

## 航技研二次元風洞の改修

重見 仁、神田 宏、佐藤 衛、須谷記和（航空宇宙技術研究所）

## Revitalization of NAL Transonic Two-Dimensional Wind Tunnel

Masashi Sigemi, Hiroshi Kanda, Mamoru Sato and Norikazu Sudani (NAL)

## 概 要

航技研二次元風洞は1979年に竣工し、実機相当のレイノルズ数を実現できる風洞として、多くの試験に用いられてきた。しかし近年老朽化が進み試験の実施に支障を来すことが多くなった。そこで1995年度から改修に取り掛かり、近く完成する見通しである。新しい二次元風洞では老朽化に対する処置に加えて、測定部の大きさの変更、可変ノズルの導入等を盛り込み、可能な試験の範囲を拡張すると同時に、作業性の向上、データの高精度化を図った。本報告は新しい二次元風洞の概要について述べる。

## 1. 導入

航技研二次元風洞は1973年度から建設が始まり、1979年度に完成した。この風洞の最大の特長は、実機レベルの高レイノルズ数を実現できるという点である。航技研がこの風洞の建設を意図した背景には、(1)1960年代初頭に、英国のPearceyがPeak翼型によって衝撃波無しの流れを実現する可能性を示唆する一方で、米国のWhitcombがスロット付きのスーパークリティカル翼型を提案するなど、世界の航空主要国の間で画期的に抵抗の低い翼型の開発とそのまわりの流れに関する物理的/数学的な関心が高まっていたこと、(2)同じく1960年代から欧米を中心に高レイノルズ数風洞試験の必要性に注目が集まってきたこと、がある[文献1]。このような新しい翼型とその試験法に対する世界的な研究動向の高まりの中で、航技研は自らもその流れに参加すべく、研究用の風洞を建設したわけである。

風洞内に高レイノルズ数の流れを作り出す方法としては、大型化、低温化、高圧化等が考えられるが、それぞれが技術的に克服すべき問題を含んでおり、当時直ちに実現できることでは

なかった。本風洞は、高圧化（高密度化）によって高レイノルズ数流れを得る方法を選んだが、この選択に伴って解決を求められる、(1)動圧の高さが模型に及ぼす影響をいかに低減するか、(2)必要となる大量の空気供給をいかに実現するか、という問題は、いずれも試験対象を翼型（二次元模型）に限定することで回避することができた。すなわち、二次元模型は構造が単純なため動圧の高さに耐えられること、三次元模型を対象とする測定に比べて必要データ数が比較的少なく短時間で収集可能であると同時に、測定部断面が比較的小さくなるため、空気の消費量が少なく済むこと、である。

建設のさなかに第一次オイルショックに見舞われるという不運のため、完成まで予想外の長時間が掛かったという憾みはあるものの、他の風洞に無い特徴を持つ本風洞は完成後研究所内外の試験/研究に重用され、1996年末までに9019ブローの稼働を果たして多くのデータを供給してきた。しかし近年老朽化が進み、誤作動或いは不作為が頻発するといった状況になり、これが試験の実施に大きな支障を来すようになった。このため航空宇宙技術研究所では、同風

洞改修のための予算措置を求める努力を続けてきたが、その結果平成7年度（一次、二次）と平成8年度の政府補正予算の中から改修費用を得ることができ、工事に着手できた。

現在工事は進行中であるが、新しい風洞の仕様は既にほぼ固まっているので、遠からず姿を現すはずの風洞について報告する。

## 2. 従来の二次元風洞の概要

従来の二次元風洞の詳細は文献1に詳しく紹介されているが、間欠式の吹出し風洞である。図1にその概念図を示す。貯気槽に貯えられた高圧空気が拡散筒を通して消音塔へ抜ける風路の間、上流側に調圧弁、下流側に第二スロート弁と抽気弁があり、これら弁の開度を調節することで測定部中の流れのレイノルズ数とマッハ数とを制御する。ノズルは固定式であるから、マッハ数の制御は第二スロート弁と抽気弁を用いて行っている。実現できるマッハ数領域は0.2から1.17、最大レイノルズ数は $40 \times 10^6$ （基準長は標準模型の翼弦長:0.25m）である。従来の風洞の仕様を表1に示す。

標準的な試験では、模型に分布させた静圧孔によって模型まわりの静圧分布を測定すると同時に、模型下流の走査ピトー管によって後流プロファイルを測定する。前者からは模型に働く揚力とピッチングモーメントが計算でき、後者からは抗力が求まる。流れの可視化装置としてシュリーレン写真装置が装備されているが、それ以外にもオイルフロー、感温液晶、蛍光油膜などを用いた可視化が行われてきた。

