

## No.9

## 曳航方式による翼型特性の計測に関する研究

菊地正憲, 平野公孝, 弓削俊夫, 吉留耕平,  
井芹啓介, 星野浩一 (宮崎大学)  
小濱泰昭 (東北大流体研)

## Measurement of Aerofoil Characteristics by Method of Towing Model

M. Kikuchi\*, K. Hirano\*, T. Yuge\*, K. Yoshidome\*,  
K. Iseri\*, K. Hoshino\*, Y. Kohama\*\*

\*Miyazaki University, \*\*Tohoku University

## ABSTRACT

Recently a new transport system “Aerotrain” has been proposed, and test using the first stage model is conducted in a 1 km guide way of old MAGLEV test facility in Miyazaki prefecture. “Aerotrain” has wings, and flies close to the ground of an open channel to take advantage of the ground effect. Characteristics of wing in ground effect have been investigated using wind tunnels. But this type of experiment can not estimate the ground effect correctly because of the existence of boundary layer developed between the lower surface of the wing and the ground surface. Therefore, it is necessary to experiment by method of towing model to clarify the characteristics of wing in the real ground effect. We research how to utilize the guide way of old MAGLEV as a towing wind tunnel.

Key Words: New Traffic System, Wing in Ground Effect, Towing Wind Tunnel, Ram Pressure

## 1. はじめに

1903年のライト兄弟による飛行成功の裏には、彼らが独自に開発した風洞を使用している地道な研究がある。それ以来、少なくとも航空機の研究開発には風洞という実験設備が必要不可欠なものになり、現在に至っている。しかし自転車店を営む彼らが風洞を開発する以前は、自転車に翼モデルを取り付けて走行、その翼の性能を測定しようとしていた。測定の利便性を考えると、物理的な系を逆にした風洞の方が都合が良かったために、現在でも風洞による研究が盛んであるが、境界層制御により抵抗をさらに低めるなどの緻密な研究を行う際には、有限な乱れ強さを包含する風洞設備ではもはや質の高いデータを得ることが出来ない状況に至っている。再び系を元に戻し静止した空気中でモデルを走行させる新しい設備が必要になっている。しかし、そのような設備は長大な敷地と構造が必要となることから、現在まで現実的なレベルでその必要性が議論されてきていない。

近年、我々は宮崎県にある(財)鉄道総合技術研究所

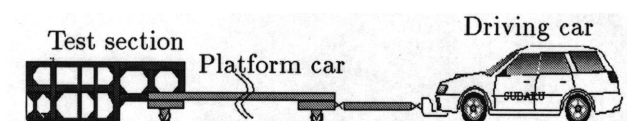


Fig. 1 A piece of “towing” wing tunnel apparatus, which runs in the 1km guide way.

(以下、JR総研と称する)が所有する「宮崎実験センター」(旧リニア実験線)を跡地利用して“エアロトレイン”なる環境親和型の高速度輸送システム<sup>(1)</sup>の研究開発を行っている。この施設は、全長7km、幅3.5m、高さ1.4mのコンクリート構造を有しており、これを基礎にして付帯設備を設置することで曳航式の空力実験設備「無攪乱曳航式風洞」が実現する。現在とりあえず3kmに限定してこの設備の可能性を検討中であるが、予備実験的に宮崎大学と東北大学との共同で地面効果翼の研究開発を開始している。本研究はその報告である。

本研究では、JR総研リニア実験線跡地を曳航風洞として利用する際の実験方法または解析方法の確立を目的とし、実験・解析を行った。翼型には既存結果の多いNACA4412を使用し、翼表面の圧力分布の測定とタフト法による翼表面の流れの観察を行った。

## 2. 実験装置

実験装置の曳航部分をFig. 1に示す。左側から測定部、測定部支持台車、加速車の順である。測定部には供試翼型が取り付けられている。最後部の加速車が、その前の支持台車を押して一定速度に保ってガイドウェイを走行する。ガイドウェイの幅は4.5m、高さは1.4m、走行距離は1kmの区間を使用した。支持台車は、前後左右にガイドウェイの側壁に接して合計4個のタイヤを有し、安定して測定部を保持して走行可能である。これまで、時

