

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-686

流れの可視化用小型回流水槽

進藤重美・柳良二
三村富嗣雄・坂田公夫

1995年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

流れの可視化用小型回路水槽*

進藤重美*¹ 柳良二*¹
三村富嗣雄*² 坂田公夫*¹

Circulating Water Channel for Flow Visualization

Shigemi SHINDO*¹, Ryoji YANAGI*¹,
Fujio MIMURA*², Kimio SAKATA*¹

ABSTRACT

This paper presents a description of a laboratory-size circulating water channel developed for flow visualization study at the National Aerospace Laboratory. A vertical circulating water channel with an open surface test section of 200mm×200mm×1200mm was designed and built. The channel has remarkable and useful features, including stainless steel application to the wetted structures, which is very tolerant with corrosion, fully transparent test section with acrylic resin and the secondary water system with mass flowmeters for injection and/or bleeding. The design performances including a maximum water speed of 1.5m/sec at the test section, turbulence level at lower than 1% and a low enough magnitude of surging and standing waves are realized, and the flow quality was also satisfactory. Several visualization tests are presented as typical cases of utilization of the channel, such as film cooling of a turbine airfoil, flow around a delta wing and flow properties of a telescope enclosure.

Key Words: circulating water channel, flow visualization, fluid dynamics,

概要

航空宇宙技術研究所では、吹出し流と主流との混合等タービン翼のフィルム冷却に関する基礎研究や各種物体の周りの流れなどに関して、流れの可視化あるいは詳細な計測による現象解明を目的とした研究を進めている。その研究手法の一つとして、エンジンの内部流動を水流によってモデル化し、各種の可視化手段を適用した実験を行うため小型の垂直循環型回路水槽を整備した。水槽は流れの観測に好都合な透明アクリル製の200mm×200mm×1200mm矩形断面の試験部を持ち、試験部の流れを低乱均一流とするため縮流比の大きいノズルを使用し、流速を5cm/secから150cm/secの範囲で可変とするとともに、吹出し/吸い込みなどの試験を可能にする二次流装置及び水温調整装置を備えている。特性試験の結果、流速範囲、乱れレベル(流速50cm/secで1%以下)、サージング、定在波ともに設計値を満たすことを確認した。

これまでこの水槽を用いて、フィルム冷却タービン翼に関する吹出し流と主流との混合試験、曲面の曲率及び圧力勾配の影響に関する試験、円柱、球等の物体周りの流れ試験、デルタ翼の前縁はく離うず試験、大型天文台ドーム形状の空力特性把握等各種の基礎的な試験研究を行って来た。本報告は水槽の設計製作と代表的な可視化試験についてのまとめである。

* 平成7年7月6日提出(received 6 July 1995)
* 1 原動機部(Aeroengine Division)
* 2 熱流体力学部(Thermofluid Dynamics Division)

1. はじめに

水の流れを比較的高速の空気流れに代用する手法は、プラントルの翼まわりの流れに関する実験的研究⁽¹⁾以来極めて古い歴史を持っている。しかしながら、その後の水槽そのものの技術は主に船型の研究をもとに発達してきたため、大型の曳航水槽や造波水槽あるいは開放水面を大切にす水槽が主流となっていた。近年、流れの可視化技法の発達などに従い、専ら非圧縮域の流体力学の試験や、流れの概念をつかむための予備的試験として、水槽は航空機やエンジンの研究にも応用されるようになって来た。現在では、米国のNASAやフランスのONERAあるいは中国の航空研究所などで各種の水槽が航空技術開発に用いられており⁽²⁾、中でもONERAの水槽によるCONCORDEの大迎角時のうずの研究は著名である。

航空宇宙技術研究所原動機部は、インテーク、圧縮機、タービンあるいは燃焼器などの要素の空力特性試験等のための高速翼列風洞、冷却タービン試験用高温風洞、燃焼器試験装置及び熱伝達試験用風洞あるいは基礎試験用低速風洞等種々の研究用風洞などを所有しており、各種の空力/伝熱試験を行ってきた。この様な試験で取り扱う流れは、うずの存在や圧力勾配あるいは壁の影響により三次元的であるため、流れの可視化を適用することがその現象理解に極めて効果的である。しかし、これらの風洞では低速風洞でもその流速が2~10m/sec程度と速く、流れ場の現象を可視化することは容易ではない。このことから原動機部では、基礎的な研究手法の充実としてエンジンの内部流動などを水流によってモデル化し、流れの可視化技術を用いて観測・測定し、現象を正確に理解することを目的に小型の水槽を設置することを計画した。各種水槽を比較検討した結果、垂直循環型小型回流水槽を(株)西日本流体技研の協力のもとに設計製作した。以下、この回流水槽の計画、設計製作及び基礎特性試験の結果について報告する。

[記号]

- A : 断面積
- D : ドーム直径
- L : 流路全長
- Q : 流量
- Re : レイノルズ数

$$= \frac{\rho U \ell}{\mu}$$

- d : 直径
- h : 流入高さ
- ℓ : 長さ
- m : 質量流束比

$$= \frac{\rho_c U_c}{\rho_\infty U_\infty}$$

- x : 流れ方向の距離
- y : 水平方向の距離
- z : 鉛直方向の距離
- θ : キャッチャー面傾き角
- μ : 粘性係数 (Pa·s)
- ν : 動粘性係数 = μ/ρ (m²/s)
- ρ : 密度 (kg/m³)

[添字]

- c : 吹出し流
- m : 試験部
- ∞ : 一様流
- x : 流れ方向
- y : 水平方向
- z : 鉛直方向

2. 水槽の設置目的と基本設備計画

2.1 設置目的

原動機部では、ジェットエンジンの高効率高速化を目的に、各種要素の高性能、高温及び高負荷化の研究を進めている⁽³⁾。この研究の一環として、タービン翼の表面を圧縮機からの抽気による冷却空気によって膜状に覆うフィルム冷却法の高性能化を目的に高温・高圧翼列風洞、低速環状翼列風洞、低速二次元翼列風洞等を用いた研究を行っている。これらの風洞による試験は主に翼面圧力・温度、主流温度及び圧力などの計測によって翼列の空力及び冷却性能の把握を目的としているが、流れの現象を可視化により理解することの重要性の認識から、流れの可視化を適用する試みを行ってきた⁽⁴⁾。しかし、一部の可視化手法を除き、空気流による試験では、流速が速いため、可視化の多くの手法が適用し難いものであった。この点で、水流を用いるとトレーサの選択の幅が広がること、動粘性係数が空気に比べて1/12と低く、レイノルズ数による相似試験も低流速で行えることなどから流れの可視化が容易になり、現象を捉えやすくなる。

航空技術関係ではフランスのONERAを初めとしてアメリカのNASA、ノースロップ社などで、機体や圧縮機翼列、あるいは燃焼器などの研究に水槽が用いられている。そこで航技研におけるガスタービンの高性能冷却翼の研究等においても、フィルム冷却の吹出し部下流の流れの解明や翼間の三次元流れの解析に水流を用いた流れの可視化技術を応用するため、連続試験が可能で使い易い回流水槽を設置することとした。また、この水槽は流れの可視化試験に限らず、境界層挙動やうずの生成などの流れの基礎的な試験をはじめ、速度場、温度場の定量

表1 水槽の基本的な設置目的と条件

項目	内容
研究目的	<ul style="list-style-type: none"> ・フィルム冷却タービンの流れの可視化研究 ・平板上境界層挙動などの基礎的流れ研究 ・流れの可視化に関する研究 ・その他流れに関する基礎研究
流れの条件	<ul style="list-style-type: none"> ・流れの均一性確保 ・低い乱れ強度の維持
水槽規模と設置場所	<ul style="list-style-type: none"> ・平面積 10m²以内 ・高さ 1.5m以内の小規模 ・実験室全体が暗室として保てること。
その他の条件	<ul style="list-style-type: none"> ・電力 200V 40kVA以内 100V 10kVA以内 ・操作が簡単なこと ・保守が容易なこと

的計測試験を可能にするために汎用性や高精度性に配慮した。

表1はこの水槽の設置に関する基本事項をまとめたものである。これを基準として形式選定、寸法などの設計に関する要目を決定した。

2.2 水槽形式の選定 [付録参照] (2,5)

水槽形式は曳航水槽、重力落下式水槽及び回流水槽があり、表2に示すようにそれぞれ特徴がある。船舶の関係で多く用いられている曳航方式の水槽では流れの質は良いが、運転(実験)継続時間が短く、水量、床面積が大きく、また曳航装置を必要とするなど、設備が大規模になる。ONERAの水槽に代表される重力落下式ではONERAの技術開発により、機能・性能の向上がもたらされ、各種の成果を生んでいる。しかし、一般的には持続時間、水量、流れの静定性、試験部の開放性等に難点がある。一方、回流水槽は連続運転が可能で、コンパクト

であり、その流体力学的性能は水槽の性能改善などを目的とした回流水槽懇談会⁽²⁾の活動により向上して来ている。

回流水槽の形式には、水平循環及び垂直循環があり、この他多様な簡易水槽としてポンプ循環形式がある。ポンプ循環式は汲み上げ後の流れの静定及び流速の設定が難しく流速範囲も低いのが一般的である。水平循環式は観察流速1.5m/sec以下に適し、汎用性も高いが、設置床面積が大きいうえに内側の流路に囲まれる面積が狭いため、試験に際しての機器の配置などに制約が生じる。垂直循環式は水平循環式の長所を併せ持つとともに、観察流速を2～3m/secまでに出来、設置面積が少なく流れの可視化に必要な照明器具、撮影記録装置などの配置スペースを試験部両側に十分確保出来る。しかし、大型になると試験部の位置が高くなる欠点を持ち、中国の垂直循環式水槽は実験棟の2階にまたがる程である。

本研究においては、表1に示す基本事項を満足し、かつ最近の水槽技術の進歩を考慮して、設置床面積が小さく、小型で連続流が得られ、また、ノズルとディフューザの設計に余裕が持てるなどの特徴から、水平の試験部を有する垂直循環式回流水槽を選定した。

3. 構成ならびに仕様

3.1 要求性能,仕様

要求性能及び仕様を表3に示す。要求仕様の考え方は以下の通りである。

- ①流速範囲は試験部の寸法に対応して十分にレイノルズ数のとれる範囲とする(詳細は3.2.2参照)が、流れの可視化が容易な流速であること、ならびに開放水面で使用した時に気泡の混入が始まる最高流速と言われる150cm/sec⁽⁶⁾までとし、密閉時は200cm/secとした。
- ②試験は主に内部流を使用して行う。
- ③流速の不均一性と乱れ成分は従来の回流水槽より少ない2%以下とする。
- ④水槽固有の特性である定在波(固定した波が発生する現象)、サージング(水位が長周期で上下する現象)については従来の水槽と同程度のレベルの±1.5mm以下とする。
- ⑤試験部は観測範囲を大きく取れる観測窓を設ける。

表2 各種水槽の特性

形式	水量	所要動力	実験時間	流れの質	その他
回流水槽	小	中	連続	流速分布、乱れ有	気泡混入対策 乱れ対策
重力落下式水槽	中	小	短	流速均一、乱れ小	試験部密閉
曳航水槽	大	中	短	静定、流速分布ほぼ完全 乱れ無し	曳航装置必要 装置大

表 3 要求性能、仕様

試 験 部	200×200(矩形)×1200mm 観測が容易なこと
流 速	0.1~1.5m/sec(開放水面時) 0.1~2m/sec(密閉時)
レイノルズ数	$Re/\ell = 10^6 \sim 10^7$
流速分布	±3%以内の一様性
乱れ成分	2%以下
定在波	±1.5mm以下
サージング	±1.5mm以下
そ の 他	気泡混入が少ないこと

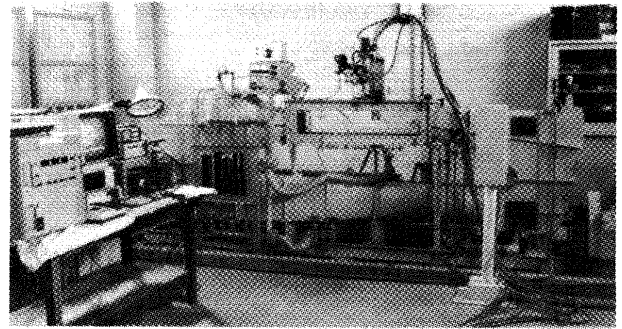


図 2 回流水槽全景

3.2 水槽本体

設計に際しては、小型で操作性の良く、前述要求性能を長期的に維持でき、かつ保守作業の少ないことを基本とした。

3.2.1 全体構造

図 1 は水槽の三面図であり、図 2 はその外観写真である。水槽本体は試験部、第 1 コーナ、第 2 コーナ、送流部、ディフューザ、第 3 コーナ、第 4 コーナ、整流・縮流部からなっている。

全体の大きさは、長さ 4.3m、高さ 1.4m、幅 0.8m の直方体に納まる。これは従来の小型と称される回流水槽よりも多少大きく、精度を保証する十分な規模である。材料には SUS304 (ステンレス鋼 ($t=2.3\text{mm}$)) を用い従来、鋼板構造を使用していたために起こった錆びの発生による水流の性状変化を防ぎ、防錆塗装などの保守作業から解放した。試験部、送流部、整流・縮流部などの各構成

要素は各々フランジ接続による分割方式であり、特に試験部の交換が容易に出来るようにした。

本回流水槽と代表的な水平循環型回流水槽⁽²⁾(参考図 1) 及び風洞(参考図 2 : 航技研突風風洞⁽⁶⁾) の流路面積について比較した結果を図 3 に示す。横軸は試験部入口からの流路長方向の位置をそれぞれ流路全長で除した無次元数であり、縦軸は流路長方向の流路断面積をそれぞれ試験部断面積で除した無次元数である。試験部上流側の整流洞では、風洞が 9、本水槽が 5、水平循環型水槽が 2 であり、これは流れ加速用のノズルの絞り比を表す。この様に風洞では乱れを極力抑えるため絞り比を大きく取るが、従来の回流水槽では絞り比が比較的小さい。拡散洞(ディフューザ)の傾斜は広がり角の大きさを表し、風洞でもこの広がり角は気流特性からも重要であるが、水槽でも後述するサージング等の性能に影響を及ぼすため、この角度については留意されている^(2,5)。水平循環型水槽は主に船型研究のため表面流れを専ら用いることを

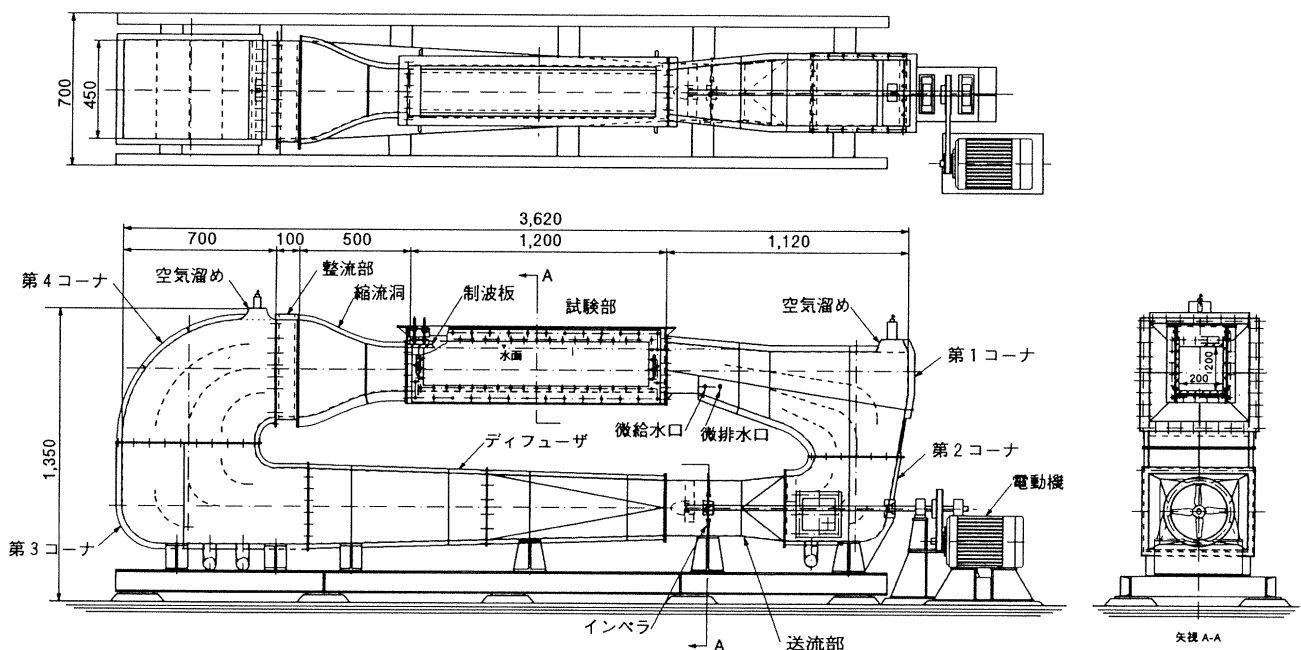


図 1 回流水槽本体三面図

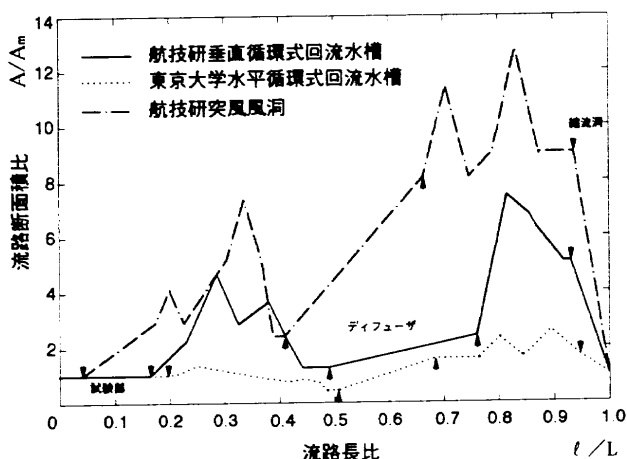


図3 流路面積の比較

目的とすることから、流路面積変化が少なく試験部長さが長くなっている。

3.2.2 試験部

試験部は、タービン冷却のフィルム冷却孔径を基準とする代表Re数で $10^4 \sim 10^5$ の実験が可能な様に、模型冷却孔径を計測の容易さから20mmとすることにより流速20cm/sec程度となり、試験部幅を孔径の10倍の200mm、水深も模型を90°立てて置くことを考え、幅と同じ200mmとした。長さは種々の実験を行うことを考慮して断面に比べて長めにとって1,200mmとした。

図4に試験部構造を示す。試験部は、入口、出口フランジとこれにつながるメインフレーム、さらに模型の設置の容易さと各種の試験に簡単に適合させるための脱着可能な透明アクリル製観測窓から構成される。試験部は

通常観測、測定及び模型設置の便宜のため上面を開放している。この場合、定在波や細かい波の発生を抑える制波板を試験部入口上部に設置し、水量及び流速に対応できる様、上下位置、角度を微調整出来る構造とした。流速150cm/sec以上で用いる場合には、気泡の混入及び模型やプローブ挿入による表面波やサージングの発生などを避けるために密閉水路として試験を行うことを目的にステンレス鋼フレームで補強されたアクリル製の透明な上部壁を取り付けられる様にした。

また、試験部メインフレームの上面にはトラバース計測装置や模型あるいは反射鏡支持のため、移動用レールの取り付けなどが可能な構造とした。観測窓は試験部内全体の観測が可能な様に出来るだけ広くし、材料は観測窓自身に模型の固定や二次流供給用の孔、溝などの工作及び入手の容易な透明アクリル樹脂を選択した。樹脂の厚さは、強度及び撓みによるレンズ効果(条件:撓み/幅 $< 1/200$)^(2,5)が出ないことを条件として15mmを採用した。

3.2.3 第1, 第2 コーナ

第1 コーナの形状を図5に示す。第1 コーナまでは流れを減速させて気泡の上昇を促すため、広がり角20°のディフューザとしたが、この大きな広がり角の影響を緩和するために、コーナ部より上流からガイドベーンを設置した。

気泡の除去は第1 コーナの重要な役割である。気泡の混入があると水容積や見かけの密度の変化や定在波の増大が起こり、特に気泡による観察の著しい妨げが起こる。密閉水路では、自然脱気による発泡とキャビテーション

