エアロトレインの翼干渉制御による空力性能向上*

尹 童 熙^{*1}, 渡 部 英 夫^{*2}
小 濱 泰 昭^{*3}, 菊 地 聡^{*3}Improvement of the Aerotrain Aerodynamic Performance by
Controlling Wing InteractionsDonghee YOON, Hideo WATANABE,
Yasuaki KOHAMA^{*4} and Satoshi KIKUCHI^{*4} Institute of Fluid Science, Tohoku University,
2-1-1 Katahira, Aoba-ku, Sendai-shi, Miyagi, 980-8577 Japan

Aerotrain is a high speed ground transportation system using natural energy resources. It has vertical side wings at each tip of main wings arranged in tandem to regulate automatically its lateral position in a guide way by the Wing-in-Ground effect between the side wings and side walls. According to the data obtained from the wind tunnel experiment, the interaction of main wing and side wing was higher in the ground effect than in free stream condition. The present work tried to raise the aerodynamic efficiency by using attached fillet in the sharp corner between the side wing and main wing, we can considerably improve the aerodynamic characteristics, that is, over all lift to drag ratio of the model. The results show that the optimum conditions of lift to drag ratio depends on the elimination of separation area by means of the shape and size of the fillet.

Key Words: Flow Control, Separation, Flow Visualization, Wing-in-Ground Effect, Fillet, Aerotrain, Lift to Drag Ratio

1. 結 論

エアロトレインは新しい概念の浮上型高速交通システムである。地面効果を積極的に利用することで、エネルギー消費を最小化し高効率化が可能である。

地面効果とは翼が地面近傍を飛行するとき、地面の存在により翼下面での圧力上昇の効果と翼端渦が抑制される効果により翼の揚抗比が大きく向上する空力現象である。

エアロトレインは凹型の平滑なガイドウェイ内において翼を使って非接触で極めて低い高度を高速浮上走行するために、波の影響を避けるため十分な高さが要求される水面効果艇より高効率化が可能である。また、エアロトレインはタンデム配置された前後主翼の地面効果と主翼の両端に取り付けているサイド翼に働く側壁との地面効果によって自己安定的に走行安定性が得られる。しかし、主翼が両端のサイド翼と空力的に干渉しエアロトレインの揚抗比を悪化させていることが実浮上走行実験より明らかと

なっている。

本研究の目的は、主翼とサイド翼の接合部の接合面を滑らかにつなぐフィレットを用いて翼干渉を制御し、エアロトレインの揚抗比を向上させることである。まず、地面効果外の自由流中と地面効果領域で生じる翼干渉を比較、検討することより、地面効果が翼干渉に与える影響を調べた。次に、フィレットを用いて地面効果領域で翼干渉により形成される剥離領域の規模を制御し、剥離領域の大きさと空力特性との関係を検討した。また、エアロトレインに最適なフィレットの形状と大きさを探求した。

Fig. 1 The flying test using wool tufts at the Aerotrain right rear wing
(dotted line: points of separation)

* 原稿受付 2003年6月19日。

^{*1} 東北大学大学院流体科学研究所(☎980-8577 仙台市青葉区片平2-1-1)。

^{*2} 正員、都城工業高等専門学校機械工学科(☎885-8567 都城市吉尾町473-1)。

^{*3} 正員、東北大学流体科学研究所。

E-mail: kohama@lwt.ifs.tohoku.ac.jp

2. おもな記号

c	: 翼弦長 [mm]
C_b	: 抗力係数
C_L	: 揚力係数
C_{S^*}	: 横力係数
D	: 抗力 [N]
h_m	: 主翼高さ [mm]
h_s	: サイド翼高さ [mm]
L	: 揚力 [N]
LD	: 揚力比
r	: フィレット半径 [mm]
Re	: レイノルズ数 ($=U_\infty c/\nu$)
S	: 翼幅 [mm]
U_∞	: 主流速度 [m/s]
α_m	: 主翼の迎え角 [deg]
α_s	: サイド翼の迎え角 [deg]