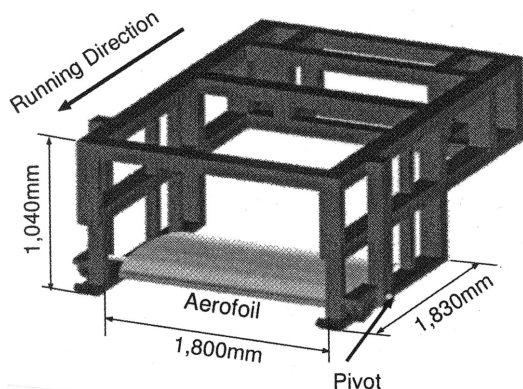


Fig. 2 Test section and aerofoil

速 100km までの実績がある。

翼型には既存データの多い NACA4412 を用いた。翼弦長は 1,000mm、翼幅は 1,810mm である。合計 12 枚の木製のリブを 3 本のパイプで固定し、それに厚さ約 1.3mm のグラスファイバーを張り付けて翼の表面を形成している。測定部の側壁には流れの二次元性を保つために、厚さ 6mm のアクリル製の翼端板を取り付けてある。その下端と地面との間隔は約 10mm 程度である。翼を支持する軸は、前縁から 1/4 弦長点にあり、地面からの高さ、迎え角を任意に変えられるようになっている。翼表面の圧力分布を測定するための測定孔は、内径が 1mm で、上、下面で合計 37 個設けている。圧力の測定には 6 個の半導体圧力変換器を用い、それらは翼型の内部の空間に設置している。圧力測定孔と半導体圧力変換器の間はシリコンチューブで繋いでいる。

測定部の下端には前後に 2 個のレーザー式変移計が取り付けられており、走行中の測定部の地面からの高さを常時測定している。また、測定部の前部には、気流速度を計測するためのピトー管が取り付けられており、全圧および静圧は差圧型半導体圧力変換器に導かれている。

### 3. 予備実験

**3.1 走行試験** 翼型の空力特性を調べる実験に入る前に、ガイドウェイの凹凸が測定部の振動に与える影響を調べた。加速車速度を 5km/h 間隔で 80km/h まで変化させて走行した結果、50~60km/h で測定部が共振したため、以降の実験は 40km/h と 70km/h で行なった。

**3.2 データのサンプリング条件の決定** 半導体圧力変換器で翼表面の圧力とピトー管の圧力を測定する。また、翼に働く揚力、あるいは測定部の振動に起因する測定部の地面からの高さの変化を測定するために、測定部の前方、後方に合計 2 個のレーザー変移計を設置して

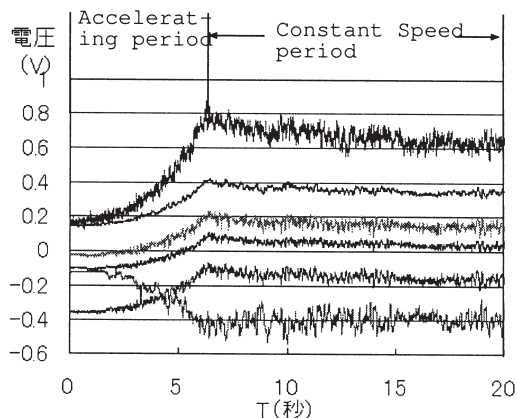


Fig. 3 Time history of sampling data about aerofoil surface pressures and Pitot tub.