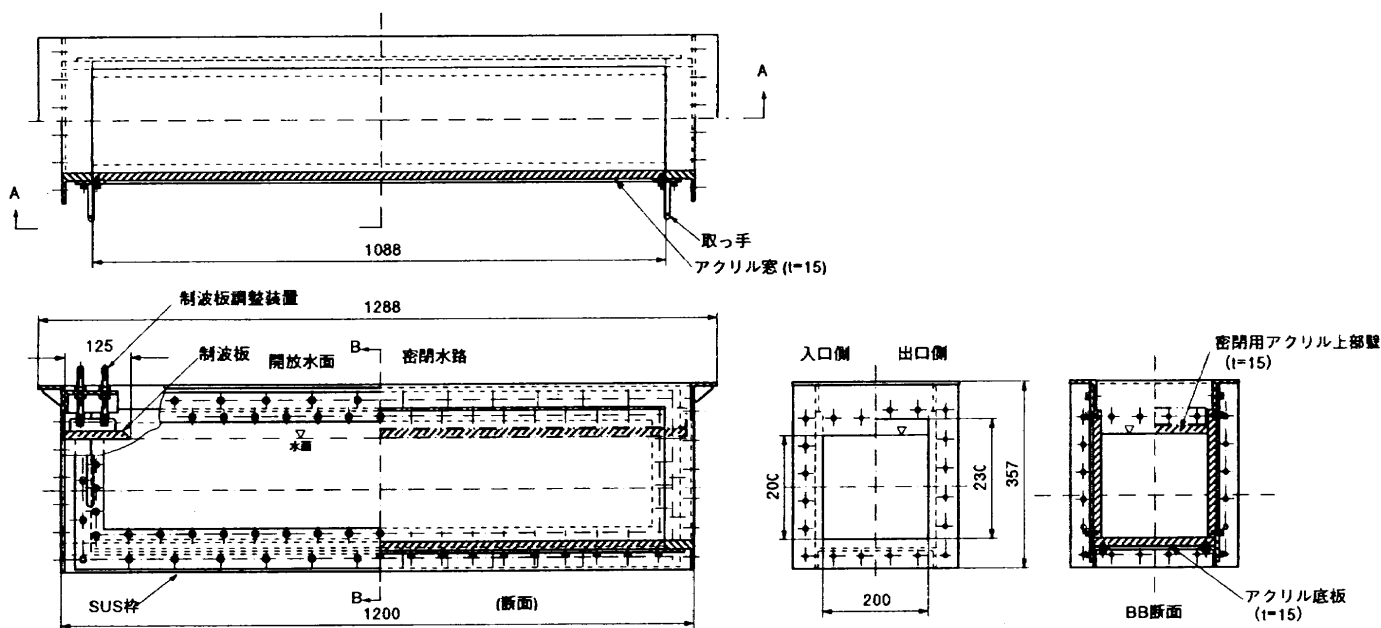


図4 試験部詳細

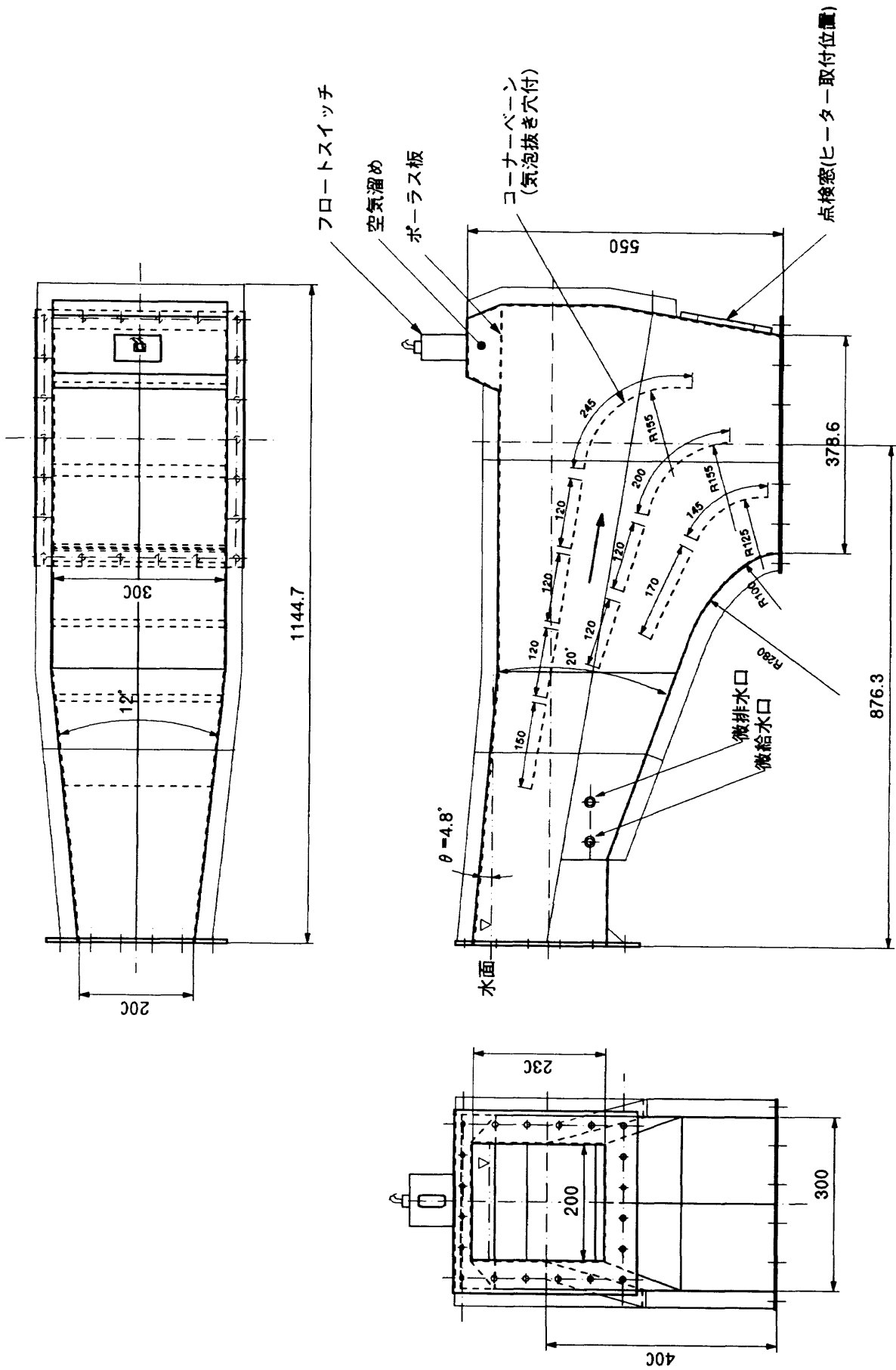


図5 第1コーナー三面図

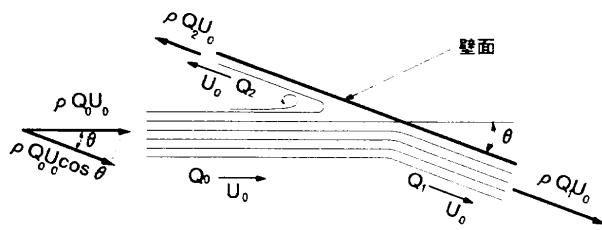


図6 波崩れに関する流れの解析図

以外の気泡の混入は無いが、開放水面の場合では流れの表面が開水路から第1コーナの閉水路に入る部分で壁面と衝突するため起こる波崩れにより気泡が混入する。このため、水面付近の流れを滑らかに導くことが重要⁽⁶⁾で、試験部出口から始まるディフューザの天井を流れのキャッチャーとしての役割を持たせる必要がある。最適なキャッチャーとしての面角度 θ は、気泡の生成に関する波崩れの量から以下のように導かれる。

流速 U_0 の流れが、図6に示す様に角度 θ をなすディフューザの天井に単位幅及び一定深さ当たりの流量 Q_0 として流れるとすれば、ディフューザに沿う流れの量 Q_1 と波崩れの量 Q_2 に分けられ、ディフューザに沿う方向の力

を考えると次の様になる⁽⁷⁾。

$$Q_0 U_0 \cos \theta = \rho Q_1 U_0 - \rho Q_2 U_0$$

流量分配は

$$Q_0 = Q_1 + Q_2$$

であり、両式から

$$Q_2 = \frac{Q_0}{2} (1 - \cos \theta) \tag{1}$$

式(1)から θ を小さく取ることが必要であることが分かる。しかし一方、表面流れを十分に捕捉するにはディフューザ上面先端を水面から上に離す必要があるため大きな θ が必要とされる。ここではこれらの条件を考慮し、上面密閉用観測窓の取り付けを確保するなどの制約から、 θ を 4.8° とした。これにより $Q_2 = 0.00175 Q_0$ となっており、約0.2%の波崩れ量であり、ほぼ無視できる量と考えられる。

波崩れなどによって水中に混入した気泡は、1回転して試験部に戻って来るまでに除去する必要がある。気泡の浮上を助けるために孔列を有するコーナペーンを設置し、ここで上昇した気泡は空気溜めに導かれ、真空ポンプを用いた気泡除去装置により除去する。真空ポンプの

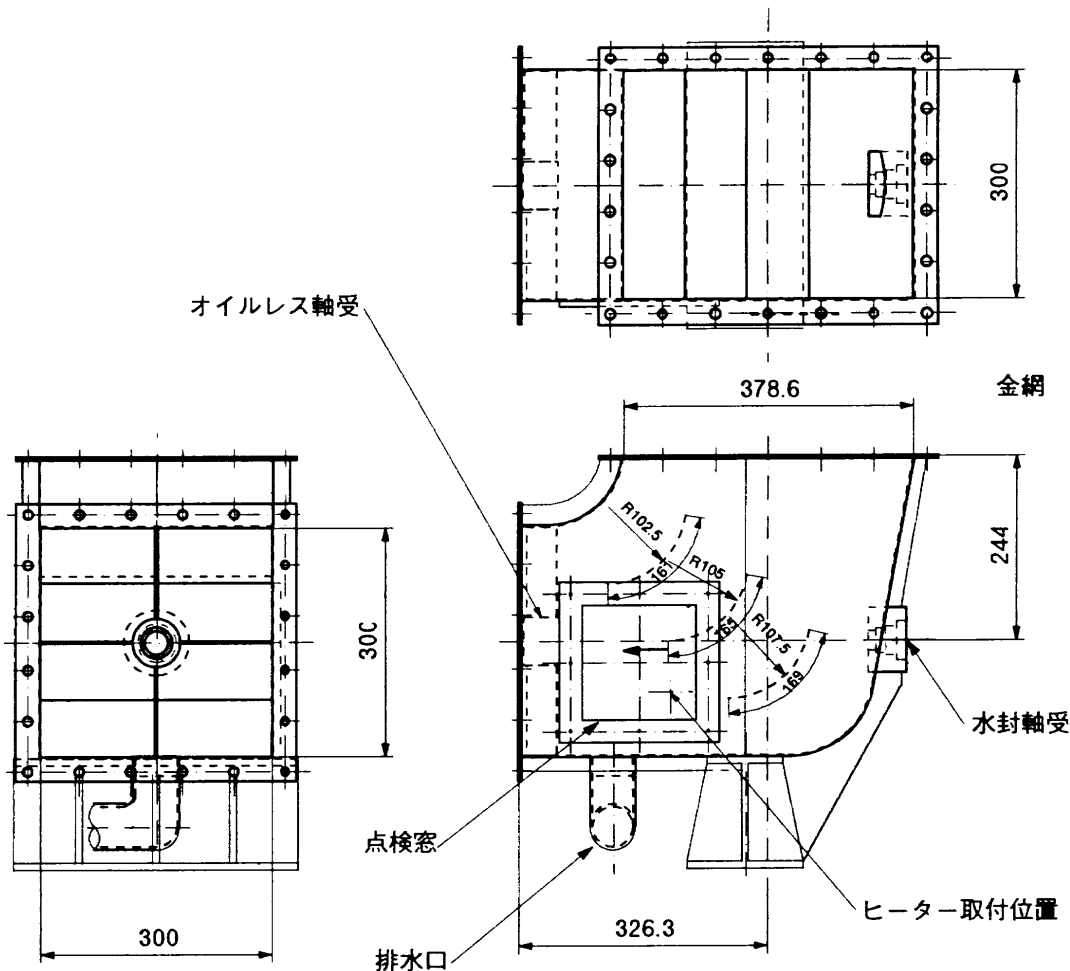


図7 第2コーナー三面図

起動及び電磁弁の開閉に伴う圧力衝撃は実験精度の低下などに影響し、今後の改善を要する課題と言える。

第1コーナの終端部分にはインペラへの異物の侵入を防ぐためにステンレス鋼製の金網を設置し、異物の確認を行えるよう透明アクリルの蓋を設けた。後述する水温調整用ヒータの一つはこの窓に取り付けられる様に工夫した。

第2コーナを図7に示すが、ここには水槽壁を通るインペラ軸のシールのためにグリース封入式の水封軸受と合成樹脂製のオイルレス水中軸受けを設けた。側壁にはインペラの状態を確認できる透明アクリル製の点検窓を設け、この蓋に第1コーナと同じ水温調整用ヒータを取り付けた。このコーナの底面は送流部より上流側で最も低い排水口を設けた。

3.2.4 送流部(インペラ部)

送流はインペラの回転により行うため図8のように第2コーナの矩形断面から円断面へ変更させている。インペラは直径25mmのSUS304(熱間圧延ステンレス鋼板)製回転軸に付いたALBC(アルミニウム青銅鑄物)製の固定ピッチ4枚羽根で、3:1の減速プーリーを介して速度連続可変の電動機で駆動するようにした。インペラの各断面翼形状を図9に示す。インペラ及び電動機負荷動力の設計条件は最大流速220cm/sec(測定部)、流量5.28 m³/min、直径250mm、最高回転数800rpmとし、この結果最大負荷動力1.5kWの電動機を選定した。また形式は回転数制御の精度の高い直流電機子制御電動機を選定した。インペラについては半径方向のキャビテーションチェックを行い問題のないことを確認した。

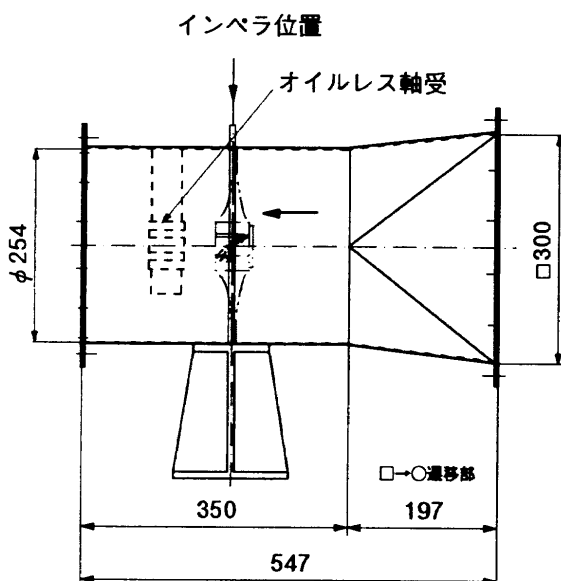


図8 送流部

3.2.5 ディフューザ部

ディフューザは図10に示す形状であり、送流部の円断面から矩形断面へと第3コーナまで広げられる。広がり角度は流れの剥離、圧力損失、定在波の発生に大きな影響をおよぼすため、剥離の無い出口速度分布が均一の直線ディフューザとして通常6~8°以内と推奨^(2,5)されている。本水槽では全長を長くしたこともあり垂直方向3.42°、水平方向6.82°となった。水平方向に大きく広げたのは試験部高さを実験者の胸元高さ近辺に抑えたためであるが、広がり角は平均5.12°であり、上記の範囲内である。

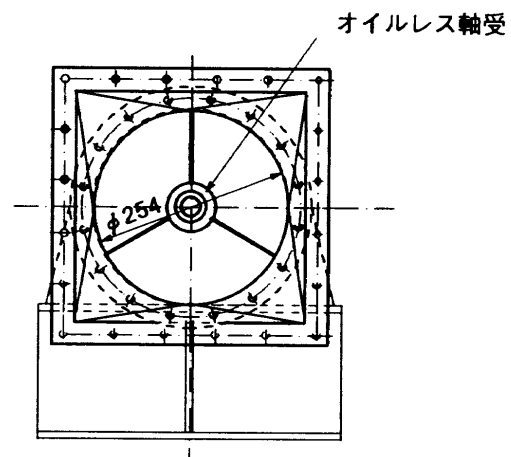
3.2.6 第3, 第4コーナ

第3コーナの形状を図11に示す。第3コーナは入口450mm×350mmから450mm×600mmの矩形断面へ広げる90°曲管であり、曲がり部に4枚の整流ガイドペンを設けてあるほか、給水管と排水管を設置した以外特別な工夫はない。図12に示す第4コーナは入口450mm×600mmから出口450mm×450mmへと縮流をとまなう90°曲管であり、第1コーナと同様、ガイドペンには水流に混入した気泡の上昇を妨げないための孔列を設け、ここで上昇した気泡は上壁に設けた空気溜めを持つ気泡除去部で取り除く様にした。