## 3. 新しい二次元風洞

### 3.1 改修の背景

本風洞の改修が必要になった最大の理由は老朽化である。しかし、この18年の間二次元風洞を運転する間に、風洞の特質が明らかになって幾つかの改良すべき点が見つかったこと、航技研の空力研究の重点が変化してより高速の試

験に対する需要が増加すると予測されること、技術が進歩した結果今までより試験範囲を広げたり、高性能な測定をすることが可能になったこと、を考慮して、新しい要求を取り込んだ風洞に作り替えることを考えた。とは言っても、あくまで従来からある風洞の部分的改修であるから、基本的な方式すなわち、貯気槽に貯められた高圧空気を吹出させて運転する間欠式吹出し式風洞であることに変わりはない。

まず、風洞を運転する間に見つかった改良すべき点としては、以下の諸点がある。

- ・マッハ数が1を超えると、風路中心軸に沿ってのマッハ数分布に多少の乱れが見られる[文献1]。
- ・マッハ数の大きい領域や迎角を大きくとった形態では、側壁の影響が翼型模型のかなりの部分まで及ぶ[文献2, 3]。
- ・二次元風洞模型はその強度上の要求から重くなるが、風洞外部からそれをプレナム室内へ運び、さらに測定部内に持ち込む作業は重労働である。その上、測定部の幅が狭く（0.3m）内部での作業が非常にやりづらい。

また、最近の航技研の空力研究動向の変化としては、高速航空機の研究に着手したことに代表されるように、高速領域へのシフトがある。この場合供試体は二次元でなく三次元の模型になることが多いであろう。一方要求される計測データは従来からの力やモーメントの値、離散点での圧力の分布の外に様々な可視化データが加わりつつあり、感温や感圧の塗料を用いた試験技術の進歩に伴い、この傾向は将来さらに進むと予測される。

### 3.2 改修の目的

上に述べた背景を反映させて、二次元風洞改修の目的は次の項目に要約される。

- ・老朽化した装置の活性化
- ・作業性、安全性の向上、実験の効率化

- ・機能の拡張
- ・取得データの高精度化

これらの目的実現のための具体的改修項目は次節に列挙する。改修項目のうち主なものと上の4つの改修目的との関係を図2に示す。項目と目的とは必ずしも1対1に結びついているわけではない。例えば、三次元模型試験を可能にするためには、測定部断面積を大きくしなければならない。この変更は、風洞内作業の作業性を高めて、試験の安全性と効率を改善するために、あるいは二次元模型に及ぼされる側壁の影響を小さくして試験精度を向上するためにも役立つ。

### 3.3 主な改修項目

風洞概念図(図1)に示した構成要素のうち、最上流の貯気槽とそれに続く調圧弁、集合胴までは一部改良のための工事は加えたものの基本的には従来のもを用いた。また最下流の放出胴、消音塔も既存のものをそのまま使った。間に挟まれたノズルから拡散胴までの部分はほぼ作り替えたが、第二スロート弁等再利用できる要素は残した。新旧の風洞の側面図を図3に示して対比する。

以下に機械系を中心として、本改修の主な項目を述べる。制御系と計測系は次節で説明することにする。

#### (1) 仕切弁の新設

調圧弁の上流に仕切弁を設置した。二次元風洞に空気を供給する貯気槽は、二次元風洞専用ではなく遷音速風洞、超音速風洞、フラッタ風洞と共用である。二次元風洞が運転されてなく、内部で作業が行われている時は、他の風洞が運転されていることが多い。そこで仕切弁を閉めることで、二次元風洞を完全に高圧空気の流路から遮断して、作業員の安全を一層確実なものとした。

#### (2) 気流整流装置の強化

気流の質を改善するために、集合胴内の多孔

板を1枚増設し、さらにスプリッタープレート大型化した。スプリッタープレートは気流の持つ圧力変動(騒音)を低減させる上で非常に有効であることが確認されているので[文献4]、これをさらに増強したのである。

#### (3) 可変ノズルの導入

マッハ数範囲を最大1.4まで高めることとしたことに伴い、可変ノズルを導入した。従来のノズルは固定式であったから、マッハ数が0.8程度以上の流れのマッハ数制御は測定部の上下壁に設けられたスロットを通じての抽気流量を調節することによって行っていたが、これが気流を乱していた可能性がある。新しい風洞は可変ノズルを持つため、マッハ数制御における抽気の比重は減少する筈で、それに伴い気流の乱れも低減されるのではないかと期待される。

#### (4) 測定部の大型化

従来0.3m(幅)×1.0m(高さ)であった測定部断面形状を、0.45m(幅)×0.80m(高さ)に変更した。この変更によって、

- ・壁に沿う境界層が模型上の流れに及ぼす影響が弱まる
- ・作業性が良くなる
- ・三次元模型を用いた試験が可能になる

等の効果が期待されている。新旧の測定部断面の形状の比較を図4に示す。断面積が以前に比べて1.2倍になったため、単位時間当たりの必要空気流量も1.2倍となったが、制御、計測に要する時間が以前より短縮される見通しなので、試験に支障は生じない。新しい測定部の三面図を図5に示す。