いる。これらのデータは走行中パソコンに記録される。データの収集は加速車が静止の状態から加速域、さらに一定の走行状態までの間に行なわれる。データの収集には、KEYENCE 社製の WAVE SHOT を使用した。

本実験では、走行速度を 40km/h と 70km/h の二通りについて行なった。加速車はフル加速をした場合、40km/h に到達するのに約 8 秒を要したので、サンプリング周波数を 100kHz、データ数を 2,048 個とした、従って、データの収集時間は約 20 秒である。Fig. 3 に示すように、走行開始から 8 秒以降速度が定常状態になる。定常状態の区間を時間平均して、対気速度および翼表面圧力を求めた。走行速度が 70km/h の場合には、到達までに約 12 秒かかった。そこで、サンプリング周波数を 50Hz、収集データ数を 2048 個とすることで、データ収集時間を約 40 秒にした。

## 4. 実験結果および考察

**4.1 実験パラメータ** 圧力測定孔が 37 個に対して、翼表面の圧力測定に用いた半導体圧力変換器は 6 個なので、翼表面の圧力分布を計測するには 7 回の走行が必要である。1 回毎に気温変化や風等の変化に起因するセンサーや増幅器のゼロ点のずれを補正するため、走行開始前に、圧力測定孔をスポンジ等で覆い無風状態にした。

実験は Tab. 1 に示すパラメータについて行なった。ただし、 $h/c$  は翼後縁の地面からの高さである。地面が固体壁なので、 $h/c = 0.025$  まで近付けている。迎え角が  $2^\circ$  以下では、1/4 弦長点付近が地面に接する恐れがあるので測定していない。また、max は測定部でとれる最大高さの状態を表している。

**4.2 翼表面圧力分布** Fig. 4 は、迎え角  $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$  における翼表面の圧力分布を種々の地面からの高さについて示している。(a)  $\alpha = 8^\circ$  において、

Tab. 1: Experimental parameter

$\alpha$	$0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 8^\circ$
$h/c$	0.025, 0.05, 0.1, 0.2, max (0.4 ~ 0.45)

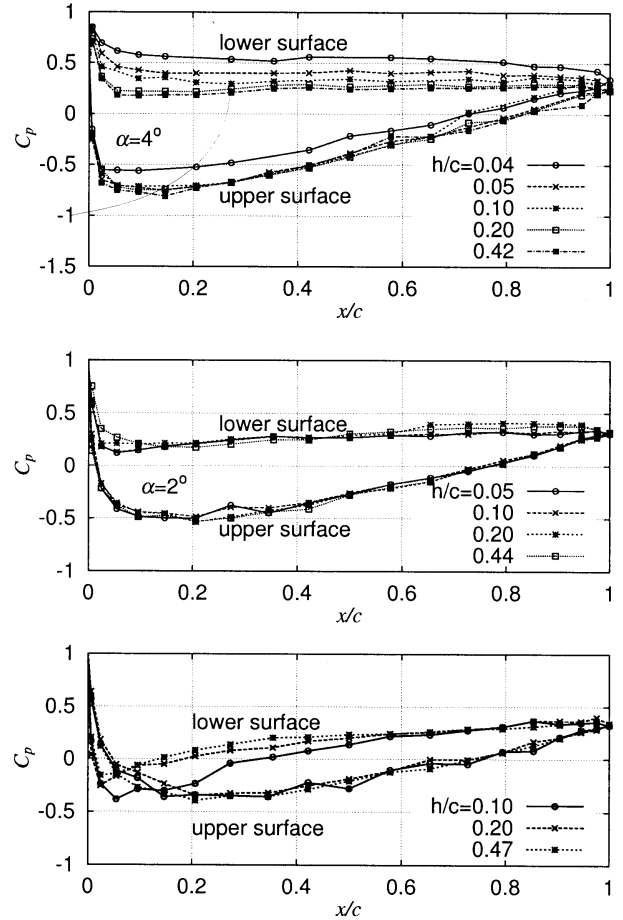
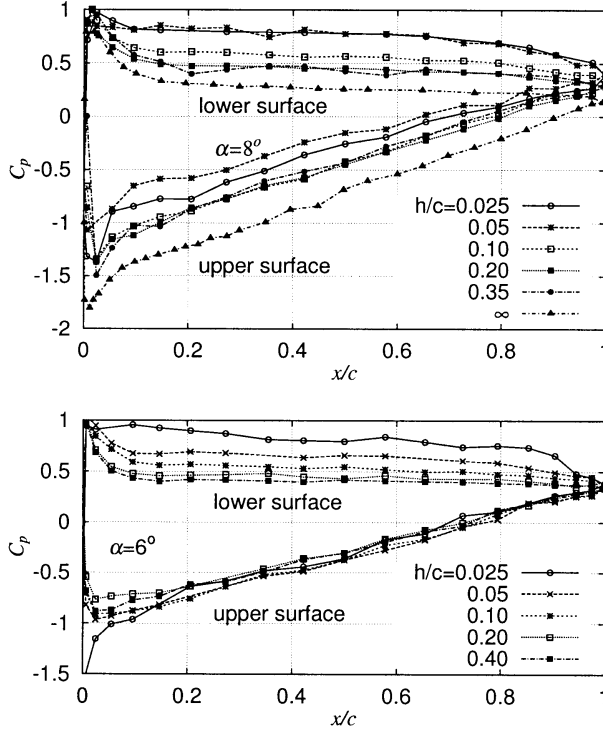