第4コーナ及び次の整流部の上面は測定部の開放水面より高いため、内部上面まで水を満たすために気泡除去用の真空ポンプを兼用することとした。

3.2.7 整流・縮流部

図13に整流部を示す。第4コーナ出口からの整流部は



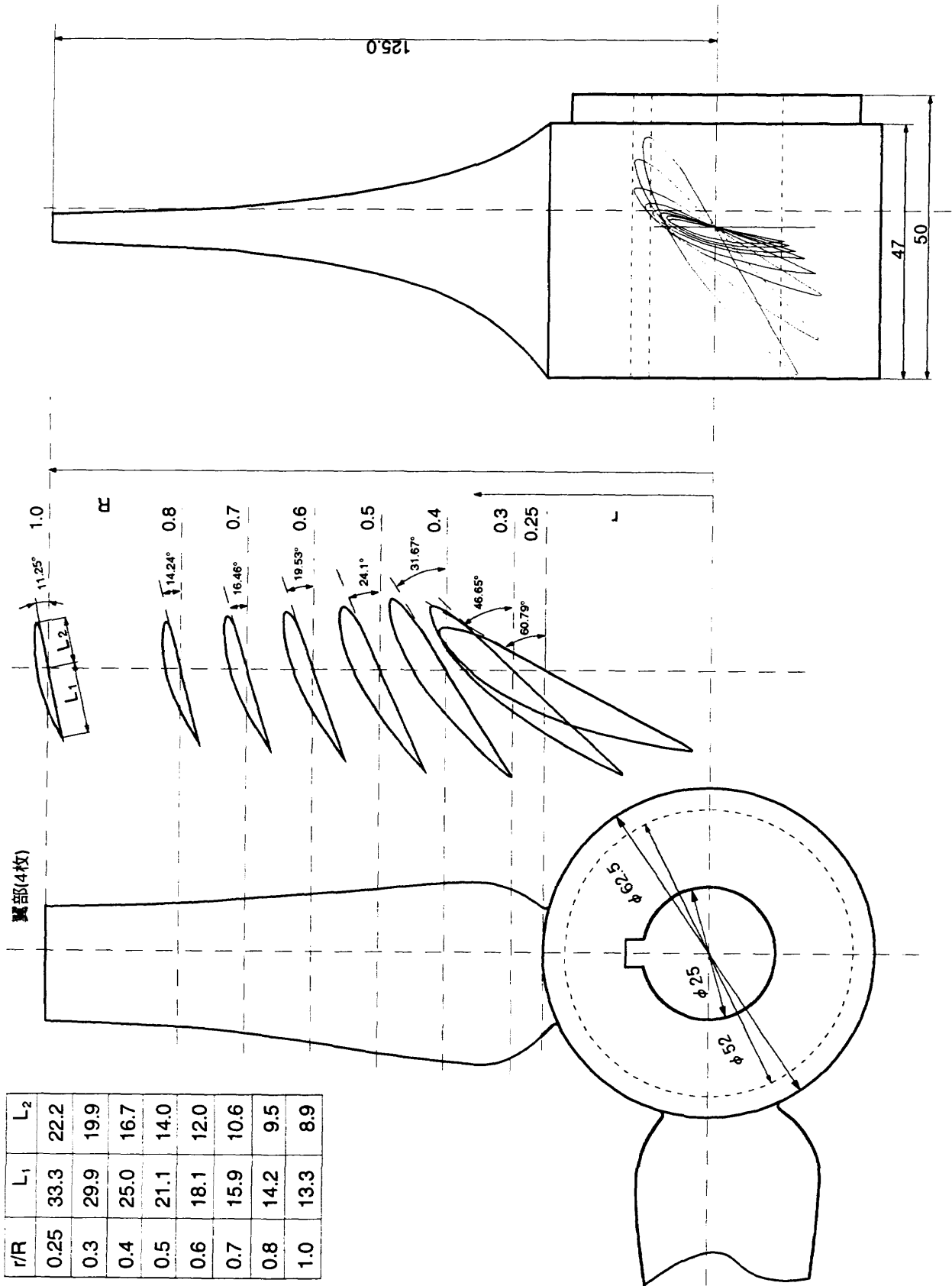


図9 インペラの形状

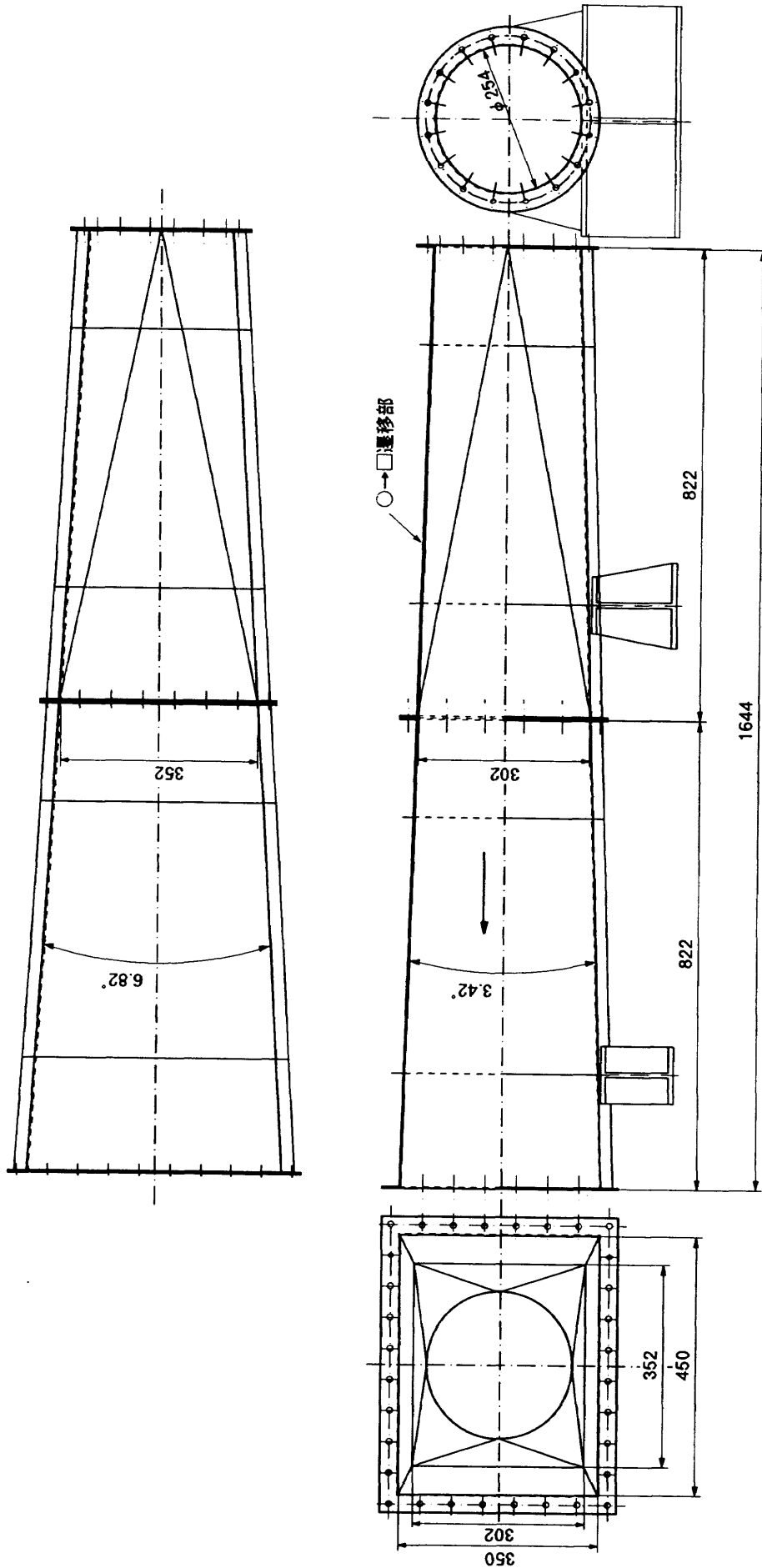


図10 デイフューガ部詳細

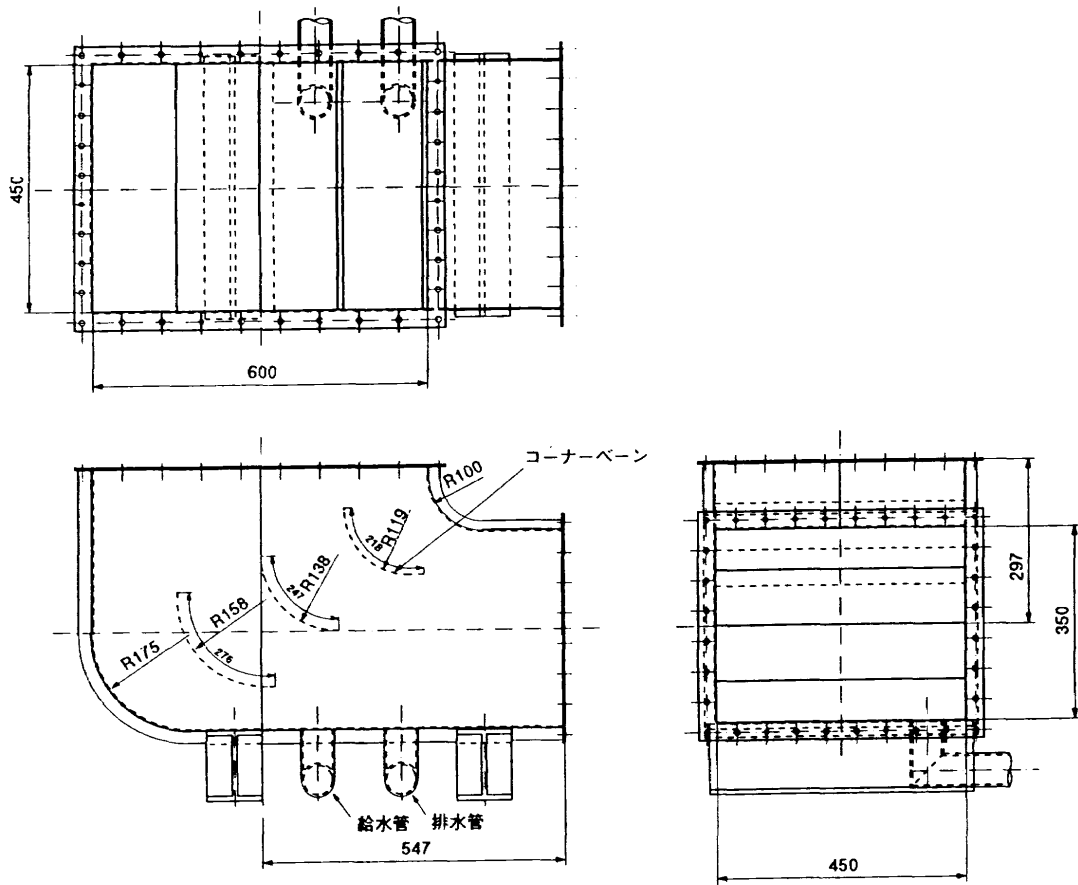


図11 第3コーナ三面図

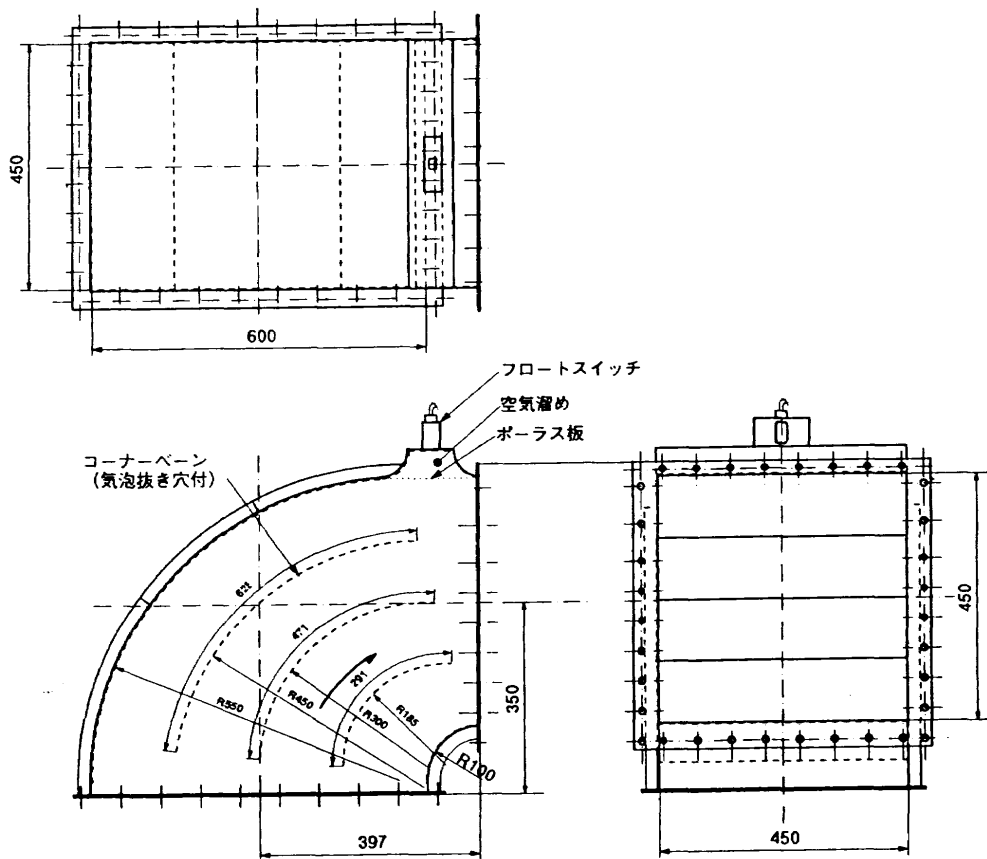
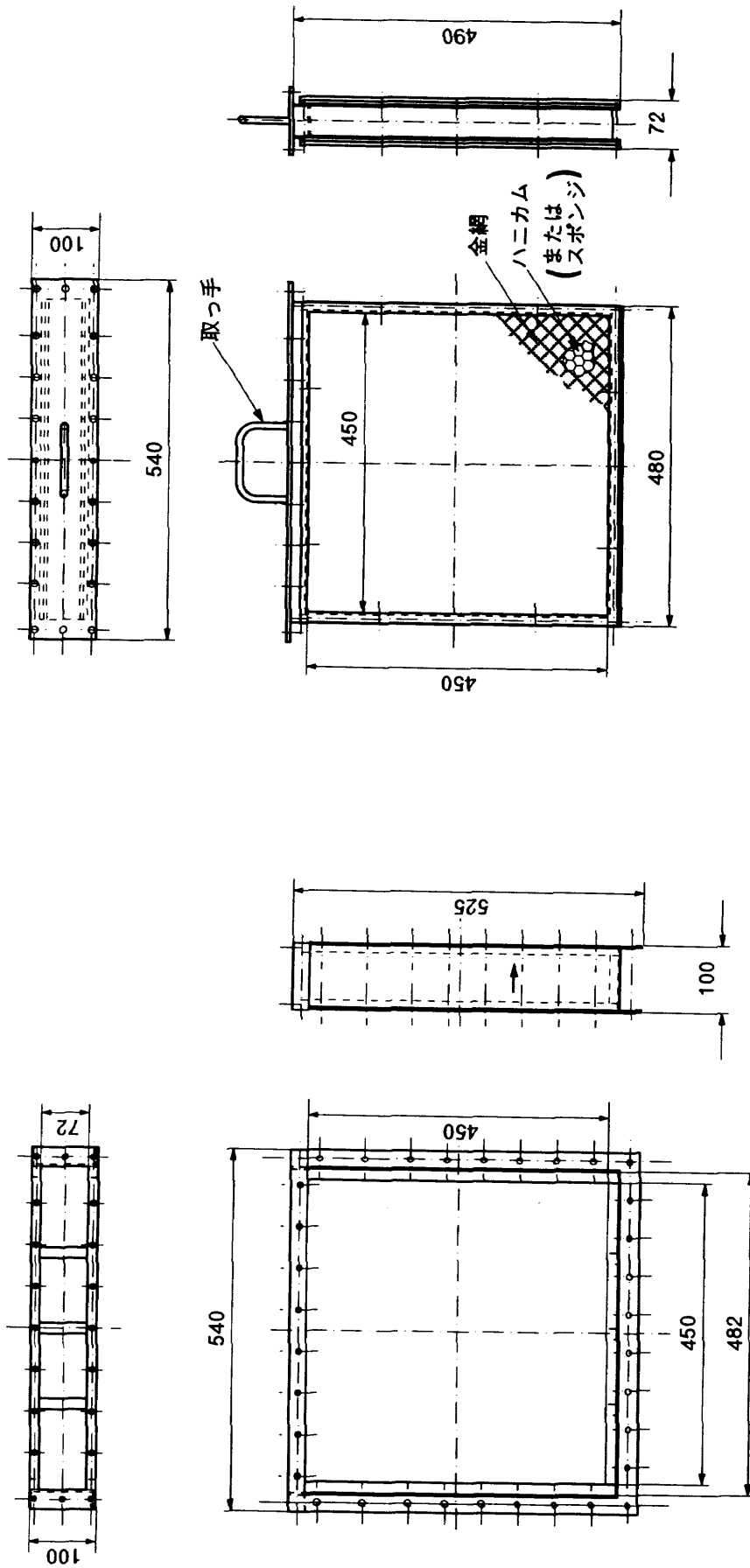


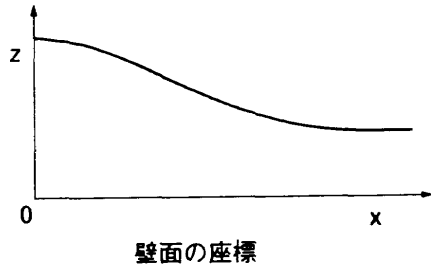
図12 第4コーナ三面図



(b) カートリッジ

(a) 整流部本体

図13 整流部



x	z
0	225
44.9	219
89.8	207.75
134.7	189.85
179.6	168.05
224.5	147.95
269.4	130
314.3	115.8
359.2	105.8
404.1	100.7
449	100
494	100

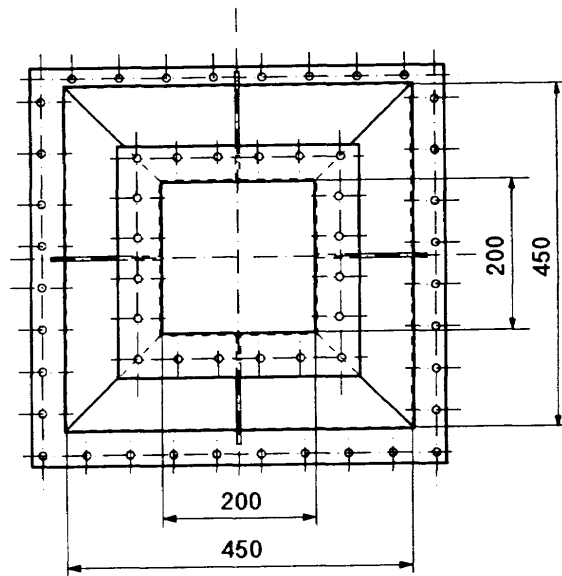
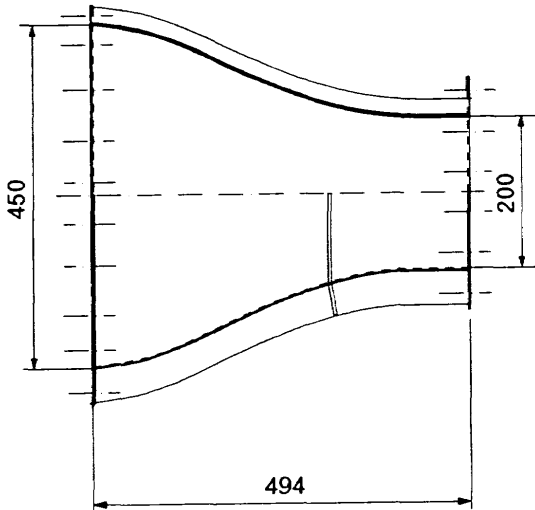


図14 縮流洞

大きな渦などの乱れを縮流前に整えると同時にノズル入口の流速を均一にすることを目的に、設計絞り比に対応して450mm×450mmとし、整流格子にはステンレス鋼金網とアルミハニカム(セルサイズ8mm, 奥行き50mm, 肉厚75 μ m)を用いた。後日、アルミハニカム整流格子には、水による腐食と流れの可視化に使用する水素気泡法の直流電圧印加によって電解腐食を起こすことが使用の過程で判明したため、同程度のセルサイズを持つ塩化ビニール製に変更した。

低流速での可視化試験は重要であるが、送流用電動機の回転数制御の下限が毎分50回転であり、このままでは流速20cm/secとなるため、常用回転数でも微流速が得られる様に整流部に抵抗板を挿入出来る様カートリッジ式にした。抵抗体としてスポンジや多孔板などを採用し、カートリッジ内に納め、取り替え可能な構造とした。

図14に本水槽の縮流部と縮流洞の絞り曲線を示す。縮

流部は絞り比5.06、長さ500mmの縦横均一絞りの三次元ノズルとした。この絞り比は一般の回流水槽の2~4程度に対し大きく、風洞の8~20に比べ小さい値である。流れの乱れ強さを小さくするには、絞り比を大きく取ることが望ましいが、水流の場合大きな絞りでは圧力損失が大きくなり、インペラでキャビテーションを起こすなどの影響を及ぼすため、それらの中間値を採用した。

3.3 制御部

本回流水槽の制御項目は、流速の設定、気泡の除去、流速による水位変動の調整、水温の調整である。制御系のシステムを図15に示す。

3.3.1 流速設定系

流速はインペラを減速比1/3のプーリを介して駆動する直流電機子電圧制御モータの回転数によって制御する。

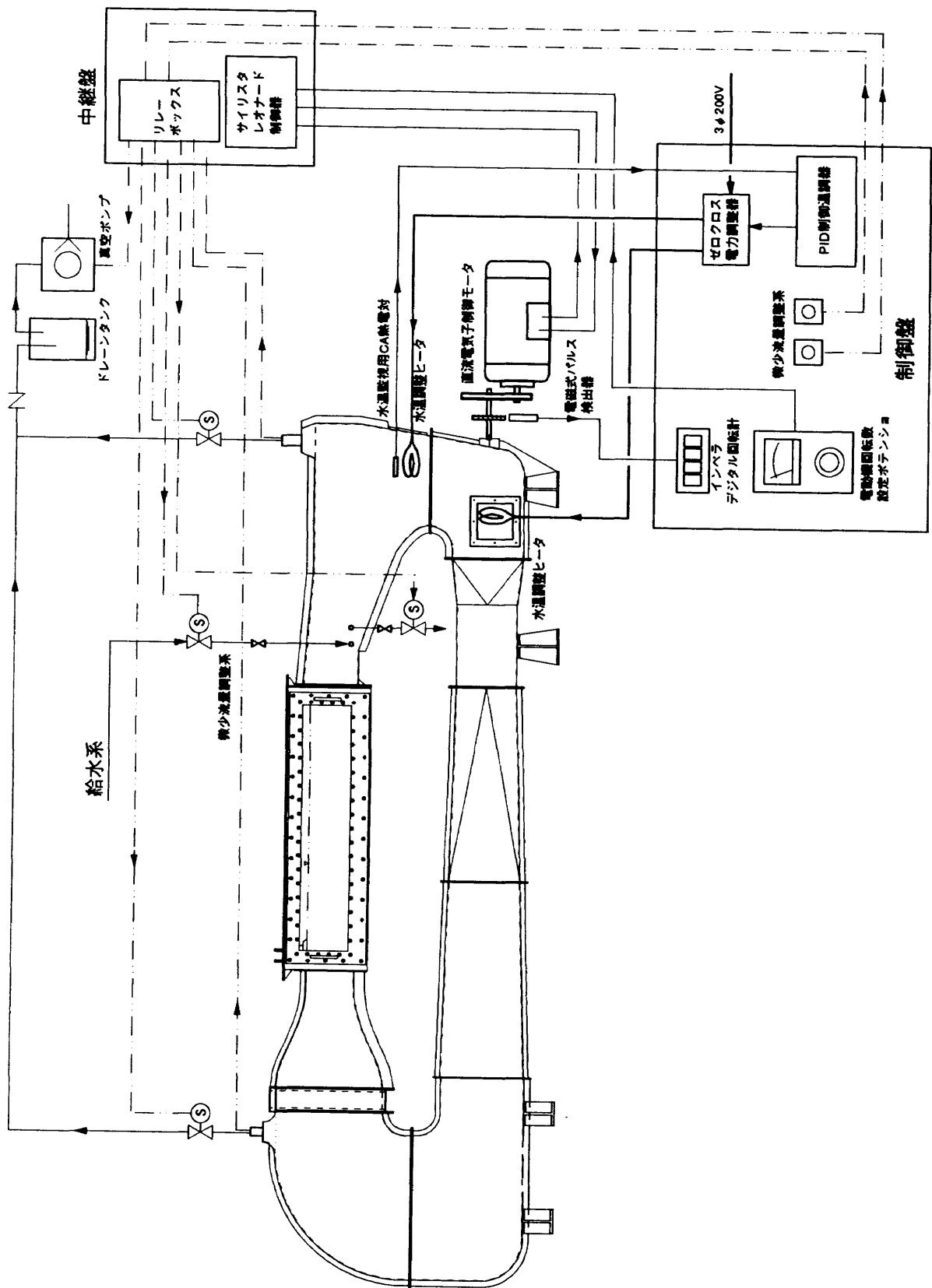


図15 制御系システム図

このモータは、負荷変動にかかわらず常に回転数を一定に保つ自動制御形式であり、制御盤の速度設定用ポテンシヨの電圧と速度検出用発電機から電圧を比較して電機子電圧を制御するものである。インペラの回転数は軸に

取り付けられたモジュール1、歯数60の平歯車の毎分あたりのパルス数を低回転対応の電磁式パルス検出器で計測し、rpm単位で制御盤の回転計にデジタル表示させる形式である。

3.3.2 気泡除去系

気泡除去は、図5、12の水槽上部の二ヶ所の空気溜め上部にフロートスイッチを設置し、その空気量の増加を感知して電磁弁が開となるのに続いて真空ポンプを作動させ、空気を吸引、排出させる様にした。

3.3.3 微量水位調整系

微量水位調整は、縮流洞出口上面へ水位を合わせるため、設定流速によって生じる定在波をなくすための微量水量の給排水を行うものである。運転中の急激な給排水は試験部への圧力波の伝播や流れを乱すため、手動弁で微量給排水量を設定し、開閉を電磁弁によって行う形式とした。

3.3.4 水温制御

水温は、流れのレイノルズ数の設定やホットフィルムを用いた流速分布計測、さらに温度差を利用した可視化実験などの重要な因子であり、本設備にも温度差を与える実験を行うための水温調整装置を備えた。水温調整は冷却より加熱が容易であるため、本装置も加熱を主体とし、実験範囲として常温(給水温度288K(15°C)から318K(35°C)程度までとした。これ以上の水温では室温との差からアクリル壁の熱歪みが起こったり、溶存空気が過飽和状態となり微小気泡を生成するなどの悪影響をもたらす。設定水温からの温度降下を防ぐため図16に示す三相200V6kWの防水型パイプヒータを試験部の流れに影響を及ぼさない様に第1、第2コーナの点検窓に設置した。ヒータ電源回路のON/OFF時のノイズは計測精度を損なうため、ゼロクロス電力制御をPID制御で行う温調器を採用した。温度検出器は空焚防止も兼ねてJIS-K型CA熱電対を第1コーナ部のヒータに近接する上流に設置した。

3.4 付帯設備

研究の目的が多岐にわたっており、単純な使用方法に留まらないため、種々の付帯設備を設けた。

3.4.1 二次流供給装置

本水槽では、主流のみの利用にとどまらずタービンのフィルム冷却翼の吹出し流等の二次流の供給や圧縮機の抽気、境界層の吸入制御などの模擬実験も対象としている。このため、本体とは別に二次流供給装置を設けた。図17にこのシステムを示す。図中の補助水槽(容量250ℓ×2)は模型設定時の一時的な水の待避や可視化試験の際に染料で着色した水槽水を迅速に入れ替えるための貯水槽として設置した。実験中に二次流の吹出しや吸い込み等を行う場合にも試験部水位を一定に保つ様、試験部への吹出しあるいは吸い込みと同じ流量を、吹出し時には水槽本体下部の排水系から取り出し、吸い込み時にはそのリターンフローを同じく排水系に戻す様にした。二次流のポンプは図中に示す一台のみとし、吹出し、吸い込みの選択は系統選択弁を切り替えることによって行うことが出来る。

比較的实验流量の多い吹出し流の流量は、流量範囲の異なる3個のロータメータ(フロート式流量計)の流量調整弁によって調整し、境界層吸い込みなどのためには低流量範囲のロータメータ4個を設け、矩形断面流路の上下左右面の境界層吸い込みを行える様にした。また、フィルム冷却流などの実験では、二次流と主流との間に温度差を持たせる場合もあるため、4kWのクーラと5kWのヒータを持つ熱交換器の熱交換槽に銅管を用いた二次流経路を水没させ、主流温度に対し±10K(流量10ℓ/min)の範囲で調整出来る様にした。

3.4.2 温水供給装置

前述したように温度差を設けた実験などの温水供給を効率的に行うため、湯温353K(80°C)、容量200ℓの電気温水器(単相200V)を設置し、主流(水槽水流)温度を常温

