U字型, V字型エアロトレイン翼の地面効果特性*

石 塚 智 之^{*1}, 小 濱 泰 昭^{*1}
加 藤 琢 真^{*1}, 吉 岡 修 哉^{*1}Experimental Investigations on the Ground Effect Characteristics
of the U-shaped and V-shaped Wing Designs for the Aero-TrainTomoyuki ISHIZUKA^{*2}, Yasuaki KOHAMA,
Takuma KATO and Shuya YOSHIOKA^{*2} Institute of Fluid Science, Tohoku University,
2-1-1 Katahira, Aoba-ku, Sendai-shi, Miyagi, 980-8577 Japan

This paper describes the investigations on the aerodynamic characteristics of a U-shaped and V-shaped wing in ground effect. The lift, drag, side force, and rolling moment were measured in a low turbulence wind tunnel, using a 6-component balance. The flow over the upper surface was visualized by the tuft method. The results obtained were as follows: The U-shaped and V-shaped wing had an almost equivalent lift-to-drag ratio compared to a planar wing. This was due to the dihedral angle of U-shaped and V-shaped wing, resulting in a decrease of the induced drag. While separation only occurred on the V-shaped wing at an attack angle of 6 degree, a higher lift-to-drag ratio of the U-shaped wing was obtained at attack angle of 4 and 6 degree. With both wings, an almost equal restoring force and an even higher restoring moment were obtained than with a conventional box-shaped wing. Thus, the U-shaped and V-shaped wing offer a more suitable wing configuration for the Aero-Train than a conventional wing does.

Key Words: Fluid Force, Separation, Flow Visualization, Aero-Train, Lift-to-Drag Ratio, Wing in Ground Effect, U-shaped Wing, V-shaped Wing

1. 緒 言

現在, 東北大学・宮崎大学共同日向灘研究施設において環境親和型的高速輸送システムである地面効果翼機エアロトレインの浮上走行実験(図1)が行われている。エアロトレインとは翼の揚力によって軌道内を浮上し, 高速走行する輸送システムである。これは翼の地面効果を積極的に利用し, 翼の揚抗比を増加させることで消費エネルギーを大幅に減少させ, 最終的には新幹線やリニアモーターカーに代わるゼロエミッションの輸送システム実現を目指している⁽¹⁾。翼の地面効果とは, 翼が地面近くを飛行する際に地面により翼周囲の流れが変化し, 空力特性, すなわち揚力, 抗力, モーメント係数が変化する現象であり, その原理は地面を対称面と仮定した鏡像により説明することができる⁽²⁾。

エアロトレインの実用化のためには, 揚抗比が高く

Fig. 1 Model of Aero-Train ART002

自己安定性に優れた地面効果翼の研究が不可欠である。エアロトレインの揚抗比向上のためには翼下面は膨らんでいるものよりも平面かへこみを持つものが適していること⁽³⁾, 翼端板を地面に接近させる事が有効であること⁽⁴⁾, そして浮上翼と案内翼の間に発生するはく離の抑制にはフィレットが有効であること^{(5)~(7)}が実証されている。また静安定性に関しては凹字型翼により凹字型軌道に非接触で浮上走行できること⁽⁸⁾が示された。しかし, 現在のエアロトレイン実験模型の揚抗比は10程度であり, 目標値である20~30⁽¹⁾に及ばない。また安定性に関しても, 凹字型軌道中を非接触で走行

* 原稿受付 2005年6月22日。

^{*1} 正員, 東北大学流体科学研究所(〒980-8577 仙台市青葉区片平2-1-1)。

E-mail: ishizuka@ltwt.ifs.tohoku.ac.jp

できるものの走行中激しく振動しており、自己安定性を向上させる必要がある。従来の研究ではリニアモーターカー実験軌道の凹字型軌道中での揚抗比と自己安定性の向上を目的に研究がされてきたが、エアロトレイン専用の軌道と翼形状を研究することで、揚抗比と自己安定性をさらに向上できると考えられる。