3. 実験装置及び実験方法

実験には東北大学流体科学研究所の低乱熱伝達風洞を用い、測定部は開放型で使用した。ガイドウェイを模擬するための地面模擬法は地面板法を用いた。図2に測定部の概略、実験装置を示す。風洞壁面の1辺を下流に延長して翼根板を設け、その翼根板に3分力ロードセルを取り付けた。主翼の1/4弦長の位置の模型支持棒によりロードセルに模型は固定されている。この支持棒を回転させることで主翼の迎え角を自由に変えられるようになっている。なお、迎え角の定義は通常の翼の場合とは若干異なり、翼下面と地面板の間の角度と定義する。また、翼根板とロードセルを上下方向に動かすことにより主翼と地面板の距離、つまり主翼高さを変化させることができる。地面板上には直角に側壁模擬板を立ててガイドウェイ側壁を模擬した。翼の前縁は地面板の前縁から40mm下流になるよう設置した。また、座標系は図2に示す通りで、 x は主流方向、 y は高さ方向、 z はスパン方向である。

翼模型の形状を図3に示す。模型の大きさは実機モデル(図1)の1/10とした。主翼の翼形はNACA 6412m、サイド翼の翼形はCLARK Y60であり、主翼のNACA 6412mはNACA6412を地面効果特性を考え改良したものである。

主翼と翼根板の間には翼幅50mmの主翼と同一形状のダミーが設置されており、翼根板による影響をなくした。更に、主翼とダミーの隙間は0.2mmと極力狭くし隙間による影響を少なくした。

主翼の高さ h_m と迎え角 α_m を変化させ、揚力 L と抗力 D を測定した。また、ロードセルの向きを変えてサイド翼に働く揚力と抗力も測定した。サイド翼の揚力はエアロトレインにおいては進行方向に垂直横方向に作用する力なので、横力と呼ぶことにする。実験ではサイド翼の迎え角 $\alpha_s=2^\circ$ で一定とした。

フィレットの形状は飛行機設計論⁹⁾や渡部らの講演概要集⁹⁾を参考とし決定した。また、フィレットの大きさを変化させながら翼干渉による剥離領域を油点法によって観察し、剥離領域の変化による揚抗比 LD を測定した。流速の測定にはシングルプローブの定温度型熱線流速計を用いた。また、主流速度は $U_\infty=35\text{m/s}$ 、レイノルズ数 $Re=3.5\times 10^5$ で一定として実験した。

Fig. 2 Experimental setup

Fig. 3 Layout of the wing model with the ground plate

4 実験結果および考察

4・1 地面板及び側壁模擬板上の流れ場

はじめに、地面板法による地面板と側壁模擬板の模擬が適切になされていることを確かめるために地面板上と側壁模擬板上の速度分布を計測した。実験を行ったサイド翼高さ h_s は 9mm である。

図 5 は翼がない状態での地面板及び側壁模擬板上の流れ場を表している。(a) は地面板上の速度分布を計測したもので、主翼の前縁から下流方向に 5mm の位置 ($x = 45\text{mm}$) で主翼の左右端 ($z = 210\text{mm}$, $z = 50\text{mm}$) の 2 点と後縁 ($x = 190\text{mm}$) の同様の 2 点 $z = 210\text{mm}$, 50mm を計測したものを示す。境界層厚さを見積もると、主翼の前縁では 1mm 以下、主翼の後縁では 2~3mm である。また、(b) は側壁模擬板上のサイド翼の前縁 ($x = 90\text{mm}$) と後縁 ($x = 190\text{mm}$) の左右の端 ($y = 13\text{mm}$, 113mm) での 4 点を計測したものを示す。境界層厚さは、サイド翼前縁では約 1mm、後縁では 3mm 程度である。この測定結果から、地面板と側壁模擬板上の翼の前縁と後縁の位置における境界層厚さを見積もると、本実験に用いる主流速度 $U_\infty = 35\text{m/s}$ では 2~3mm で、フィレットの効果と比較する上では特に支障はないと考える。

