

多目的風洞施設の概要

Wind Tunnel Facilities for Civil Engineering Structures and Aviation Applications

米田 昌弘*
Masahiro YONEDA

宮地 真一**
Shin-ichi MIYACHI

望月 秀之**
Hideyuki MOCHIZUKI

川田 忠裕***
Tadahiro KAWADA

譚 安忠****
Anzhong TAN

原 幸久*****
Yukihisa HARA

Wind tunnel Research Facilities with two test sections have been built for civil engineering structures and aviation applications. The test section for applications in civil engineering structures is a closed-type and has the dimension of 2.5m in height, 2.0m in width, and 15.0m in length. At the test section, wind velocities from 0.2m/s to 50m/s can be used. The wind velocity uniformity distribution is within $\pm 0.6\%$, turbulence intensities are less than 0.3%, and static pressure distribution is less than 0.2%/m. The test section for aviation applications is an open-type with the dimension of 2.5m $\times$ 2.5m $\times$ 5.0m. Wind velocities from 0.2m/s to 45m/s are available for this section and the uniformity of the wind velocity is within $\pm 1.0\%$, and turbulence intensities are less than 0.3%. The characteristics and performance of the Wind Tunnel Facilities are presented in this paper.

Keywords : wind tunnel, spring-mounted model test, three-component test, six-component test

1. はじめに

近年、構造物材料の高強度化や構造解析技術および施工技術の急速な進歩に伴い、本州四国連絡橋をはじめとした長大橋梁や高層建築物などの大型構造物が多数建設されている。長大橋梁の動的設計にあたっては風洞実験による耐風安定性の検証が必要不可欠となっており、高層化が著しい建築構造物についても、設計段階における風に対する安全性等の検討・評価がますます重要視されつつある¹⁾。

当社においても、自社風洞を駆使して長大橋梁などの耐風性に関するより高度な技術に挑戦し、加えて当社が新規参入している航空関連事業のより一層の飛躍を図る目的で、平成4年10月、栃木県の当社ヘリ・テクノロジーセンター内に、橋梁実験や航空実験など多目的に利用できる風洞試験施設を新設した。

ここでは、完成した多目的風洞施設の概要および風洞検証試験の結果について報告する。

2. 基本計画

本風洞は橋梁実験と航空実験の両方に対応できる施設として計画されたものである。施設の基本計画にあたり、

特に留意した点を以下に示す。

- ① 橋梁と航空のいずれの分野の実験に対しても迅速に対応できるように、橋梁用と航空用の測定洞をそれぞれ設ける。
- ② 風路はゲッチングン型（閉回路型）を基本とするが、エッフェル型（開回路型）としての使用も可能なようにする。
- ③ 橋梁実験用測定部の気流性能については、本州四国連絡橋風洞試験要領²⁾（以下、風洞試験要領と記す）の規定を十分に満足させる。
- ④ また、最近、斜張橋のケーブルで問題になっているレインパイブレーション（雨を伴った風による振動）に関する実験も行えるようにする。
- ⑤ 航空用については高い気流性能と高精度な6分力天秤により、飛行中航空機に作用するすべての力とモーメントを計測可能とする。
- ⑥ 変動風や脈動風の発生も将来可能となるようにしておく。
- ⑦ 可視化実験にも十分対応できるようにする。
- ⑧ 送風機と電動機から発生する騒音や振動を規制レベル以下にする。

*川田工業㈱技術本部振動研究室室長 **川田工業㈱技術本部振動研究室 ***川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課課長 ****川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課係長 *****川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課

