

## 流動環境シミュレータと今後の予定

小濱泰昭、加藤琢真、菊地 聡、太田福雄（東北大学流体科学研究所）

Flow Environment Simulator

Y. P. Kohama, T. Kato, S. Kikuchi, F. Ohta

IFS, Tohoku Univ.

### Abstract

Results of the fundamental performance measurement of newly designed and constructed fluid dynamics research facility “Hyuga Aerodynamic Research by Towing (HART)” is reported. Outstanding features of present facility are its ultra low turbulence intensity nature and capability of measuring wing-in-ground effect performance. Using this facility, high accuracy turbulent transition research, under floor flow measurement of vehicles, wing-in-ground effect research and others researches are possible.

**Key Words :** Ultra low turbulence intensity nature, Boundary layer transition, Wing-in ground effect, Under floor flow, Experimental research facility

### 1. はじめに

2003年10月より東北大学流体科学研究所に設置された新たな流体科学研究設備「流動環境シミュレータ」（通称“曳航風洞”）は現在その基本性能が計測され、いよいよ本格稼働しようという段階にある。1903年にライト兄弟が世界で初めて動力機による飛行に成功した裏には、“風洞”という実験装置を発明し、翼特性を組織的に測定、飛行機の浮上特性を科学的に研究開発したという事実がある。その後100年間にわたり風洞は航空機開発に必須の地上設備として機能してきたのみではなく、航空機以外の多くの分野でも主要実験設備として位置づけられてきた。

しかし、航空機開発に限定すれば、風洞という装置の限界も見え始めてきている。即ち、回流式風洞で人工的に作った流れの中に残存する気流の乱れ強さが境界層の乱流遷移に悪影響を与えたり、測定部における風速分布や乱れ強さ分布の非一様性を完全に除去できないなどのために、実機の飛行とは異なるデータが得られてしまうことである。そのため近年では低乱風洞の開発が進み、

主流中の乱れ強さも0.02%<sup>(1)</sup>前後まで低められた。しかし、それでもフライトテストのデータとは異なる小さなレイノルズ数しか得られない現状がある。要するに航空機の更なる性能向上のためには、もはや回流式の風洞設備では限界に達してしまうという状況に至っている。回流式の風洞で更に乱れ強さを減じることは技術的に殆ど不可能になっている。

結局、船舶の開発で実績のある曳航水槽みたいな装置（周辺の水は静止）を航空機開発でも必要な時点に到達している現実がある。しかしそれは費用的に非現実的であろう。回流式風洞の数倍の費用がかかってしまうし、寸法的にも巨大な長さになってしまうからである。欲しい設備ではあるが、建設コストを考えると費用対効果で諦めざるを得ない。

しかし、既存の設備を有効活用することでそれは可能となる。我々はこれまで旧リニアモーターカー跡地を活用してエアロトレインの研究開発<sup>(2)</sup>を行ってきている。その過程で、走行路

(幅 3.5m、両側壁高さ 1.4m のコンクリート製) を基本として一定の改修を施すことでそのような設備が実現することに気が付いた。そして、それを文部科学省に概算要求したところ、幸運にも採択され、昨年 4 月に完成の運びとなった。

## 2. 流動環境シミュレータの概要

流動環境シミュレータの模式図を図 1 に、その主な仕様を表 1 に示す。測定部の寸法が幅 3.4m、高さ 3.3m (但し上部はドーム形状) であり、測定部長は 515m となっている。最高速度は 50m/s であり、従って計測時間は最短で 10 秒となる。測定モデルは走行台車 (基本的に 8 輪電気自動車で、駆動輪は 4 輪) のトラバースアーム先端に取り付けられ、走行中にモデルに当たる流れを計測することになる。