以上のことから本研究の目的は、エアロトレインの揚抗比と自己安定性を向上させるために軌道形状と翼形状を最適化することである。そのために本研究ではU字型とV字型の軌道と上半角を持つ翼形状を提案し、風洞実験により揚力、抗力、横力、及びローリングモーメントを測定した。また、タフト法による翼上面の可視化を行った。U字型翼を持つエアロトレインの実験模型を図2に示す。

Fig. 2 U-shaped Aero-Train wing model

2. 主 な 記 号

c	: 翼弦長 [m]
C_D	: 抗力係数
C_F	: 横力係数
C_L	: 揚力係数
C_l	: ローリングモーメント係数
h	: 翼後縁から地面までの距離 [m]
L/D	: 揚抗比
r	: U字型翼の曲率半径 [mm]
Re	: 翼弦長を代表長さとしたレイノルズ数
U_∞	: 主流速度 [m/s]
y	: 釣合い位置からの水平方向の変位 [m]
z	: 地面から垂直方向の変位 [m]
α	: 迎角 [deg]
γ	: V字型翼の上半角 [deg]
θ	: U字型翼の中心角 [deg]

3. 実験装置及び実験方法

本実験は東北大学流体科学研究所の低乱熱伝達風洞で行った。測定部は開放型にした。h/cに対する C_L と C_D の傾向は固定地面板を用いた場合とムービングベルトを用いた場合とで大きくは変わらないので⁽³⁾⁽⁴⁾, U字型, V字型軌道の模擬に固定板を用い、平板上の境

界層の影響は全ての翼に等しく影響している状態で特性を比較した。流体力の測定には六分力天秤を用いた。

(a) Schematic of test section

(b) Planar wing

(c) V-shaped wing

(d) U-shaped wing

Fig. 3 Experimental set up

3.1 流体力の測定方法、及び可視化方法 流体力の測定方法の概略図を図3(a)に、実験風景を図3(b)(c)(d)に示す。測定領域の上に六分力天秤を設置し、翼を六分力天秤にワイヤーでつるし揚力、抗力、横力、及びローリングモーメントを測定した。翼を固定し、天秤で流体力を測定するために錘をつるしたが、そのために固定板に小孔を開けた。翼端板は翼の迎角が 2° の時に翼端板下端と地面とが平行になるように

Fig. 4 Parameters in the case of sideslip

Fig. 5 Front view of wing models and guides

Fig. 6 NACA6412-modified aerofoil

Fig. 7 Curve fit of C_L of NACA6412-modified

取り付けた。ワイヤーと治具に発生する抗力は予備実験で測定し、その値を差し引くことで翼型モデルの抗力成分を求めている。U字型翼と平面翼も同様の方法で測定した。この六分力天秤の測定精度は抗力 $\pm 5\text{g}$ 、揚力 $\pm 20\text{g}$ 程度であり、これはそれぞれ抗力係数 $\pm$

Fig. 8 Dihedral angle

0.00111, 揚力係数 ± 0.0308 に相当する。

主流速 U_∞ は 30.0m/s とし、翼弦長を基準長さとしたレイノルズ数 Re は 6.0×10^5 とした。揚力と抗力の測定に関して、パラメータは $\alpha = 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ とし、 h/c を 0.02 から 0.10 まで変化させた。また横方向の静安定性に関しては、図4のように釣合い位置から水平に変位した時の横力とローリングモーメントを測定した。迎角を 2° 、 z/c を $0.03, 0.05, 0.07, 0.10$ とし、 y/c を 0 から 0.14 まで変化させた。地面効果翼は翼下面と地面とのなす角が重要なので、本論文では α は通常の設定とは異なり、翼下面と水平の面のなす角度とした。

また、本実験では翼上面の流れの可視化にタフト法を用いた。タフトは糸を約 $3 \sim 4\text{cm}$ に切ったもので、テープで翼の表面に貼り付けた。

3.2 供試模型 実験に用いたU字型, V字型翼と平面翼の模型と固定板を図5に示す。翼型はNACA6412改翼型であり、これを図6に示す。これは図1に示した実走行実験モデルで採用されている翼型で、NACA6412の底面を水平にし、地面に接近した時の離れを防止するために後縁部の傾斜を緩やかにしてある。いずれの翼も翼弦長は 300mm 、翼幅は 400mm であり、U字型翼とV字型翼のデータを無次元化する際の代表面積は上方投影面積とした。本研究ではU, V字型翼の横力を $h/c=0.05$ の時の凹字型翼⁽⁸⁾の横力と等しくすることにした。そのためV字型翼の上半角は以下のようにして決めた。まずは図7のようにNACA6412改平面翼の揚力係数と h/c の関係を