3. 施設の構成

本風洞施設の全景と施設概要図をそれぞれ写真-1、図-1に示す。また、施設の主要な仕様を表-1に示す。

図-1からわかるように、本風洞施設は橋梁実験用と航空実験用のそれぞれの測定洞を備えた水平回流式ゲッチ



写真-1 多目的風洞施設の全景

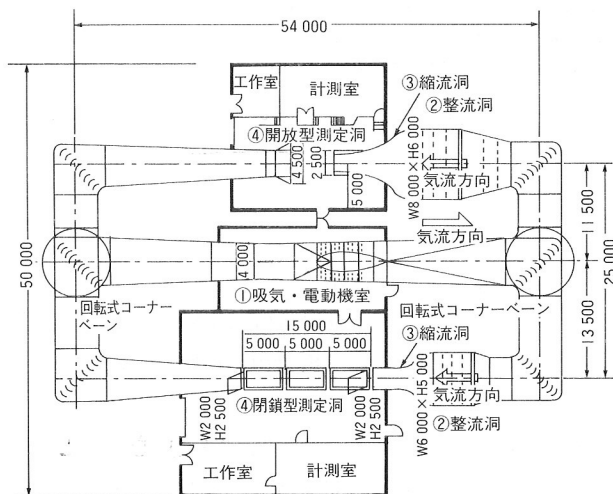


図-1 多目的風洞施設の概要

表-1 多目的風洞施設の主要仕様

項 目	主 要 仕 様
形 式	水平回流式ゲッチング型 (エッフェル型としての使用も可能)
電 動 機 制 御 方 式 送 風 機 フ ァ ン 径 最 大 回 転 数	220kW DCモータ サイリスタレオナード方式 φ4 000mm 360rpm
橋 梁 用 測 定 洞	測定部の寸法 幅2.0m×高さ2.5m×全長15.0m (長さ5.0mの移動式カート×3台) 風 速 範 囲 0.2～50m/s 風 速 分 布 ±0.6%以内 乱 れ 強 さ 0.3%以内 縮 流 比 6.0
航 空 用 測 定 洞	測定部の寸法 幅2.5m×高さ2.5m×高さ5.0m (開放型) 風 速 範 囲 0.2～45m/s 風 速 分 布 ±1%以内 乱 れ 強 さ 0.3%以内 縮 流 比 8.35

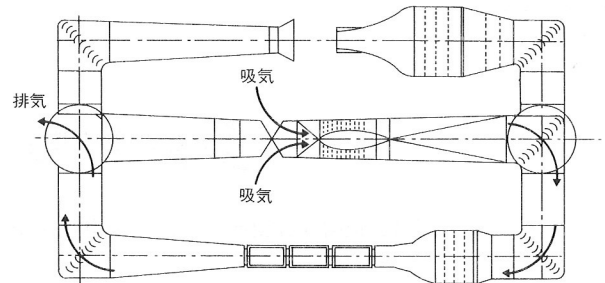


図-2 エッフェル型モードとしての使用例

ンゲン型で、送風機前後の回転式コーナーペーン（風向調節装置）を遠隔操作することで橋梁と航空のいずれの実験にも迅速に対応できるようになっている。なお、本風洞施設は基本的にはゲッチング型であるが、図-2に示すようなエッフェル型モードとしての使用も可能である。

(1) 建 屋

実験設備等を外的環境から保護するため、図-1に示したように橋梁用と航空用のそれぞれの測定洞の部分を取り囲む形で建屋を設置した。建屋の構造は総延床面積として1270m²を有する鉄骨ALC造であり、防音や防振面にも十分な配慮を行っている。すなわち、最大の振動源となる送風機と電動機の基礎は独立基礎として建屋とは縁を切った構造とし、また、風洞ダクトの建屋貫通部には緩衝材を設け、実験室への送風機振動の伝播が極力小さくなるよう配慮した。

ところで、従来、建屋の床面には実験用カートの移動手段として多数のレールが縦横に配置された例が多く、この場合、レール溝の清掃や排水等のメンテナンスにかなりの費用と労力が必要となる。そこで、本風洞施設では床面を光沢のある樹脂モルタル仕上げとし、カート移動用の架台としてレールが不要なエアースケート台車を導入することとした。また、重量物の移動や実験機材・装置等の設置を考慮し、実験室の天井には2ton吊りのクレーンを配置している。

(2) 風洞本体

a) 送風機および電動機

図-1において①なる部分が送風機および電動機である。送風機としては口径4.0mの後置静翼型1段軸流送風機を使用し、送風機のボス内には最大出力220kWの直流電動機を設置している。

送風機のブレードはファン効率を高めるために翼の付根から先端に向かって迎角と幅を変化させた形状とし、動翼と静翼の枚数としては干渉を避ける意味で互いに公約数を持たない12枚と11枚を採用した。なお、回転数制御はサイリスタレオナード方式で行い、指令回転数に対する実回転数の誤差は全回転数領域（3～360rpm）において±0.9rpm以内となっている。

送風機本体とその前後の送風ダクトとの連結部には緩衝材を設け、計測用精密機器等が設置された実験室への送風機振動の伝搬を極力小さくするよう配慮した。

b) 整流洞および縮流洞

図-1において②なる部分が整流洞であり、整流効果を高めるために、橋梁用の整流洞には整流格子1段と整流金網3段を、航空用の整流洞には整流格子1段と整流金網5段をそれぞれ配置している。