プラグ型パイプヒーター 3φ200V6kW

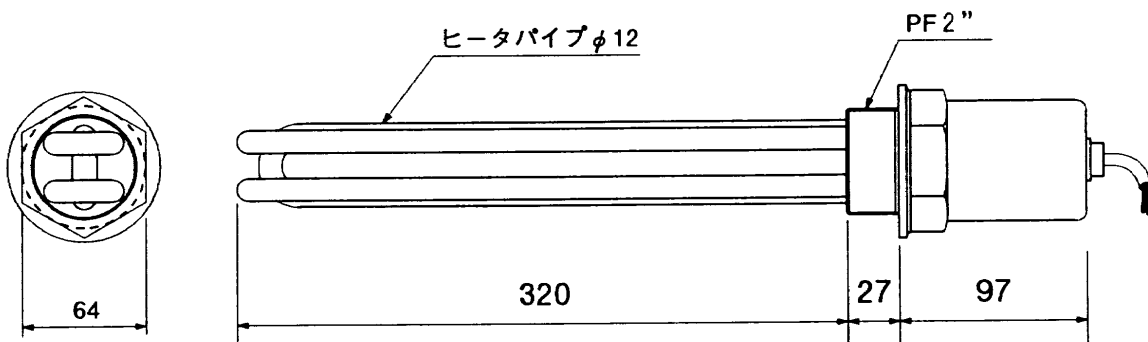


図16 水温調整ヒータ

実験中の水の循環

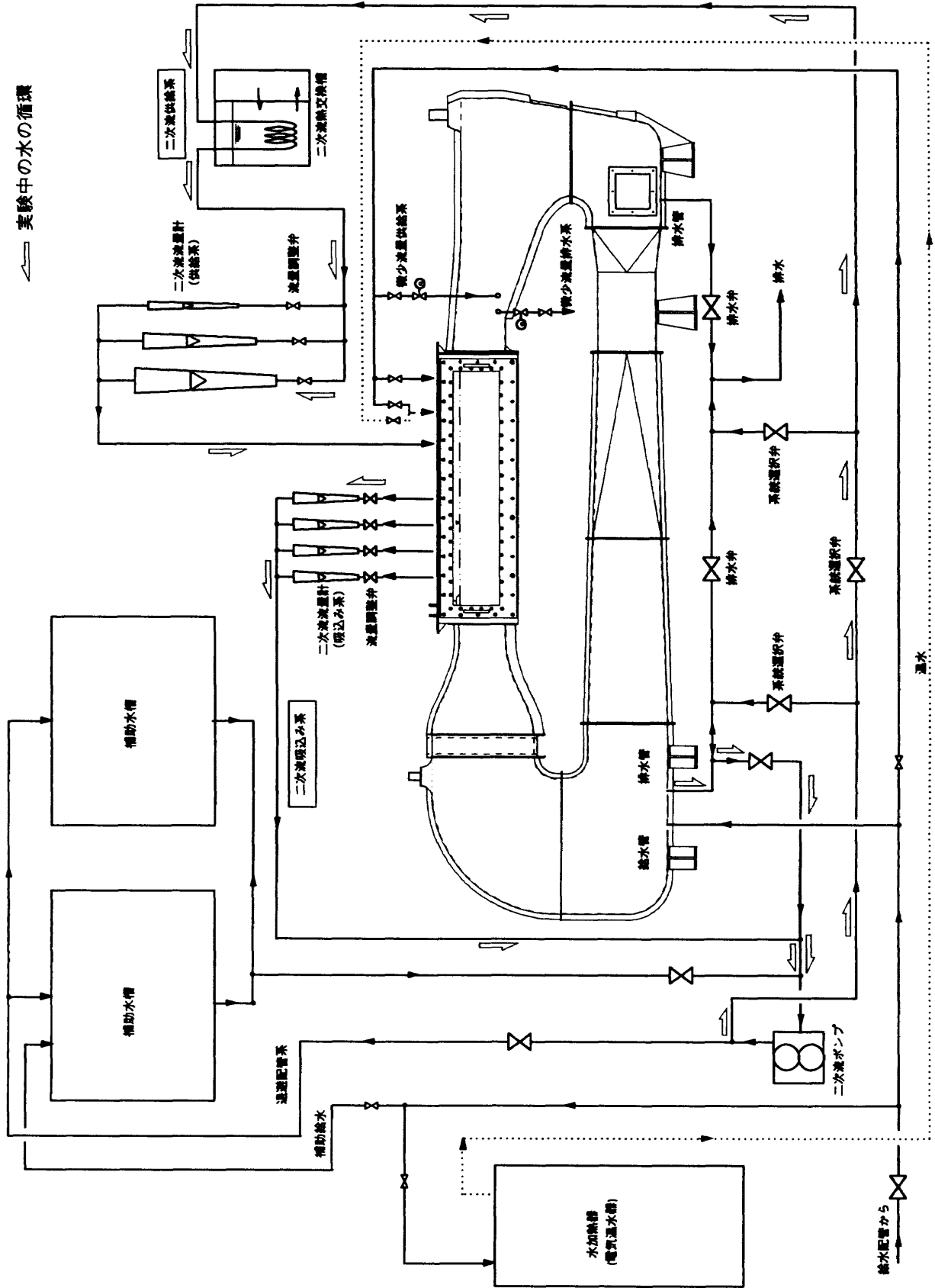


図17 二次流及び温水供給装置

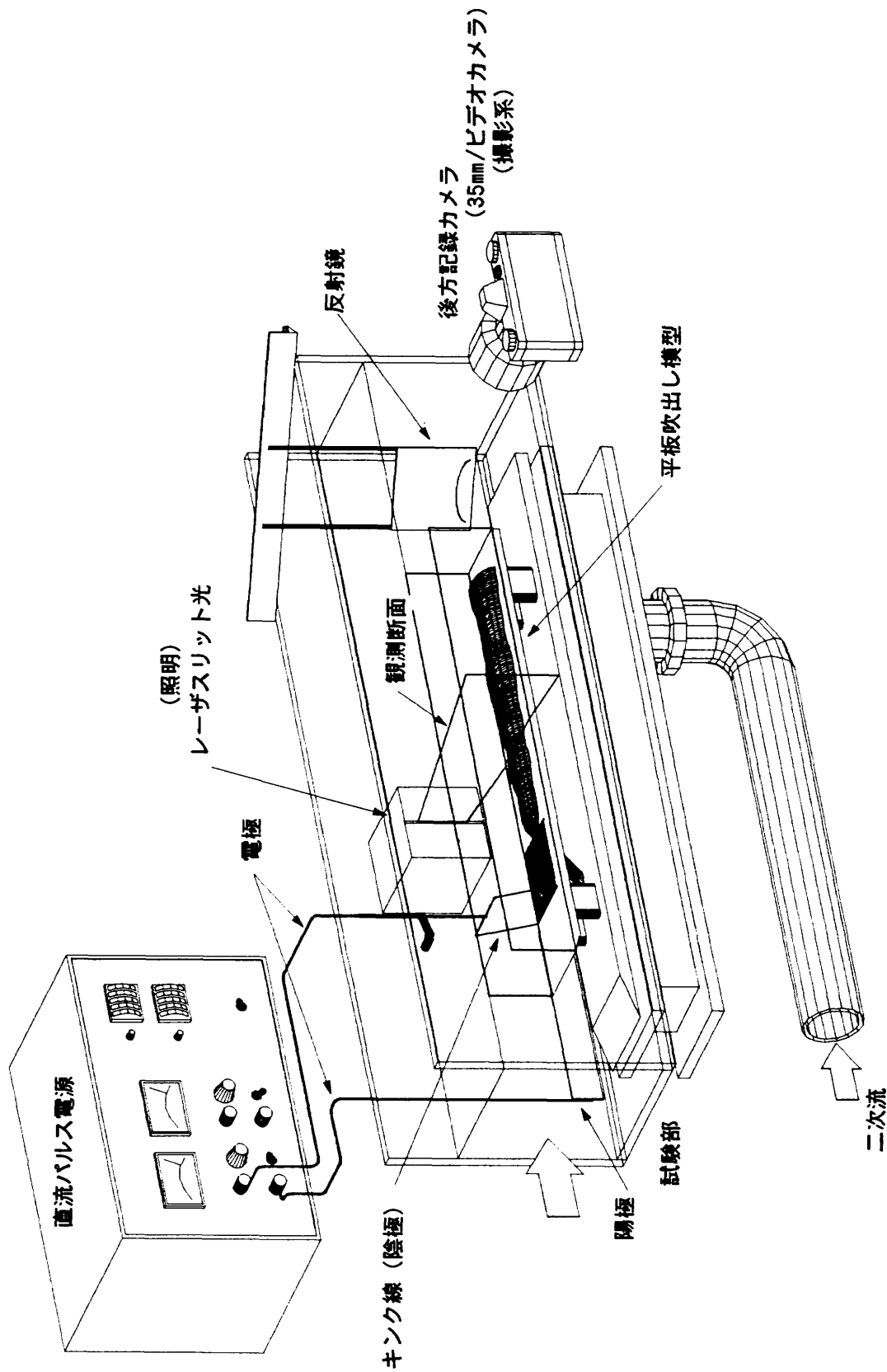


図18 水素気泡法システム(平板吹出し模型を試験部に設置した場合)

(給水温度288K(15°C))から約333K(60°C)まであげることができる。温度(水温)を上げることによって、水の動粘性係数が空気とは反対にその値を減ずる($\nu=1.0 \times 10^{-6}$ (293K(20°C)) $\sim 0.668 \times 10^{-6}$ (313K(40°C)))性質

から、模型の大きさと流速を変えずにレイノルズ数を高く、あるいはレイノルズ数を変えずに流速を下げることが可能となる。また温度差を利用した感温液晶を用いた流れの可視化などが可能となることがあげられる。

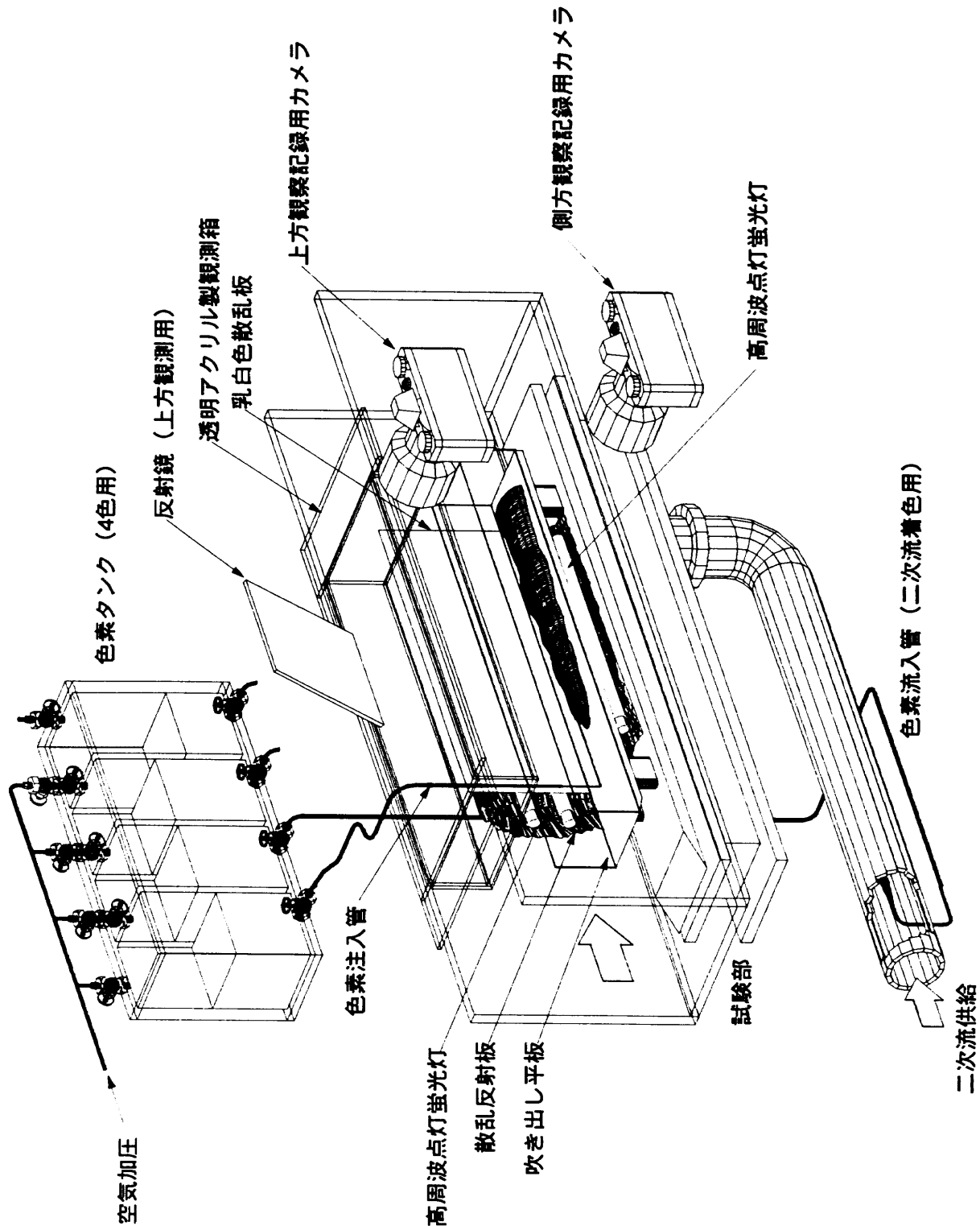


図19 色素流脈法システム(吹き出し流可視化)

3.4.3 可視化システム

水流における流れの可視化法⁽⁶⁾はそれ自身が研究の対象でもあるが、本設備には常設的な付帯設備として簡便に使用出来る水素気泡法と色素流脈法及びホットフィルム、熱電対のトラバース計測をもととする画像処理法の各装置を設置した。なお、この様な可視化を行う際には必要に応じて実験室全体を暗室に出来る様にし、観測を

容易にした。

(1) 水素気泡法システム

水素気泡法システムを図18に示す。流れの可視化法として流れに追従する物質(トレーサ)を混入させ、その挙動から可視化を行うトレーサ法があり、水素気泡法は作動流体である水を電気分解することによって陰極から生じる水素の気泡をトレーサとする可視化手法である。ト

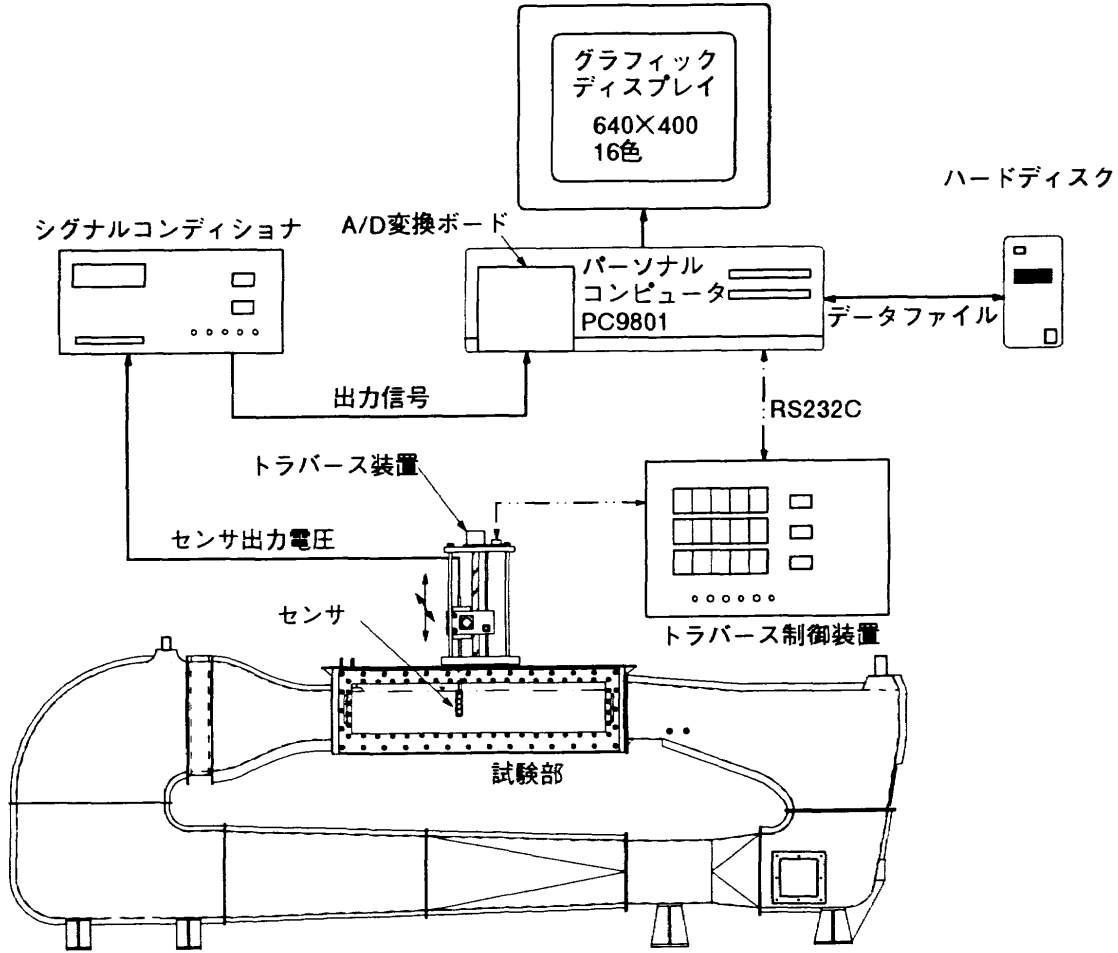


図20 トラバース計測システム

レーザである気泡は徐々に消滅して水を濁さず、陰極線の形状と電圧印加法を制御することにより流脈線やタイムラインなどを得ることが出来る非常に簡便で有効な方法である。図18は、平板吹出しの流れを可視化した実験の様子であるが、この様にシステムは直流パルス電源、電極、照明、撮影系からなり、特に照明としてスリット光を用い、流れ場の任意の断面を可視化することが出来る。この断面を真後ろ(下流側)から後方記録カメラなどで観察出来る様に流れを乱さない十分下流の水中に100mm角の反射鏡を流れに対して45°に設置し、水槽外部の側面もしくは上面より観察記録出来るように工夫した。

(2)色素流脈法システム

色素流脈法システムを図19に示す。本図も図18の平板吹出しの実験例である。色素流脈法はトレーサとして水溶性色素によって着色した水を細管を用いて流れ場に注入し、その流脈から流れ場を可視化する方法である。色素注入細管による任意位置の流脈の可視化を行う他に、図に示すように吹出し流(二次流)を直接着色することによって、無色の主流と着色された二次流との混合現象が可視化出来る。この様な流れ場の三次元的な構造を可視化するには、透過光によって鮮やかに発色するメチレン

ブルー(青色)やローダミンB(赤色)などの染料が有効であり、透過光は色温度が高く、平面光に近いもの、設置スペース、明滅時間などから高周波点灯蛍光灯を設置し、均一な照明とするため、散乱反射板と乳白色の光散乱透過板を用いた。また開放水面の場合、上方からの観察や照明光の入射には波の影響を除くため、観測すべき領域の水面を覆う透明アクリル製の観測箱を設けた。局所断面の可視化にはArイオンレーザ光をスリット光にし、この波長によって黄色に発光(蛍光)するフルオレセイン系色素が有効である。この時の観測・記録の方法は水素気泡法と同様である。なお、どの色素も化粧品などに用いられる一般的な医薬用のものである。

(3)ホットフィルム・熱電対トラバース計測装置と画像処理装置

上記の様な流れ場の直接的な可視化も他にホットフィルムによる速度分布、熱電対による温度分布計測結果などから画像処理を行い、定量的な流れ場の可視化を行うことが出来る。ホットフィルムは、熱線流速計のホットワイヤの代わりにガラス円柱の表面に白金薄膜をコーティングした伝熱センサを用いるものである。ホットフィルムや熱電対を用いて流れ場の断面分布計測を行うため

にトラバース計測装置を設けた。このシステムを図20に示す。トラバース装置は、軸方向±75mm、これに直交する方向に±50mm、軸回転±170°の範囲を0.1mm、0.1°ピッチで移動可能な装置で、手動制御及びRS232Cによるパソコン制御が可能である。センサ出力はシグナルコンディショナを経て、パソコンのA/D変換ボードに入力され、各データの平均値、rms値を物理量として求め、計測(時系列)データと共にハードディスクに記録保存出来る。これらのデータは実験終了後、パソコンを使用した画像処理装置で断面計測各点の補間を行い、計測値の範囲を16色に分割した疑似カラー表示による可視化を行うことが出来る。

4. 性能

一般的に回流水槽の性能は、流速分布、固有乱れなど一般の風洞と同様なものと水槽独特の定在波、サージング等によって評価される。試験部の座標系は、図21に示す様に試験部入口の流路断面中心を原点として、流れ方向にx軸、鉛直方向にy軸、水平方向にz軸を取る。以下に本水槽の代表性能を示す。

4.1 流速特性

4.1.1 インペラ回転数と流速

試験部中心付近($x=400\text{mm}$, $y=0\text{mm}$, $z=0\text{mm}$)での流速とインペラ回転数との関係は、図22に示す通りほぼ線形的である。また微流速を得るために抵抗体として整流部にスポンジを要した場合(3.2.7, 図14参照)でもやはり線形になり、常用回転数範囲で微流速を得ることができた。また図22(b)に流速10cm/sec~50cm/secの常用

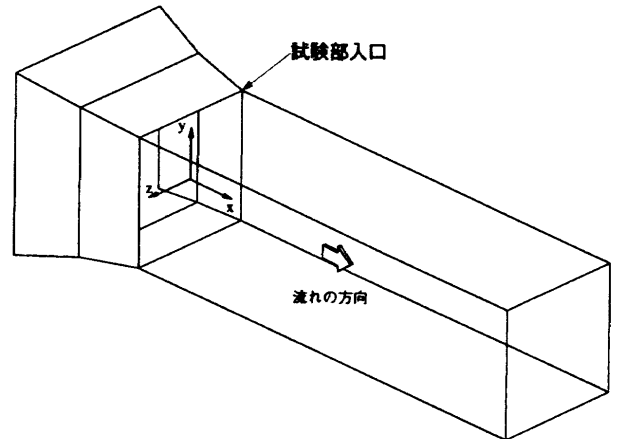
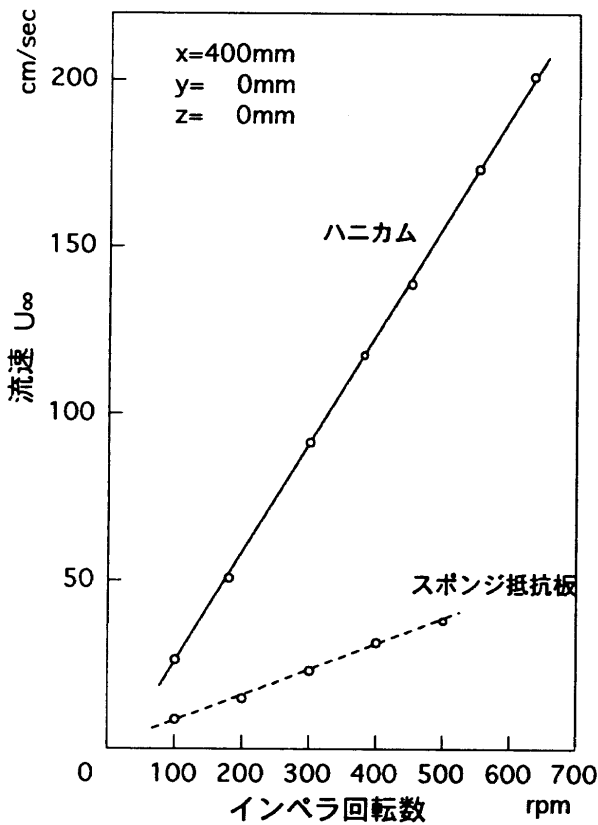
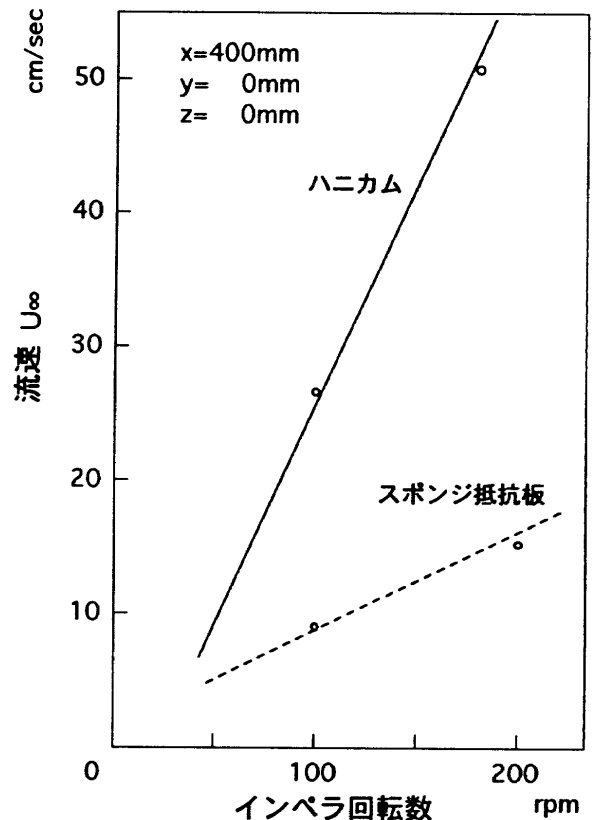


図21 試験部座標系



(a)全体範囲



(b)常用範囲 (低流速)

図22 インペラ回転数-流速

流速範囲の拡大図を示す。

4.1.2 流速分布, 固有乱れ

(1) 断面流速分布

試験部の流れ方向の中央 $x=600\text{mm}$ における流れに直交する $y-z$ 断面(上下面及び両側壁面から 20mm 内側の 160mm 角 6×6 点)の流速 50cm/sec におけるJIS型ピトー静圧管によって計測した流速分布を図23に示す。図中の等速度変動線は各測定点における設定流速に対する非一様性(百分比)を補間して表している。この結果, 若干の左右の非対称性と水面付近の加速, 底面での減速が見られるものの, 測定範囲内では $\pm 1\%$ 以内となっており, 所期の流速分布を得ることができた。左右の非対称性の原因は不明であるが, 水面付近の加速は定在波を抑えるための制波板取付け角度(絞り方向)の影響と思われる, 底

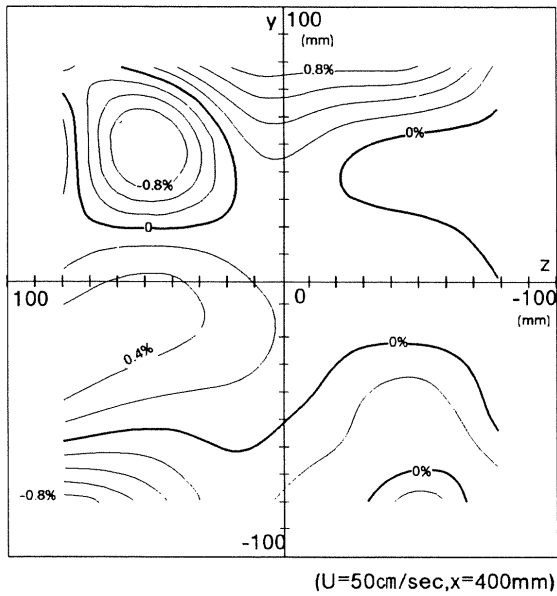


図23 断面流速分布

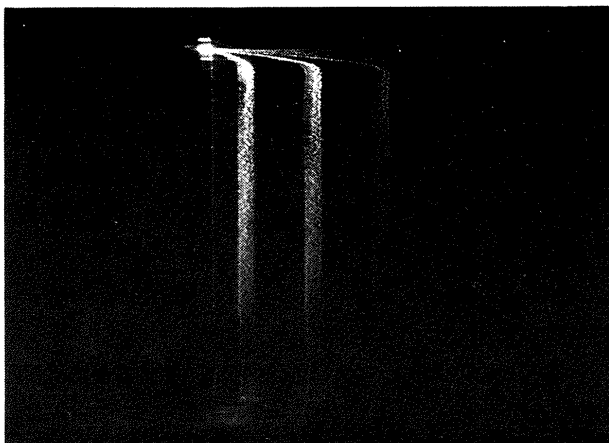


図24 y方向の流速分布の可視化結果
($U=10\text{cm/sec}$, $x=600\text{mm}$, $z=0\text{mm}$)

