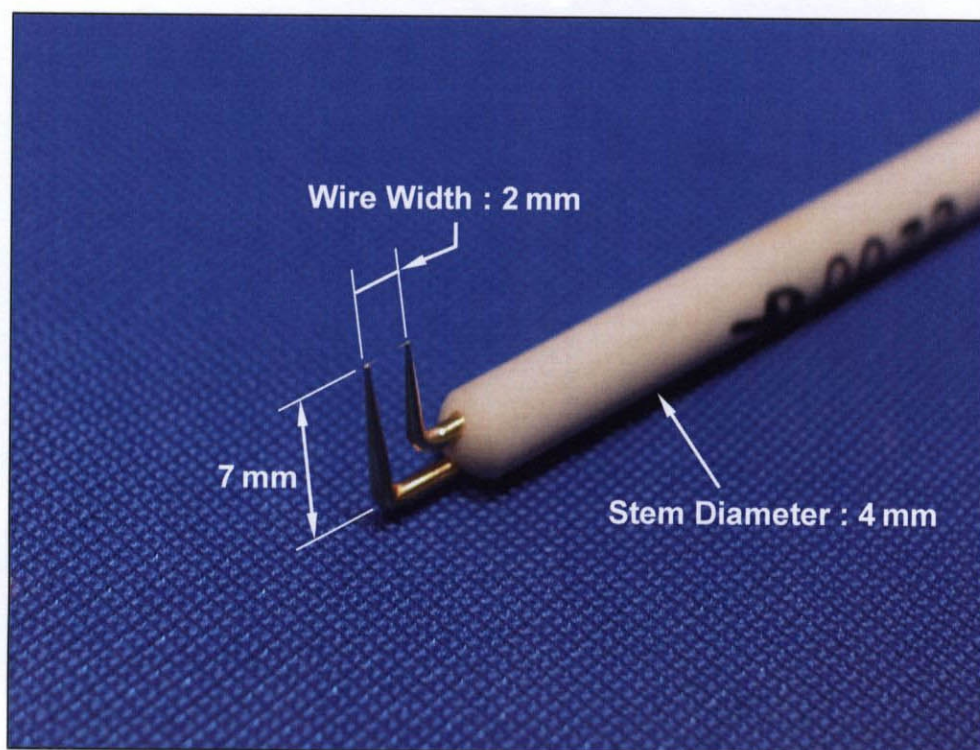


(b) 先端部

図 2.18 3 孔ピトー管の写真

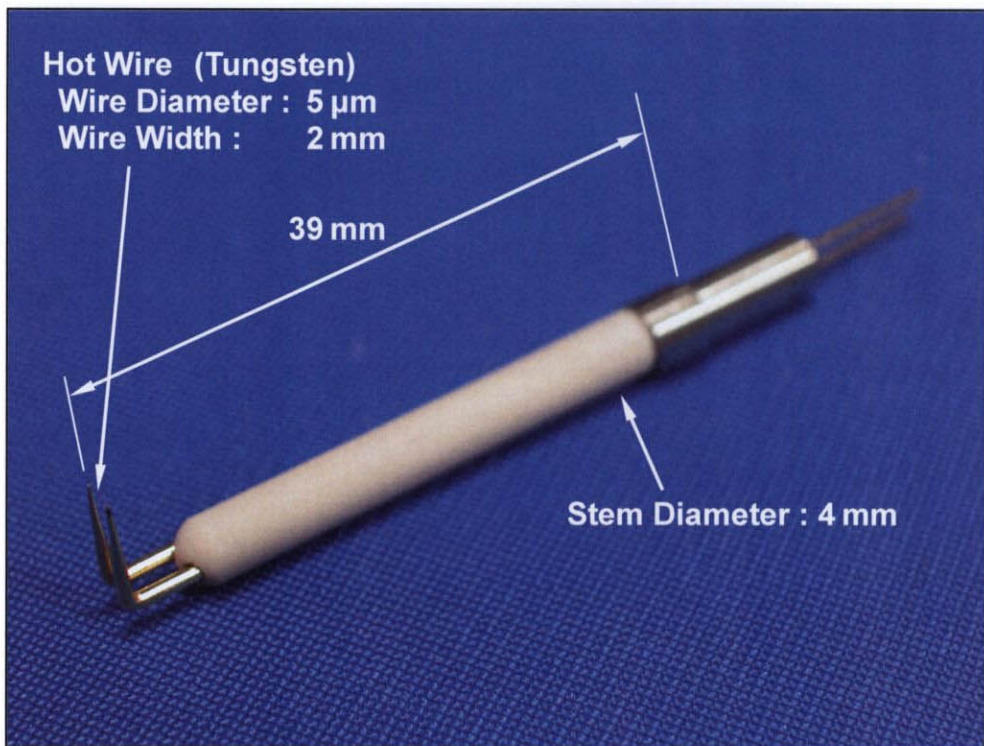


(a) 全体

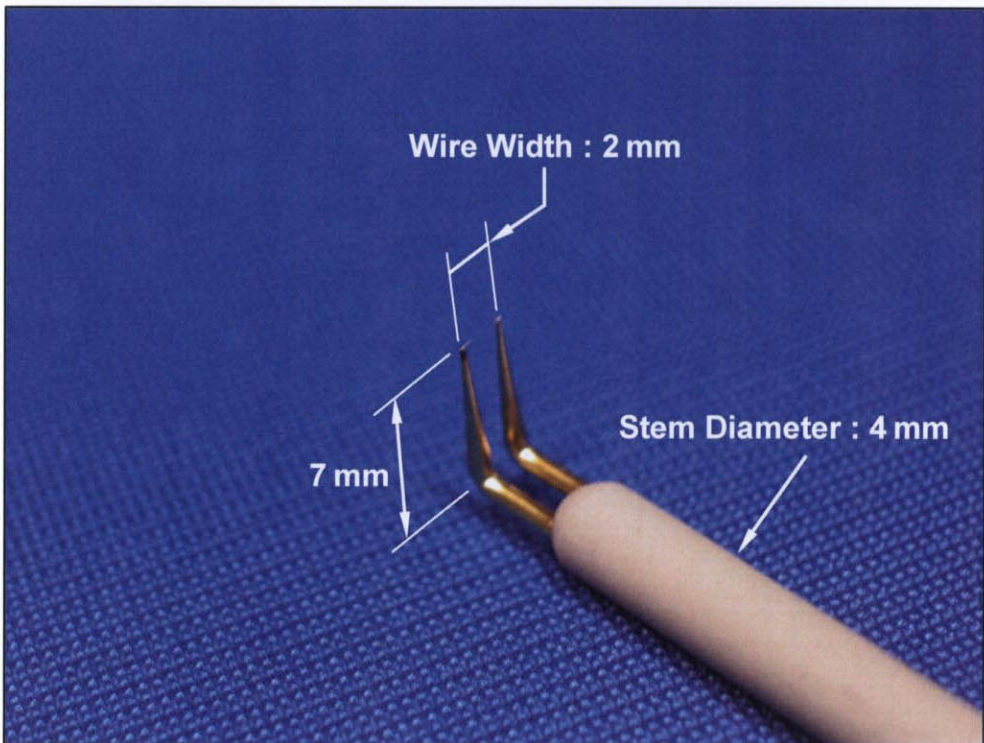


(b) 先端部

図 2.19 熱線プローブ (平行流型, 日本カノマックス MODEL 0247R)