#### (5) 境界層吸込み装置の強化

壁面境界層を吸込むため、イジェクターを内蔵した境界層吸込み装置を配備した。また吸込み位置は従来模型の周囲の円形領域であったのを、模型上流の矩形領域に変更した(図5中の26)。

#### (6) 可視化実験への配慮

感温塗料や感圧塗料を用いた計測技術の発展

に伴い、今後可視化実験の重要性が一層高まることを予想して、測定部壁に観察用の窓（図5中の18、20、28）、照明用の窓（図5中の19、21）をできる限り多く配置した。また三次元模型支持装置のスタンピングポッドの上に、小型カメラ（いわゆる親指カメラ）を取付け、模型の監視や可視化画像の取得ができるようにした。さらにシュリーレン窓をテレスコープ式にして、シュリーレン光がプレナム室内の高圧空気内を通る距離ができる限り短くなるようにした。これによってより鮮明なシュリーレン画像が得られるものと期待される。

#### (7) 三次元模型支持装置の新設

上記(4)に述べたように測定部が大型化して三次元模型実験を行い得る環境になったのに対応して、三次元模型支持装置を新設した。また三次元半裁模型を用いた試験ができるように、そのための支持装置も新設した。

#### (8) プレナム室扉の改良

プレナム室内へのアクセスを容易にするため、プレナム室の扉を従来の円形マンホール型から矩形のスライド式扉に変更した。また扉の数も従来南側に1枚あるだけであったのを、南北両側に1枚ずつ計2枚に増やした。

#### (9) 拡散胴のテレスコープ化

作業性を向上させ、実験効率を上げるため、拡散胴をテレスコープ化して模型へのアクセスを容易にした。

#### (10) 拡張性の確保

将来導入することが考えられる適合壁風洞測定部との交換を可能にするため、測定部をプレナム室から引き出せるようにした。

### 3.4 制御装置

制御装置は制御室に設置された風洞操作卓と風洞監視盤、及び機側に設置された5つの制御盤（圧力制御盤、模型制御盤、マッハ数制御盤、可変ノズル制御盤、補機制御盤）からなる。操作卓の運転制御コンピュータ（工業用パーソナ

ルコンピュータ）の下で、各制御盤が分担した装置を制御する分散制御方式を採用している（図6）。風洞の運転は、操作卓に着いた運転員が必要な設定値をCRT画面を見ながらキーボード入力し、タッチパネル式のグラフィックターミナルを操作することによって行う。ワンマンオペレーションが基本である。

風洞の起動方式は従来と同じく、普通起動（プリナム室内の圧力が大気圧状態で起動する）と、プリチャージ起動（プリナム室内の圧力をあらかじめ高くしておき、静定時間を節約すると同時に模型にかかる負荷を低減する）を選択できる。

制御機能としては圧力とマッハ数それぞれの定値制御とスイープ制御、レイノルズ数の定値制御が可能である。

### 3.5 計測装置

新しい二次元風洞の計測システムの概要を図7に示す。用意する計測装置は従来通り模型表面や後流トラバースなどの圧力分布計測を主体とし、旧設備で使用していた圧力走査弁（スキヤニバルブ）および電子式圧力スキャナ（ZOC）を引き続き活用する。圧力走査弁制御装置および後流トラバース装置は老朽化と測定部寸法の変更に伴い新たに設計し直されたが、GP-IBなどの外部I/Fの追加によってリモート制御が容易に行えるように配慮した。後流トラバース装置に用いる圧力センサについては新たに、電子式圧力スキャナに使用されている較正用切換弁を内蔵したものを選定した。このような測定部で使用する圧力センサは新たに設置された計測用圧力較正装置によって通風の合間に自動較正を行い、簡単な操作で計測精度の向上を図れるよう工夫した。これら圧力等の検出信号は、リモート操作可能な32chのシグナルコンディショナを装備した計測前置装置を経由して、データ収集装置のAD変換器へ入力される。

計測用データ収集装置には、UNIXベースの

OSを搭載した産業用ワークステーション(WS)をホストコンピュータとして使用し、計測用 I/F として従来設備で実績のあった VME バスアーキテクチャによるフロントエンドプロセッサ(FEP)を用いてリアルタイム・データ集録システムを構成している。