面の減速の原因は, 第4コーナのはく離が考えられる。

図24, 25は水素気泡法による速度分布の可視化結果であり, $x=600\text{mm}$, $z=0\text{mm}$ (流路中央)に $50\mu\text{m}$ の白金線電極を底面より水面まで張り, パルス電圧を印加して発生したタイムライン状の水素気泡から y (鉛直)方向の流速分布を可視化した。図24は流速 10cm/sec の結果であ

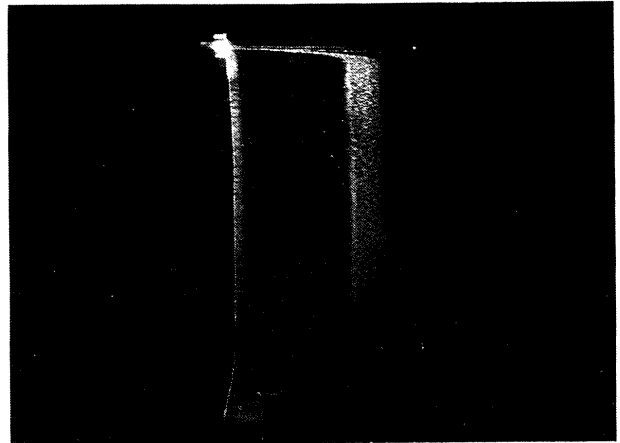


図25 y方向の流速分布の可視化結果
($U=20\text{cm/sec}$, $x=600\text{mm}$, $z=0\text{mm}$)

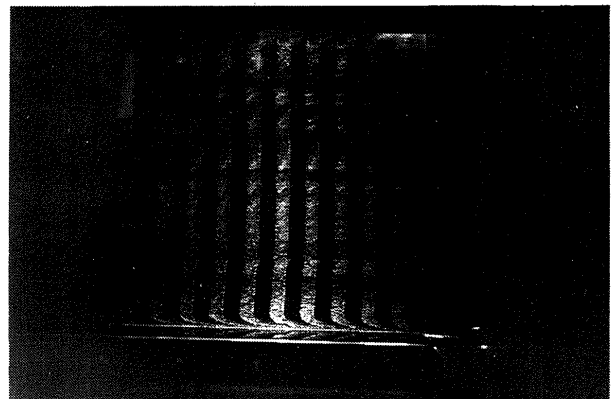


図26 y方向の流速分布の可視化結果
($U=10\text{cm/sec}$, $x=125\text{mm}$, $z=0\text{mm}$)

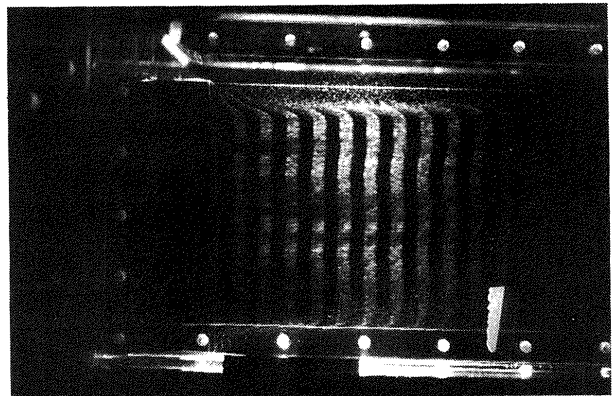


図27 y方向の流速分布の可視化結果
($U=10\text{cm/sec}$, $x=125\text{mm}$, $z=90\text{mm}$)

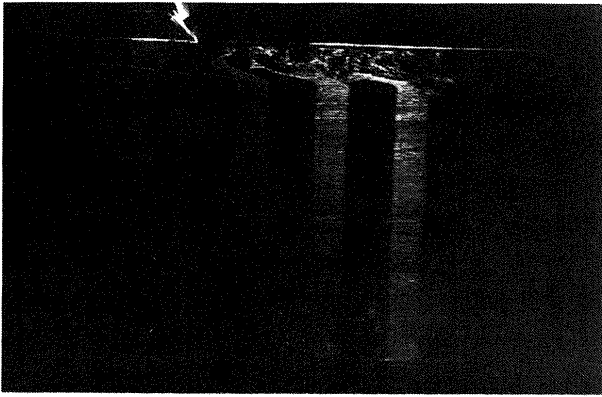


図28 y方向の流速分布の可視化結果
($U=20\text{cm/sec}$, $x=125\text{mm}$, $z=90\text{mm}$)

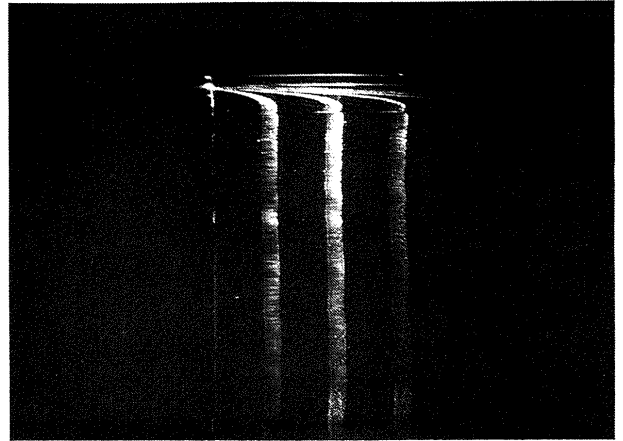


図31 z方向の流速分布の可視化結果
($U=10\text{cm/sec}$, $x=800\text{mm}$, $y=0\text{mm}$)

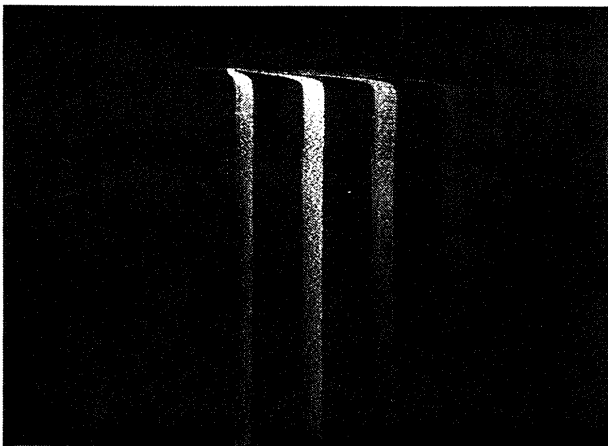


図29 z方向の流速分布の可視化結果
($U=10\text{cm/sec}$, $x=125\text{mm}$, $y=0\text{mm}$)

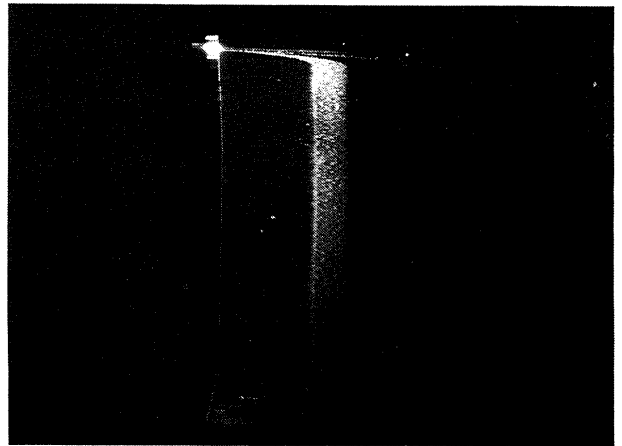


図32 z方向の流速分布の可視化結果
($U=20\text{cm/sec}$, $x=800\text{mm}$, $y=0\text{mm}$)
(壁近傍に乱れが無い状態)

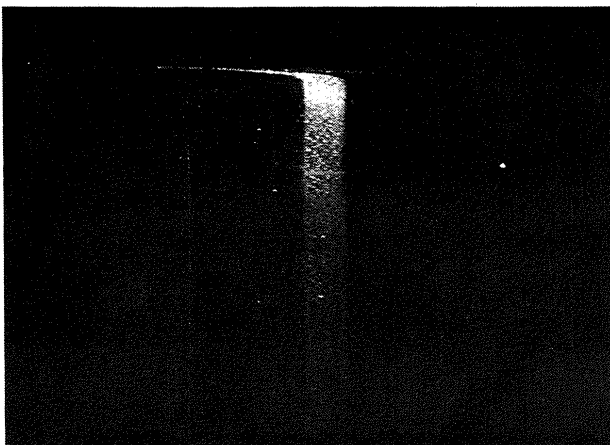


図30 z方向の流速分布の可視化結果
($U=20\text{cm/sec}$, $x=125\text{mm}$, $y=0\text{mm}$)

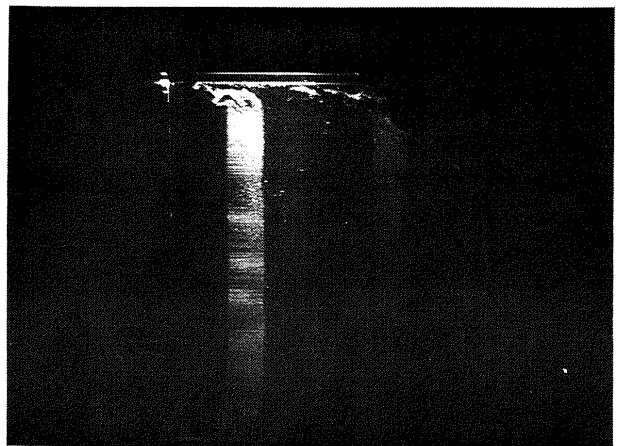


図33 z方向の流速分布の可視化結果
($U=20\text{cm/sec}$, $x=800\text{mm}$, $y=0\text{mm}$)
(壁近傍に乱れが発生した状態)

り、タイムラインの形状が表(水)面および底面境界層を除きほぼ直線であり、流速分布がほぼ均一であることが分かる。図25は流速 20cm/sec の結果であるが、電極線にたわみが生じているため、気泡線が直線ではないが、流速分布はほぼ一様であることが分かる。

図26から図28は $x=125\text{mm}$ (制波板の端)の $z=0\text{mm}$

及び $z=90\text{mm}$ (側壁から 10mm 位置)におけるy方向の流速分布を可視化した結果である。流路中央の図26では、この位置が見かけ上の縮流洞出口であり、ノズル壁面による加速域が水面及び底面部に見られる。壁面近傍の図

27, 28ではく離境界層が見られ、上下部分にコーナ部の三次元性が現れている。

図29と図30は上記と同じ二種の流速における $x=125$ mm, $y=0$ mm(中心線上)位置の z (水平)方向の流速分布を可視化した結果である。 y 方向と同様にこの流速でも一様な分布を得ている。この様に流路断面の速度分布は壁面及び水面を除き、満足すべき均一な分布形状が得られたことが分かる。

図31から図33は $x=800$ mmの下流位置における z 方向の流速分布を可視化した結果である。図31の流速 10 cm/secでタイムラインに多少のゆがみが見られるが、これは電極線からの泡切れが悪いためで、分布の不均一性が大きいわけではない。また試験部入口の図29と比較すると壁面境界層が発達していることが分かる。この位置における流速 20 cm/secの可視化結果が図32, 33であるが、この位置では約2秒の周期で乱れの無い図32の状態と、乱れが壁面から発生する図33の状態とが交互に現れ、境界

層内に乱流コアが壁面から非定常に発生する不安定条件であることが分かる。

整流部に抵抗体としてスポンジを用いて、流速を 8.2 cm/sec(100 rpm)の微流速に設定した時の $x=400$ mmにおける $y-z$ 断面の流速分布を図34に示す。計測はJIS型ピトー管によって $z=-60$ mmから 60 mmの 120 mm間5点, $z=-70$ mmから 80 mmの 150 mm間6点のトラバース計測によった。また同 x 位置の Z 方向について流速 9.2 cm/secに設定した時の水素気泡法による可視化結果を図35(a, b, c, d, e)に示す。両図から分かるように中心部の y 方向の分布は良いが、壁面及び水表面近傍に乱れあるいは加減速域が見られ、速度の均一性は満足すべきものではない。これは整流格子を外したことと抵抗体であるスポンジの挿入が不均一であったことによるものと思われる。その後の試験により、微流速を得るには開口比の小さな多孔板を用いることにした。

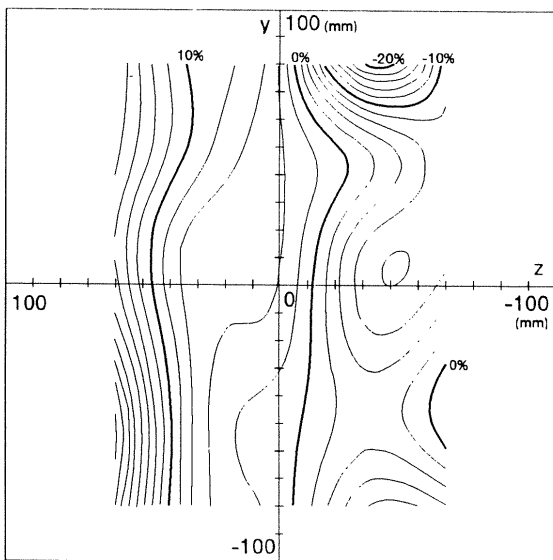
(2) 固有乱れ

試験部の固有乱れは、ホットフィルム(水流中での上限周波数は 30 kHz)によって計測し、試験部中央付近で流速 $10, 25, 33$ cm/secでは、 2 Hz以下の低周波の乱れであり、それぞれ $0.67, 0.53, 0.58\%$ と 1% 以下となり、所期の目的を達している。

4.2 定在波, サージング

4.2.1 定在波

ここで言う定在波は、試験部が大気圧に開放されているため縮流洞出口あるいは制波板後端での圧力の不連続によって生じる、開放水面の試験部に定在する波であり、流速によって波高、波長が変化する。定在波を抑えるには設定流速によって制波板の上下位置、角度を変更させる必要がある。本水槽では比較的使用頻度の高い流速範囲(10 cm/sec \sim 50 cm/sec)で定在波を目標とする範囲に抑えられる位置に固定し、設定流速に応じた微小水位調整によって十分に低く保てること明らかにした。定



($U=8.2$ cm/sec, $x=400$ mm, スポンジ)

図34 断面流速分布

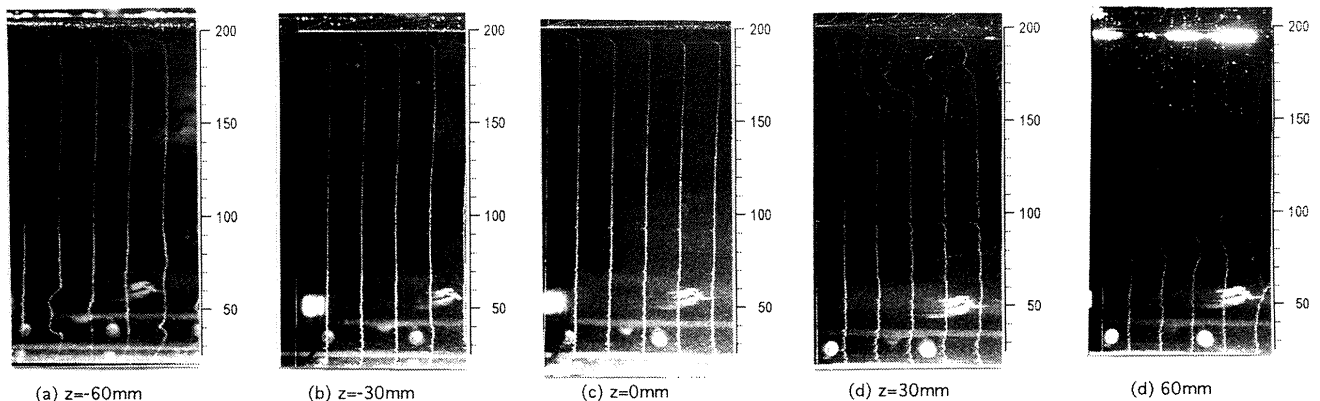


図35 y 方向の流速分布($U=9.2$ cm/sec, $x=400$ mm, スポンジ)

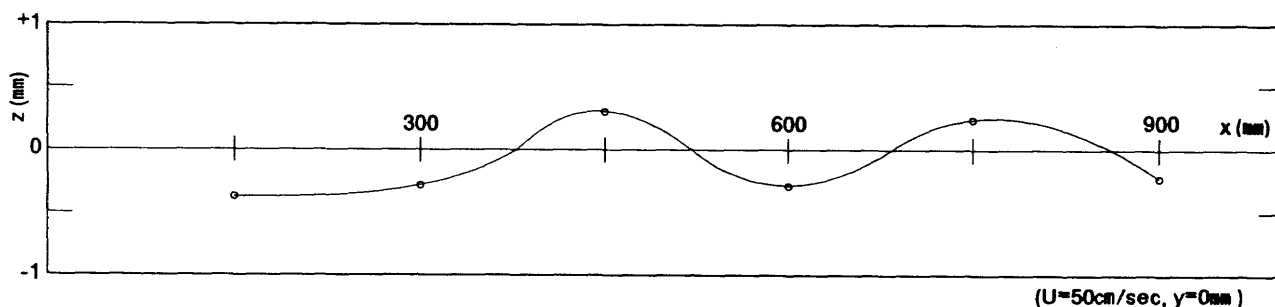


図36 定在波形状

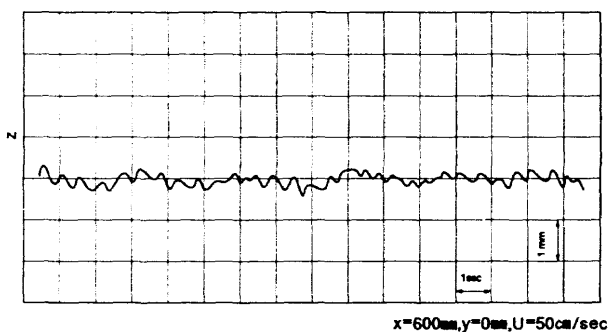


図37 サージング波形

在波は、 $z = 0 \text{ mm}$ の $x = 150 \text{ mm}$ から $x = 900 \text{ mm}$ 迄の 150 mm 間隔の6点について、制波板、壁面から表面波を最少に抑えた状態でサーボ式波高計によって測定した。流速 50 cm/sec における結果を図36に示す。定在波は、制波板によるノズルの影響により、試験部入口付近で谷となり、その後二つの山を持つ波形を示すが、波高は $\pm 0.7 \text{ mm}$ に収まり、目標値($\pm 1.5 \text{ mm}$)を達成することが確認出来た。

4.2.2 サージング

サーージングはコーナやディフューザ部での剝離流の非定常性、水面付近の速度分布、ポンプを含む管路系の不安定性、その他の原因で生じる水位変動であり、定在波が定常現象であるのに対し、サーージングは周期的な非定常現象である。試験部中央のサーージングの測定結果を図37に示す。2 Hz程度の細かい変動は表面のさざ波やその反射波及び固有乱れであり、サーージングの波形はほぼ3秒周期でその波高(振幅)は $\pm 0.4 \text{ mm}$ であり、目標値($\pm 1.5 \text{ mm}$)を十分満足している。

4.3 総合評価

以上をまとめると以下の様に本水槽を評価出来る。

- (1) 流速と回転数の関係は直線的であり、目的の流速範囲を得られた。
- (2) 常用流速($10 \sim 50 \text{ cm/sec}$)における流速分布の一様性は高い。

- (3) 常用流速における乱れ成分は1%以下である。
- (4) 定在波は、制波板及び水位の調整により波高を十分に小さく抑えられる。
- (5) サージングの波高は十分に低い。
- (6) 微流速は抵抗板の挿入で得られるが、分布を均一にするには均一な抵抗の多孔板を用いる必要がある。
- (7) 使い易さと汎用性を重視した設計としたが、十分に満足する結果を得た。
- (8) 経常的に用いるために設置した水素気泡法と色素流脈法の可視化システムは、幅広い研究目的に活用出来るものであった。水槽及び可視化システムの利用については次章の例示に述べる。

5. 実験例

本回流水槽を用いた流れの基礎的な実験例を紹介し、水槽の用法について述べる。

5.1 タービン翼のフィルム冷却に関する基礎実験

タービン翼のフィルム冷却に関する基礎的研究⁽⁹⁾として、本回流水槽を用いて行った実験例を紹介する。フィルム冷却は、円孔から吹出した冷却空気が翼面上でフィルム状となって高温ガスからタービン翼を熱遮蔽することを期待する冷却法であり、このためには、吹出し流の翼面上での挙動の把握が重要であり、ここでは、平板上にあけた単一円孔からの吹出し流の挙動を、水素気泡法及び色素流脈法による流れの可視化と、ホットフィルムによる速度分布及び熱電対による温度分布のトラバース計測結果を計算機を用いた画像処理によって可視化した結果とによって行った流れ現象の把握に関する基礎実験について紹介する。

供試の吹出し模型は図38に示す単純平板模型であり、その可視化システムは前掲図18及び19に示したものである。前縁から 200 mm の位置に直径 20 mm 、傾き角 45° (流れ方向に対して)の単一の吹出し円孔を有しており、流れの二次元性を保つため薄い側壁を設けてある。流速分布計測はファイバー直径 $70 \mu\text{m}$ 、コーティング厚 $2 \mu\text{m}$ のホットフィルムセンサーを用い、温度分布計測は高応答性を持たせるため、素線径 $50 \mu\text{m}$ のCA熱電対を直径 1 mm の