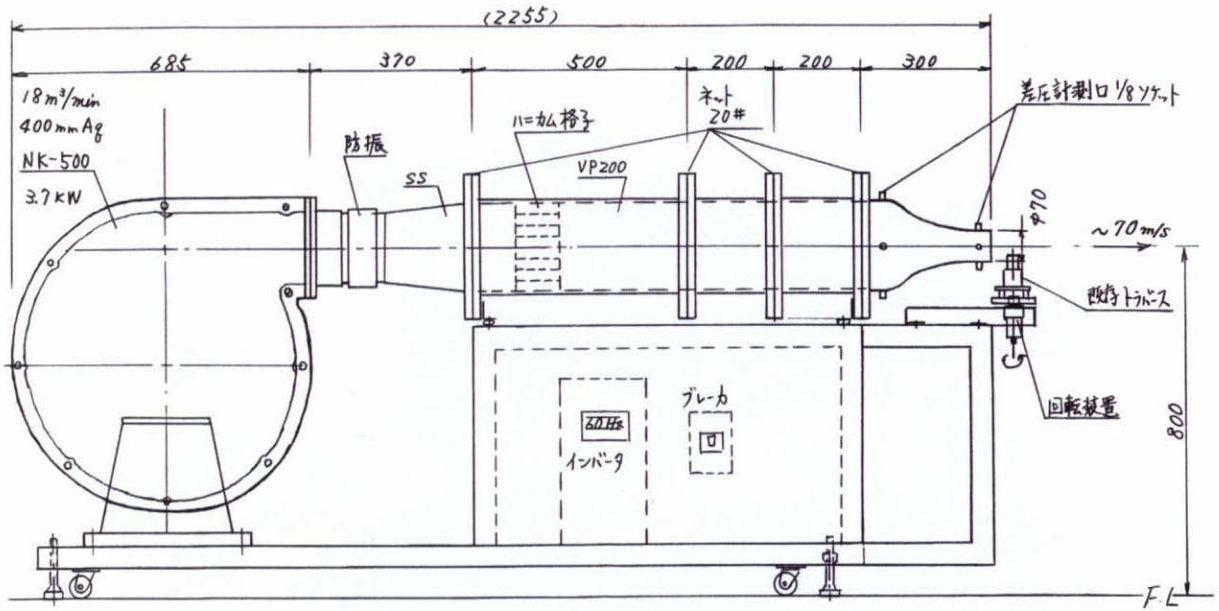
(a) 全体



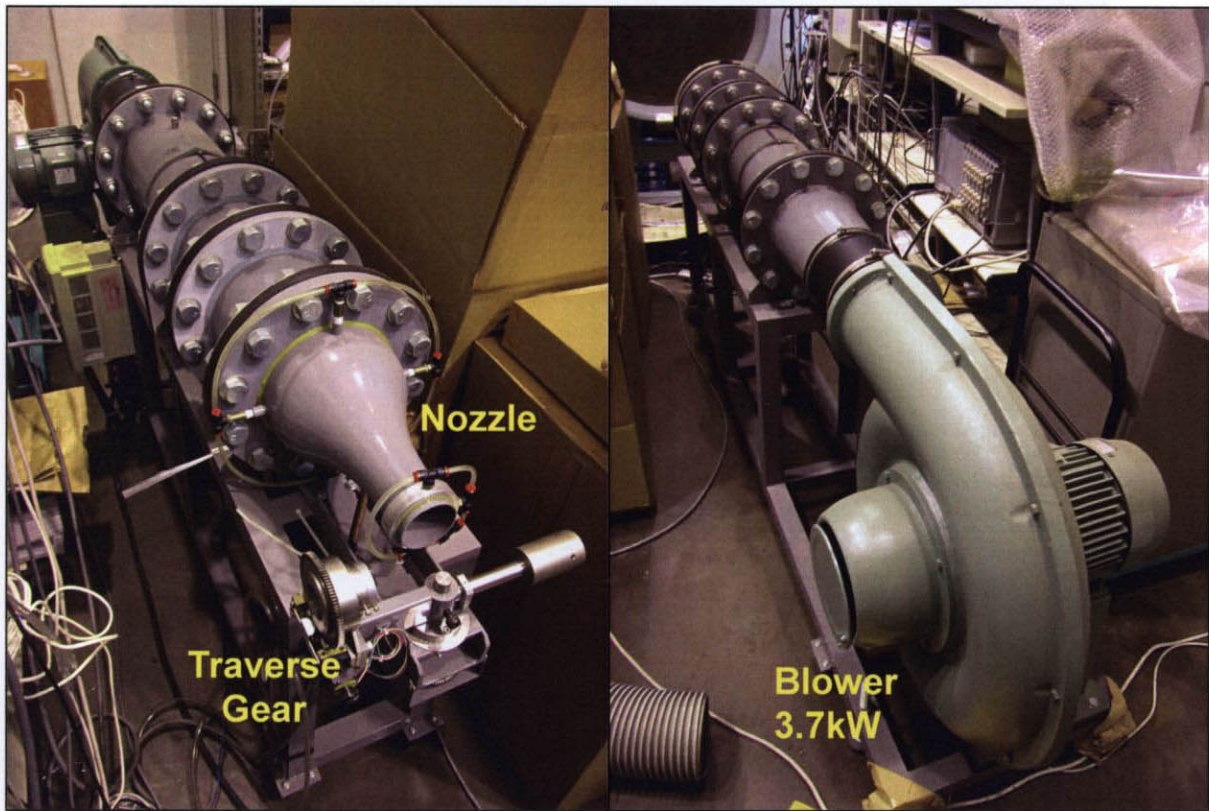
(b) 先端部

図 2.20 熱線プローブ（上流型，日本カノマックス MODEL 0248R）





(a) 検定風洞の設計図

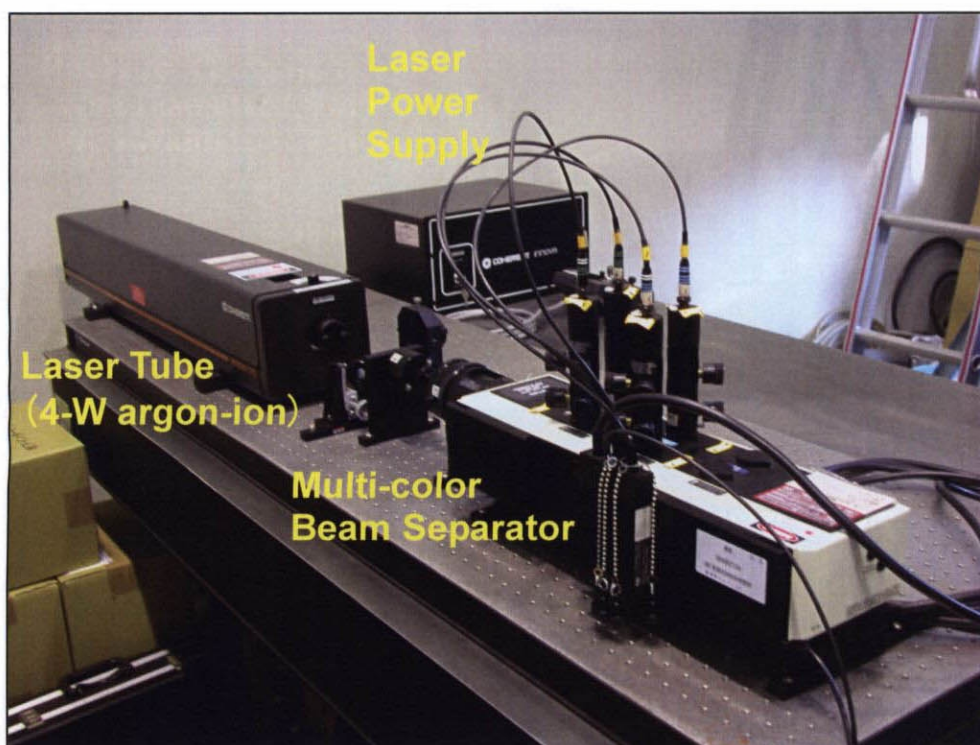


吹き出し口側からの写真

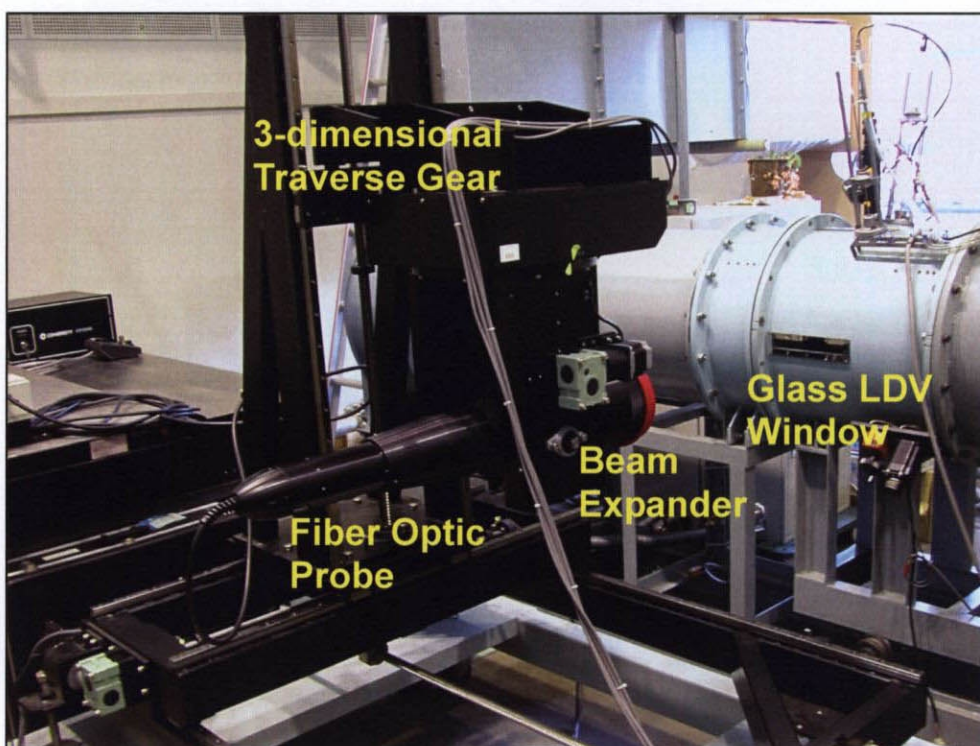
ブローア側からの写真