このシステムと風洞運転制御装置との接続に際しては、近年急速に進歩している LAN 技術を積極的に利用した。運転条件などの設定データは通風前に専用の Ethernet ケーブルで通信を行うが、通風中のリアルタイムな信号の通信には LAN 技術を応用した制御用ネットワーク装置(LON)を用いて、運転シーケンスとの連携やデジタルデータ転送などを光ファイバーケーブルとツイストペア線によって行っている。このほか各計測装置との接続には計測分野で標準的な I/F となっている GP-IB を使用するなど、データ転送や装置間の同期確保が必要最小限のケーブル接続によって実現できるよう工夫した。

データ収集装置の FEP 部には 16bit 分解能で 100kHz において 8ch 同時サンプリング可能な AD 変換ボードが全部で 8 枚(合計 64ch)搭載されており、上記の圧力信号のほか、新設される三次元模型支持装置などに取付ける 6 分力天秤からの動的な信号なども圧力分布と同時に収集できるようになっている。

データ収集ソフトウェアは、ハードウェアの変更に伴い既存のものをそのまま移植することは不可能であったが、収集アルゴリズムやデータファイル構造などについて、従来のもとの互換性を確保するように配慮している。収集されたデータは、構内ネットワークを経由して他の WS やパソコンなどで解析処理が可能である。

#### 4 結語

航技研二次元風洞は近年制御系を中心に老朽

化が進み、実験実施に支障を来たす事態となっていたが、平成 7 年度から改修工事に取り掛かることができた。改修にあたっては、老朽化した装置の活性化のみならず、作業性・安全性の向上と実験の効率化、機能の拡張、取得データの高精度化を目標として、新風洞の仕様を決定した。工事は遠からず完成する予定であるので、間もなくユーザーの利用に供される予定の新しい二次元風洞の内容について報告した。

本風洞の改修工事を請け負い、厳しい時間の制約の中で仕事を進めている川崎重工株式会社の努力に感謝の言葉を呈したい。また様々な障壁にも拘わらず本改修を実現へと導いた所内外の関係者の方々に御礼申し上げたい。

#### 文 献

- 1). 空気力学第二部：航技研二次元遷音速風洞の構造と特性、航技研報告 TR-647、(1980)。
- 2). 佐藤 衛、神田 宏、須谷記和、松野謙一：遷音速翼型試験における側壁緩衝効果に関する流れの可視化を用いた研究、航技研報告 TR-1196、(1993)。
- 3). Sudani, N., Sato, M., Kanda, H., and Matsuno, K. :Flow Visualization Studies on Sidewall Effects in Two-Dimensional Transonic Airfoil Testing, Journal of Aircraft, Vol. 31, No.6, pp. 1233-1239, (1994).
- 4). 榎原盛三、三輪 等、小国保男、佐藤 衛、神田 宏：航技研二次元風洞の気流特性について(II)、——風洞各部の変動圧力(騒音)の分析と音源の検討——、航技研報告、TR-836、(1984)。