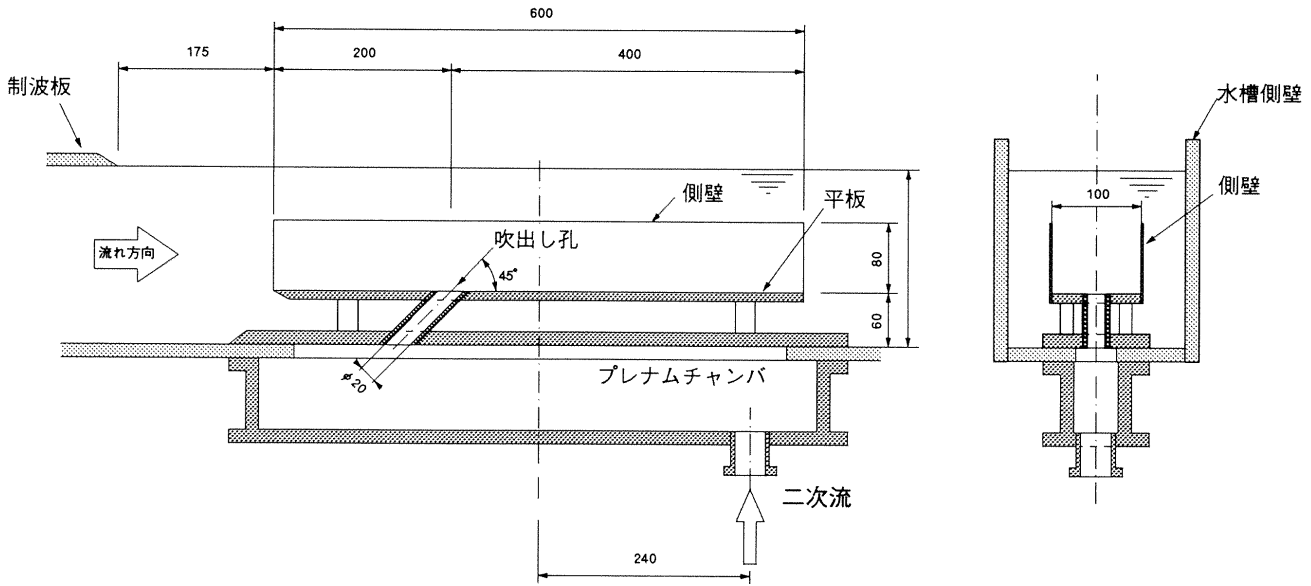
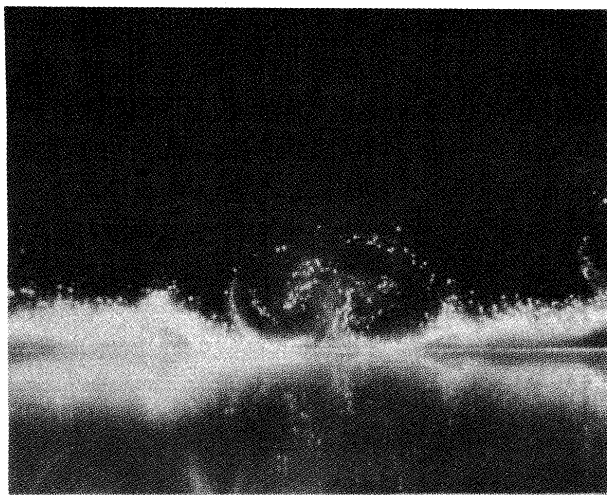
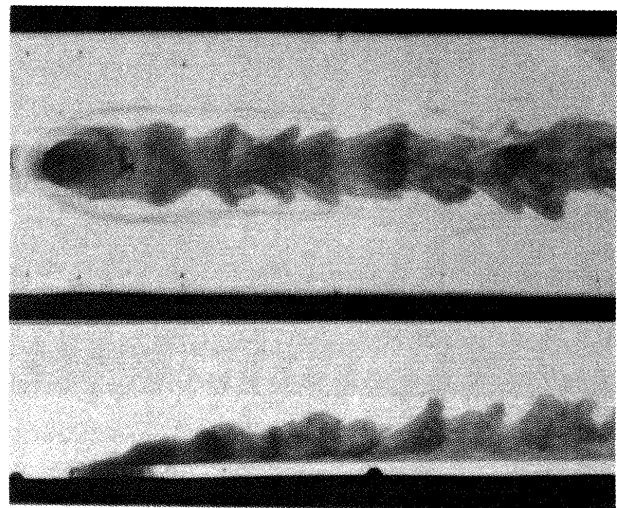


図38 吹出し流供試模型



(a) 水素気泡法



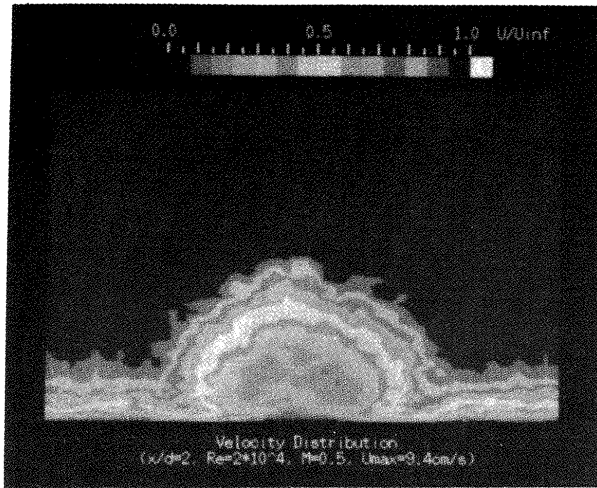
(b) 色素流脈法

図39 吹出し流の可視化

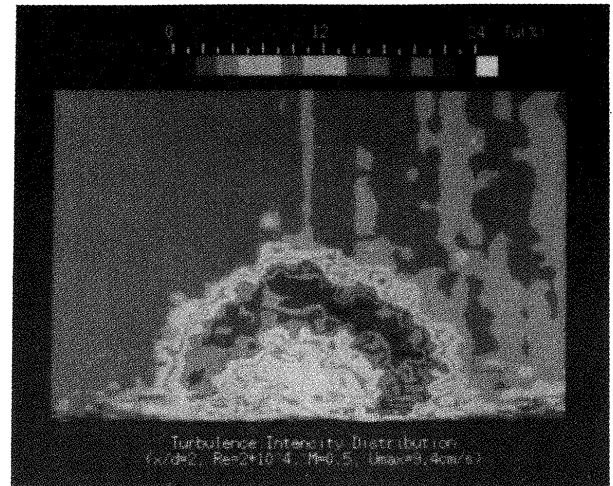
アルミナ製サポートで保持した温度プローブを用いた。
 実験はレイノルズ数 $Re_c = U_c \cdot d / \nu$ と吹出し質量流束比 $m = \rho_c \cdot U_c / \rho_\infty \cdot U_\infty$ をパラメータとし、 $Re_c = 10^4 \sim 10^5$ 、 $m = 0.25 \sim 0.75$ の範囲で行った。ここでは主流流速 10 cm/sec ($Re_\infty = 2 \times 10^4$)、吹出し流速 5 cm/sec ($m = 0.5$) について述べる。図39は水素気泡法及び色素流脈法で可視化した流れ場であり、(a)は流れの断面を可視化し、(b)は流れの全体を外から観察している。図39(a)の水素気泡法では、吹出し孔上流で気泡を主流境界層内に混入し、流れの断面をシート光で照明して観察している。これにより、吹出し流の内外に生成されたうずが可視化され、境界層付近の主流流れと吹出し流の干渉及び混合の基本的な様子が理解できる。図39(b)の色素流脈法の結果はさらに、流れの三次元的な構造の理解に役立つ。即

ち、吹出した直後の規則的なアーチ形のうず及び、吹出し孔上流から吹出し流両側に伴流する馬蹄形うずが可視化されている。両可視化結果から、このアーチ形のうずと馬蹄形うずとにより、吹出し流内部に主流が巻き込まれ、両流が混合することが分かる。

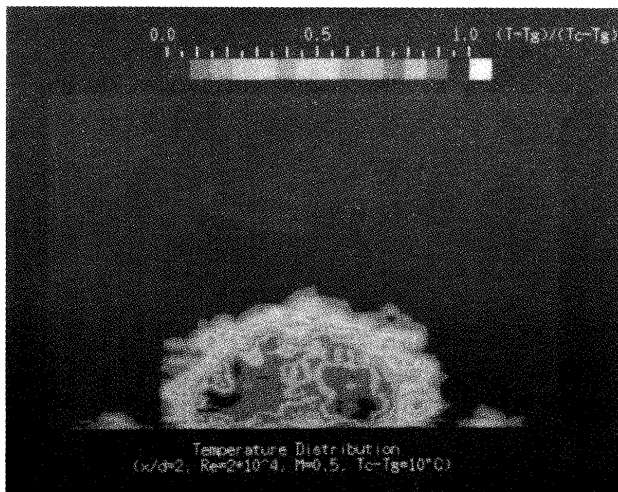
図40は、水素気泡による観察と同じ断面を二次元トランプラス測定した速度場、乱れ、温度及び温度変動成分の分布を計算機によりカラー画像処理を施し、グラフィック表示した結果である。各々の物理量の最小値から最大値までを16色分解で表示した。測定断面は吹出し孔径の2倍の距離の吹出し孔下流で、流れに直角の $60 \text{ mm} \times 40 \text{ mm}$ の大きさの面である。これにより、吹出し流領域の広がり及び周辺の主流との混合の様子が明瞭に示されている。速度と乱れ成分との分布図から、乱れが吹出し流



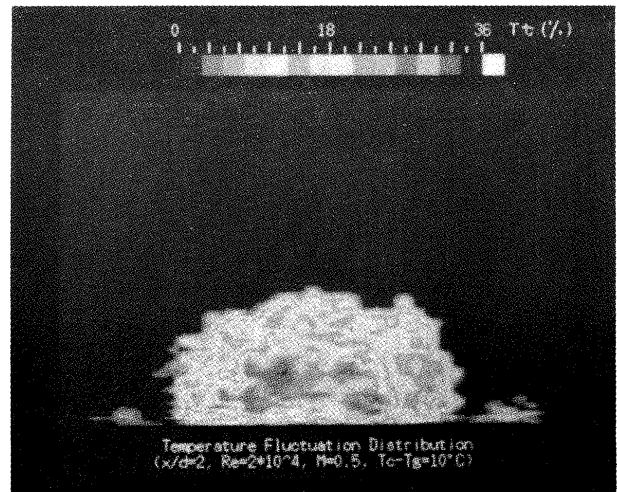
(a)速度分布



(b)乱れ強度分布



(c)温度分布



(d)温度変動成分分布

図40 吹出し流の速度、温度分布

の外縁の主流と接する部分に強く現れており、境界層部分に乱れが小さいことにより、混合が吹出し流の上端部分において最も強いことが理解される。図40(c)、(d)の温度及び温度変動成分の分布においても同様なことが示されている。また、水素気泡による可視化図(図39(b))及び温度測定の結果から、吹出し流内部に一对の大きなうずがあることが見てとれ、このうずもまた、主流との混合に重要な役割を果たしていることが分かる。この基礎実験は、レイノルズ数や乱流促進体による主流及び吹出し流の乱れや速度分布の影響あるいは曲率の影響などへと発展して来ている。

5.2 天文台ドームの形態に関する研究⁽¹⁰⁾

可視化技術を応用して、宇宙観測用の天文台ドームの空気力学的な形態に関する研究を行った。高い観測性能を目指す将来型天文台では、性能低下の原因の一つであ

る光路内部の空気の温度乱れを抑制するため、ドーム形態の流体力学的設計を重視するようになって来ている。これはドーム内の空気の温度分布を最少とするために、自然風を適切に導入する様にドーム形状を工夫し、換気窓を配置するというものである。航技研では、国立天文台との共同研究により、天文台が計画したハワイ島のマウナケア山頂の8m反射望遠鏡用ドームの形態設計のため、ドーム周りの自然風の挙動とドーム内への吹き込みについて、本水槽を用いて1/500の模型実験を行った。図41は色素流脈法により内部流れを可視化した結果例であり、図42は水素気泡法により地上付近の流れの流入高さを可視化した結果である。各図の(a)は従来形の半球形ドーム、(b)はドーム内の滞留を少なくする様に改良された台形ドーム、(c)はこれらを改良した円筒形ドームの結果である。これらから得られた各ドームの流れパターンのスケッチが図43である。従来型のドームでは地上境

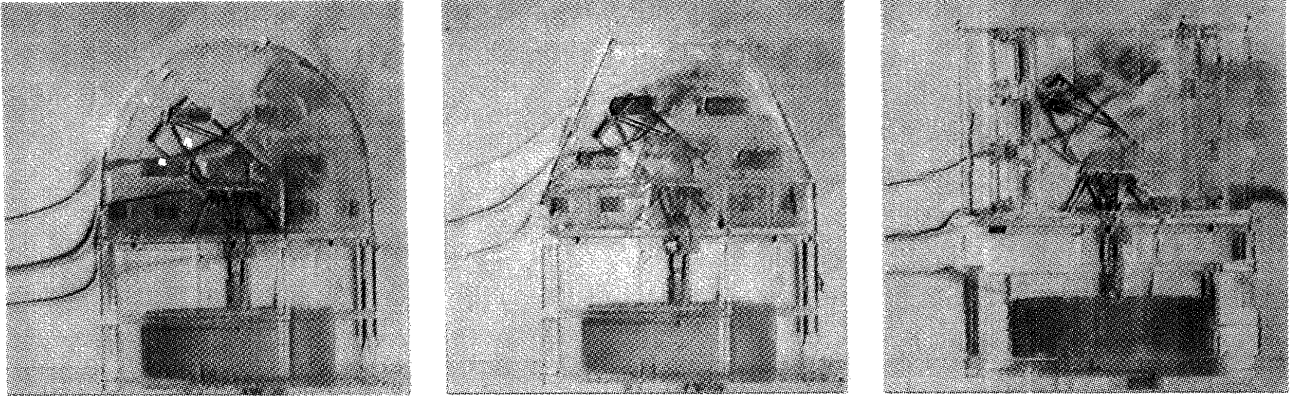


図41 色素流脈法によるドーム内部流れの可視化

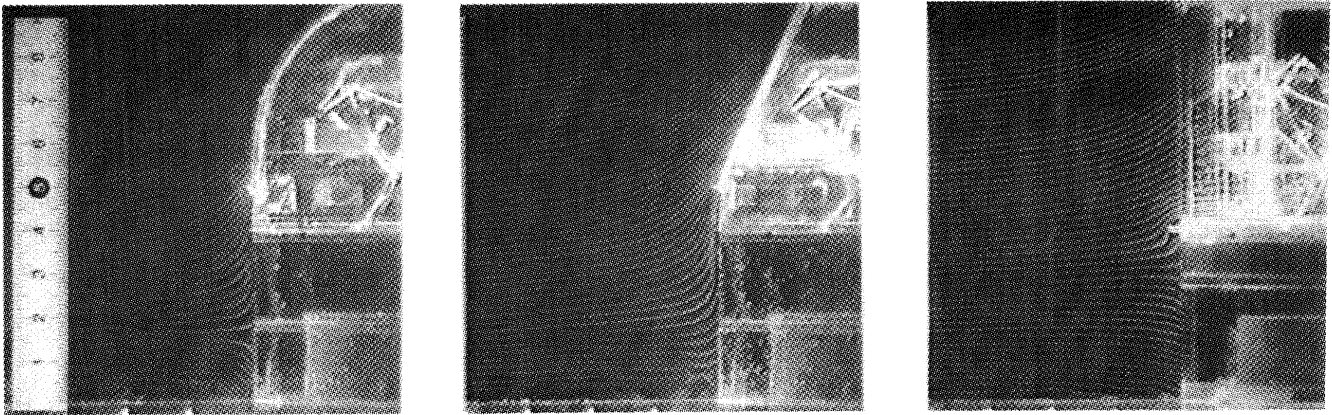


図42 水素気泡法による流入高さの可視化

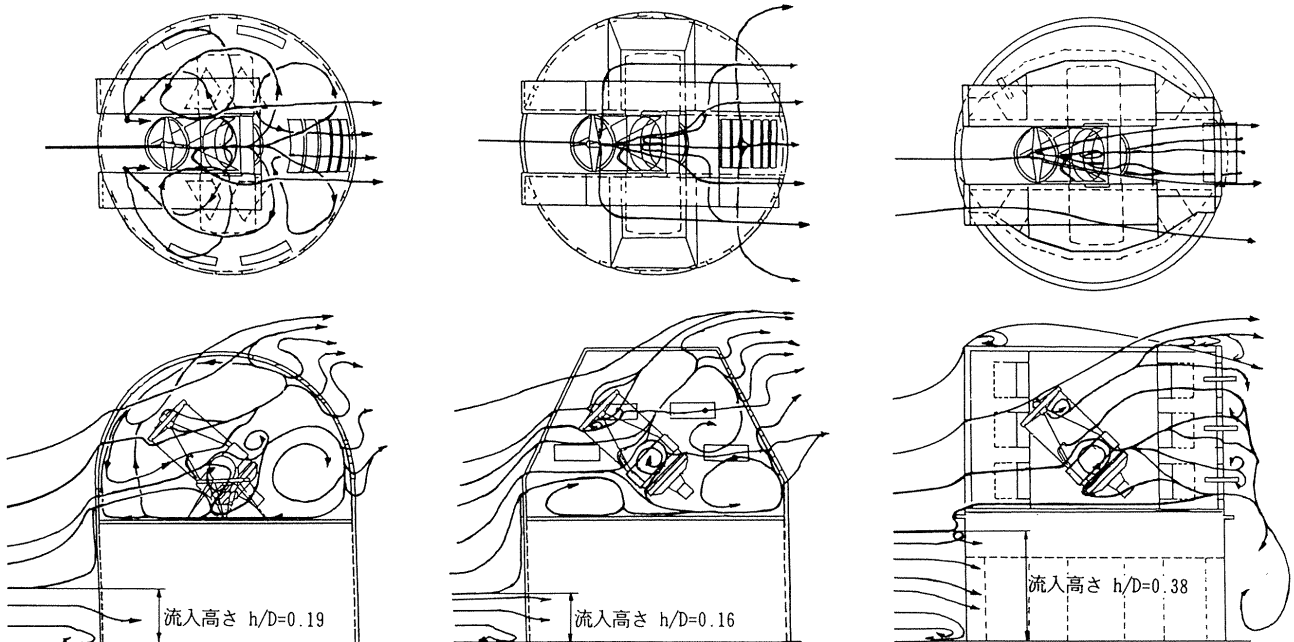


図43 各ドームの流れパターンのスケッチ

界層の流入と内部での滞留が見られる。台形ドームでもやはり望遠鏡前後の滞留と地上境界層の流入が見られる。これに対し、円筒形ドームではドーム内の滞留と地上境界層の流入が少なく、不必要な鏡面上の温度境界層を吹

き払う流れが確保できている。この結果から、円筒形ドームが最適であることが分かり、この結果を用いて現在(1992年着工、1997年完成予定)直径40mのドームが建設されている。

5.3 その他の実験例

上記の実験例の他、200mm×200mmの試験部に換えて幅700mm×高さ410mmの観測槽を設け、この中にタービン翼間流路を模擬した曲がり流路模型を設置して曲率、速度勾配のある流れ場でのフィルム冷却流の挙動を明らかにする実験⁽¹⁾や、同じ観測槽内に浅底水槽を設置して超音波インテークの模型設計のための予備実験など基礎的な模型実験を行い、有用な知見を得ている。

6. まとめ

ジェットエンジンなどの複雑な三次元内部流の解析に流れの可視化を適用した現象理解を主目的とする基礎的な研究のために航技研に設置した小型の垂直循環型回流水槽の設計・製作及び特性について述べた。流れの性質を向上させるために、特にディフューザ、縮流ノズルなどに空力的考察を行い、性能の良い水槽を得ることが出来た。これを用いて、タービン翼のフィルム冷却など、各種の基礎的な実験を行い、有用な知見を得たので、その一部を本文中で紹介した。また設置以来、二次流系統、可視化系統等の追加改修を行いながら実験に供して来たが、故障、不具合などを殆ど生ずることなく実験を進めることができた。これは適切な当初設計と、材料にステンレス鋼を選んだことの利点が表れたものと考えている。今後も、境界層制御、流れの混合、各種物体周囲の流れなどに関する実験的研究を本水槽を用いて進める計画である。

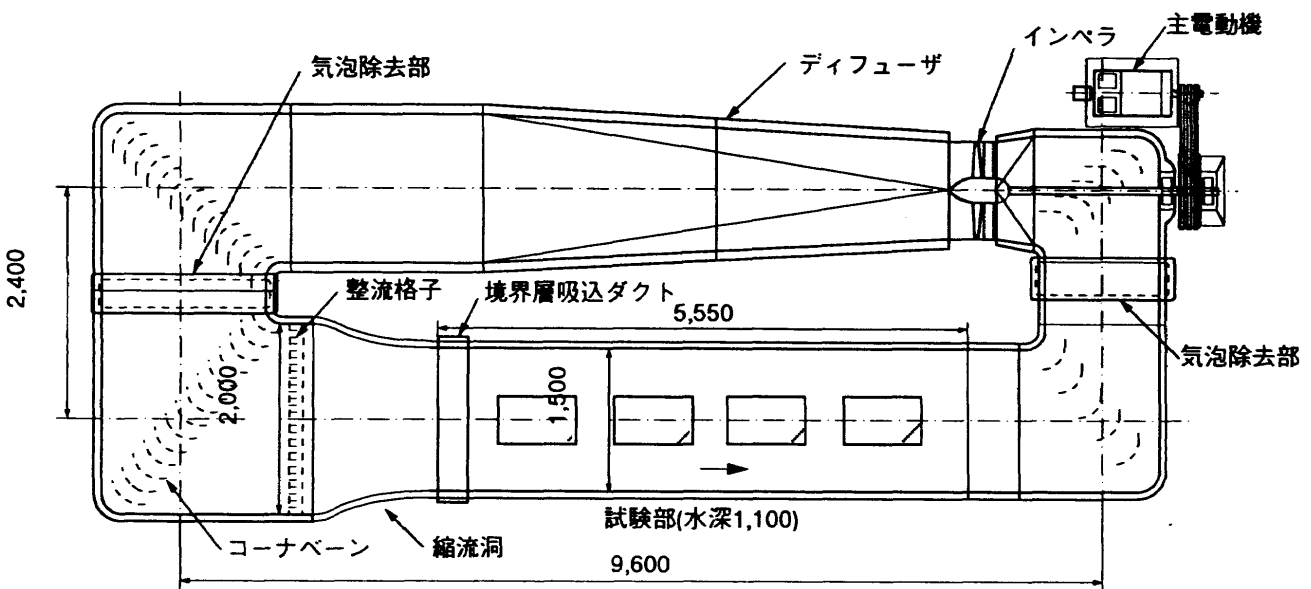
7. 謝辞

本水槽の設計・製作に当たりご努力を頂いた、現ジャ

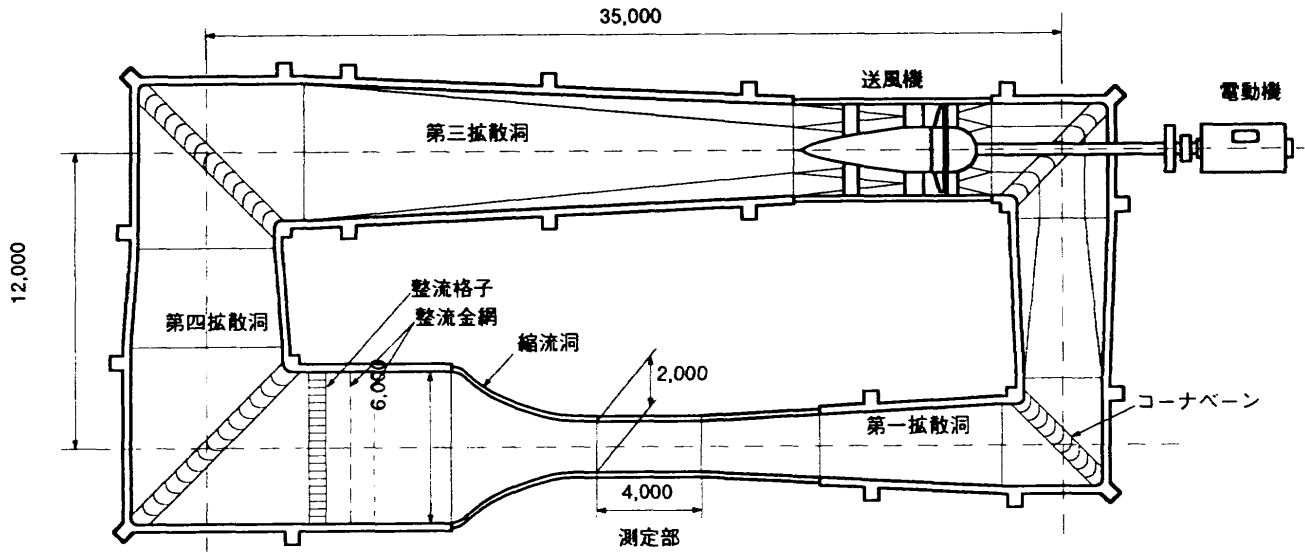
パンアクアテックの谷口大氏や(株)西日本流体技研の専務をはじめとする技術者の方々、設計・製作やその後の活用に当たって有意義な助言を頂いた故田古里哲夫東京大学教授ならびに回流水槽懇談会の方々に対し、紙面を借りて深甚なる謝意を表します。