(b) 検定風洞の写真

図 2.21 検定風洞

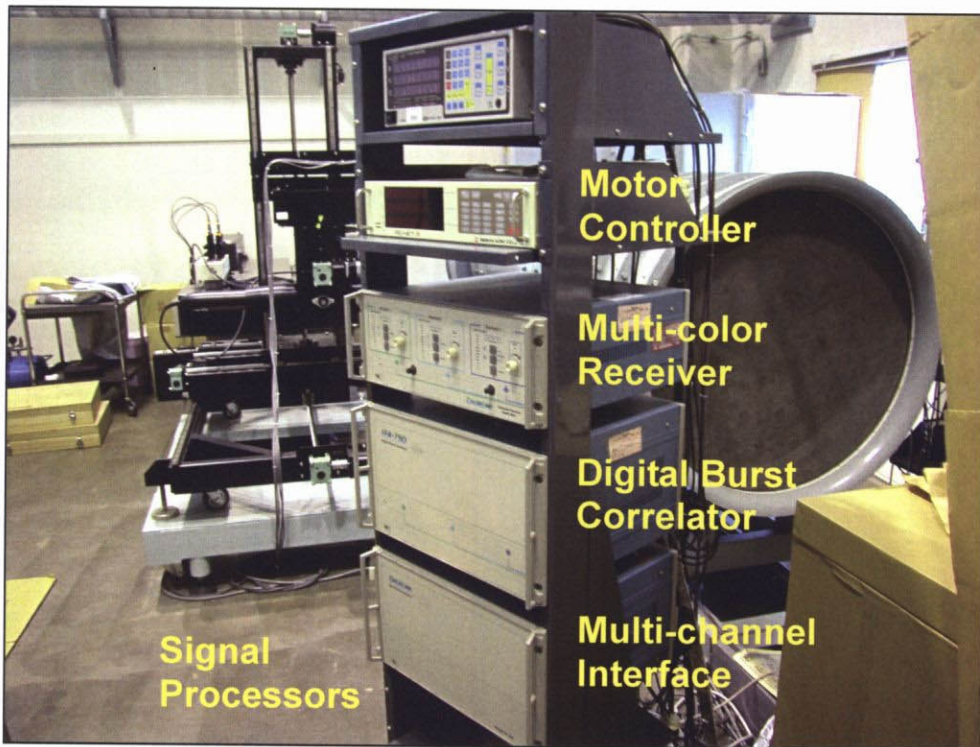


(a) レーザー光源



(b) 光ファイバプローブ

図 2.22 LDV 計測システムの写真 (その 1)



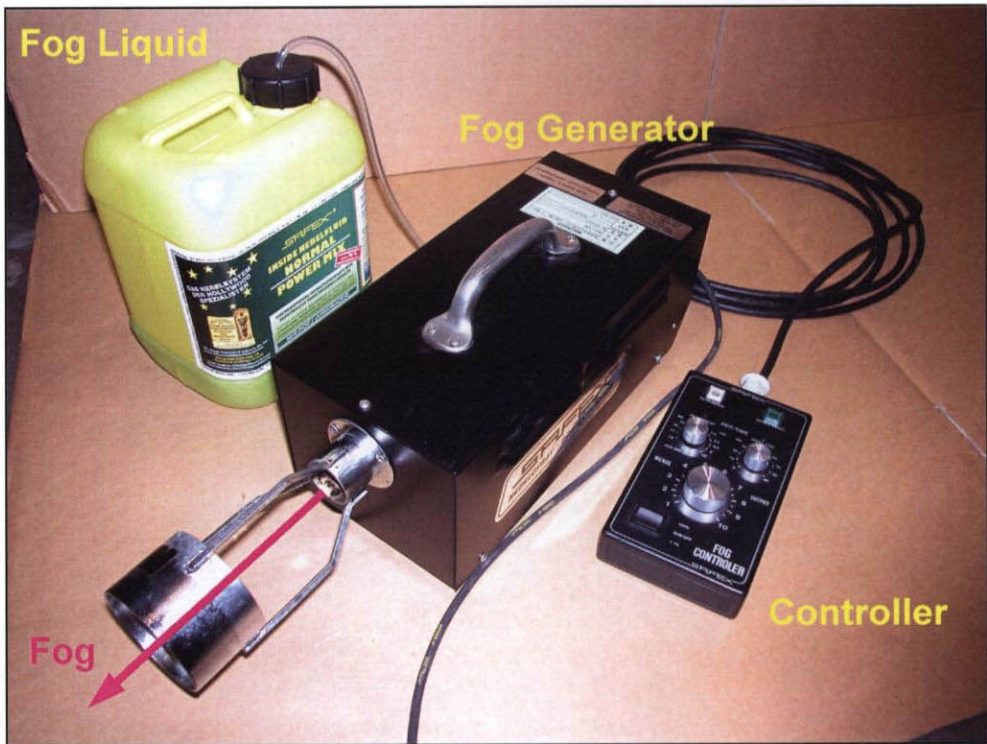
(c) 信号処理装置



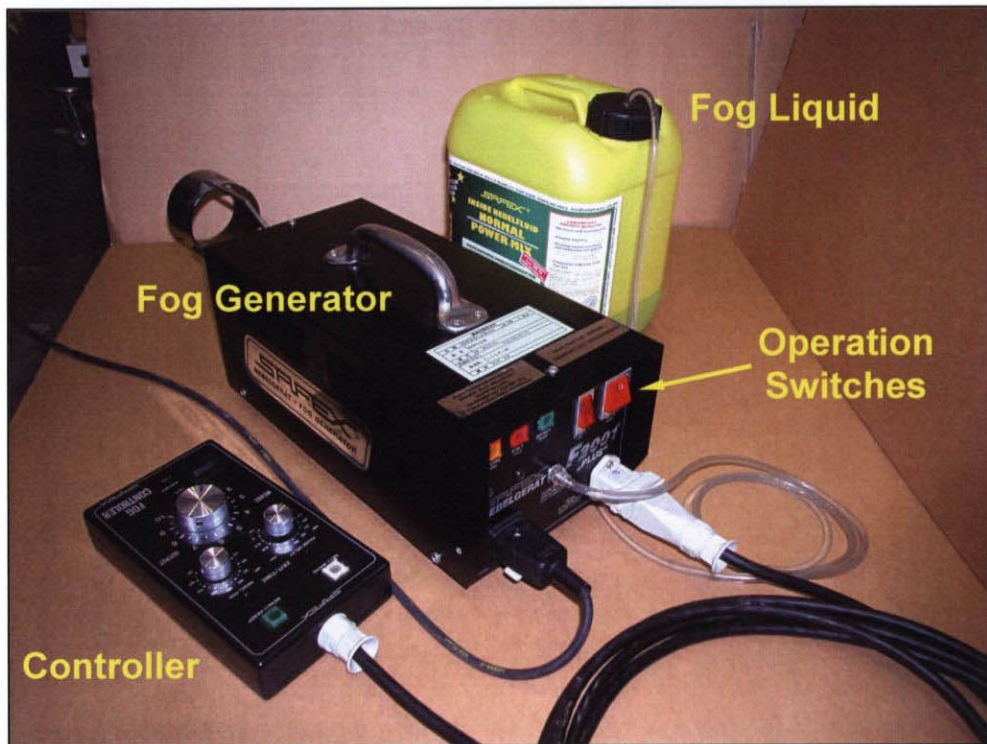
Personal Computer (CPU : Intel Pentium 166MHz)