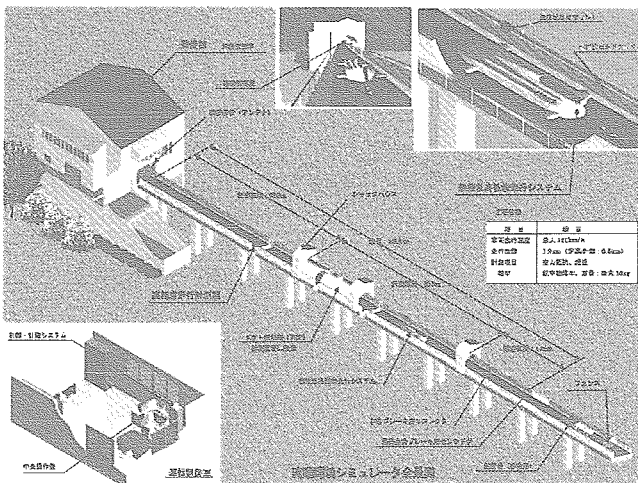


図 1. 流動環境シミュレータの概要

本設備の主な特徴は、

- (1) 極低乱流下での計測
- (2) 地面との強い干渉を生じる流れ(地面効果など)の計測
- (3) 流体騒音に関する計測
- (4) 各種流体計測機器の検定
- (5) CFD 検証計測

などである。

表 1. 流動環境シミュレータの主な仕様

主要諸言	
最高対地速度	50m/s
測定部長さ	515m
測定部断面形状	地面より 1440mm 以下: 長方形 地面より 1440mm 以上: ドーム形状
測定部断面寸法	高さ: 3300mm 幅: 3460mm (1440mm 以下)
最小乱れ強さ	0.13% (ハイパス周波数 1Hz)
平均乱れ強さ	0.25% (ハイパス周波数 1Hz)
測定部内壁表面	断熱、吸音材 (グラスウール)
台車の性能	
駆動方式	Li-Ion バッテリー駆動式電気自動車
寸法	全長: 7.6m (空力パーツを除く) 全幅: 2.0m (サイドガイドを除く) 全高: 1.2m (模型支持アーム、無線アンテナを除く)
重量	2.85 t
車輪数	8 輪 (4 輪が駆動輪)

## 3. 流動環境シミュレータの基本性能

流動環境シミュレータの基本性能を計測する上で以下の計測機器を使用した。

- ①車速計 (小野測器製 LC-3110)
- ②ピトー管+差圧変換器 (Druck 製 PMP-4815)
- ③熱線流速計 (DANTEC 製 54T30)
- ④微風速計 (柴田科学製 ISA-23)
- ⑤データロガー (共和製 EMR-1000A-32ADS3)

計測は走行台車内に搭載された計器により走行中に自動計測され、搭載されているコンピュータに取り込まれる。台車が帰還した際に制御室のコンピュータに移されて解析される。

図 2 に対地速度と対気速度との比較結果を示す。対地速度に比べて対気速度は低い。これは自然風の影響と考えられる。また、計測部において対気速度が低下していく。走行台車がドーム内の空気を押ししてしまうためと思われる。

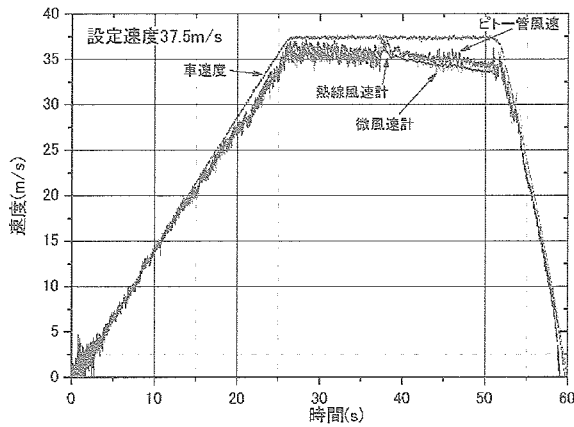


図2. 対地速度と対気速度の計測結果

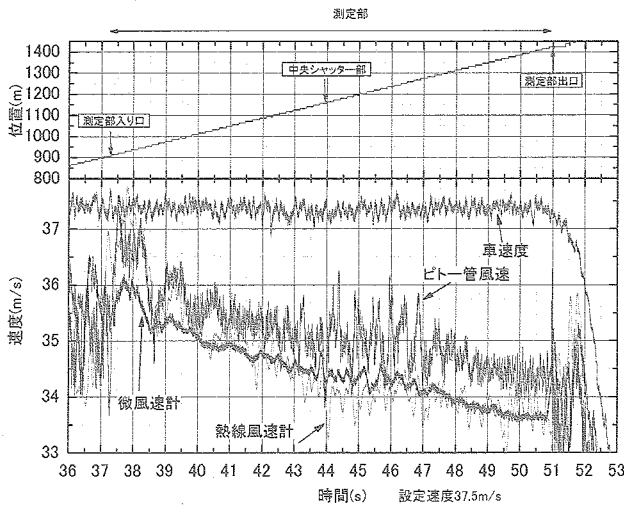


図3. 測定部の詳細データ

図3に搭載した各種計測機器により得られたデータを示した。測定部に台車が突入すると断面積変化のため対気速度に乱れが生じ4秒ほど持続する。中間シャッター部にも断面積変化があり、再び乱れが生じることがわかる。