整流格子の形状としては、エネルギー損失係数の最も小さい正六角形のハニカムを採用した。ハニカムの材質はアルミ合金であり、その一辺は6.35mm、長さは100mmである。

整流金網としては、ステンレス製のものを使用した。整流金網を配置するとエネルギー損失も大きくなるが、流れの乱れは著しく低減される。そこで、橋梁用については整流格子背後に3枚、航空用については整流格子前面に2枚、背後に3枚の整流金網を配置した。これら金網についてはメンテナンスを考え、間隔を十分確保するとともに整流洞に小扉を設けて掃除ができるようにしてある。

図-1において③なる部分が縮流洞であり、橋梁用で縮流比が6.0、航空用については8.35として十分な縮流効果を出すとともに、形状曲線としては3次関数にて近似した。

c) 測定洞

図-1において④なる部分が測定洞である。橋梁実験用測定洞（幅2.0m×高さ2.5m×全長15.0m）は、写真-2に示すように閉鎖型であり、長さ5.0mの可動式カート3台で構成されている。各カートは型鋼に21mmの合板シナベニアを内張りした構造とし、軽量化と実験時における工作性の向上を図った。また、前述したようにカートの移動手段としてはエアースケート台車を導入し、カートの入れ替え作業がスムーズに行えるよう配慮した。

第1カートでは、静的3分力試験（剛体の部分模型を用いて、抗力係数、揚力係数、空力モーメント係数を算定する試験）やばね支持実験（剛体の部分模型を用いて、

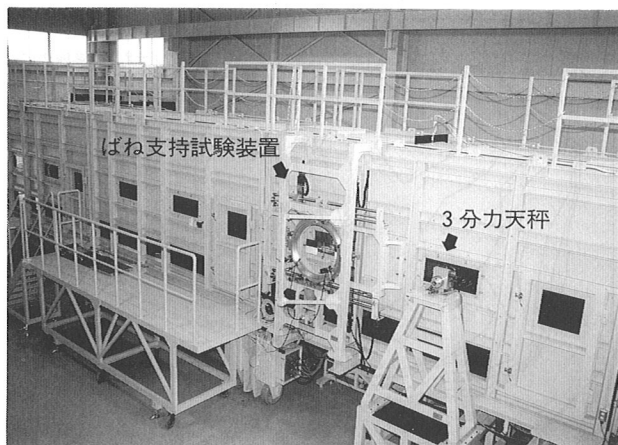


写真-2 橋梁実験用閉鎖型測定洞

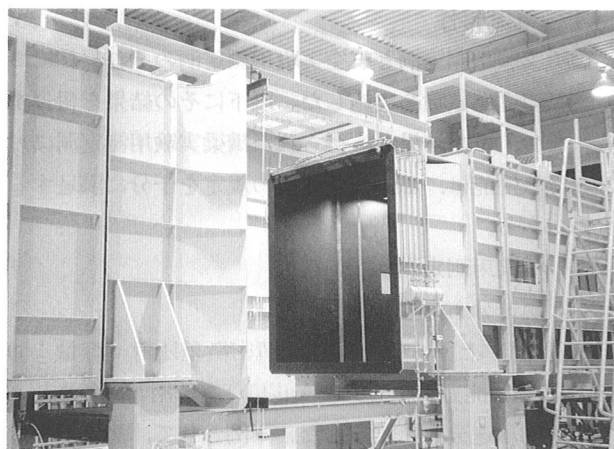


写真-3 開放型散水実験用カートの使用状況

振動応答を調査する試験）などを行うが、境界層乱流中でのタワーの弾性模型実験（自然風に相似させた流れの中で、振動応答を調査する試験）などは第2、第3カートのターンテーブルを利用して行う。また、第3カートを開放型の散水用カート（写真-3参照）と入れ換えることにより、斜張橋ケーブルのレインパイブレーション実験などが実施できるようになっている。

航空実験用の測定部は幅2.5m×高さ2.5m×長さ5.0mの開放型であり、中型のヘリコプタに対しては1/5～1/10の縮尺模型で実験が行える。風速範囲は0.2～45m/sであり、ヘリコプタの実飛行速度をほぼシミュレートできるようになっている。