(d) 計測用コンピュータ

図 2.22 LDV 計測システムの写真 (その2)

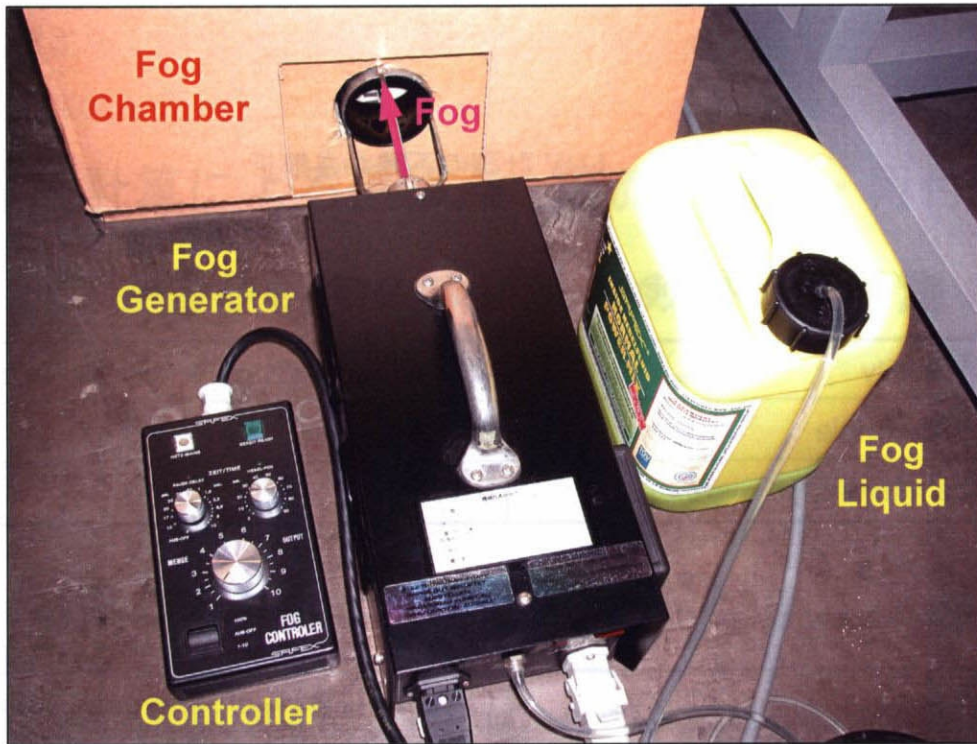


(a) 吹き出し口側

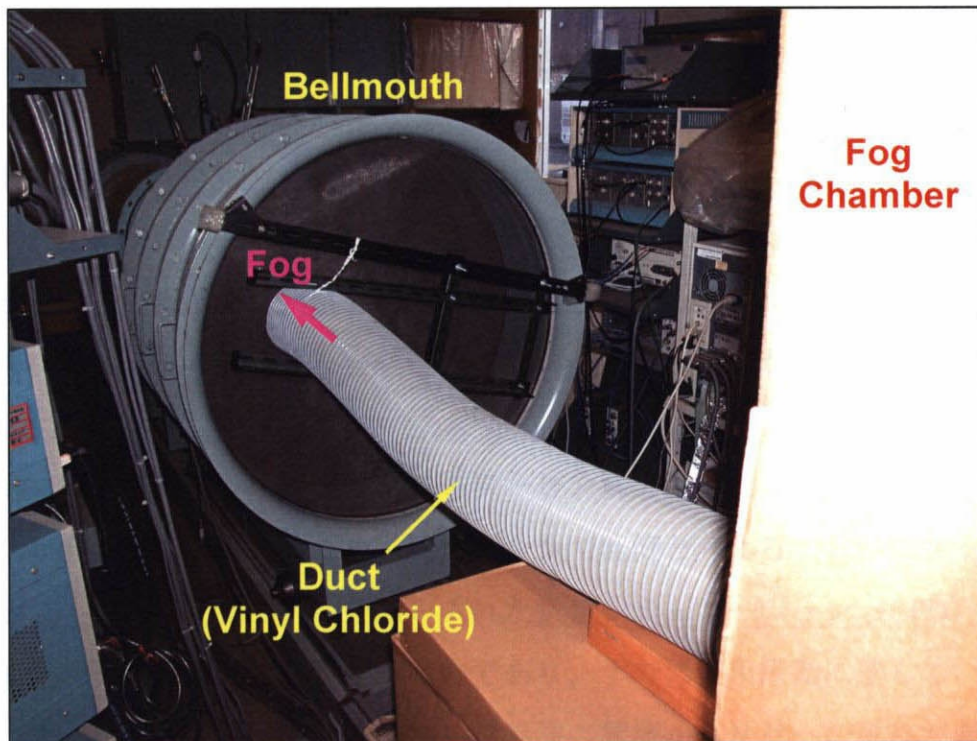


(b) 操作スイッチ側

図 2.23 煙発生装置の写真 (Dantec Fog Generator, Model 2001)



(a) 煙発生装置と煙チャンバー



(b) 風洞入口部の煙ダクト

図 2.24 風洞への煙の導入方法

表 2.11 LDV 計測の不確かさ解析

(a) Measurement Uncertainty of Time-averaged Flow

Relative Velocity	$V_{Rel}/V_4$	0.0092 (0.92% of Reference Velocity)
Relative Flow Angle	$\theta_{Rel}$	0.21 deg
Turbulence Intensity	$TU_{Rel}$	0.41 %

(b) Measurement Uncertainty of Time-dependent Unsteady Flow

Relative Velocity	$V_{Rel}/V_4$	0.0283 (2.83% of Reference Velocity)
Relative Flow Angle	$\theta_{Rel}$	0.69 deg
Turbulence Intensity	$TU_{Rel}$	0.66 %

---

## 第3章

# 境界層計算による遷移点・層流剥離点・再付着点 の位置とレイノルズ数との関係の予測

### 3.1 本章の概要

本章では、実験用の環状タービン翼列に、単独翼および圧縮機翼列用に提案された境界層の遷移・剥離の経験式を適用して、翼負圧面上の境界層計算を行い、遷移・剥離・再付着の挙動について検討した。この境界層計算から、レイノルズ数が  $10^4$  オーダに低下すると、剥離領域が大きく発達することが確認できた。

### 3.2 研究の背景

セラミックガスタービンのタービン翼列のレイノルズ数は、従来のガスタービンに比べて、1桁以上低い値となる。このような低レイノルズ数域では、タービン翼列の負圧面側の境界層に剥離が生じて、タービン効率が大幅に低下する可能性がある。

一般に、高レイノルズ数域におけるタービン翼列の流れでは、境界層が翼の前縁部で急速に乱流遷移するため、境界層を全て乱流と考えることができる。これによって、様々な乱流モデルを組み入れた数値シミュレーション (CFD) によって流れを高精度に解析することが可能であり、すでに実用段階に達している。一方で、低レイノルズ数域の流れでは、境界層の層流から乱流への遷移が遅く、場合によっては剥離も生じるため、境界層全体を乱流と仮定すると流れを正しく解析することができない。CFD による遷移および剥離の高精度の解析は難しいため、

世界各地の研究グループがこの問題に取り組んでいる。しかし、遷移や剥離に関する相関式は、多くの仮定と経験式を含んでおり、理論式とは言い難く、また、現段階では実験結果と数値解析結果の差が大きい。したがって、剥離現象に関する研究は、多くの実験的な研究を基に、経験式を導き出すことが主となっている (Hatman ら, 1998, Mayle, 1991)。