図4に走行中の速度変動測定結果（相対的に気流の乱れ強さに対応）を示す。ハイパス周波数によらずrmsの速度依存性が少なかったため、さまざまな走行速度の結果をまとめている。入り口、出口の影響を考慮し1000mから1350m区間のデータを用いてrmsを求めてみた。自然の風の影響が強く、測定値は大きくばらついており、平均値は結果として極低乱状態にはなっていない。しかし、自然風の影響が比較的低いと思われる、測定値の低い乱れの値を取れば、0.06%に達している。

振動特性は0.01%以下であり、全区間にフードを設けて自然風の影響を排除できれば、当初目途した性能が確実に得られている見通しがついた。加えて気流変動として現れるモデルの走行時の振動は極めて周波数が低く、かつモデル全体に均一に影響するために、従来の回流式風洞の主流に残存する速度変動とは性質が全く異なるものであり、境界層の乱流遷移に悪影響を与える可能性が極めて低いものであろう。

平均値に関しては全周波数で見ると rms は0.5%、5Hz以上の成分で見ると0.17%である。

図5に測定部出口付近での流れの過渡特性を計測した結果を示している。走行台車が出口に到達した時間を0とした時間である。台車での対気速度の減少分と測定部出口における風速の増加分が等しいことから、台車での対気速度の減少は、台車が走行することにより測定部の空気が動いてしまい発生することがわかる。