地面板と側壁模擬板の接合部およびダミーと主翼の接合部で流れ場が乱れていないかを確認するために油点法で可視化した結果を図 4 に示す。(a) の地面板と側壁模擬板の接合部を可視化したものでは、接合部に剥離領域は見られなかった。また、(b) の主翼とダミーの隙間を可視化したものでも滑らかに流れており、揚力と抗力を測定するのに問題ない流れとなっていることが確認できた。

(a) Ground and side plate

(b) Dummy

Fig. 4 Oil flow visualization

(a) Velocity profiles over the ground plate

(b) Velocity profiles over the side plate

Fig. 5 Velocity profiles over the ground plate and side plate

4・2 フィレット形状

フィレット形状の最適化の基礎実験として、空力特性を重視してフィレット形状を決める。まず、図 6 に示す 3 種類のフィレットの形状 A, B, C でそれぞれの揚力と抗力を測定した。ここで、形状 A はサイド翼と主翼の接合部における翼の最大厚さの点から後方を覆い、さらに後縁における急激な断面積変化を避けるためにフィレットを後縁の下流まで延長し、後縁から下流で滑らかに絞ったものである。形状 B はフィレ

トAを翼の後縁で切断し、その少し上流から後縁までを急峻に整形したものである。形状Cは前縁から後縁までの主翼とサイド翼を滑らかに覆ったものである。この実験のみ、主翼とサイド翼共にNACA4415翼弦長 $c=70\text{mm}$ である翼型を使用し、主流速度 $U_\infty=50\text{m/s}$ である。図7に主翼の迎え角 α_m の変化によるフィレット無しの模型とフィレット付きの模型の C_L , C_D , L/D などの空力特性を示す。横軸は主翼の迎え角である。図7を見ると、全てのフィレット全ての主翼の迎え角に対して C_L を増大させた、また、フィレットによる C_L の差は認められなかった。全てのフィレットは C_D を減少させた。最も C_D が小さかったのはフィレットAの場合で、次がフィレットBの場合であった。その理由は、主翼とサイド翼の交叉部の隅に近い区域の気流は最大厚さの位置では狭められ、後縁部では広げられる。このためにフィレット厚さも増加するが、フィレットBとCの場合は、フィレット厚が増すにつれて翼後縁で、急にフィレットがなくなることによってフィレット後方での気流の抵抗がフィレットAと比べて増加したと考えられる。しかし、フィレットAの場合は、翼の外側にフィレットの尻尾を付けてフィレット断面積勾配を減らすことによって抵抗が減ったと考えられる。その結果、フィレットAは L/D の値が最も大きく他のものと比較して空力的優れていることがわかる。この実験結果より、フィレットAの形状に対して最適化実験を行った。一方、フィレットAの形状は翼干渉を減らすため、翼の最大厚さをずらした図8のような翼形状でも、上と同様なメカニズムで空力的優れていると考えられる。

Fig. 6 Three different fillet shapes

Fig. 7 Aerodynamic characteristics of the model with Fillets

4・3 翼干渉の制御による空力特性

4・3・1 自由流と地面効果での翼干渉影響の比較

Fig. 8 Oil flow visualizations without ground and side plates
($\alpha_s=2^\circ$, Free stream condition)

Fig. 9 Oil flow visualizations with the side and ground plates
($h_m=6\text{mm}$, $h_s=9\text{mm}$, $\alpha_s=2^\circ$, Ground effect condition)