低レイノルズ数域での遷移と剥離の解析は、航空機の翼（単独翼）や圧縮機翼列の性能向上のために研究されてきており、それぞれに対応した経験式がいくつか提案されている。これに対して、タービン翼列においては、流れが増速流であり翼面上の減速域が少ないため、低レイノルズ数の問題は、あまり重要視されていなかった。しかし、セラミックガスタービンのような小型のガスタービンでは、従来のガスタービンと比較して大幅なレイノルズ数の低下が起こるため、遷移や剥離の問題が今後の高性能タービンの開発にあたり、非常に重要になると考えられる。本章では、これまでに提案されている境界層の遷移や剥離の経験式を用いて、タービン翼列の境界層を予測し、レイノルズ数の低下に伴って境界層が変化する様子を把握する。

### 3.3 境界層計算プログラムの概要

図 3.1 に剥離泡の概念図を示す。逆圧力勾配（流れの減速）により層流剥離した境界層流れが、乱流に遷移して再付着する様子が示されている。

図 3.2 に境界層計算プログラムのフローチャートを示す。なお、本章での計算は、チップ部、ミッドスパン部、ハブ部における翼列形状に基づいた 2 次元流れの計算である。実際のタービン翼列では、壁面近傍での二次渦の発生や半径方向の圧力勾配の影響を受けて 3 次元流れとなる。このような 3 次元流れの影響は、次章以降で実験結果に基づいて考察する。

以下に、今回の境界層計算に用いた経験式と計算プログラムの概要を説明する。

#### A 翼列まわりのポテンシャル流れの計算

各半径方向位置でのタービン翼列形状（2次元翼列）から、特異点解法を用いてポテンシャル流れの速度分布と圧力分布を計算する。本研究で採用した特異点



解法（筒井，1976）は，翼表面に渦分布を置き，翼表面の法線方向速度成分をゼロとする条件を境界条件に取り，渦分布を求める方程式は，第一種の Fredholm 型の積分方程式となっている。

## B 層流剥離点の計算

翼表面の速度分布に対し，前縁から順にポールハウゼンの形状係数  $A$  を計算する。形状係数  $A$  が  $-12$  となる点を層流剥離の開始点と判定する（Schlichting, 1979）。

## C 遷移開始点の計算

Mayle (1991) が提案した方法を用いて，遷移開始点を予測する。

- (1) 遷移開始点のレイノルズ数  $Re_{\delta t}$  (運動量厚さ基準) を次式により計算する。

$$Re_{\delta t} = 400 \times Tu^{-5/8}$$

ただし，主流乱れ度  $Tu$  の単位は [%] である。

- (2) 上流側から各位置での運動量厚さ基準のレイノルズ数  $Re_{\delta}^{(n)}$  を算出する。
- (3)  $Re_{\delta t} \leq Re_{\delta}^{(n)}$  となる位置を見つける。

## D 遷移終了点の計算

Mayle (1991) が提案した方法を用いて，遷移終了点を予測する。

- (1) レイノルズ数  $Re_{LT}$  (遷移開始点と遷移終了点の距離を基準) を計算する。

$$Re_{LT} = 5.54 \times 10^5 \times Tu^{-7/8}$$

ただし，主流乱れ度  $Tu$  の単位は [%] である。

- (2) 遷移開始点から各位置での  $Re_{LT}^{(n)}$  を算出する。
- (3)  $Re_{LT} \leq Re_{LT}^{(n)}$  となる位置を見つける。

## E 遷移か剥離かの判定

- (1) 剥離点と遷移点の位置を比較する。
- (2) 遷移点が剥離点より上流ならば，乱流遷移と判断する。

乱流遷移点の形状係数は  $H_{12} = 1.4$  とする。

→ 乱流境界層の計算ループに移動する。

- (3) 遷移点が剥離点より下流ならば，剥離と判断する。  
 → 剥離泡の計算ループに移動する。

## F 剥離泡の計算

### F-1 剥離泡の層流部分の計算

Roberts (1980) の提案した計算方法を用いる。

- (1) 剥離泡の層流部分の長さ  $L_l$  を基準としたレイノルズ数  $Re_{Ll}$  を計算する。

$$Re_{Ll} = 2.5 \times 10^4 \times \log_{10}(\coth(TF \times 10))$$

ただし，

$$TF = Tu \times (C/Ls)^{1/5} : \text{テイラーの乱流係数 (Taylor's turbulence factor)}$$

$C$  : 翼コード長さ

$Ls$  : 乱れの微小スケール (Microscale of inlet turbulence)

注1)  $Ls$  が分からない場合には， $TF = Tu$  として第一近似する。

注2)  $Tu$  の単位は，[%]ではない。

- (2) 剥離泡の層流部分の長さ  $L_l$  を計算する。  
 (3) 翼面上の対応する位置を計算する。  
 (4) 翼後縁より後ろならば，バースト（遷移，再付着せず）と判断する。

### F-2 剥離泡の乱流部分の計算

Horton (1969) によって提案された計算方法を用いる。

- (1) 計算位置を1つ進める。(計算ループ開始)  
 (2) 運動量厚さ  $\delta_2$  を計算する。

$$\delta_2 = (\delta_2)_s \sqrt{1 + (1.241)^2 \frac{(x - x_s)}{(\delta_2)(Re_{\delta_2})_s}}$$

- (3) 速度勾配を計算する。

$$\left(\frac{dU}{dx}\right)_R = \frac{U_R - U_S}{x_R - x_S}$$

- (4) 再付着点の条件を満たすかどうかを判断する。(計算ループ終了)

$$\left(\frac{\delta_2}{U}\right)_R \left(\frac{dU}{dx}\right)_R = -0.0082 \quad [\text{再付着点の判定式}]$$

- (5) 翼後縁でも再付着しない場合、バースト（乱流遷移あり）と判断する。
- (6) 再付着した場合には、乱流境界層の計算へ移動する。  
ただし、再付着点の形状係数は  $H_{12} = 3.5$  とする。

## G 乱流境界層の計算

Head (1958) のエントレインメント法を用いて、乱流境界層を計算する。なお、エントレインメント法は、生井・井上「粘性流体の力学」(1978) や日本機械学会編「流れの数値シミュレーション」(1988) などの教科書に詳しく説明されている。

- (1) 運動量厚さ  $\delta_2^{(l)}$  および形状係数  $H_{12}^{(l)}$  の初期値を得る。
- (2) 運動量厚さ  $\delta_2^{(m)}$  および形状係数  $H_{12}^{(m)}$  から、次の位置での運動量厚さ  $\delta_2^{(n+1)}$  および形状係数  $H_{12}^{(n+1)}$  を計算する。

## 3.4 計算結果と考察

まず、計算結果の例を示し、層流剥離や乱流遷移の位置の説明を行う。

図 3.3 に、タービン静翼のチップ部の翼形状に関して、負圧面側の境界層を解析した結果を示す。主流乱れ度は、本実験風洞と合わせて 0.5% として計算してある。横軸は負圧面表面長さを示し、0 の位置が前縁 (LE で表示)、1 の位置が後縁 (TE で表示) である。縦軸は、翼列入口流れを基準としたレイノルズ数であり、 $10^4$  から  $10^7$  まで、対数目盛で記述してある。なお、出口流れ基準のレイノルズ数は、入口流れ基準のレイノルズ数の約 2.6 倍となっている。

### 各線の意味

#### (1) 遷移開始線 (Transition Onset Line)

図中の一番左の線が、遷移開始線である。遷移開始線から、乱流スポットの生成が始まり、乱流に遷移し始める。

#### (2) 遷移終了線 (Transition End Line)

$10^6$  以上の高レイノルズ数域で見られる線であり、遷移開始線の右にある。この線で、乱流への遷移が完了する。

(3) 層流剥離線 (Laminar Separation Line)

図 3.3 では、レイノルズ数  $5.5 \times 10^5$  以下の領域で見られる。層流流れはレイノルズ数が変化しても相似を保つので、剥離線の位置はレイノルズ数の変化の影響を受けず、直線状になる。