$$C_L(h/c) = 0.39 + 0.88 \exp\left(-\frac{h/c}{0.033}\right) \quad (1)$$

と近似した。そしてこの揚力係数から翼の結合の影響を無視して翼幅を一定とし、上半角 γ をパラメータにして釣合いの位置から水平に変位した時の横力係数を

(a) $\alpha = 2^\circ$ without ground (b) $\alpha = 2^\circ$ $h/c = 0.02$ (c) $\alpha = 6^\circ$ without ground (d) $\alpha = 6^\circ$ $h/c = 0.02$

Fig. 9 Flow visualization of V-shaped wing

図 8(a) のようにして算出した. このときの横力係数は

$$C_F(\gamma) = \frac{1}{S} \int_{-\frac{S}{2\cos\gamma}}^{\frac{S}{2\cos\gamma}} C_L \sin\gamma ds \quad (2)$$

である. $h/c = 0.05$ の時の凹字型翼⁽⁸⁾と V 字型翼の dC_F/dx を比較したところ, 上半角 γ が 19.1° の時に従来の凹字型翼と同じ横力が発生することがわかった. そこで上半角 γ はこの値に近い 20° に決定した. U 字型翼に関しても同様の方法で翼が湾曲した影響を無視して翼幅を一定とし, 図 8(b) のように中心角を定義すると横力係数は

$$C_F(\theta) = \frac{1}{S} \int_{-\theta/2}^{\theta/2} C_L \sin\theta r d\theta \quad (3)$$

となる. 翼幅は 400mm で一定なので三平方の定理より

$$r = \frac{400}{\sqrt{2(1 - \cos\theta)}} \quad (4)$$

となる. (4) を (3) に代入し, $h/c = 0.05$ の時の凹字型翼と U 字型翼の dC_F/dx を比較したところ中心角 θ が 65.9° , この時の曲率半径 r が 367.2mm で従来の凹字型翼と等しい横力係数が得られることがわかったので, 中心角 θ を 66° を曲率半径 r を 367mm とした.

4. 実験結果及び考察

4.1 タフト法による翼上面の可視化 タフト法による翼上面の可視化結果を V 字型翼は図 9 に, U 字型翼は図 10 に示す. これらの写真はタフトを見やすくするために画像処理により翼表面の色を濃くしてタフトを強調してある.

まず V 字型翼に関して, $\alpha = 2^\circ$ で地面無しでは図 9(a) より, はく離は発生していない. $\alpha = 2^\circ$ で $h/c = 0.02$ は図 9(b) であるが, 翼後部の結合部でタフトの振動が見られ, はく離の上流部で見られる現象が確認された. このことより翼が地面に接近するほ

(a) $\alpha=2^\circ$ without ground (b) $\alpha=2^\circ$ $h/c=0.02$ (c) $\alpha=6^\circ$ without ground (d) $\alpha=6^\circ$ $h/c=0.02$

Fig. 10 Flow visualization of U-shaped wing

ど翼結合部ではく離が発生しやすくなっていることがわかる。これは翼後方で上面からの流れが地面により水平方向に曲げられ、逆圧力勾配が大きくなっていると考えられる。また $\alpha=6^\circ$ で地面無しは図 9(c) であるが、同様に翼後部の結合部でタフトの振動が見られた。迎角の増加により翼結合部で圧力勾配が増加しはく離しやすい状態になっている。そして、 $\alpha=6^\circ$ で $h/c=0.02$ では図 9(d) より、翼結合部でのタフトの向きからはく離が発生していることがわかる。これは迎角の増加と地面への接近の両方が原因で翼結合部の逆圧力勾配が増加したためであると言うことができ、これにより揚力の減少と抗力の増加が起こっていると考えられる。