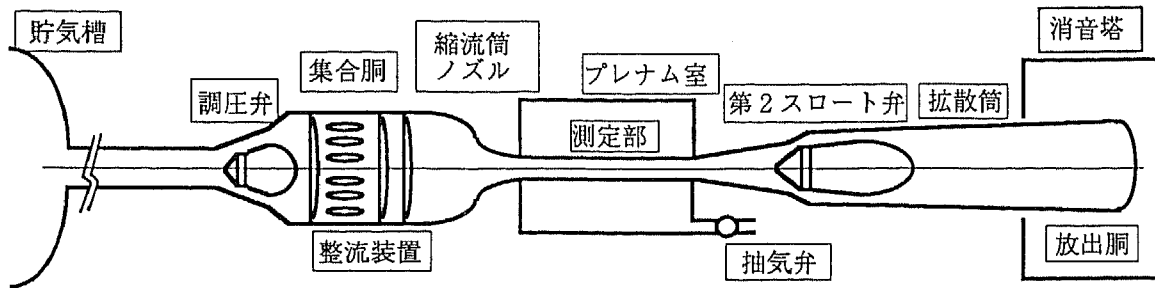


図1 二次元風洞概念図（新旧共通）

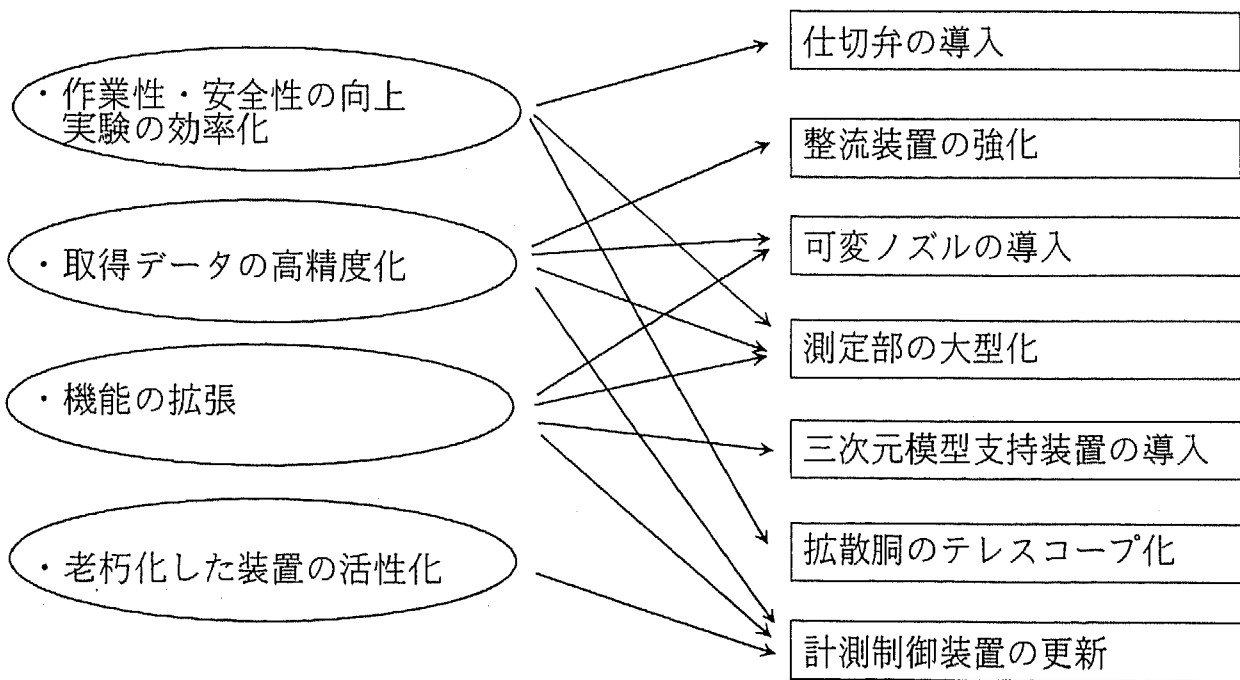


図2 改修の要因と主な改修項目

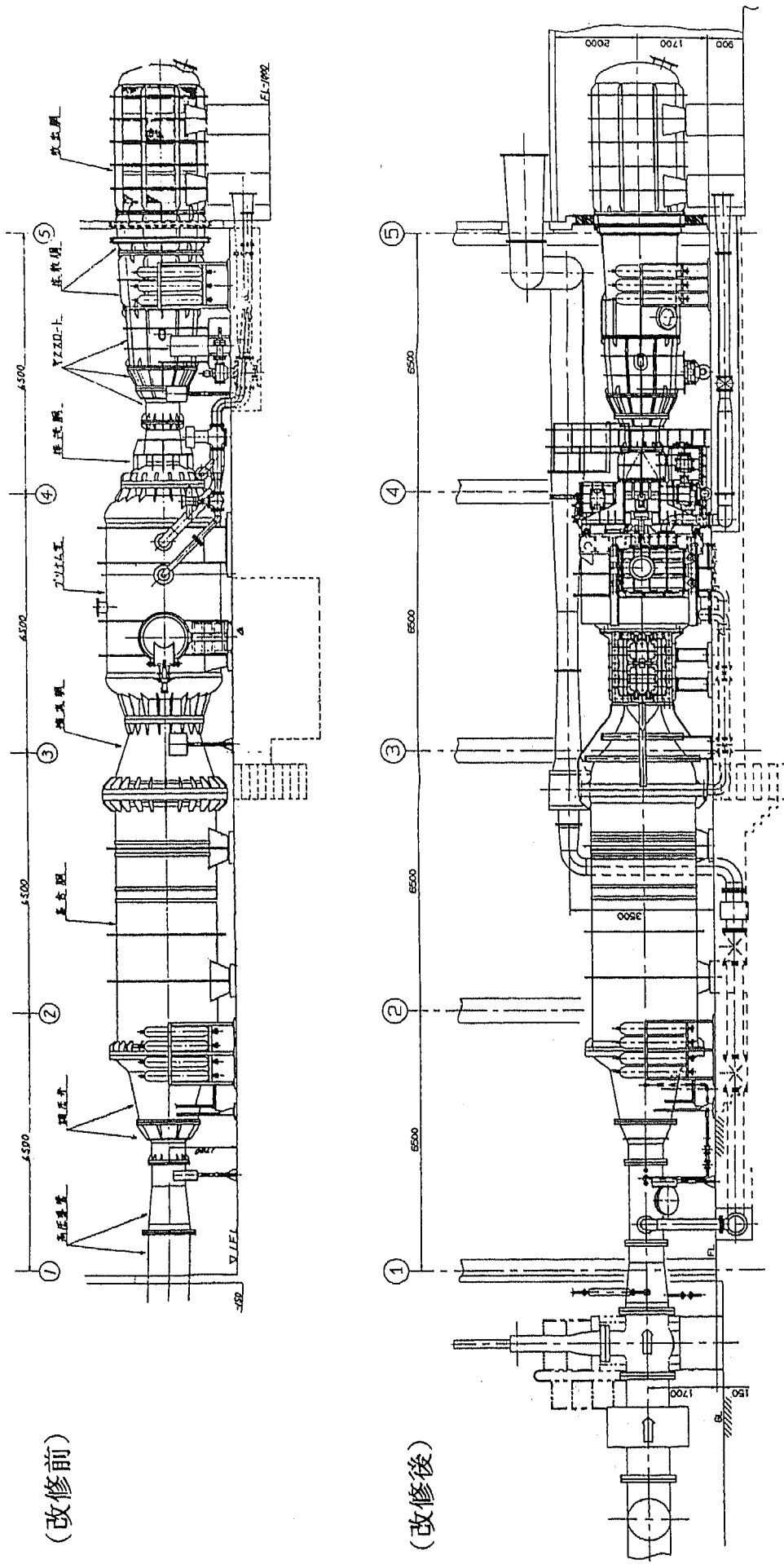


図3 新旧風洞の側面図比較

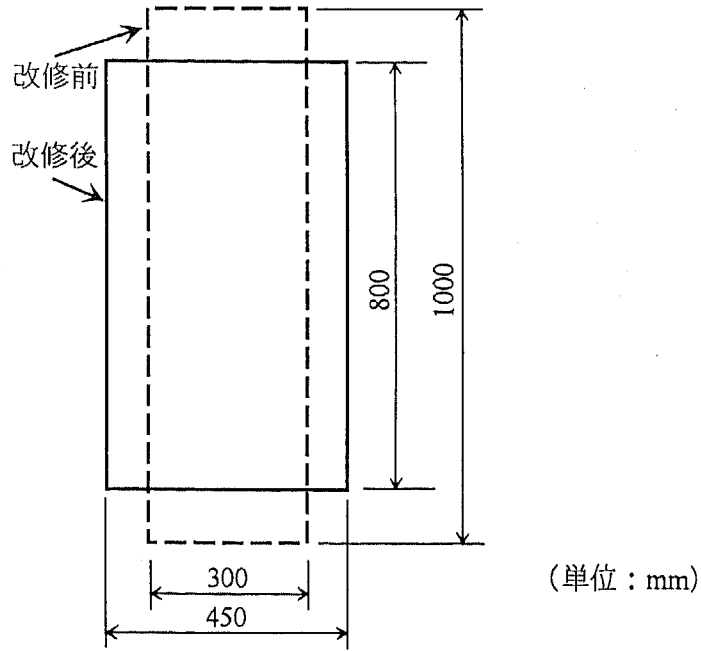