(4) 剥離流の乱流遷移線 (Transition Line of Separation Flow)

剥離泡上の剥離流れが、層流から乱流に遷移する位置である。

(5) 再付着線 (Reattachment Line)

剥離流れは、乱流遷移することにより、翼面上に再付着する。レイノルズ数が比較的高い場合 (図 3.3 では  $8.2 \times 10^4$  から  $5.5 \times 10^5$  の範囲) に、再付着が起きている。

レイノルズ数の変化による流れの変化

レイノルズ数の変化に応じて、図 3.3 の右側の①～③のように、流れの種類が3つに分けられる。以下では、各領域の流れがどのようなになっているかを説明する。

① 乱流遷移域 (高レイノルズ数領域)

層流は、層流剥離を生じる前に、乱流へ遷移する。一般的なガスタービンのタービン翼列は、ほとんどこの領域に属する。

② 層流剥離・再付着域

この領域では、流れが剥離し、剥離流れが乱流に遷移した後、再付着する。

③ 層流剥離・非再付着域 (低レイノルズ数領域)

この領域では、流れが剥離し、再付着することはできない (いわゆる“バースト”)。

臨界レイノルズ数の意味

領域①から③の境界となるレイノルズ数 (臨界レイノルズ数) は次のように説明できる。

(1) 臨界レイノルズ数 1  $Re_{CR1}$

領域①と②の境界である。このレイノルズ数を境にして、乱流遷移するか、層流剥離するかに分かれる。

(2) 臨界レイノルズ数 2  $Re_{CR2}$

領域②と③の境界である。このレイノルズ数を境にして、剥離流れが再付着

するかバーストするかに分かれる。バーストが発生すると、損失の急激な増加が予測される。

図3.4の上側には、各半径方向位置（チップ部、ミッドスパン、ハブ部）における負圧面側の遷移・剥離・再付着位置と入口基準レイノルズ数の関係を示す。各半径方向位置での負圧面側の流れは、図3.4の下側に示すような5つの領域に分類できる。高レイノルズ数域では前縁近くで乱流遷移する（領域①）。大型の金属ガスタービン内の流れは、ほとんどがこの領域の流れであり、過去に蓄積された膨大な実験データに基づいたスミスチャートのような経験則から、タービン効率を実用上十分な精度で予測できる。しかし、レイノルズ数が低下すると、境界層流れの乱流遷移が遅れて層流領域が増加することにより、負圧面の後半部分で層流剥離が発生する（領域②、③）。このことから、従来の経験則を用いて翼形状を設計すると、必要なタービン効率が得られない可能性が大きいことが再認識される。

本研究のタービン静翼は、チップ部（図3.4(a)）では、入口流れ基準レイノルズ数が $5.5 \times 10^5$ 以下（出口流れ基準レイノルズ数が $14.3 \times 10^5$ 以下）になると、前縁から83%の位置から剥離泡が発生する。入口流れ基準レイノルズ数がさらに低下して、 $9.2 \times 10^4$ 以下（出口流れ基準レイノルズ数が $23.9 \times 10^4$ 以下）になると、再付着しない流れ（バースト）になる。

ミッドスパン（図3.4(b)）では、レイノルズ数が $5.1 \times 10^5$ 以下になると前縁から94%の位置で剥離し、レイノルズ数が $4.7 \times 10^5$ 以下で再付着しない流れとなる。

ハブ部（図3.4(c)）では剥離が発生せず、高レイノルズ数域では、翼後縁部で乱流境界層であるが、レイノルズ数の低下に伴い境界層の遷移が遅くなり、レイノルズ数 $4.6 \times 10^5$ 以下では翼後縁部で遷移領域（領域④）、レイノルズ数 $1.8 \times 10^5$ 以下では後縁まで層流を保った流れ（領域⑤）となる。ハブ部で剥離しない理由として、翼列の間隔が小さいため、負圧面側後縁付近の逆圧力勾配領域（減速領域）が少ないことが挙げられる。

これらの予測をまとめると、図3.5のようになる。本章の境界層計算から、従来のガスタービンが作動する高レイノルズ数域では、境界層を全て乱流と仮定して解析することが可能であるが、小型セラミックガスタービンが作動する低レイノ

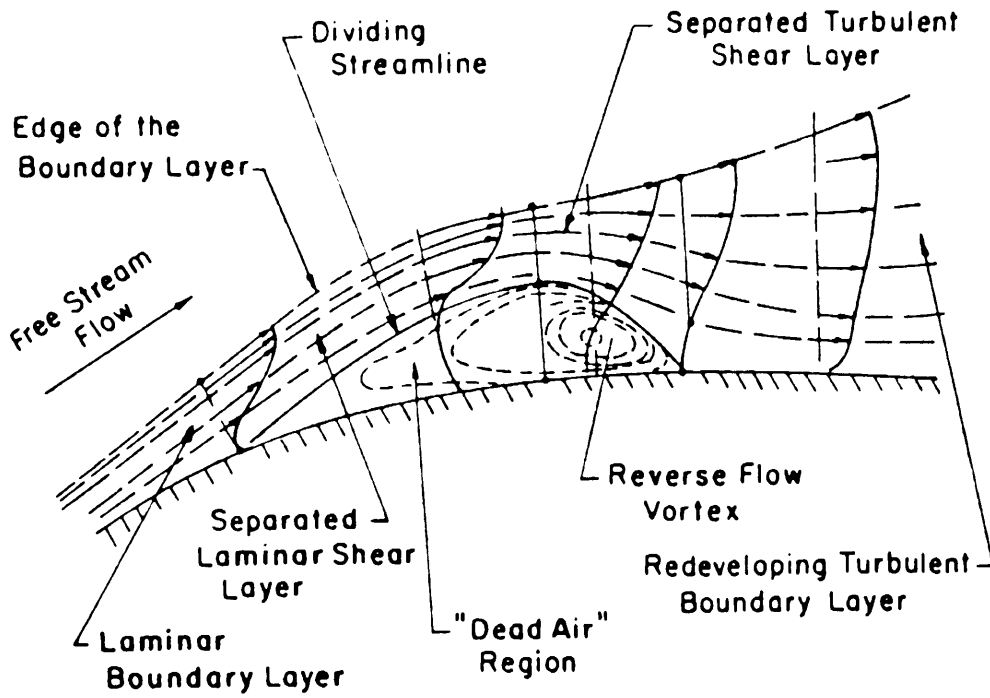
ルズ数域においては、境界層が層流剥離を起こすことが明らかになった。

なお、以上の解析、境界層各半径方向位置における流れを2次元流と仮定して計算した結果である。実際には、各半径方向位置での流れの3次元的な干渉作用、ハブ側およびチップ側壁面境界層の影響、翼列内部で発生する二次流れの影響などを受けることが予想される。

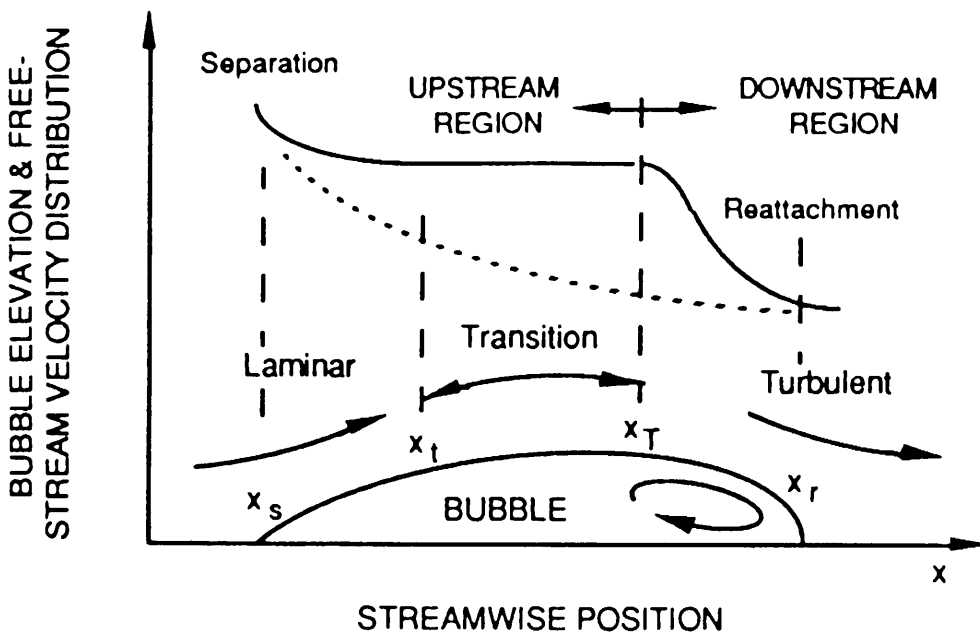
### 3.5 本章のまとめ

低レイノルズ数域のタービン翼列特性に及ぼすレイノルズ数の影響を調べるために、実験用に設計したタービン静翼に対して、二次元の境界層計算による剥離・遷移・再付着位置の予測を行った。与えられた翼形状に対して特異点解法によりポテンシャル流れを解析し、得られた翼表面の速度と圧力の分布から、2次元の境界層計算を行った。Kármán - Pohlhausen の近似解法により層流域、Mayle の式により遷移域を計算して、流れが層流剥離か乱流遷移かを判定した。剥離域には、Horton の式と Roberts の式を、乱流域にはエントレインメント法を適用した。