測定部の中央には写真-4に示す6分力天秤を設置しており、迎角とヨー角を任意に変化させながら、航空機模型に作用するすべての空気力および空力モーメントを計測することが可能である。



写真-4 航空実験用開放型測定洞

4. 気流特性

橋梁実験用測定洞と航空実験用測定洞のそれぞれについて気流性能試験を実施した。以下にその結果を報告する。なお、試験結果から得られた橋梁実験用測定洞における気流性能は、風洞試験要領の規定を十分に満足するものである。

(1) 橋梁用測定洞

a) 風速分布

JIS型標準ピトー管と沈鐘式精密微差圧計（容量：50 mmAq, 分解能力： ± 0.01 mmAq以下）を使用し、各カートでの平均風速分布を測定した。一例として、測定洞入口から3.75m下流断面（第1カートでのばね支持実験位置）の結果を図-3に示す。図-3からわかるように、壁面境界層を除いた各測定点の風速偏差は断面平均風速に対して $\pm 0.6\%$ 程度と小さく、風洞試験要領の規定である $\pm 1.0\%$ 以内を十分に満足している。

b) 乱れ強さの分布

平均風速分布を検定した各断面において、乱れ強さの分布を測定することとした。一例として、第1カート入口から3.75m下流断面での測定結果を図-4に示す。図-4より、壁面境界層を除いた部分で乱れ強さが 0.3% 以内と小さく、風洞試験要領の規定値 1.0% 以内を十分に満足する一様な流れとなっていることがわかる。

c) 静圧勾配

測定洞第1カートの風軸中心線上における静圧分布の勾配を、第1カート中央部断面における基準動圧に対する比として図-5に示す。図-5からわかるように、静圧勾配は最大でも $0.2\%/m$ 程度であり、風洞試験要領の規定である $5.0\%/m$ 以内を十分に満足している。

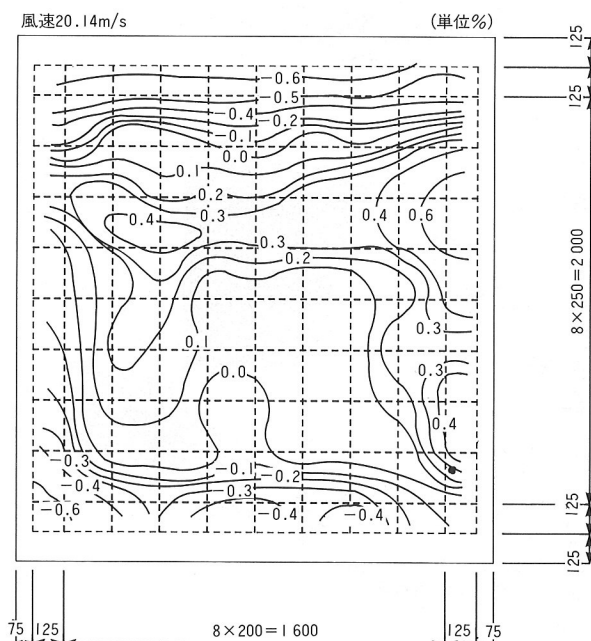


図-3 風速分布の偏差(橋梁用測定洞)

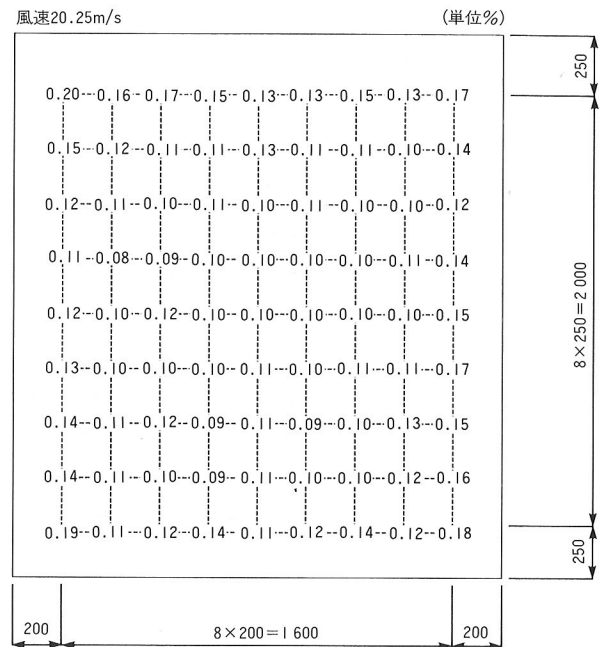


図-4 乱れ強さの分布(橋梁用測定洞)