一方、図 10 から U 字型翼ではいずれの状態でもはく離は発生していないことがわかる。タフトの振動も見られなかった。これは U 字型翼は V 字型翼と異なり翼が滑らかに湾曲しており、翼結合部が存在しないこ

とが原因である。はく離が発生しないので、迎角 6° では V 字型翼と比較して U 字型翼のほうが高い揚抗比を得ることができると考えられる。

4.2 U 字型翼, V 字型翼の揚力, 抗力, 及び揚抗比
U, V 字型翼と平面翼の揚力係数, 抗力係数, 及び揚抗比の比較を図 11 に示す。

まず揚力係数を比較すると、迎角 2° において U 字型翼と V 字型翼は平面翼とほぼ等しい揚力を発生させていることがわかる。同様に、 $4^\circ, 6^\circ$ の場合も U 字型翼と V 字型翼にほとんど差は見られない。翼の結合や湾曲の揚力係数への影響は無視できるほど小さいことがわかった。現在のエアロトレイン実験機は巡航状態において翼の迎角は 2° で浮上走行しているの、U 字型翼と V 字型翼は十分な揚力を発生させていると言える。次に抗力係数を比較すると迎角 2° では U 字型翼, V 字型翼, 及び平面翼にほとんど差が無い。しかし、迎角 $4^\circ, 6^\circ$ では U 字型翼のほうが V 字型翼よりも

Fig. 11 Aerodynamic characteristics of U-shaped and V-shaped wings

抗力係数が小さくなっている。これは可視化結果より迎角 $4^\circ, 6^\circ$ でV字型翼上面にはく離が発生し抗力が増加したことが原因であると言える。

揚抗比を比較すると、迎角 2° ではU字型翼とV字型翼は平面翼に近い揚抗比を得ている。現在のエアロトレイン実験機に用いられている凹字型翼は翼結合部ではく離するため揚抗比が下がり $h/c = 0.04$ で揚抗

Fig. 12 Reduction of downwash velocity

比 17 となっており^{(5)~(7)}, U字型翼とV字型翼は凹字型翼よりも揚抗比に優れていると言える。また、迎角 $4^\circ, 6^\circ$ ではU字型翼はV字型翼よりも大きい値を得ている。これも翼上面にはく離が発生しないためである。このことから、U字型翼はV字型翼よりも、離陸時などの迎角が大きくなった時の揚抗比に優れていると言える。

4.3 上半角による誘導抵抗の抑制 図 11(b) より迎角 2° のU, V字型翼は翼の表面積が平面翼よりも大きいにもかかわらず、平面翼とほぼ同じ程度の抗力しか発生していない。これは以下に示すような上半角による誘導抵抗の減少が発生していると考えられる。まず、翼弦に沿って分布する渦糸は翼端で合成されて翼端渦となる。図 12 に示すように平面翼では翼端渦による誘導速度がそのまま翼の吹き下ろし速度になるのに対し、U, V字型翼では誘導速度の翼に垂直な方向の成分が翼の吹き下ろし速度となる。このためU, V字型翼の吹き下ろし速度は平面翼よりも小さくなり、吹き下ろし角が小さくなるため誘導抵抗が小さくなっていると考えられる。ここで、空気密度を ρ 、循環を Γ 、吹き下ろし速度を w 、スパン方向の長さを b 、微小な翼幅を dy とすると誘導抵抗 D_i は以下の式で表される。

$$D_i = \rho \int_{-b/2}^{b/2} w \Gamma dy \quad (5)$$

Fig. 13 Side force and rolling moment coefficients of U-shaped and V-shaped wing

U 字型翼と V 字型翼は平面翼よりもスパン方向の長さ b がそれぞれ 5.7 %, 6.5 % 増加しているため、誘導抵抗 D_i も増加すると考えられる。しかしここで V 字翼について考えると $\cos 20^\circ \cong 0.94$ なので、吹き下ろし速度 w が約 6 % 減少すると考えられる。よってスパン方向の長さ b の増加した分の誘導抵抗 D_i の増加は、吹き下ろし速度 w の減少による誘導抵抗の増加とほぼ等しく、そのため V 字翼と平面翼の抗力係数がほぼ等しくなると考察される。U 字翼についても同様の考察ができると考えられる。