図8は、自由流中における翼干渉による剥離領域を油点法を用いて可視化した結果である。自由流中では主翼の迎え角 α_m が増加しても剥離領域の大きさはほとんど変化しないことがわかる。図9は地面板と側壁模擬板における地面効果が働いた場合の翼接合部を可視化した結果である。この時主翼の高さ $h_m=6\text{mm}$ 、サイド翼の高さ $h_s=9\text{mm}$ である。写真の右側が上流である。図10は、主翼の前縁から下流の方に130mm下流 ($x=170\text{mm}$) での主翼とサイド翼の接合部付近の乱れ強さを熱線流速計により測定した結果である。ここで、横軸は主翼の上面から3mm上の位置、縦軸はサイド翼の上面から3mm上の位置である。

図9で、地面効果が働いた場合には翼接合部において油点の上流に流れている剥離領域が存在することがわかる。この剥離領域は主翼の α_m の増加とともに増加して $\alpha_m=4^\circ$ と $\alpha_m=6^\circ$ には大規模剥離領域を形成している。また、図10の地面効果内での乱れ強さを見ても $\alpha_m=4^\circ$ と $\alpha_m=6^\circ$ では乱れ強さが図9の可視化結果と同様に大きく増加しているのわかる。この剥離領域は主翼とサイド翼の接合部のサイド翼の最大厚さ（前縁から0.25c）付近から後縁まで非常に大きく形成されている。この可視化写真より、翼が地面に近づくと、また地面効果域内で迎え角が増加することにより、翼干渉の剥離領域が大きくなることが明らかになる。これは、地面が無い時には翼の下流では下向きの流れが発生しているが、地面が存在すると、その下向きの流れが抑制され、翼後縁での流れが曲げられ剥離が発生しやすくなる。

Fig. 10 Comparison of turbulence intensities near trailing edge of the wing ($h_m=6\text{mm}$, $h_s=9\text{mm}$, $\alpha_s=2^\circ$, $x=170\text{mm}$)

この現象が主翼とサイド翼の両方で発生し、干渉して大規模な剥離領域を形成すると考えられる。また、 α_m が大きくなると翼後縁で流れが大きく曲げられるため、剥離しやすくなると考えられる。

4・3・2 翼干渉による剥離領域と揚抗比の関係

図11に示すような形状のフィレットを付け、主翼の迎え角を 0° , 2° , 4° , 6° と変化させ、揚抗比 L/D の変化を測定した。また、フィレットの形状はラウンドの形状を1/4円を用い、ラウンドの半径を $r=40\text{mm}$ とした。さらにフィレットの長さはサイド翼の前縁から主翼とサイド翼の後縁とフィレットの尾まで滑らかな曲線となるようにした。図11に油点法を用いて翼面上の流れを可視化した結果を示す。図9の $\alpha_m=4^\circ$ と 6° の場合と比較すると、フィレット

を設けることによって剥離領域が減少していることがわかる。剥離領域が減少しているので空力特性が向上していると思われる。

Fig. 11 Oil flow visualization of the model ($r=40\text{mm}$)

図12は、主翼の迎え角 $\alpha_m=4^\circ$ の場合の主翼後縁の高さ h_m を変化させて測定した空力特性である。横軸は主翼弦長で無次元化した主翼後縁の高さ h_m/c_m である。図12をみると、フィレットを付けることにより C_L が増大し、 C_D が減少し、その結果 L/D が増大することがわかる。なお、主翼の迎え角 0° 、 2° 、 6° の空力特性は 4° と同様な傾向を示した。

表1に $h_m/c_m=0.1$ での空力特性のフィレットの有無による違いをまとめたものを示す。主翼とサイド翼の接合部に $r=40\text{mm}$ のフィレットを取り付けるとフィレット無しの場合より C_L が10%上昇し、 C_D が16.4%減少してその結果 L/D が約31.5%上昇した。このことより、地面効果により生じる翼干渉の剥離領域を減少させることによりエアロトレインの浮上走行実験モデルの揚抗比を約32%も増大できることがわかった。

$$(h_s=9\text{mm}, \alpha_m=4^\circ, \alpha_s=2^\circ)$$

Fig. 12 Aerodynamic characteristics of the model with fillet and without fillet in a ground effect