- (1) タービン翼列負圧面側の遷移・剥離・再付着の位置のマップを作成し、レイノルズ数の変化による影響を考察した。
- (2) レイノルズ数が低下すると、境界層の乱流遷移が遅れて、層流剥離が起こる。本研究の静翼では、ハブ側よりもチップ側で層流剥離の影響が大きく、入口速度基準レイノルズ数が  $5.5 \times 10^5$  以下 (出口速度基準レイノルズ数が  $14.3 \times 10^5$  以下) で剥離泡が生じ、入口速度基準レイノルズ数が  $9.2 \times 10^4$  以下 (出口速度基準レイノルズ数が  $23.9 \times 10^4$  以下) になると再付着しない (バースト) という予測結果になった。
- (3) 小型セラミックガスタービンの作動するレイノルズ数域においては、層流剥離が再付着しないため、空力性能が大幅に低下する可能性が高いことを確認した。



(a) Schmidt and Mueller (1989)



(b) Mayle (1991)

図 3.1 剥離泡の概念図

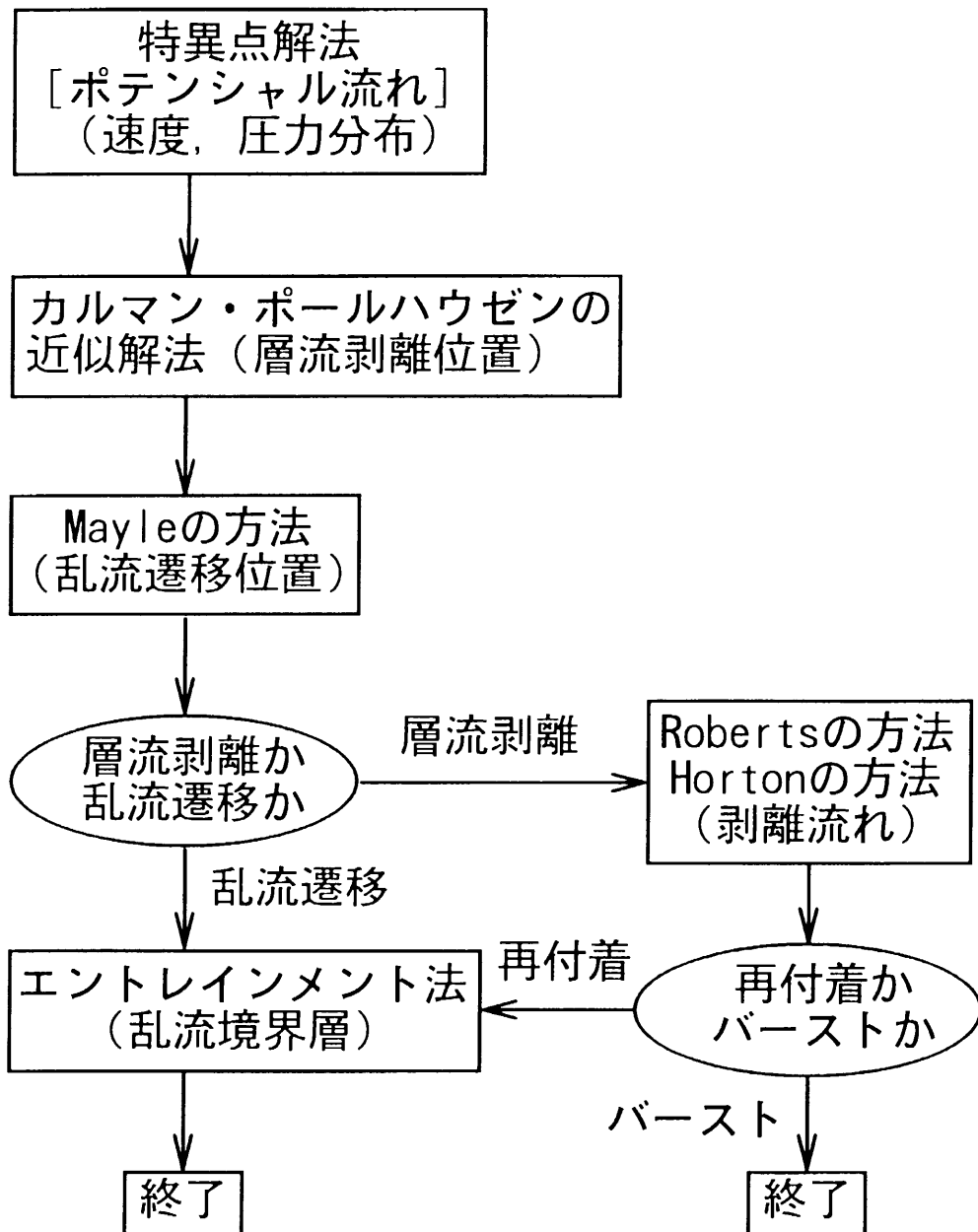
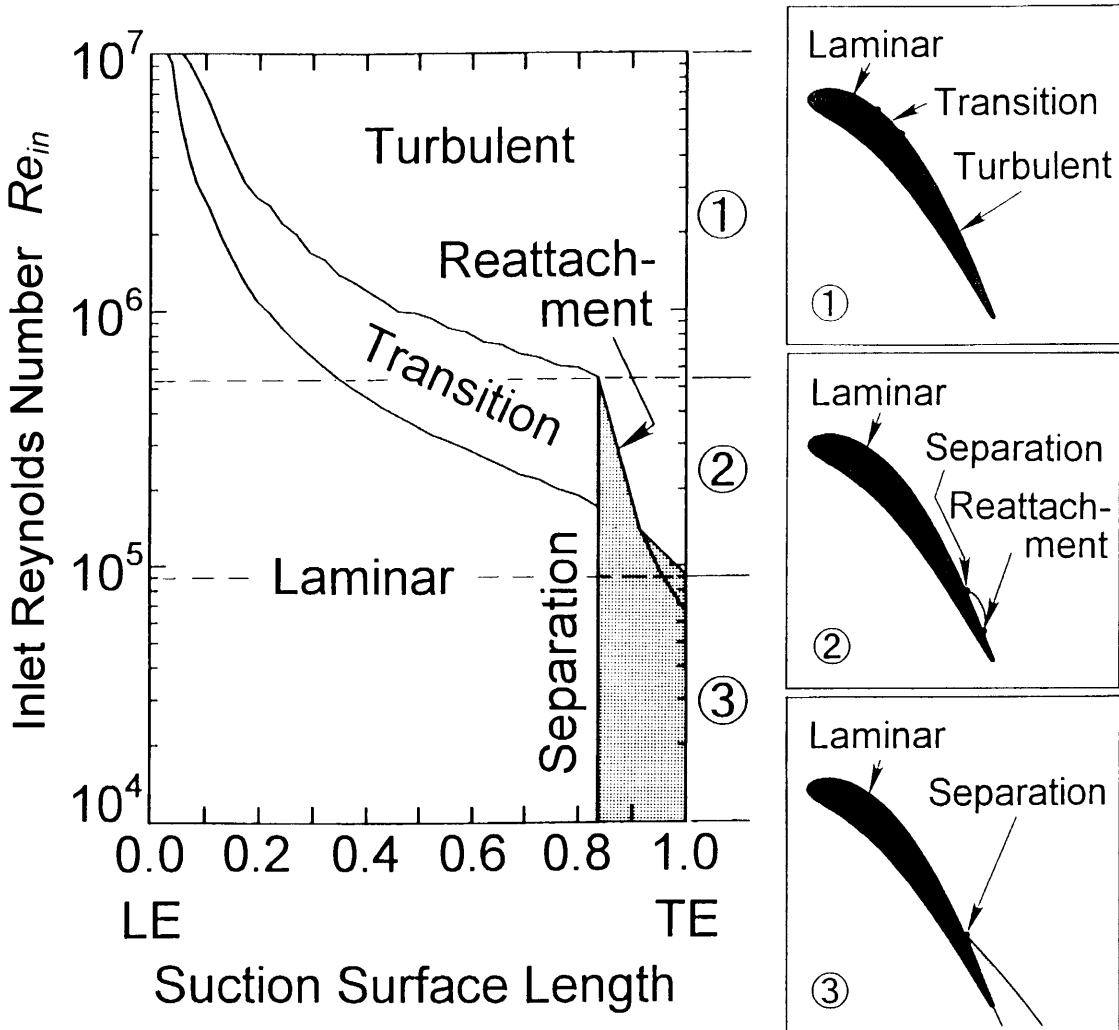