4.4 水平方向に変位した時の横力、ローリングモーメント 図 13 に U, V 字型翼が釣合いの位置から水平方向に変位したときの横力とローリングモーメントを示す。実線は $h/c = 0.048$ の凹字型翼による横力とモーメント係数⁽⁸⁾を示している。横力係数を比較すると $z/c = 0.05$ の U, V 字型翼と凹字型翼の横力係数は $y/c < 0.04$ の範囲でほぼ等しい。エアロトレイン浮

上走行実験のスパン方向の変位はフラップとラダーで姿勢を制御する事により $y/c < 0.04$ 以内に収まっており⁽⁸⁾, $y/c > 0.04$ は実用上起こらないと想定できるので、復元力に関してはこれら 3 種類の翼はほぼ等しいと言える。一方、ローリングモーメント係数を比較すると $z/c = 0.05$ の U, V 字型翼の方が $z/c = 0.048$ の凹字型翼よりも大きいので、復元モーメントに関しては U, V 字型翼の方が優れていると考えられる。横力係数、ローリングモーメント係数ともに z/c が小さくなるほど大きくなっており、地面効果により揚抗比だけではなく自己安定性も向上することが確かめられた。

また、U 字型翼はカーブする時に軌道の円弧に平行な横滑りをすると考えられるので、今後は U 字型翼が軌道の円弧に平行に変位した時の円弧中心角まわりのローリングモーメント係数を新しく定義し、測定を行う必要があると考えられる。

5. 結 言

エアロトレインの揚抗比と自己安定性を向上させるために、U 字型と V 字型のエアロトレイン翼を提案し、その特性を風洞実験により測定し、可視化も行った。その結果以下の知見が得られた。

1. 迎角 2° の時には U, V 字型翼は平面翼とほぼ等しい揚抗比を得ることができる。これは上半角によって吹き下ろし角が減少したからであると考えられる。
2. 迎角 $4^\circ, 6^\circ$ の時には U 字型翼は V 字型翼よりも高い揚抗比が得られる。これは U 字型翼は迎角が大きくなっても翼上面にはく離が発生しないからである。
3. U, V 字型翼は凹字型翼と比較して、浮上走行実験で起こりうる範囲内でほぼ等しい復元力とより大きい復元モーメントを得ることができる。この復元力と復元モーメントは地面効果により増加する。
4. U 字型翼と V 字型翼は揚抗比と自己安定性がともに従来の凹字型よりも優れており、エアロトレインに適した翼と軌道の形状であると言える。

6. 謝 辞

本実験に多大なる御協力を頂いた東北大学流体科学研究所鈴木功研究支援推進員に深く感謝の意を表し

ます。

文 献

- (1) Kohama, Y., Human Friendly High Speed Vehicle "Aero-Train", *Aeronautical and Space Science Japan*, Vol.50, No.585, (2002), pp.225-229.
- (2) Tani, I., The Effect of Ground upon the Aerodynamic Characteristics of a Wing, *The Journal of the Society of Aeronautical Science of Nippon*, Vol.4, No.26, (1937), pp.175-189.
- (3) Tomaru, H., Kohama, Y., Wind-Tunnel Investigation of Aerofoil for Wing in Ground Effect, *NAGARE*, No.10, (1990), pp.47-60.
- (4) Ishizuka, T., et al., Wing in Ground Effect Characteristics of Circular-Arc Aerofoils for Aero-Train, *Transactions of Japan Society of Mechanical Engineers*, Series B, Vol.70, No.693, (2004), pp.1179-1185.
- (5) Yoon, D., et al., Improvement of the Aero-train Aerodynamic Performance by Controlling Wing Interactions, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers*, Series B, Vol.70, No.694, (2004), pp.1433-1440.
- (6) Yoon, D., et al. First International Symposium on Flow dynamics 2004 Sendai, CD-ROM.
- (7) Kohama, Y., and Yoon, D., IUTAM Symposium on Laminar-turbulent transition 2004 Bangalore (in press).
- (8) Kikuchi, S., et al., Development of the Stability Control Method of the Aero-Train, *Transactions of Japan Society of Mechanical Engineers*, Series B, Vol.71, No.78, (2005), pp.2030-2037.