8. 参考文献

- (1) L. PRANDTL & O. G. TIETJENS, "Applied Hydro-and Aero-mechanics", Dover Publication., 1934
- (2) 坂田, 「航空・機械工学における利用(「回流水槽セミナー—回流水槽の実験技術と利用—)」, 回流水槽懇談会編, 1985年12月
- (3) 原動機部, 「航空機用ジェットエンジンの研究開発(第1期成果報告)」, 航技研報告TR-482, 1977年1月, 第2期成果報告TR-741, 1982年10月
- (4) 坂田, 他, 「フィルム冷却流の挙動に関する実験」, 第12回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, 1984年6月
- (5) 谷口, 他, 「水槽設計資料」, 西日本流体技研
- (6) 広末, 他, 「航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験」, 航技研報告TR-335, 1973年9月
- (7) V. L. STREETER, "Fluid Mechanics", McGRAW-HILL, 1962
- (8) 流れの可視化学会編, 「新版流れの可視化ハンドブック」, 朝倉書店, 1986年10月
- (9) 進藤, 他, 「水流モデルを用いたフィルム冷却に関する実験(第1報)」, 第14回日本ガスタービン学会定期講演会論文集, 1986年6月
- (10) S. SHINDO, et al., "Some Flow Properties of



参考図1 水平循環型回流水槽(東京大学工学部)



参考図 2 風洞(航技研究風洞)

Telescope Enclosures Estimated from Water Channel Tests—Application of The Flow Visualization Techniques”, NAL TR-1178T, Sep. 1992
 (11)進藤, 他, 「水流モデルを用いたフィルム冷却に関する実験(第2報)」, 第15回日本ガスタービン学会定期講演会論文集, 1987年6月

(付録)

航空・機械工学の分野で利用されている各種の水槽例

A1. 概説

回流水槽は、流れの連続性、実験、観察の容易さなどから、航空・機械の分野では流れの可視化による実験研究を中心に用いられている。回流水槽の用法として、①船舶などを対象とした流れの表面を重視する場合、②流れの内部を用いる場合、③水槽底・側面を用いる場合の三つに分けることが出来るが、航空・機械の分野に於いては、航空機、翼やインペラなどの周囲の流れの解明が研究対象であるため主に②の流れの内部を用いる実験が主流である。また、境界層を特に扱う場合の表面流の使用や浅底水槽を用いた超音速流における衝撃波のシミュレーションも特殊な水槽用法としてあげることが出来る。

ここでは航空・機械工学の分野の研究に用いられている回流水槽を含む各種水槽の例を示し、その体系的整理を試みると共に、実験法及び計測法についても紹介する。

A2. 水槽の分類

回流水槽に限ることなく、世界に存在する航空・機械工学の分野で使用されている主要な実験用水槽を付表1に示す。実験用水槽を大まかに種別すると以下の様になる。

(1)水面開放型回流水槽

表面に波(定在波あるいはサージング)の立たない範囲で連続流を得る。低・中速域、内部流の利用に適する(付図1:垂直循環型, 付図2:水平循環型)。

(2)密閉型回流水槽

風洞の考え方に類似したもので高速域の実験及び内圧の調節が必要なキャビテーション実験などに適する。

(3)垂直落下水型水槽

重力を利用して流速を得る形態で、試験部は垂直であって、流れに乱れが少ないことから回流しない場合が多い。航空機周りの流れの可視化に適する。

(4)曳航水槽

静止水中に供試体を移動させるため、船舶航行の実シミュレーションや低速域の現象、動き出しなどに非定常現象等に適する。装置が大掛かりとなる。

(5)特殊水槽

それぞれの特殊な目的のために製作され、実験されるもので、底面・側面又は、試験部全体を直接試験対象とする場合が多い。

A3. 各形態の例と特徴

A3.1 回流水槽

付表1の中で回流水槽と呼ぶものは#1~20である。これらは汎用性があり、殆どの試験部が水平であって、その前後に拡散洞、整流格子、縮流洞等が置かれ、多くの場合、軸流プロペラで流れを発生させている。この形態は、風洞におけるゲッチングン型循環風洞に対応するものと言える。付図3は、カナダNEAの回流水槽⁽¹⁾であり、付図4はNASA Amesの回流水槽⁽²⁾で、どちらも代表的な水平の試験部を有する垂直型回流水槽である。NASAの水槽は、振動翼などのキャビテーション実験を

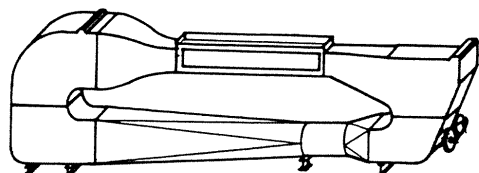
付表 1 世界の実験用水槽

Establishment		Country City	Type of tunnel (test section (m))	Maximum velocity (Reynolds Number)	Others	
					Fig. #	ref. #
1	NAE	CANADA Ottawa	CWC, horizontal 0.25×0.33	3m/s(6.55×10 ⁵)	Fig. 3	ref. 1
2	UNIV. of OTTAWA	CANADA Ottawa	CWC, horizontal Pressurized, φ0.1	10m/s		ref. 19
3	UNIV. of B. C.	CANADA Vancouver	CWC, horizontal 0.61×0.15	(4×10 ⁴)		ref. 20
4	BIAA	CHINA Beijing	CWC, vertical 0.20×0.20	0.5m/s	Fig. 5	ref. 3
5	NPU	CHINA Xian	CWC, horizontal			ref. 4
6	BERTIN	FRANCE Plaisir	CWC, horizontal 0.40×0.40	0.5m/s(10 ⁵)		ref. 7
7	INST. AEROTEC.	FRANCE Saint CYR	CWC, horizontal 0.45×0.45	1.20m/s(10 ⁵)		ref. 7
8	BAE.	U. K. Warton	CWC, horizontal 0.45×0.45	3m/s(10× ⁴)		ref. 7
9	NPL	U. K. Teddington	CWC, horizontal 0.25×0.33	2.4m/s(5×10 ⁴)		ref. 7
10	NASA Ames	USA Maffett Field	CWC, horizontal, Pres- surized, 0.20×0.30	6m/s(2×10 ⁴)	Fig. 4	ref. 2
11	NAVEL SHIP R&D CEN- TER	USA Taylor W. C.	CWC, horizontalCavita- tion tunnel	100kt		ref. 21
12	NASA Langley R. C.	USA Hampton	CWC, horizontalPitch control, 0.127×0.127	0.3m/s(4.57×10 ⁴)	Fig. 6	ref. 5
13	LOCKHEED	USA Marietta	CWC, horizontal 0.33×0.25	0.25m/s(0.5×10 ⁵)		ref. 7
14	NORTHROP	USA Hawthorne	CWC, horizontal, Verti- cal, 0.4×0.61	0.076m/s(3×10 ⁴)	Fig. 7	ref. 6, 17, 18
15	OCEANICS INC.	USA Plainview	CWC, horizontal 0.5×0.5	12m/s(8×10 ⁶)		ref. 7
16	UTSI	USA Tennessee	CWC, horizontal 0.30×0.46	12m/s(8×10 ⁶)		ref. 21
17	WASHINGTON UNIV.	USA St. Louis	CWC, horizontal, Den- sity stratified, 0.4×0.4			ref. 22
18	NAL	JAPAN Tokyo	CWC, horizontal 0.20×0.20	2m/s(4.8×10 ⁵)		ref. 13, 23
19	UNIV. of TOKYO	JAPAN Tokyo	CWC, horizontal 1.50×1.10	2m/s(3.6×10 ⁶)	Fig. 8	ref. 8
20	KUBOTA	JAPAN Osaka	CWC, horizontal, Valve test, φ0.1			ref. 24
21	ARL	AUSTRALIA Melbourne	vertical 0.25×0.25	0.76m/s(10 ⁴)	Fig. 10	ref. 9
22	ONERA	FRANCE Chatillon	vertical TH1 0.22×0.22 TH2 0.45×0.45 TH3 0.80×0.80	0.25m/s(0.5×10 ⁵) 1.50m/s(6.5×10 ⁵) 0.065m/s(0.5×10 ⁵)	Fig. 9 (b, c)	ref. 7, 25
23	ISL	FRANCE Saint Louis	vertical 0.25×0.25	0.20m/s(10 ⁴)		ref. 7

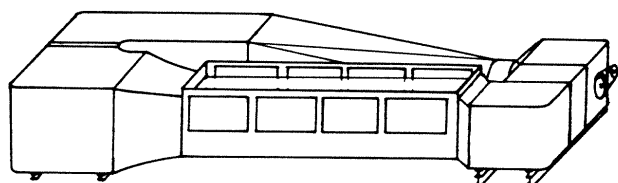
Establishment	Country City	Type of tunnel (test section (m))	Maximum velocity (Reynolds Number)	Others		
				Fig. #	ref. #	
24	DASA(MBB)	F. R. G. Ottobrun	vertical 0.34×0.34	1.4m/s(0.6×10 ⁶)		ref. 7
25	VKI Rhode	BELGIUM Saint Genese	vertical 0.15×0.15	0.21m/s(4×10 ⁴)		ref. 7
26	ARL	AUSTRALIA Melbourne	tow tank 0.30×0.30	0.76m/s(×10 ⁴)	Fig. 11	ref. 15
27	DLR	F. R. G. Goettingen	tow tank 1.10×0.90	5m/s(5×10 ⁶)		ref. 7
28	MATRA	FRANCE Velizy	tow tank 1.0×1.0	1.8m/s(10 ⁶)		ref. 7
29	DOUGLAS AIRCRAFT	USA Huntington Beach	tow tank 0.60×0.35	2.45m/s(0.8×10 ⁶)		ref. 7
30	UNIV. of CALIFORNIA	USA Richmond	tow tank, 2.44×1.7			ref. 27
31	KYUSHU UNIV.	JAPAN Kyushu	tow tank 0.5×0.5	0.30m/s(1.5×10 ⁵)		ref. 7
32	OSAKA UNIV.	JAPAN Osaka	tow tank 0.3×0.3			ref. 7
33	McDONNELL DOUGLAS	USA Saint Louis	Jet Impingementable			ref. 27
34	STANFORD UNIV.	USA California	horizontal, Curved wall R=1.36		Fig. 12	ref. 10
35	JOHNS HOPKINS UNIV.	USA	horizontal, Density Stratification 0.1×0.1		Fig. 13 (a, b)	ref. 11
36	UNIV. of TOKYO	JAPAN Tokyo	horizontal		Fig. 14	ref. 12

CWC: Circulating Water Channel (回流水槽)

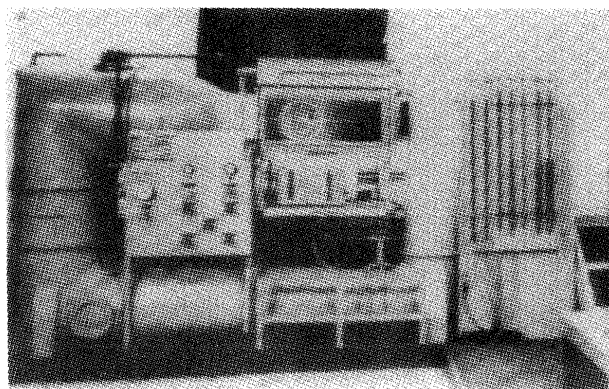
可能とする様、加圧装置が組み込まれており、流速も6 m/secまでの高速流が可能である。付図5は中国の北京航空宇宙研究所の水槽⁽³⁾であり、色素注入法による可視化を中心とする実験を行っている。中国では1988年頃さらに、西安にある北西工科大学に3階建てのビルを使った大型の垂直型回流水槽を航空宇宙技術開発用に新設しており⁽⁴⁾、流れの可視化を用いた研究を積極的に展開している模様である。



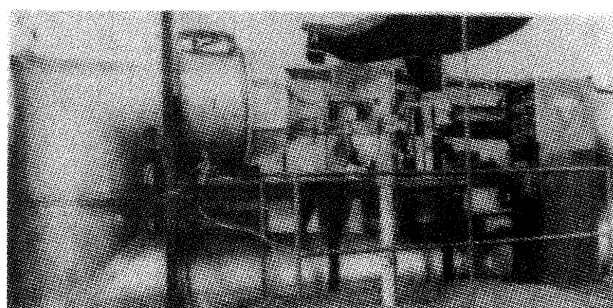
付図1 開放水面型垂直循環回流水槽



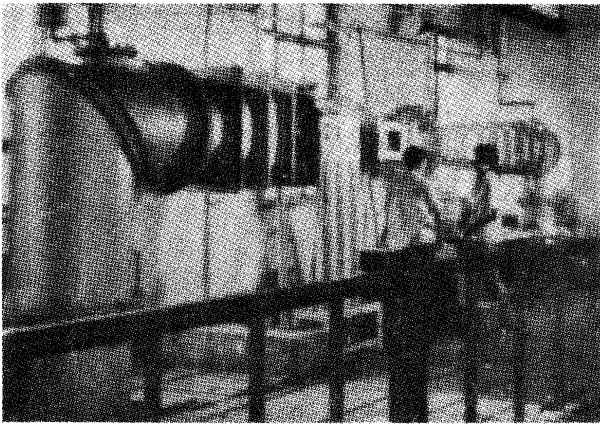
付図2 開放水面型水平循環回流水槽



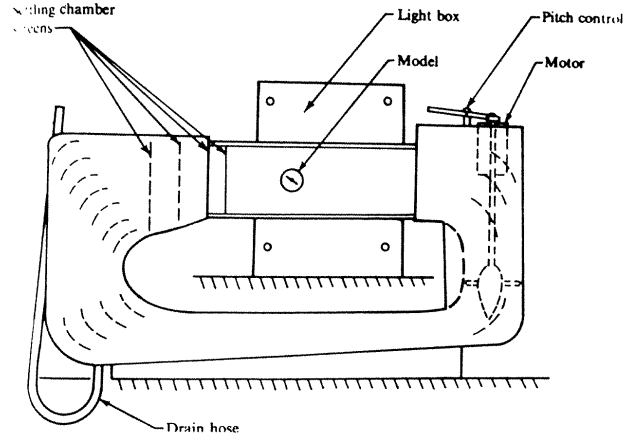
付図3 カナダNAE回流水槽



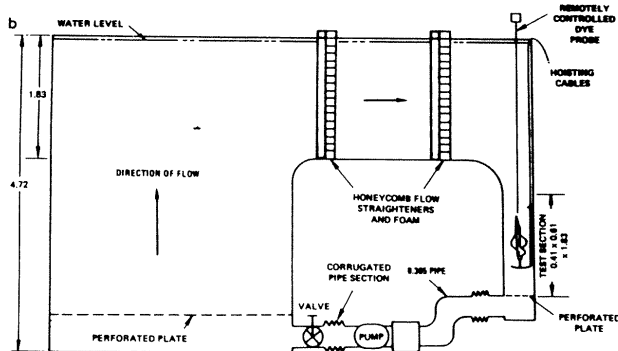
付図4 NASA Ames回流水槽



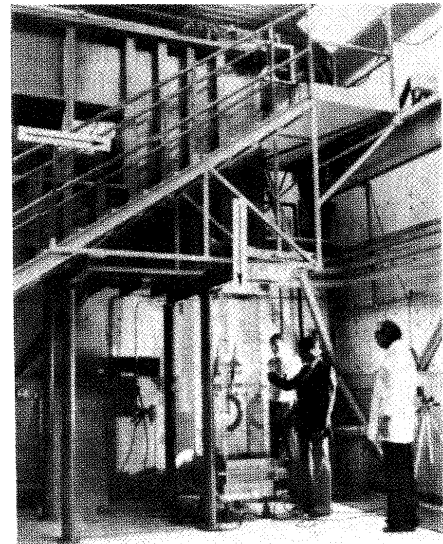
付図5 北京航空宇宙研究所回流水槽



付図6 NASA Langley小型回流水槽

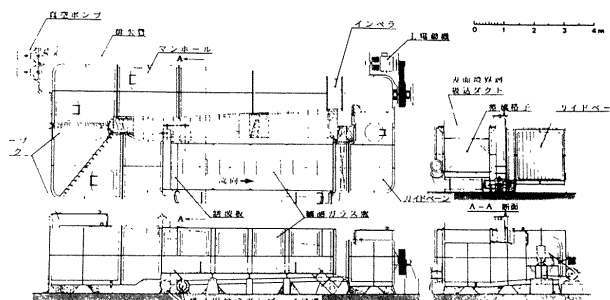


(a)



(b)

付図7 ノースロップ回流水槽



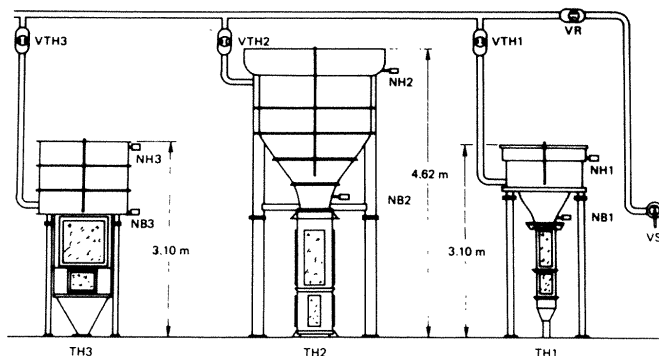
付図8 東京大学回流水槽

付図6はNASA Langleyの小型水槽⁽⁵⁾で、自励回転翼の研究に用いられており、アルミ粉懸濁法を用いて可視化し、一部ではグリセリンを水に混入してレイノルズ数の増大を図った実験も試みられている。付図7は米国ノースロップ航空機会社の水槽^(6,7)で、試験部は垂直部にある。

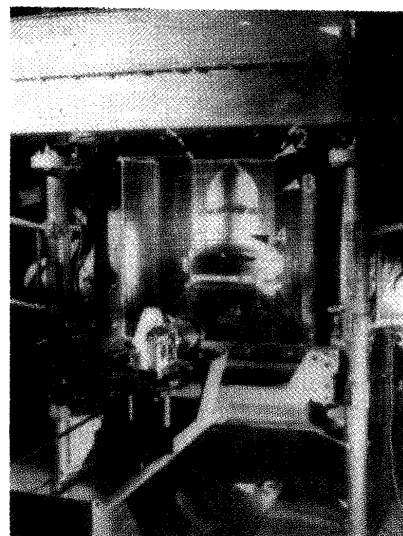
付図8は東京大学にある大型の水面開放型水平回流水槽で、我が国において歴史的にも代表的な回流水槽である。詳細は文献 [8] に述べているのでここでは省略する。

A3.2 垂直落下水型水槽

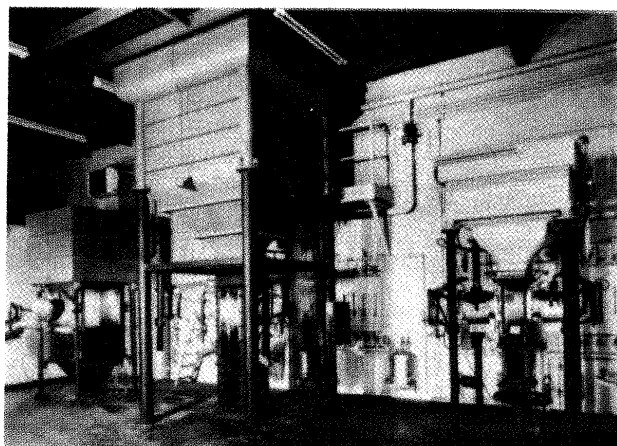
#21~25は、試験部が垂直に置かれた重力落下を利用する水槽である。このうち、#22(付図9)⁽⁷⁾のフランスONERAの水槽が規模、形態及び実験例において充実している代表的な例である。上部に貯水タンクを有し、重力落下を利用して流速を得、下部の弁で水量調節を行う。風洞に対応させれば、超音速実験などに用いられている吹出し式風洞に相当するとも言える。この形態は、実験時間に制限を受けるが、プロペラ等による乱れなどがなく、比較的簡便に良質の流れを得ることが出来る。主に流れ全体を対象とする実験に用いられる。



(a)



(c)



(b)

付図9 ONERA水槽

ONERAの水槽は、付図9 (a)に示す様に、同様の形態のものが大小3基設置されており、目的、対象、用法などによって使い分けられている。付図9 (c)は試験部に軸流圧縮機をモデル化した円環翼列を設置した写真を示したが、この種の実験にも有効であり、この場合、起動時等を模擬した非定常実験も行っている。また付図10はオーストラリアARLの落下型水槽⁽⁹⁾であるが、これはポンプによりヘッドタンクへ水を戻す流路が設けられている。

A3.3 曳航水槽

#26～33は、曳航水槽であり、静止流中に供試体を移動させるため、水流に混在する乱れや速度分布がなく、高精度な現象の再現が可能である。従って、乱れを許容しない実験や速度分布に敏感な現象の把握などを目的に使用されることとなる。しかし、模型及びカメラ、センサなどを同時に目的の速度で移動させる必要があり、また、必要実験時間に応じて水槽の長さが長大となり、装置が

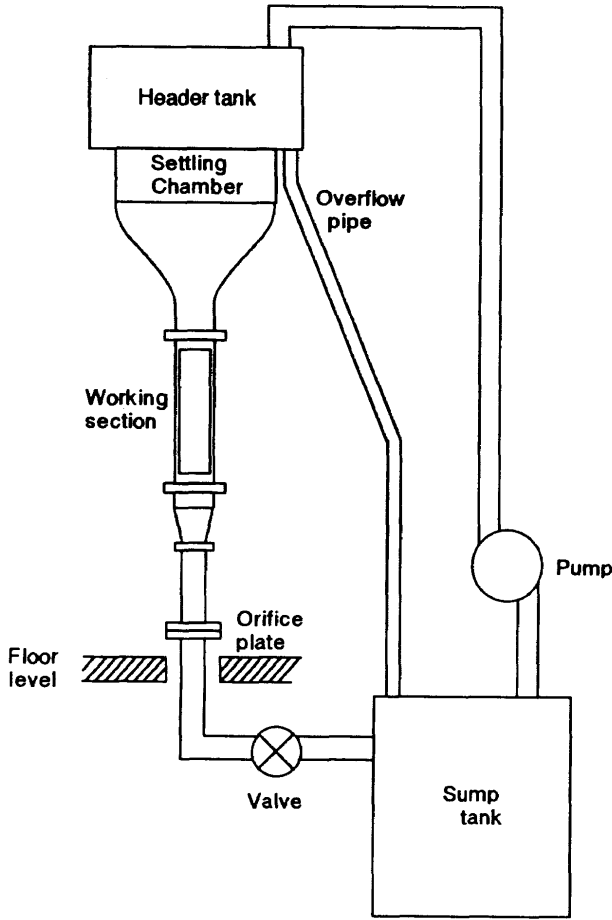
比較的大掛かりとなる。付図11はその一例であり、曳航装置などを示している。

A3.4 特殊水槽

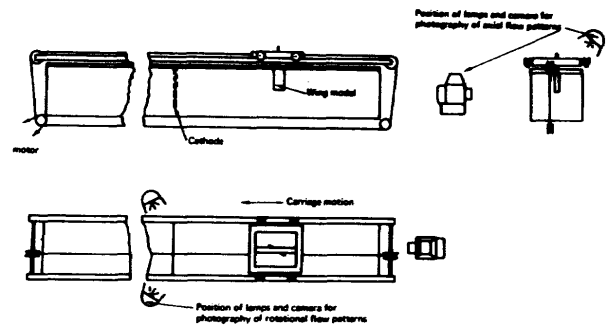
#34～36は、特殊水槽として分類出来るもので、特定の流れや表面熱伝達及び乱流構造などを解明することを目的とした水槽である。#34(付図12)⁽¹⁰⁾は曲面上の流れについて乱流遷移、熱伝達等の基礎的実験を行っているもので、#35(付図13(a))⁽¹¹⁾は密度分布を有する流れについて取り扱う水平型水槽で、付図13(b)に示す様な特殊なディスクポンプにより濃度層を別々に移送する様工夫している。#36(付図14)⁽¹²⁾は、平板乱流境界層についての実験に用いられている。

