

# エアロトレインの空力特性に関する三次元数値解析

有上 裕志<sup>a)</sup>・菊地 正憲<sup>b)</sup>・平野 公孝<sup>c)</sup>

## A3D Numerical Analysis on the Aerodynamic Characteristics of the Aerotrain

Hiroyuki ARIUE, Masanori KIKUCHI, Kimitaka HIRANO

### Abstract

Researches of the new rapid transport system “Aerotrain” using natural energy resources have been conducted in this decade. The aerotrain which has vertical side wings at each tip of main wings arranged in tandem is running in a guide way that consists of ground and sidewalls. It is able to get high lift-to-drag ratio by ground effects between the main wings and ground, and regulate automatically its lateral position by ground effect between the side wings and sidewalls. Therefore, it saves the driving power, and it will be able to run with only the natural energies. Researches have been conducted about the aerodynamic characteristics of the wings without aerotrain body in the open guide way. The aerotrain runs not only in an open guide way, but also in a tunnel just same as the existing transportation systems. The blockage effect of the tunnel on the wings is more prominent for the aerotrain with wings in the tandem arrange than for the wing alone. In this paper, the aerodynamic characteristics of the aerotrain running in a tunnel were clarified by the numerical analysis using thermo-fluid numerical analysis software FLUENT.

**Keywords:** Numerical Simulation, Aerotrain, Aerodynamic Characteristics, Ground Effect.

### 1. 諸言

近年、大量の排気ガスによる大気汚染や石油資源の大量消費による資源問題、二酸化炭素の排出による地球温暖化問題など、様々な環境問題がより深刻化している。環境負荷の大きい分野の一つとして、自動車や鉄道、飛行機などの運輸部門が挙げられる。運輸部門は化石燃料の依存度が高く、二酸化炭素の排出量も多いため、高効率で自然エネルギーを利用したシステムの普及が環境問題解決に大きく貢献できる。そこで、交通システムからのアプローチによる環境負荷低減を目的とした環境親和型高効率高速輸送システム『エアロトレイン<sup>1)</sup>』についての研究が行われている。エアロトレインは地面と側壁からなる凹型のガイドウェイ内を走行する。胴体に取り付けられた主翼及び主翼両端に取り付けられた案内翼の地面効果を利用することにより高効率な走行を可能にする。エアロトレインを実用化するために、機体にタンデムに配置された主翼の空力性能に関する研究<sup>2)</sup>、主翼と案内翼の干渉<sup>3)</sup>、また、制御を利用して機体の安定化を図る研究<sup>4,5)</sup>が行われてきた。さらに、長友ら<sup>6), 7)</sup>は、エアロトレイン3号機の主

翼と案内翼からなる三次元翼について、エルロンフラップの空力特性及び動的応答特性を数値シミュレーションにより解析している。しかし、エアロトレイン実用化には、機体も含めた前翼及び後翼それぞれの空力特性や走行路の形態などシステム全体についても考えなければならない。

エアロトレインの実用化に向けた課題の一つとして、既存の交通システムと同様にトンネル内の走行を想定する必要がある。しかし、トンネルのような閉鎖空間内の走行は上方が開いているガイドウェイ内を走行する場合と異なる流れ場の形成やそれに伴う空力特性の変化が予想される。そこで本研究では、現在研究が行われている日向灘研究施設のトンネル内を走行した場合とガイドウェイを走行した場合についてエアロトレインまわりの流れの数値解析を行い、トンネルとガイドウェイの走行路の違いがエアロトレインの空力特性に及ぼす影響について比較、検討する。