Table 1 Effect of the fillet at $\alpha_m=4^\circ$ and $h_m/c_m=0.1$

	Without fillet	With fillet($r=40\text{mm}$)	Diff.	Rate
C_L	0.940	1.034	+0.094	10 % up
C_D	0.055	0.046	-0.009	16.4% down
L/D	17.00	22.36	+5.36	31.5% up

4・3・3 フィレット形状の最適化

フィレットの最適な形状を探索するために、初めにフィレットのラウンド半径 r を変化させ油点法により剥離領域の大きさを測定した。フィレットのラウンドの大きさは剥離領域が完全に消滅するまで大きくした。また、主翼とサイド翼の揚抗比 L/D と横力を測定し、最適なフィレット形状を求めた。

フィレットの形状が、サイド翼の前縁から始まり、ラウンドの半径が $r=60\text{mm}$ のとき剥離がほとんどなくなった。その時の翼上面を可視化した結果を図13に示す。また、図14は、主翼後縁 ($x=190\text{mm}$) の断面を熱線流速計を用いて測定した乱れ強さを示す。図10の $\alpha_m=6^\circ$ での大規模剥離領域が消滅しているのを示した。

$$(h_m=6\text{mm}, h_s=9\text{mm}, \alpha_m=6^\circ, \alpha_s=2^\circ)$$

Fig. 13 Oil flow visualization of the model ($r=60\text{mm}$)

($h_m=6\text{mm}$, $h_s=9\text{mm}$, $\alpha_m=6^\circ$, $\alpha_s=2^\circ$)

Fig. 14 Turbulence intensity near trailing edge of the wing

次にフィレットの大きさによる揚抗比の変化を測定した。実験では、主翼の迎え角が $\alpha_m=0^\circ$ で、 $\alpha_s=2^\circ$ であるサイド翼を垂直に立てたモデルを用いた。フィレットは $r=10\text{mm}$ から $r=60\text{mm}$ まで 10mm ずつ変化させ、主翼の迎え角を 0° , 2° , 4° , 6° に増加させて揚抗比 L/D の変化を測定した。また、サイド翼の横力を測定し、フィレットによる左右安定性の地面効果特性を検討した。フィレットのラウンドが $r=10\text{mm}$, 20mm , 30mm の場合は $\alpha_m=4^\circ$ と 6° になるとサイド翼の最大厚さ付近から発生した剥離領域がフィレットの面積より大きく成長しているため、フィレット無しの場合と比べて空力特性がほとんど変化しなかった。それで $r=40\text{mm}$ 以上の結果を図 15, 図 16 に示す。空力特性は $\alpha_m=0^\circ$ と 2° , 4° と 6° がそれぞれ同様な傾向を表したので、エアロトレイン実機モデルで実際使っている主翼の迎え角である $\alpha_m=2^\circ$, 4° の結果のみを示す。

図 15 は、 $\alpha_m=2^\circ$ の時の空力特性を示す。また、図 16 は、 $\alpha_m=4^\circ$ の時の空力特性を示している。どちらも、フィレットの大きさが大きくなることによって C_D が減少し、 L/D が増大した。さらに、主翼の迎え角が大きくなることによって、図 16 に示したように剥離領域を完全に消滅させた $r=60\text{mm}$ が L/D を最も増大させた。一方、 C_D は、 α_m の増加によってさらに増加したサイド翼の最大厚さから後縁までの主翼の断面積勾配は $r=40\text{mm}$ 以上のフィレットを接合部に付けることによって主翼とサイド翼の断面積勾配を減らすことができ、抵抗が減ると考えられる。しかし、 C_L は $r=40\text{mm}$ で $\alpha_m=2^\circ$, 4° とともに最も大きいである。このことは、図 11 の $\alpha_m=4^\circ$ に示したように主翼の上面の剥離領域は $r=40\text{mm}$ になるとほとんど無くなったが、フィレットのラウンドが $r=50\text{mm}$, 60mm で大きくなることによって主翼上面