A4. 実験法

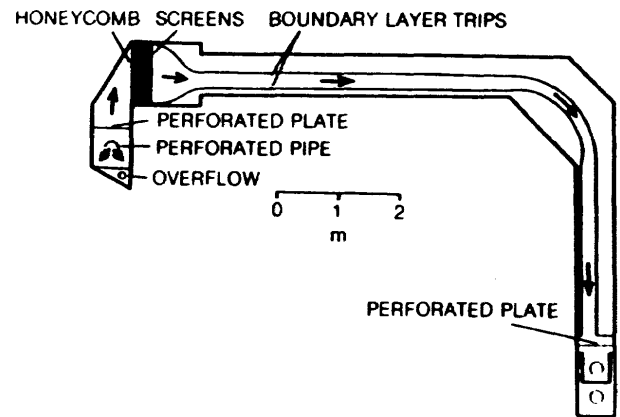
航空及び機械工学の分野において行う回流水槽を用いた実験は、その目的の多くが流れの可視化による現象の



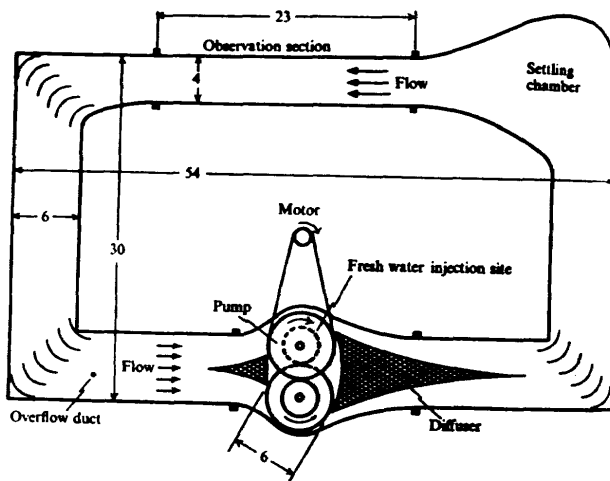
付図10 オーストラリアARL回流水槽



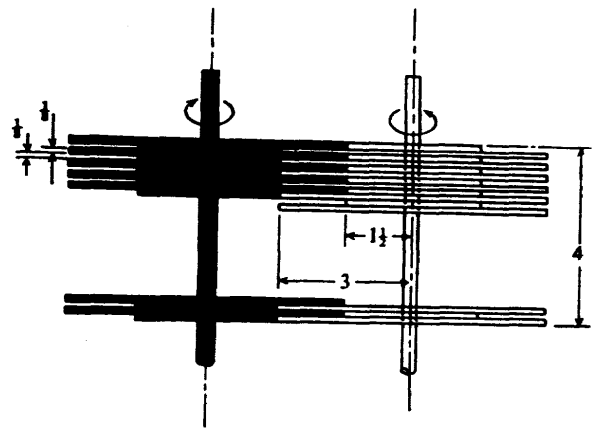
付図11 オーストラリアARL曳航水槽



付図12 スタンフォード大学水槽



付図13 ジョンホプキンス大学水槽



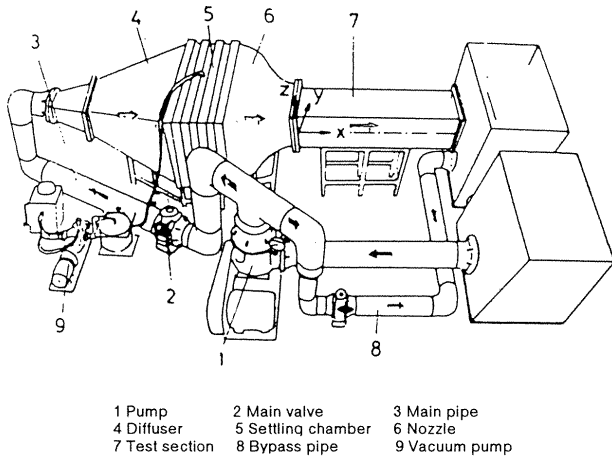
明示、把握にあるが、実験計測法の進歩に応じて流速や温度などの物理量を計測することにより、設計データの蓄積・高度化を図り、また定量的検討を目的とするなどの定量的実験が行われて来ている。

実験の手法は、その目的及び装置によって異なって来

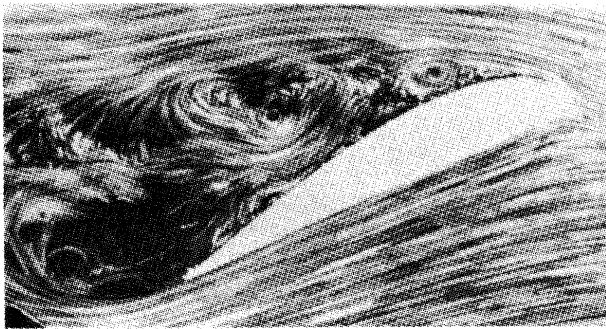
るが、一般化を試みて(1)可視化実験と、(2)定量的実験に大別し、以下にそれぞれの実験について述べる。

A4.1 可視化実験

航空・機械工学の分野に於いては、歴史的に可視化の



付図14 東京大学水槽



付図15 プラントルの実験⁽²⁸⁾

付表2 代表的な可視化手法

1. Solid Tracers Aluminum grains Polystyrol balls Glass balls, etc..	Boundry-layer transition, Vortex, Wake flow, etc..
2. Liquid Tracers Milk, Dye, Ink, etc.. These mixture	Flow around a model, Transition
3. Gas Tracers Air bubbles Injection Suspension Hydrogen bubbles	Section of flow, Velocity profile, etc..
4. Tufts Textile tufts Tufts grids	Surface or near surface flow Cross section of flow
5. Other Method Floating Matter Dye or oil covering Chemical methods Liquid crystals Computer graphics	Tow-dimentional flow Surface flow Heat Transfer (Surface flow) Various cases

実験により幾つかの新しい発見を促し、その技術的進歩に大きな役割を果たして来た。

プラントルによる手作り水槽を用いた翼周りの流れに関する実験はその代表的な例⁽²⁸⁾である(付図15)。その後、浅底水槽による超音速流の研究やマイクロな現象を把握するための原理探求的な実験が行われて来た。これらの可視化実験は、アルミ粉懸濁法やシャドウグラフ法、色素流脈法などを用いて、境界層はく離や衝撃波など流れの代表的なパラメータの観察を主目的としたものである。その後、より正確に流れを観察するなどのため、多種多様な可視化法が考案され、現象の正確な観測のみならず、可視化用トレーサから二次元速度ベクトルを計測したり、また、液晶などによる壁温の可視化によって流れの構造を観察するなどの実験も行われて来ている。可視化とその適用対象の例については付表2に示す。

A4.2 定量的実験

実験法の進歩により、単に流れの現象を理解するための定性的実験のみならず、各種物理量の計測による定量的実験が行われる様になって来た。特に航空分野においては、要素技術に対して、風洞の代替手段又は補完するものとして極めて有効な実験となっており、可視化を併用した実験研究が進められて来た。

この分野の水槽実験における流れの計測は、表面圧力などの物体表面の物理量計測よりも、主に流れの速度、乱れ、温度等流れの内部物理量分布の計測が多く、流れそのものの形態の把握を主体とする。最近では、計算機によるデータ処理により、可視化トレーサの挙動から流速などの定量化を行うものや、反対に、計測結果から流れ場の物理量分布の画像表示などにより、流れを可視化するなどの方法が開発されて来ている⁽¹³⁾。

A4.3. 実験精度について

回流水槽などを用いて模型実験を行うに当たり、流れの相似性と可視化用トレーサの追従性が基本的事項である。

(1) 可視化用トレーサの速度追従性

水素気泡やポリスチレン粒子などの可視化用トレーサの速度追従性(トレーサビリティ)は、粒子を真球と仮定した一次元運動方程式を用いて、次の様な簡単な解析で検討出来る。

二次元運動方程式

$$m_p \frac{du_p}{dt} = C_d \frac{\rho_f}{2} (u_f - u_p)^2 A_p \quad (\text{付1})$$

f : 流体, p : 粒子, C_d : 粒子の抵抗係数

但し,

$$m_p = \frac{1}{6} \pi d^3 \rho_p \quad : \text{粒子質量}$$

$$A_p = \frac{1}{4} \pi d_p^2 \quad : \text{粒子表面積}$$

ρ_f : 流体密度, ρ_p : 粒子密度

C_d はレイノルズ数の逆数の多項式で近似される粒子の抵抗係数である。まとめることにより,

$$\frac{du_p}{dt} = \frac{18\mu}{\rho_p d_p} 2(u_f - u_p) \quad (\text{付2})$$

となり, 積分し, 初期条件として $t=0$ で $u_p=0$ と置けば,

$$u_p = u_f(1 - e^{-Kt})$$

$$K = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2} \quad (\text{付3})$$

と近似的に求めることが出来る。従って, K 大なる程粒子が短時間で流体速度に近づくことになるため, 当然ではあるがトレーサは密度が小さく, トレーサ径も小さいものが望ましい。また, 非定常流の場合は

$$\frac{du_p}{dt} = K(u_f - u_p) + \rho^* \frac{du_p}{dt} \quad (\text{付4})$$

但し,

$$K = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2}, \quad \rho^* = \frac{3\rho_f}{2\rho_p}$$

となる。式(付4)から乱流の変動速度成分の可視化についての考察が可能となる。即ち, パラメータとしての粒子径 d_p と密度比 ρ_f/ρ_p に応じ式(付4)の u_p のフーリエ表示式の精度が決まり, 乱流のトレーサビリティが表現出来ることとなる。Hjelmfelt⁽¹⁴⁾ によれば水中の水素気泡の追従性は径を 0.2mm, 密度比を 0.86×10^{-4} とすると, 20Hz が限度であるとしている。

(2) 流れの相似性に関する考察

現象の再現性や流れの相似性は, この種のモデル実験には欠かせぬ要件であるが, 水槽実験の場合, 次の4つの無次元数が考察対象となる。

① レイノルズ数: 流れの基本的性質

(物体に沿う流れの相似性)

$$Re_\ell = \frac{\rho u \ell}{\mu}$$

② フルード数: 運動量と体積力との比

(波に関連する相似性)

$$Fr = \frac{u^2}{g \ell}$$

③ ストローハル数: 渦などの周波数と流速の比

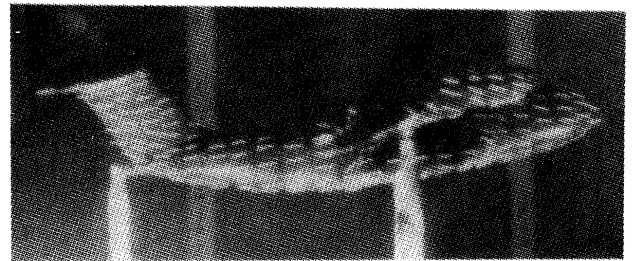
(渦の生成の相似性)

$$\tau^* = \frac{\tau u}{\ell}$$

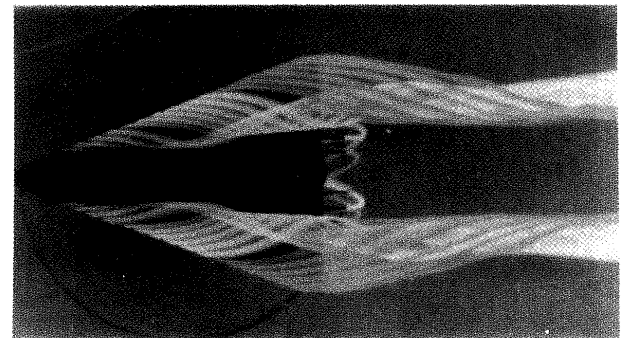
④ グラスホフ数: 密度差による浮力を伴う現象の相似性

$$Gr = \frac{g \rho_0^2 \beta (T_1 - T_0) \ell^3}{\mu^2}$$

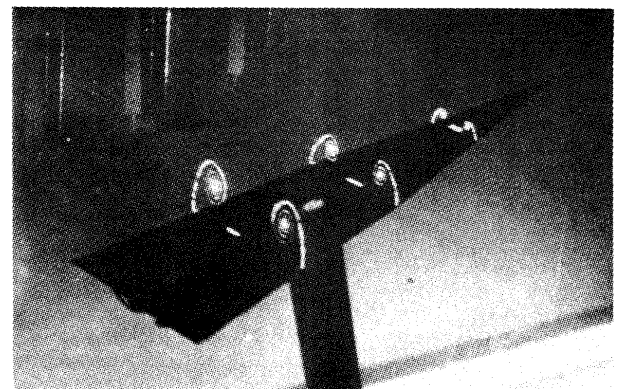
これらのパラメータのうち, 装置特有のものと考えられるものはフルード数であり慣性力 $m_p u^2$ と重力 $\rho g \ell$ の比の平方根であり, 造波抵抗の大きさを表現するパラメータとしてフルードが導入したが, 実験装置としては, 造波の現象の相似性又は波の小ささの評価として用いることの出来るパラメータである。この他の相似則パラメータである Re_ℓ , τ^* , Gr は, 水槽の規模などによるものではなく, 模型の寸法, 流速などの実験条件として考慮されるものである。特に最近増加しつつある温度場を研究対象の一つとした実験では, グラスホフ数が重要であり, 表面熱伝達に関する実験において, 流体と物体表面との温度差が大き過ぎる場合には, 浮力による流れの乱れを生ずることとなり, 考慮すべきパラメータである。



付図16 STOL実験機の水槽実験⁽⁸⁾



付図17 大迎角時のデルタ翼まわりの流れ (色素法)⁽¹⁵⁾



付図18 大迎角時のデルタ翼まわりの流れ⁽⁹⁾
(水素気泡法+レーザーシート光)

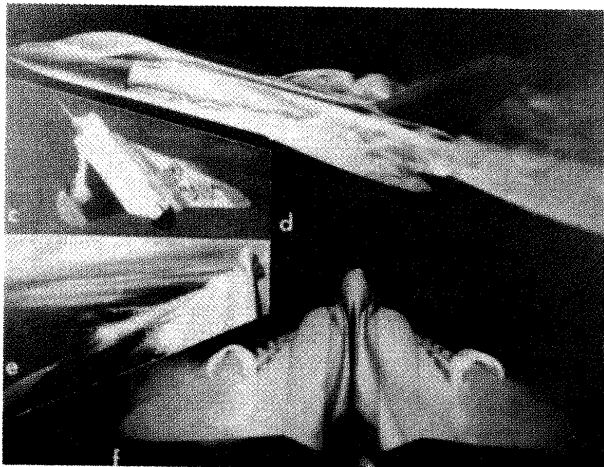
A5. 実験例

A5.1 航空機周りの流れ

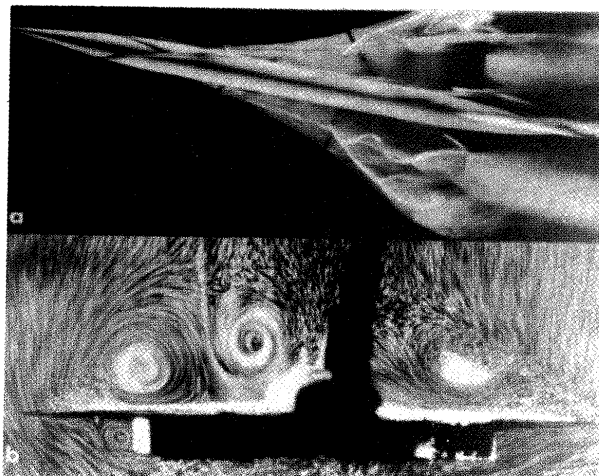
航空機周りの流れに関する水槽実験はレイノルズ数が小さいため、定量的検討には向かないが、ここに示す大略的な流れ模様の把握、流れに重大な欠陥があるか否かの判定、鋭い前縁における層流はく離が主体となる流れ、あるいはうずの存在などを見出すことには有効である。従って可視化実験が主体になり、使用される可視化法は、色素流脈法、タフト法及びアルミ粉懸濁法などが主である。近年特にデルタ翼に関するうずの実験が数多くの行われており成果を上げている。

付図16は航技研のSTOL実験機「飛鳥」の全機水槽実験⁽⁸⁾であり、水槽は付図8の東京大学工学部の回流水槽を用いた。模型は実機の1/50で全長580mmであり流れをタフト、オイルフローなどにより可視化している。付図はタフトによる流速0.5m/secの場合で、レイノルズ数が低い($Re_e=4.36 \times 10^4$)ため、尾翼々端に層流はく離が起っている。

付図17から20はデルタ翼機に関するうずの可視化実験



付図19 大迎角時のデルタ翼機のうずの可視化⁽⁶⁾



付図20 コンコルド模型の水槽実験⁽⁷⁾

である。付図17, 18はその基礎的な実験であり、胴体の無い薄いデルタ翼の大仰角時における翼端うずの形成を観察したものである。付図17は色素流脈法で低速域で生ずる一對の大きなうずと翼後縁からの上面への回り込みの流れの観察を行ったものである⁽¹⁵⁾。付図18は、オーストリアARLにおけるデルタ翼の実験で⁽⁹⁾、水槽は付表1の#20を用い、水素気泡をレーザーシート光で照明する方法でうず断面をはっきりと可視化している。

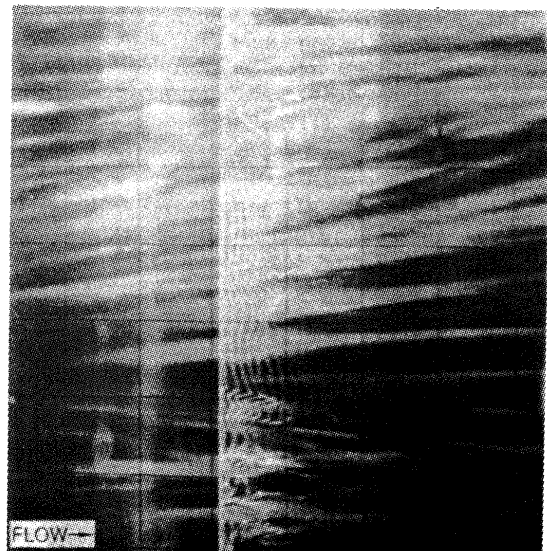
付図19, 20はデルタ翼機的全機模型に関する流れの可視化実験である。付図19は実機の低速飛行に観察された機首部分から発生したうずの翼面上での成長について水槽実験で再現し、機体改良のための検討に用いたものである⁽⁶⁾。図中cが実機であるダグラスF5Dの上昇中に見られた実際のうずである。この様なうずは多数実際に観察されているが、このうずは、水槽実験で再現されている様にエンジン空気取入口で発生したものが、主翼上面を流れ、成長しており、さらにある位置でうずが崩壊している。可視化は色素流脈法であり、模型は実機の1/72、仰角15°、レイノルズ数 Re_e は 10^4 である。

また、付図20は、フランスONERAが行ったコンコルドの1/140の模型による水槽実験である⁽¹⁶⁾。色素流脈法及びアルミ粉懸濁法を用いて流れを可視化している。 $Re_e=2 \times 10^4$ 、迎え角12°であり、機首及び主翼前縁部から2本のうずが生じ、崩壊する様子が示されている。この大迎角時の実験により、離着陸時の揚力特性及び、エルロンの効果についての考察が可能になった。

このほか、機体後流うずの形成、主翼前縁後の改造法の探求^(17,18,26)などに水槽実験が使われている。

A5.2 その他

その他として機械及び航空分野における極めて基礎的



付図21 凹局面乱流熱伝達の実験⁽¹²⁾

な研究に用いられた例では、付図21の様な付図12の特殊な水槽を用いた基礎的な伝熱実験⁽¹²⁾がある。液晶による温度分布と、水素気泡による微細な流れの可視化とを併用して、曲面上の乱流熱伝達現象の解明を目的として水槽壁をそのまま用いた実験である。

A6 付録結言

本付録は前述の田古里哲夫教授が主宰する回流水槽懇談会のセミナー(1985年12月)で講演した内容をまとめ直したものである。水槽もその後、競泳水着の改善、魚網、自動車外形などに幅広く用いられ、水流質、運転方法、あるいは計測手法などで進歩し続けている。

(付録参考文献)

- (1) Dobrodzicki G. A., "Flow Visualization in the NAE Water Tunnel", NRC, NAE LR-557, (Feb. 1972)
- (2) Olsen J. & LIU H. T., "The Construction and Operation of a Water Tunnel...", NASA CR-114696, (May 1973)
- (3) Z. Bocheng, et. al, "Vortex Flow Visualization ...", Flow Visualization III, (1983)
- (4) C. Covault, "China Considers...", AW & SP, (Jul. 29, 1985)
- (5) E. H. Smit, "Autorotating Wing...", J. Fluid Mech., vol.50, part 3, pp.513-534, (1971)
- (6) G. E. Ericson, "Water Tunnel Flow Visualization: ...", AIAA 79-1530, (1979)
- (7) H. Werle, "Flow Visualization Techniques...", ONERA T. P. No.1982-5, (1982)
- (8) 進藤他, 「回流水槽におけるQSTOL実験機の表面流れの可視化」, 回流水槽懇談会66-4, (1983.2)
- (9) D. H. Thompson, ARL/A. 338, (Sep. 1973)
- (10) J. C. Simonich & R. J. Moffat, "Liquid Crystal Visualization of Surface Heat Transfer", 83-TOKYO-IGTC-1, ASME-83-GTJ-7, (1983)
- (11) G. M. Odell & L. G. S. Kovasznay, "A New Type of Water Channel...", J. Fluid Mech., vol.50, Part 3, (1971)
- (12) 入谷, 笠木, 平田, 「強制対流平板乱流境界層における... (第一報)」, 日機論B, 48巻435号(昭57.11)
- (13) 坂田他, 「タービン翼フィルム冷却流の水流模型による可視化」, 流れの可視化, vol.14, No.14, (Jul. 1984)
- (14) W. Merzkirch, "Flow Visualization", Academic Press Inc., (1974)
- (15) D. H. Thompson, "The Use of Dyes for Water Tunnel Flow Visualization", ARL/A. 339, (Feb. 1973)
- (16) H. Werle, "Sur Le Clatement des Tourbillons", ONERA, NT175, (1971)
- (17) N. T. Fink & J. E. Lamar, "Water-tunnel and Analytical Investigation of Streak", NASA TP-1676, (Aug. 1980)
- (18) N. T. Fink & J. E. Lamar, "Analysis of Streak Vortex Breakdown...", J. Aircraft, Vol.18, No. 4, (Apr. 1981)
- (19) S. Trvoularis & H. Stapountzis, "Subchannel Flow Visualization...", Flow Visualization III, (1983)
- (20) 高幣, 「第3回流れの可視化国際シンポジウム報告」, 回流水槽懇談会, 70-6, (Feb. 1984)
- (21) J. M. Wu & F. T. Gilliam, "A Flow Visualization Study the Effect of Wing-Tip Jets...", Flow Visualization III, (1983)
- (22) R. A. Gardner, "Thymol Blue Flow Visualization ...", Flow Visualization III, (1983)
- (23) 進藤他, 「タービン冷却流の水流模型による可視化」, 回流水槽懇談会, 74-15, (Feb. 1985)
- (24) M. Kitamura, et. al, "Visualization Flows in Butterfly Valves", Flow Visualization III, (1983)
- (25) H. Werle & M. Gallon, "Equoulement Dans Maquette Hydraulique de Turbomachine Axiale", ONERA TP 1977-157, Res. Aero No.1997-5, (1977)
- (26) K. F. Mordoff, "Hughes Readies No-Tail-Rotor Helicopter...", AW & SP, (Aug. 26, 1985)
- (27) D. L. Cifforne, "Vortex Interactions...", J. Aircraft, Vol.14, No.5, (May 1977)
- (28) L. PRANDTL & O. G. TIETJENS, "Applied Hydro-and Aero-mechanics", Dover Publication., 1934

航空宇宙技術研究所資料686号

平成7年8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 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8