Fig. 4 Pressure distributions on the aerofoil in ground effect. Angle of attack:  $8^\circ, 6^\circ, 4^\circ, 2^\circ, 0^\circ$

$h/c = \infty$  の結果<sup>(2)</sup>と比較すると、地面に近づくほど翼下面と地面の間でラム圧が上昇していることが分かる。この傾向は迎え角が  $2^\circ$  まで現われている。しかし、使用した翼型 NACA4412 は翼弦と翼下面とのなす角度が  $2^\circ$  であり、翼の下面は地面とほぼ平行になるのでラム圧は発生していない。 $\alpha = 0^\circ$  では、翼下面と地面との間のベンチュリー効果のために地面に近づくほど圧力は低下し、最小値は負圧になっている。

一方、翼の上側では地面に近づくほど、地面のために流線の湾曲が小さくなるので、圧力の低下が抑制されることが知られている。実験では、この傾向が、迎え角が  $4^\circ, 6^\circ$  および  $8^\circ$  においてよく現われている。

**4.3 空気力特性** 翼表面 37 点において測定した圧力分布から、揚力係数、モーメント係数、抗力係数、空気力中心を求めた。従って、ここで得られた抗力は形状抵抗のみである。翼端板を付けているので流れの二次元性は高く誘導抗力は含まれていない。

Fig. 5 に揚力係数に及ぼす地面高さの影響を示す。前述のように NACA4412 翼型は翼下面は翼弦に対して約  $2^\circ$  傾いているので、迎え角が  $0^\circ$  では翼下面と地面との間の流路におけるベンチュリー効果のために、地面に

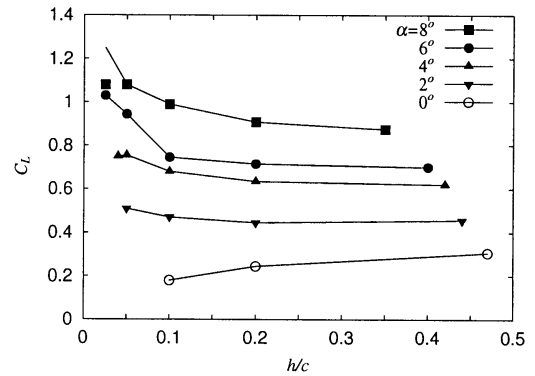


Fig. 5 Lift coefficient vs height

近づくほど揚力は低下する。迎え角が  $2^\circ$  以上では地面に近づくほど揚力係数は、翼下面と地面との間のラム圧の上昇に起因して増加する。その傾向は  $h/c$  が 0.05 以下で顕著に現れる。しかし、地面に地面に近付き過ぎると増加傾向が押えられているが、これは本装置の翼の支持方法に起因しているものと考えられる。すなわち、翼の支持が前縁から  $1/4$  弦長の一箇所であるため、大きな頭下げモーメントのために走行時の実際の迎え角が若干