### 2. 数値解析方法

解析対象は現在走行実験が行われているエアロトレイン3号機（ART003）である<sup>1)</sup>。数値解析は有限体積法汎用熱流体解析ソフトウェア FLUENT6.3.26

a) 機械システム工学専攻大学院生

b) 機械設計システム工学科教授

c) 宮崎大学名誉教授

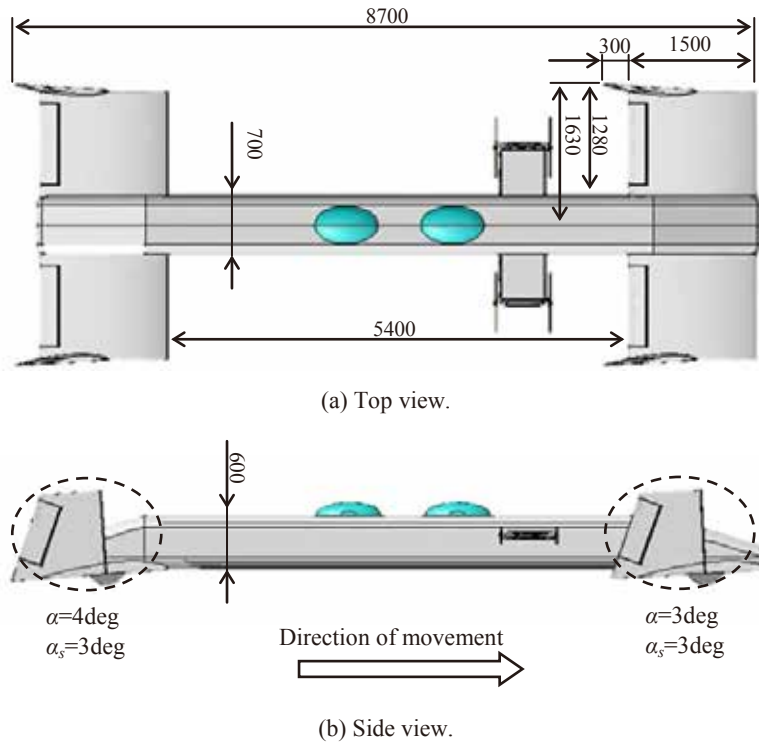


図 1. ART003 号機の外観図.

を用いて行われた。流れは乱流であるため、FLUENT が持つ乱流モデルのうち 4 種類についての検証結果と、圧力勾配ゼロ、逆圧力勾配の境界層、自由せん断流れと NACA4412 翼に対して最も性能が発揮すると示唆されている<sup>8),9)</sup>SST  $k-\omega$  モデルを使用した。したがって、支配方程式は非圧縮性に対する連続の式、ナビエ・ストークス方程式に加え、乱流運動エネルギー  $k$  と比散逸率  $\omega$  に関する輸送方程式である。計算のアルゴリズムは simple 法を使用している。対流項は、圧力に関しては一次精度、それ以外の物理量は二次精度風上差分により、また、拡散項は二次精度中心差分により近似している。壁面近傍の取り扱い、改良型壁処理 (Enhanced Wall Treatment) を基盤としている。すなわち、壁面第一セルが粘性低層に入っていれば二層ゾーンモデルを使用し、そうでなければ一般化型壁関数を使用する<sup>10)</sup>。

数値計算精度の確認は、二次元流れではあるが NACA4412 翼型に対する実験結果<sup>11,12)</sup>と比較することにより行った。ただし、前者は  $Re=3.0 \times 10^6$ 、後者は  $Re=1.5 \times 10^6$  である。このとき、揚力係数の相対誤差は、本解析の迎角範囲で前者とは 2% 以下、後者とはグラフ上は全く一致した。最大揚力係数は、前者は 1.5 (迎角 14deg)、後者は 1.6 (迎角 14deg)、数値解析では 1.6 (迎角 16deg) であった。また、NACA4412 翼型に対する曳航実験結<sup>13)</sup> ( $Re=9.9 \times 10^5$ 、 $h/c=0.05$ ) と迎角 2~10deg の範囲で比較した。揚力係数で最大 10% 前後の誤差であった。

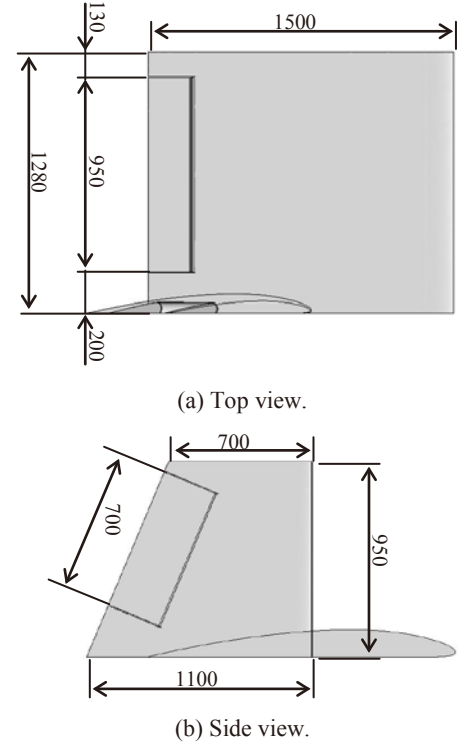


図 2. ART003 の翼構成.