図 3.2 境界層計算のフローチャート





**Critical Reynolds Number**

$$Re_{CR1,in} = 9.2 \times 10^4 \quad (Re_{CR1,out} = 23.9 \times 10^4)$$

$$Re_{CR2,in} = 5.5 \times 10^5 \quad (Re_{CR2,out} = 14.3 \times 10^5)$$

[ Based on Inlet Flow ]                      [ Based on Exit Flow ]

図 3.3 タービン静翼のチップ部に対する負圧面側の境界層計算の結果  
(主流乱れ度を 0.5%と仮定して計算)

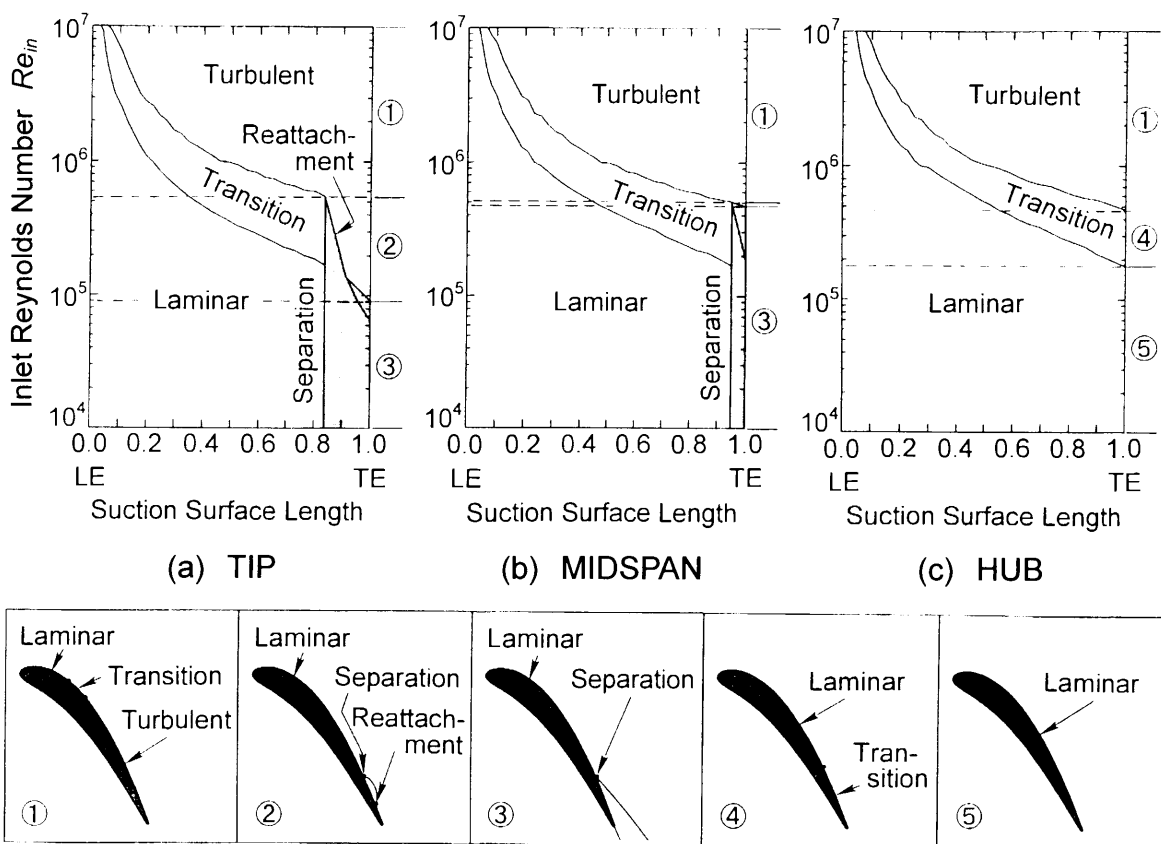


図 3.4 タービン静翼の各半径位置に対する負圧面側の境界層計算の結果  
(主流乱れ度を 0.5% と仮定して計算)

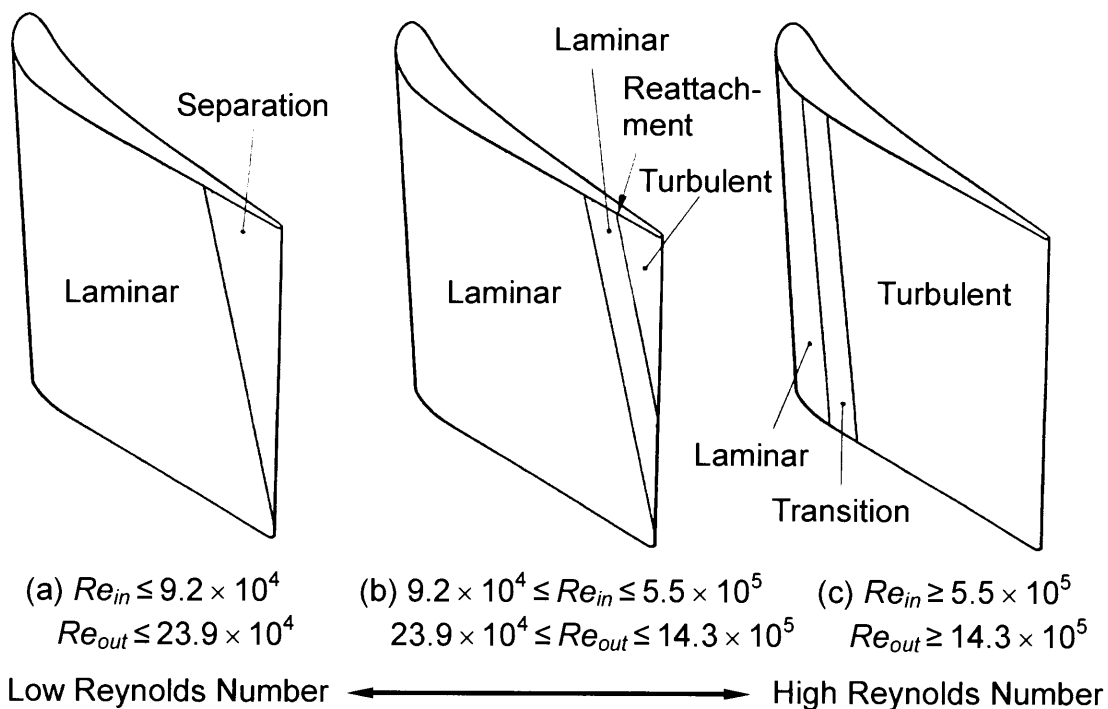


図 3.5 タービン静翼の境界層流れとレイノルズ数の関係の予測結果