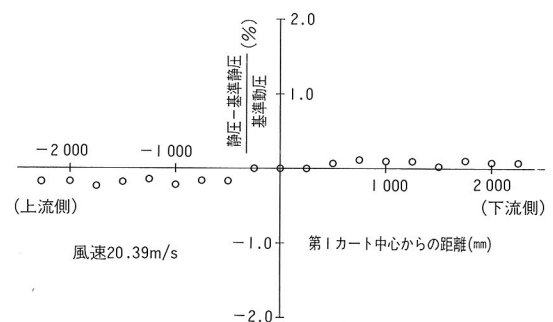


図-5 静圧勾配(橋梁用測定洞)

なお、第2、第3カートおよび開放型散水カートについても上記の気流計測を実施し、実験上十分な気流性能が確認されたことを付記しておきたい。

(2) 航空用測定洞

a) 測定断面における気流速度分布

航空用風洞の測定断面における気流速度分布の一例を、図-6に示す。

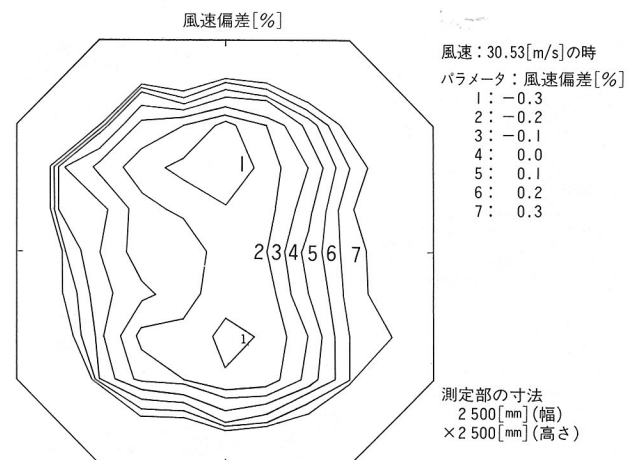


図-6 航空用測定断面における気流速度分布

図-6より,断面の中心部付近における速度分布は風洞の設計条件である $\pm 1.0\%$ 以下を十分に満足しており,良好な気流が得られていることがわかる。

b) 測定部における気流の乱れ強さ

航空用測定断面の中心部における気流の速度と乱れ強さとの関係を図-7に示す。

図-7より,断面中心部における気流の乱れ強さは,全風速領域にわたり風洞設計条件である 0.3% 以下を満足していることがわかる。

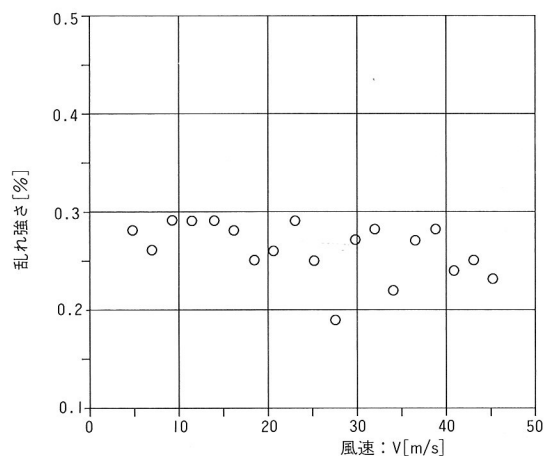


図-7 航空用測定部における気流の乱れ強さ

5. 実験装置およびデータ処理システム

本風洞における主要実験装置の仕様を表-2に示す。

ばね支持試験装置(写真-2参照)は,2次元剛体部分模型をばね支持することで対象構造物の振動系を再現し,その動的応答特性の検証から耐風安定性の評価を行うための実験装置である。また,電磁加振減衰装置は,ばね支持された模型に対し,鉛直とねじれの加振ならびに減衰付加を行うものである。

橋桁に作用する静的空気力の測定装置として,橋梁実験用閉鎖型測定洞には3分力天秤(写真-2参照)を設置している。この3分力天秤は模型を測定洞の両側面から支持する方式となっており,各々の荷重に対する天秤容量は揚力・抗力成分で $\pm 30\text{kgf}$,モーメント成分で $\pm 3\text{kgf}\cdot\text{m}$ である。