図4 測定部断面の形状比較

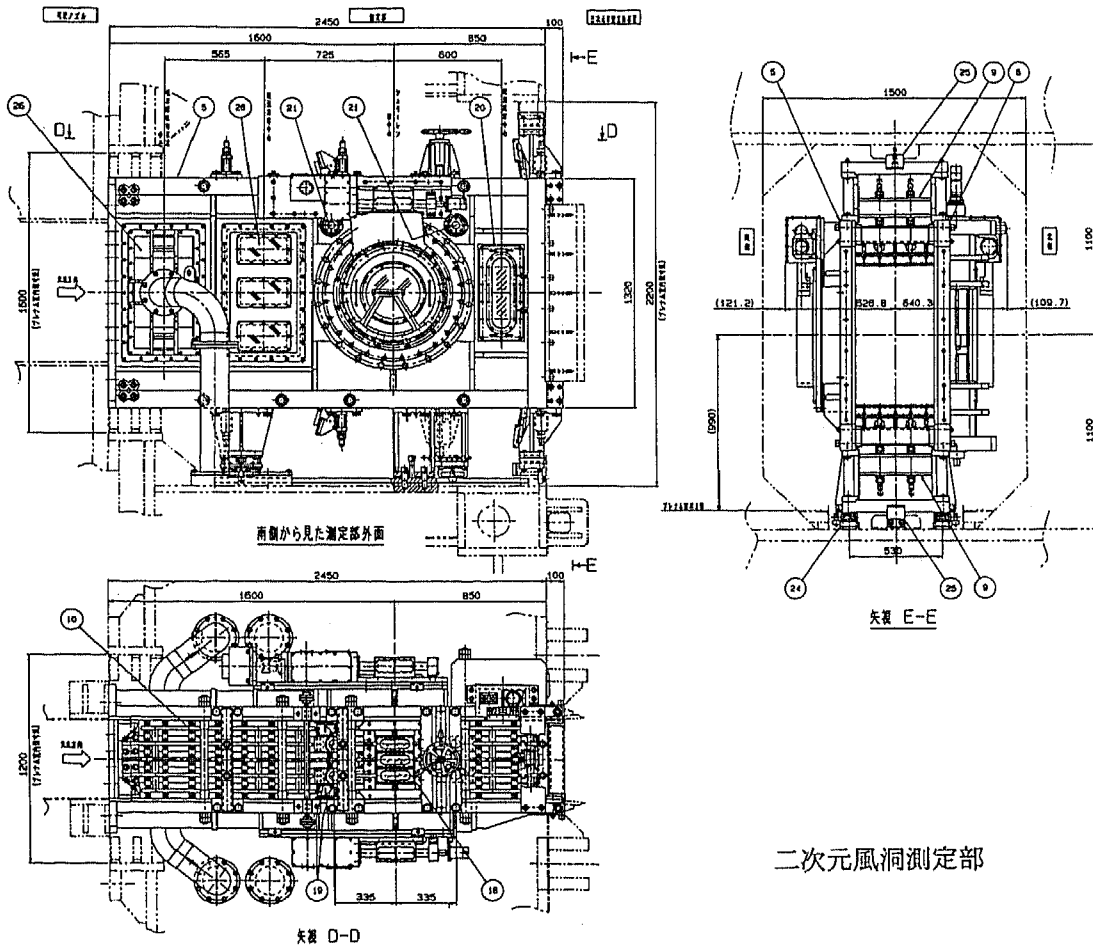


図5 測定部三面図



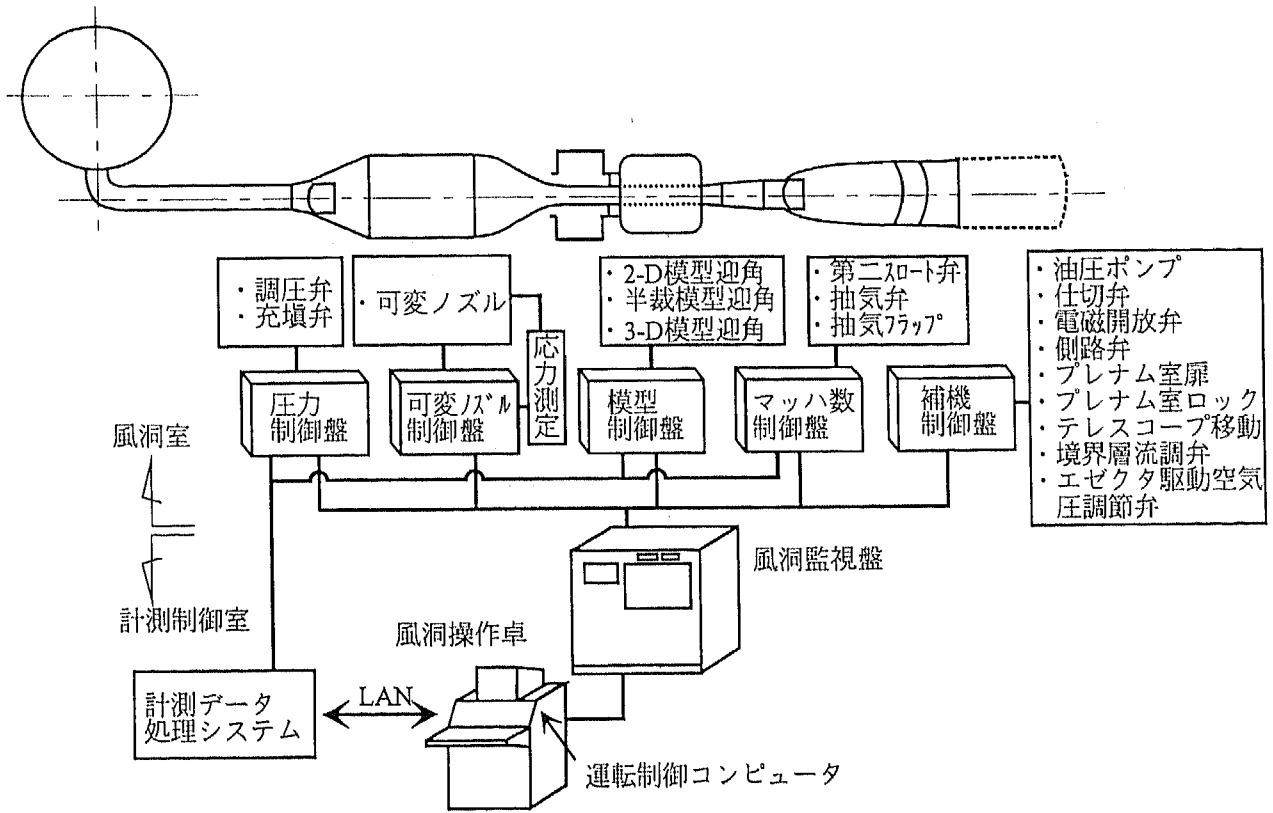


図6 制御システム

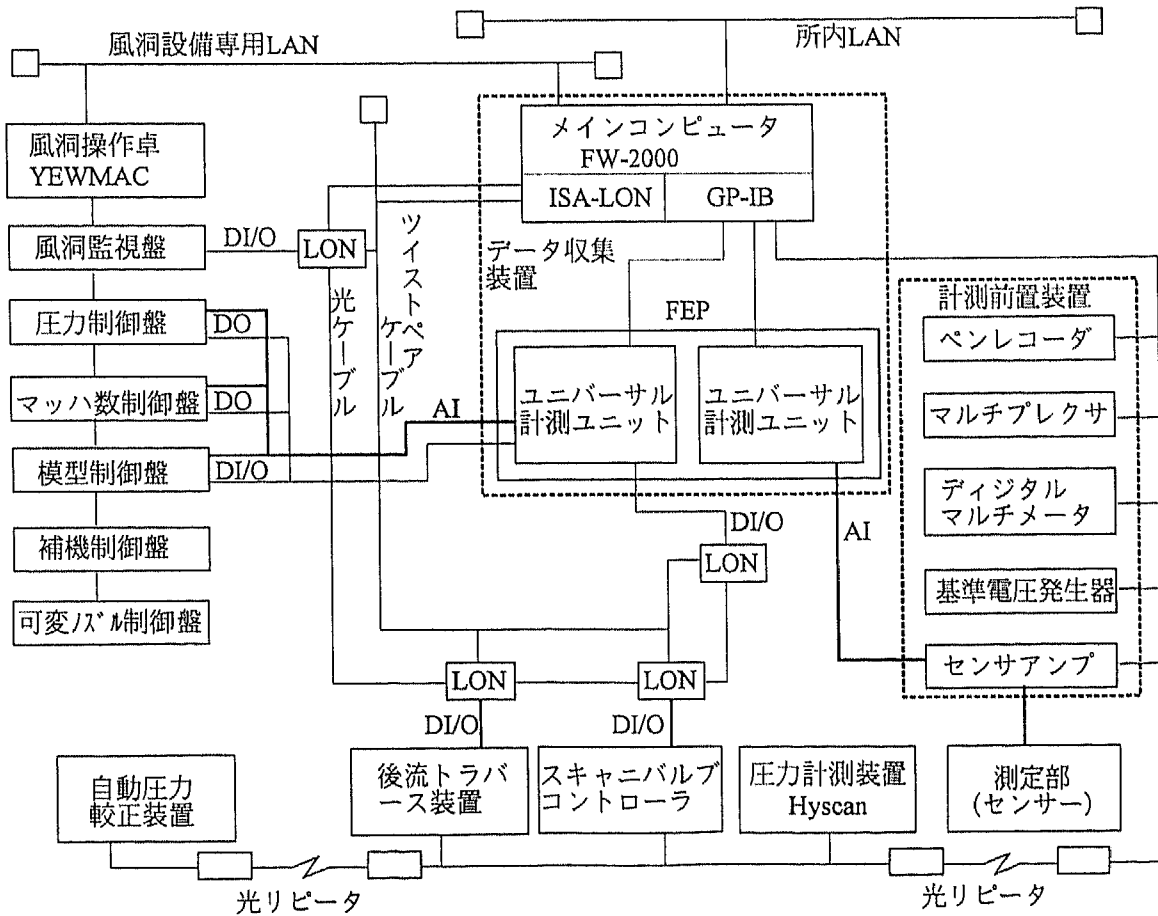


図7 計測システム

## 概要

形式	間欠式吹出し型
総圧	192 ~ 1176 kPa
総温	大気温度
マッハ数領域	0.2 ~ 1.17 $\longrightarrow$ [0.2 ~ 1.4]
最大レイノルズ数	$40 \times 10^6$ $\longrightarrow$ [ $32 \times 10^6$ ]
湿度	$6.5 \times 10^{-6}$ kg H <sub>2</sub> O / kg Air
迎角範囲	-15° ~ 25°

## 測定部

大きさ	矩形 1.0m × 0.3m × 3.0m (高さ x 幅 x 長さ) $\longrightarrow$ [0.8m × 0.45m × 2.4m]
抽気法	上下面の可変幅スロットによる (各面5スロット)

## 計測装置

表面圧力分布測定法	ZOCによる
後流測定法	楕形ピトー管の走査
流れの可視化法	カラーシュリーレン法、オイルフロー法、感温液晶法等

[太字は改修後の値]

表1 二次元風洞の従来仕様と変更点