小さくなることと、発生する大きな揚力のために、タイヤを備えた支持台車と取り付けられた測定部そのものが地面からわずかではあるが地面から離れることが原因しているともと思われる。

圧力分布から抗力を求めた。その結果、抗力は地面に近付くとわずかではあるが抗力が増加する傾向があるが、揚力の増加傾向が大きく、迎え角が 2~6 度の範囲では 50~120 の範囲にあった。また、前縁周りのモーメント係数を求めた。地面に近づくほど頭下げモーメントが大きくなる地面効果翼の特性を示す結果が得られた。また、迎え角が大きいほど頭下げモーメントが大きくなった。

## 5. タフト法による翼表面における流れの可視化

タフトには直径約 0.8mm、長さ 50mm の毛糸を、翼弦および翼幅方向に 70mm 間隔で貼り付けた。翼の上表面には前縁から後縁まで、翼幅方向には翼端から 1,250mm の範囲に 252 本、翼下面には翼幅方向に 900mm の範囲に 182 本のタフトを貼り付けた。Fig. 6 に  $\alpha = 8^\circ$ 、(a)  $h/c = 0.36$ 、(b)  $h/c = 0.05$  の場合を示す。地面に近づくほど背面の後縁付近で剥離の範囲が上流側に広がるのが分かる。一方、翼の下面においては、 $\alpha = 2^\circ \sim 8^\circ$ 、 $h/c = 0.1 \sim \max$  の範囲において可視化を行なったが、いずれのパラメータにおいても剥離は見られなかった。

## 6. 結言

JR 総研リニア実験線を曳航風洞として利用し、翼表面の圧力を測定することにより、翼下面のラム圧の上昇、また、ベンチュリー効果による圧力の低下等地面効果特有の性質を捉えることができた。

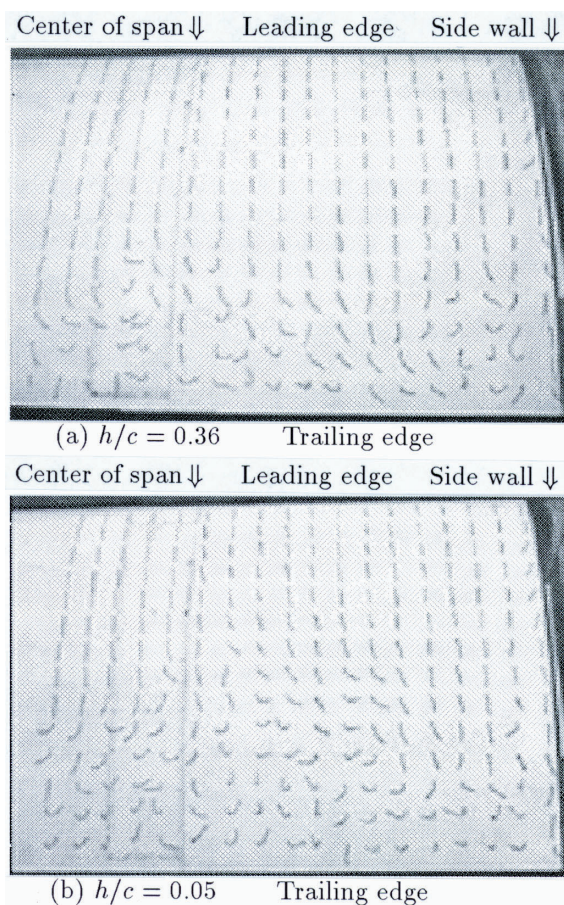


Fig. 6  $\alpha = 8^\circ$ ,  $h/c = 0.36$  and  $0.05$

## 参考文献

- (1) 小濱泰昭, 機誌, 102-3(1999), 93-95.
- (2) L. H. Abbott & A. E. Von Von Doenhoff, Theory of wing sections, (1949), Dover Publications.