航空実験用開放型測定部にはストラット方式の6分力天秤(写真-4参照)を設置しており,航空機等の3次元モデルに対する静的空気力の測定が可能である。

また,実験データの演算・図化等の高速処理を可能とするため,計測室にはEWSを中心としたデータ処理システムを導入した。

6. 検証実験

本風洞に設置した実験装置の性能および実験技術を総合的に検証する目的で,橋梁実験用の閉鎖型測定洞にお

表-2 実験装置の仕様

項 目	主 要 主 様
ばね支持試験装置	模型標準長:1620mm 設定迎角: $\pm 30^\circ$ 以内
電磁加振減衰装置 (2台/1セット)	最大加振力: $3000\text{gf}/1\text{台}$ 周波数範囲: $0.1\sim 50\text{Hz}$ ストローク: $125\text{mm}(\text{peak-peak})$
静的空気力測定装置 (天秤)	6分力検出装置(3次元実験用) 3分力検出装置(2次元実験用)
風速測定装置	ピトー管およびマノメータ 熱線流速計 2ch
光学式変位測定装置	OPTFOLLOW MODEL1100 3式, 演算器,レーザー変位計 2式
そ の 他	簡易トラバース装置一式 散水実験装置一式 乱流格子 3タイプ

いては2次元翼模型(NACA0012)を用いた3分力試験を,また,航空実験用の開放型測定洞においては球模型による6分力試験を実施した。それらの試験結果の概要を,以下に述べる。

(1) 3分力試験

橋梁用閉鎖型測定洞において,2次元翼模型(NACA0012)の3分力試験を実施した。実験に使用した模型は弦長 400mm ,長さ 1620mm であり,流れの2次元性を保持するために両端に端板を装着させている。

試験は迎角 $-16^\circ\sim 16^\circ$,設定風速 10m/s および 20m/s について実施した。ここでは,風速 20m/s の結果を次式にて整理し,図-8に示す。

$$C_D = D / \left\{ \frac{1}{2} \rho V^2 B l \right\}$$

$$C_L = L / \left\{ \frac{1}{2} \rho V^2 B l \right\}$$

$$C_{M(B/4)} = M_{(B/4)} / \left\{ \frac{1}{2} \rho V^2 B^2 l \right\}$$

ここに, C_D :抗力係数, D :抗力(kgf), ρ :空気密度($\text{kgf}\cdot\text{s}^2/\text{m}^4$), V :風速(m/s), B :翼弦長(m), l :長さ(m)

L, C_L :揚力および揚力係数

$M_{(B/4)}, C_{M(B/4)}$:25%弦長点まわりのモーメントおよびモーメント係数

図-8からわかるように,抗力係数の縦軸に対する対称性,ならびに揚力係数およびモーメント係数の原点に対する対称性は良好である。揚力係数が急変する失速角は,翼面に沿う流れが付着状態から離状態へ遷移する場合に 13° ,逆には離状態から付着させた場合には 12° となり,既存のデータとよく対応している。また,揚力係数の勾配 $\Delta C_L / \Delta \alpha$ は,直線性が良好な迎角 $-6^\circ\sim 6^\circ$ の範囲では約6.2となり,ポテンシャル流理論に基づく2次元平板翼の値 2π にほぼ等しいものであった。

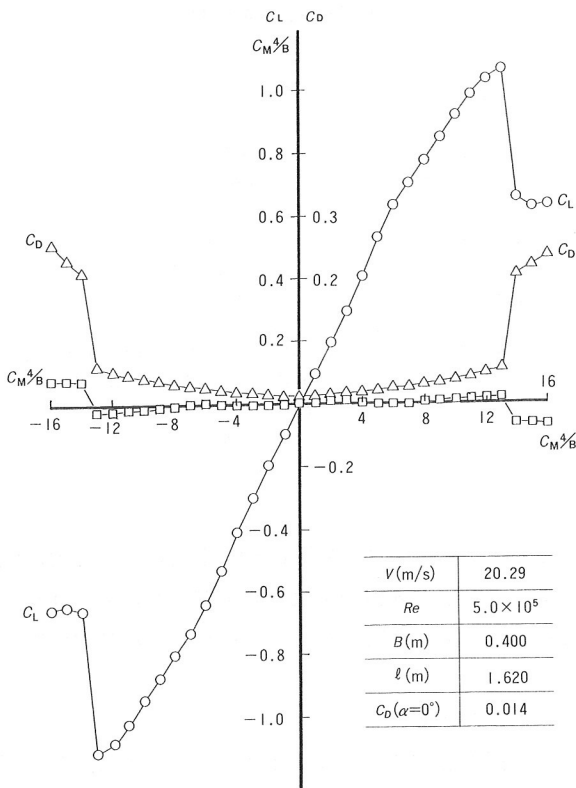


図-8 3分力試験結果(NACA0012断面)