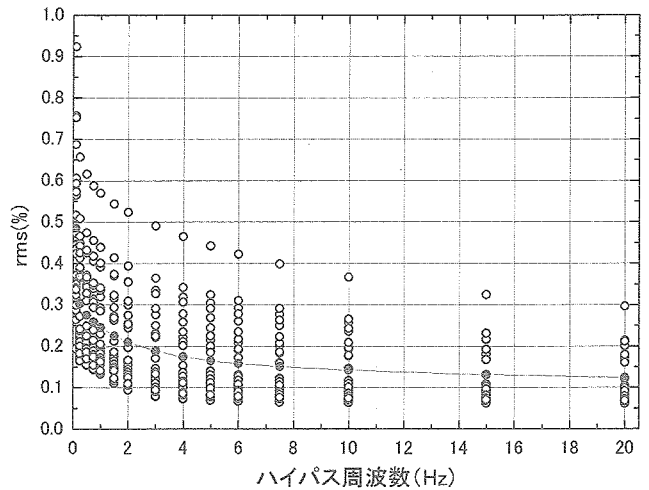


図4. 速度変動測定結果

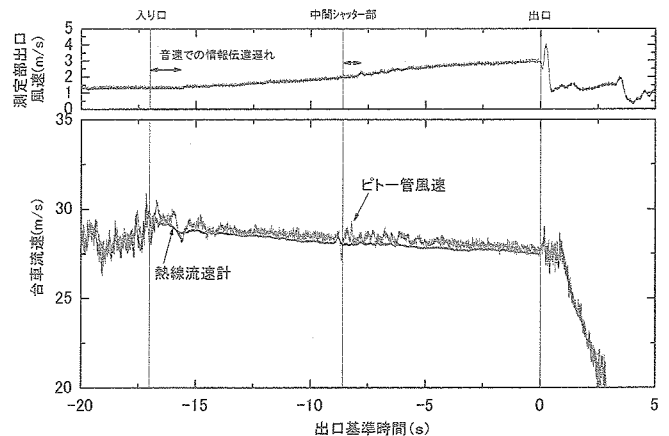


図5. 出口風速と台車での対気速度の関係

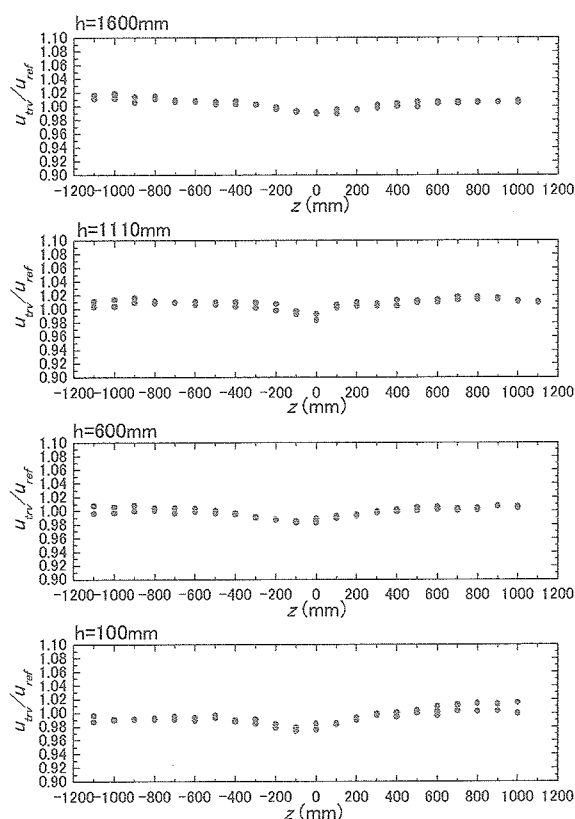


図6. 平均速度分布

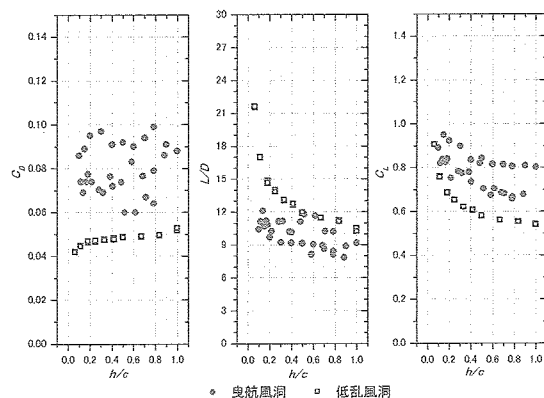


図7. NACA4412 翼性能試験

図6に平均速度分布を示す。測定は、アーム先端に固定した基準ピトー管と移動させるトラバースピトー管を取り付け、平均速度の空間分布を調べた結果である。アーム位置に当たる  $z=0$  で流速が2%ほど低下している。

図7に基本的な翼型を用いて地面効果特性を測定した結果を示した。NACA4412 翼モデルを迎角  $6^\circ$  でロードセルに固定し空力特性を測定した。

比較のため、同じモデルで低乱熱伝達風洞で測定した結果もプロットしている。現在の所、風洞実験で測定できる小さなL/Dまで計測できていない。万が一の地面との接触の心配があるためである。近い将来、地面に完全に沿う機構を開発して近づける工夫をしたいと考えている。

#### 4. 今後の予定

航空機の抵抗低減に必須の境界層の乱流遷移に関する研究は、既に述べたように従来の風洞では実験できない状況に陥っている。しかし本設備を使用することでこの問題が解決される可能性がでてきた。今年度中に平板を使用した乱流遷移に関する計測を実施して、本設備の優秀性を実証したい。本設備は東北大学のみならず、全国の大学や研究機関、そして民間企業との共同研究で有効利用する予定である。

#### 5. おわりに

目に見えない流れの研究は、まさに5人の盲人と象、の例えに似ている。風洞の性能の詳細を正確に議論せずに、測定結果を盾に異なる現象が出たと判断し、受け止めてしまう。しかし多くの場合、それは風洞の性能に起因する場合が多い。特に境界層の乱流遷移現象に関してはそうであり、これまで様々な不安定性が検出され、議論され、解決されないまま現在に至っている問題が多い。それらを厳しく受け止めたら、これからは欧米ではごく当たり前に行われている、標準モデルを設定し、複数の風洞を使用しての対応実験研究を我が国でも一般的な問題として行うべきではないだろうか？

#### 参考文献

- (1) H. Ito, R. Kobayashi, Y. Kohama: The low-turbulence wind tunnel at Tohoku University, Aeronautical Journal April(1992), 141-151.
- (2) 尹 童熙、ほか3名；エアロトレインの翼干渉制御による空力性能向上、日本機学会論文集 70 巻 649 号 (2004-6)、47-4.