エアロトレイン翼は主翼と案内翼からなる三次元翼であり、翼型は NACA4408 翼の下面を平らにした NACA4408 改翼で、主翼弦長は  $c=1500\text{mm}$ 、案内翼弦長は下端が  $c_s=1100\text{mm}$ 、上端が  $700\text{mm}$  である。迎角は翼下面と主流方向が水平状態を迎角  $0\text{deg}$  とする。また、エアロトレイン翼は姿勢制御のためにエルロンフラップが取り付けられている。その角度は、翼下面とエルロンフラップ下面が一直線の状態を  $0\text{deg}$  とし、地面あるいは側壁へ近づく場合を正、遠ざける場合を負とする。図 1 にエアロトレイン、図 2 にエアロトレイン翼の概略図を示す。走行路であるガイドウェイとトンネルの形状は走行実験が行われている日向灘研究施設を参考にモデル化された。ガイドウェイとトンネルの幅は  $3.5\text{m}$ 、側壁の高さは  $1.4\text{m}$  であり、トンネルには最大高さ  $3.3\text{m}$  の円弧状の屋根が取り付けられている。解析領域は、エアロトレインから上流側に  $10c$ 、下流側に  $10c$  とし、ガイドウェイモデルについては高さを  $8c$ 、奥行を  $6c$  としている。また、エアロトレインの形状は左右対称のため、実際のモデルの片側半分の領域となる。なお、座標系は前翼の主翼後縁と案内翼下面の接合点を原点とし、主流方向に  $x$  軸、翼幅方向に  $y$  軸、高さ方向に  $z$  軸をとる。

格子生成は、流体解析プリプロセッサ GAMBIT 及び TGrid を用いた。解析対象である翼及びエアロトレインを GAMBIT だけで要素分割するのは非常に難しいため、Tgrid を用いて要素分割を容易にした。翼及びエアロトレインまわりの領域 (Inner region) とその外側の領域 (Outer

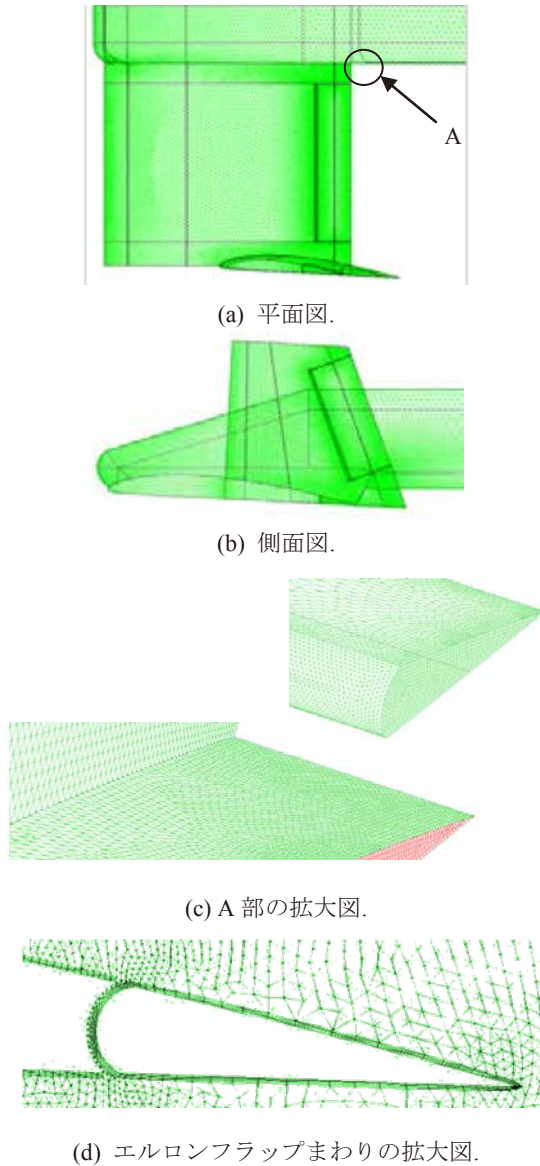


図 3. 前翼の計算格子.