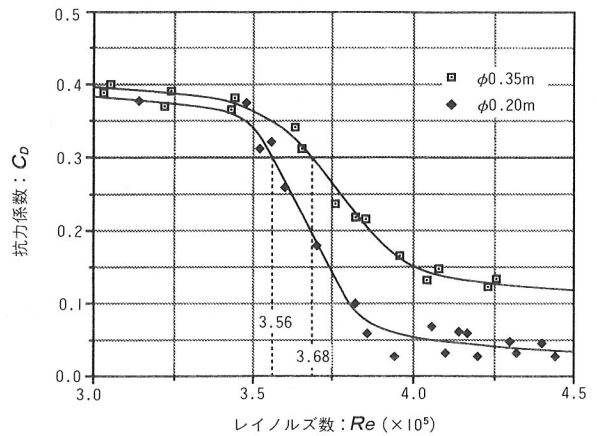
(2) 乱流球による乱れ定数の測定

大気中を実機が飛行した場合の状況を、風洞実験でどの程度正しくシミュレートできているのかを表す指標として、乱れ定数 TF (Turbulence factor) なるパラメータが一般に用いられている³⁾。ここに、乱れ定数 TF とは、乱れの無い大気中における球の臨界レイノルズ数 $Re.c (=385\,000)$ を実験臨界レイノルズ数 $Re.tc$ で除した値である。したがって、測定部の実験臨界レイノルズ数(乱流球の抗力係数が0.3になるときのレイノルズ数)を測定すれば、風洞気流の乱れ定数 TF を算出できることになる。

ここでは、航空実験用測定部で比較的实验頻度が高いと想定される風速域(15~25m/s)のほぼ上限と下限の風速に対応する乱れ定数 TF を算定するため、直径の異なる2つの乱流球($D=0.35m$, $D=0.20m$)を用いて実験臨界レイノルズ数 $Re.tc$ を測定することとした。

球模型はエポキシ樹脂をNC加工して製作し、模型に作用する空気力の測定にはストラット型6分力天秤を使用した。

測定結果から算出したレイノルズ数 Re と抗力係数 C_D との関係(C_D-Re 曲線)を図-9に示す。図-9からわかるように、 $D=0.35m$ と $D=0.20m$ のそれぞれの球模型に対する抗力係数は、レイノルズ数 $Re=3.5 \times 10^5 \sim 4.0 \times 10^5$ の範囲で大きく変化しており、それらの測定結果から $C_D=0.3$ に対応する実験臨界レイノルズ数 $Re.tc$ を求め、乱れ定数 TF を算定した。

図-9 C_D-Re 曲線

その結果、 $D=0.35m$ なる乱流球に対する実験臨界レイノルズ数は $Re.tc=3.68 \times 10^5$ (風速 $V=15.4m/s$)で、乱れ定数が $TF=1.046$ となっており、 $D=0.20m$ なる乱流球に対する実験臨界レイノルズ数は $Re.tc=3.56 \times 10^5$ (風速 $V=26.0m/s$)で、乱れ定数が $TF=1.081$ となった。

以上の試験結果から、航空実験用測定部における乱れ定数 TF は、 $D=0.35m$ と $D=0.20m$ の2つの乱流球に対してともに1.1以下と非常に小さく、本風洞が既存の風洞と比較して、かなり精度の高い低乱風洞であることが確認された。

7. あとがき

近年における構造物の大型化・長大化は著しく、風洞実験による耐風安定性の検討は今までもまして重要となりつつある。また、当社が新規参入しているヘリコプタ関連事業の大きな飛躍には、風洞実験施設の導入が不可欠と考えられる。このような状況のもと、当社としても技術開発力のより一層の向上を図るべく、新たに導入した多目的風洞を有効に活用していく予定であることを最後に述べておきたい。

参考文献

- 1) 岡内 功, 伊藤 学, 宮田利雄: 耐風構造, 丸善, 1977年5月。
- 2) 本州四国連絡橋公団: 本州四国連絡橋風洞試験要領・同解説, 1980年6月。
- 3) A.Pope and W.H.Rae, *Low Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, 1984.