の面積が減少しているため、 C_L が $r=40\text{mm}$ より小さいと考えられる。

($h_s=9\text{mm}$, $\alpha_m=2^\circ$, $\alpha_s=2^\circ$)

Fig. 15 Aerodynamic characteristics of the model with fillet and without fillet in ground effect condition

($h_s=9\text{mm}$, $\alpha_m=4^\circ$, $\alpha_s=2^\circ$)

Fig. 16 Aerodynamic characteristics of the model with fillet and without fillet in a ground effect

Table 2 Effect of the fillet at $\alpha_m=2^\circ$ and $h_m/c_m=0.1$

	Without fillet	With fillet($r=60\text{mm}$)	Diff.	Rate
C_L	0.795	0.824	+0.029	3.6 %up
C_D	0.036	0.032	-0.004	12.5%down
L/D	15.60	26.13	+10.53	67.5%up

Table 3 Effect of the fillet at $\alpha_m=4^\circ$ and $h_m/c_m=0.1$

	Without fillet	With fillet($r=60\text{mm}$)	Diff.	Rate
C_L	0.940	1.007	+0.067	7.12%up
C_D	0.055	0.042	-0.013	31 %down
L/D	17.00	24.26	+7.26	42.7%up

また、地面に近づく時の揚力係数の増加率は、フィレットの有無によらずほとんど変化しなかった。この増加率が高さ方向の復元力として前翼と後翼に働きエアロトレインを安定化させることから、エアロトレインの揚抗比を増加させるためにフィレットを取り付けても高さ方向の自己安定性に影響を与えないことが明らかとなった。

表2と3には、 $h_m/c_m=0.1$ の時に、 $r=60\text{mm}$ のフィレットにより上昇した空力特性を示す。 $r=60\text{mm}$ のフィレットを取り付けると L/D が $\alpha_m=2^\circ$ で約68%、 $\alpha_m=4^\circ$ で約43%上昇した。

4・3・4 フィレットによる横力の変化 図17は、横力をサイド翼の面積で無次元化し、縦軸を横力係数 C_{SF} としてサイド翼とガイドウェイを模擬した側壁模擬板との地面効果について計測したものである。図17に示すように、地面に近づく ($h/c_s \leq 0.1$) 時の横力の増加率は、フィレットの有無によらずほとんど変化しなかった。この増加率が復元力として働きエアロトレインを安定化させることから、エアロトレインの揚抗比を増加させるため、フィレットを取

り付けても左右の自己安定性に影響を与えないことが明らかとなった。

($h_m=10\text{mm}$, $\alpha_m=0^\circ$, $\alpha_s=2^\circ$)

Fig. 17 Variation of side force coefficient of the model with fillet and without fillet in ground effect condition

5. 結 論

エアロトレインの空力性能向上の研究として、主翼とサイド翼の接合部にフィレットを取付け、翼干渉を制御する実験を行った。実験により得られた知見は以下の通りである。

1. 地面効果領域内では自由流中と比較して翼干渉による剥離領域が地面効果の現象により大きくなる。
2. 地面効果領域内では揚抗比をもっとも増加させるフィレット形状は翼後縁でもっとも断面面積が大きくなり、そこから下流に滑らかに断面面積が減少する形状であり、大きさは翼干渉による剥離領域を全て防ぐ大きさのフィレットである。
3. フィレットをつけても、自己安定性に影響する地面効果特性ほとんど変化しない。

最後に、実験に際し多大なるご協力を頂いた東北大学流体科学研究所の太田福雄技官に謝意を表する。

文 献

- (1) 山名正夫・中口博, 飛行機設計論, (1992), 養賢堂.
- (2) 渡部英夫・他3名, エアロトレインの性能向上を目的としたサイド翼/主翼干渉の制御, 日本機械学会流体工学部門講演会講演概要集, (2001), 1203.
- (3) R.H.Barnard&D.R.Philpott, Aircraft Flight, (1995), 2th edn, Longman.