region)に分割し、計算領域を作成した。Inner region は Tgrid によって非構造格子で要素分割し、Outer region は GAMBIT によって構造格子で要素分割を行った。これにより、要素数の大幅削減及びメッシュ形状の調整を細かくし、計算精度の向上を図った。格子幅は、エルロンの際間が最も細かく、領域全体の要素数を支配している。要素数を減らすために、要素分割は計算領域外側に行くにつれ格子サイズが大きくなるようにした。この時、正規化された角度偏差手法を使用して計算され無次元パラメータであるセルの等角歪 (Cell Equiangle Skew) の値を FLUENT が推奨する 0.85~0.9 以下になるようにした。一方、境界層の格子幅の妥当性の根拠として壁面からの最小格子高さ  $y_p^+$  は、無次元表示  $y_p^+ = (\nu \rho u_\tau / \nu)$ 、ここで  $u_\tau$  は摩擦速度)が 30 程度になるように留意した。

要素数は約 1000 万から約 50 万ずつ格子数を減らしていき、計算精度に及ぼす要素数の依存性について調べた。最終的に全要素数はトンネル走行時が約 600 万、ガイドウェイ走行時が約 670 万となっている。要素数が約 1000 万の結果との差は、揚力係数及び抗力係数とも 2%以下である。計算に用いられた ART003 の前翼表面の要素分割例を図 3 に示す。前翼全体の Top View を(a)に、Side View を(b)に示す。(c)は主翼と機体の接合部とエルロンフラップ表面の要素分割例である。(d)は、エルロンフラップの隙間を含めた境界層メッシュとそのまわりの要素分割例である。

解析パラメータは、地面高さ  $h=98$  mm、前翼が主翼迎角  $\alpha=3$ deg、案内翼迎角  $\alpha_s=3$ deg、後翼が  $\alpha=4$ deg、 $\alpha_s=3$ deg である<sup>6)</sup>。主翼及び案内翼のエルロンフラップ角を  $\alpha_f$ 、 $\alpha_{fs}=-5$ deg、0deg、+5deg と前後翼を同時に変化させた。主流速度  $U_\infty$ は ART003 の目標速度 200km/h (≈56m/s) に近い 60m/s である。空気は 15℃の物性値を用いており、このとき  $Re=6.16 \times 10^6$  となっている。また、走行状態を実現するために、地面、側壁、屋根は主流速度と同じ 60m/s で動く移動壁として設定した。

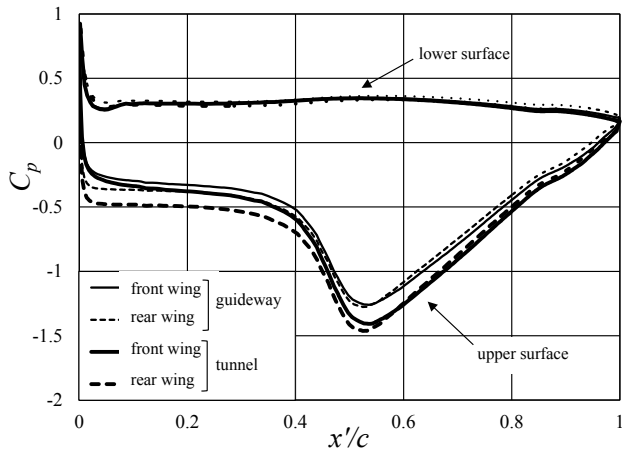
### 3. 結果及び考察

#### 3.1 圧力分布の比較

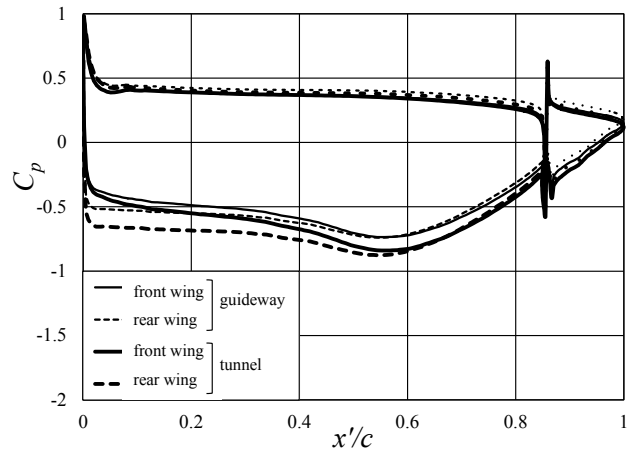
図 4 に  $\alpha_f = \alpha_{fs} = 0$ deg の場合の翼断面の圧力分布をトンネル走行時とガイドウェイ走行時で比較したものを示す。圧力分布を表示する主翼断面位置は、図 5 に示すように翼端から(a) 160mm (1/8y-section と称す。以下同様)、(b) 320mm (1/4y-section)、(c) 640mm (1/2y-section)、案内翼断面位置は翼下端から(d) 237.5mm (1/4z-section)、(e) 475mm (1/2z-section)、(f) 712.5mm (3/4z-section) である。横軸は主翼あるいは案内翼の前縁から主流方向の距離  $x'$ をそれぞれの弦長  $c$  あるいは  $c_s$  で無次元化して表す。また実線は前翼、破線は後翼を示す。

主翼断面の圧力分布図 4 (a)~(c)では、主翼下面においてトンネル走行時とガイドウェイ走行時で圧力差はあまりないが、主翼上面ではトンネル走行時の方が圧力は低下している。特に案内翼に近い(a)1/8y-section では、主翼と案内翼接合部 ( $x'/c \approx 0.467$ ) 付近の負圧が大きく下がり、圧力差も大きくなっている。また、後翼については主翼前方で圧力差が大きくなっている。案内翼上の圧力分布図 4 (d)~(f)では、案内翼上面でトンネル走行時において圧力が低下しているが、案内翼下面では圧力差はあまりない。したがって、トンネル走行時の影響は主翼、案内翼ともに翼上面の圧力分布により大きく影響すると言える。

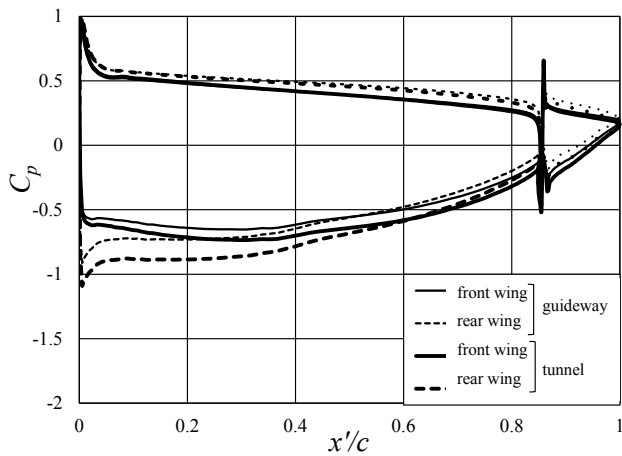
図 6、7 に  $\alpha_f = \alpha_{fs} = 0$ deg におけるエアロトレインの機体及び翼面上の圧力係数コンター図をトンネル走行時とガイドウェイ走行時に対して示す。エアロトレインの上面の圧力分布はトンネル走行時の方が負圧の領域が大きくなっ



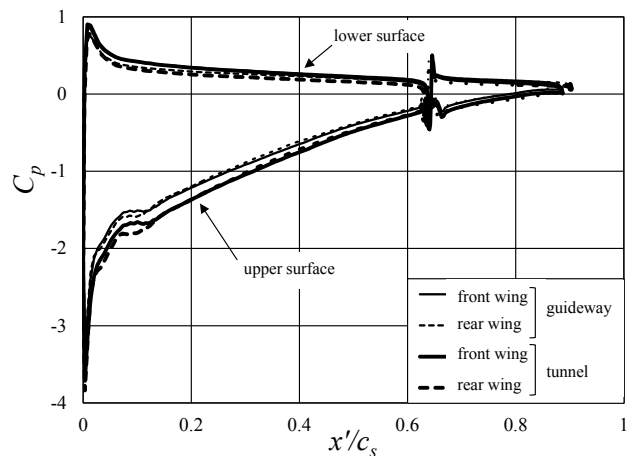
(a) 主翼 (1/8 y-section).



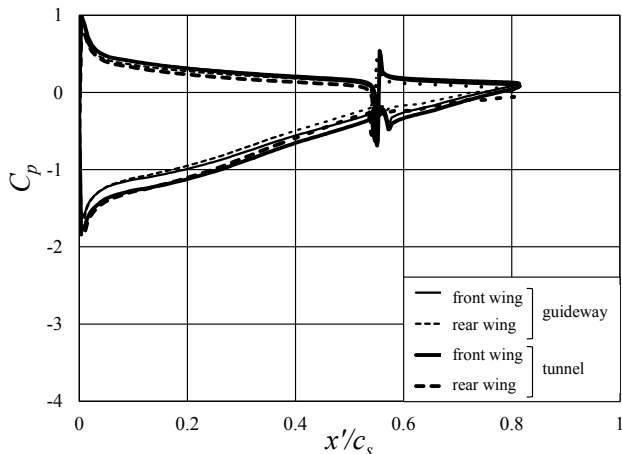
(b) 主翼 (1/4 y-section).



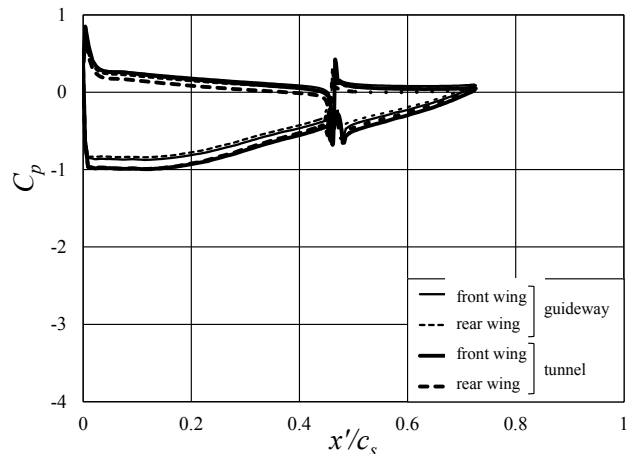
(c) 主翼 (1/2 y-section).



(d) 案内翼 (1/4 z-section).



(e) 案内翼 (1/2 z-section).



(f) 案内翼 (3/4 z-section).

図4. 翼断面位置における圧力分布の比較.

ている。特に、主翼と案内翼前縁の接合部付近では、負圧の低い領域(青色の濃い領域)がある。エアロトレイン下面の圧力分布はトンネル走行時の方がやや正圧の領域が大きくなっているが、その違いは小さい。このことから、トンネル走行時の影響は主翼、案内翼ともに翼上面の圧力

分布に大きく影響すると言える。

### 3.2 揚力、抗力、モーメントの比較

本研究ではエアロトレイン3号機を計算対象とし、揚力、抗力、横力、及びピッチング、ローリング、ヨーイングの



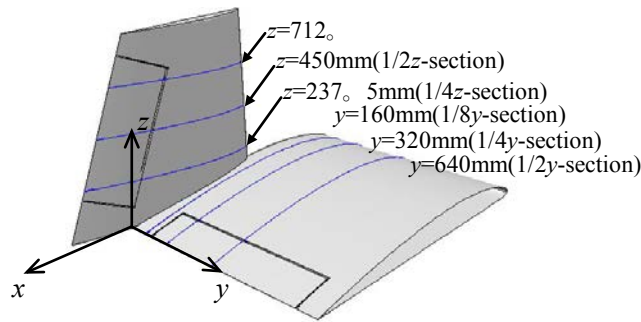


図 5. 圧力分布を表示する翼断面位置.

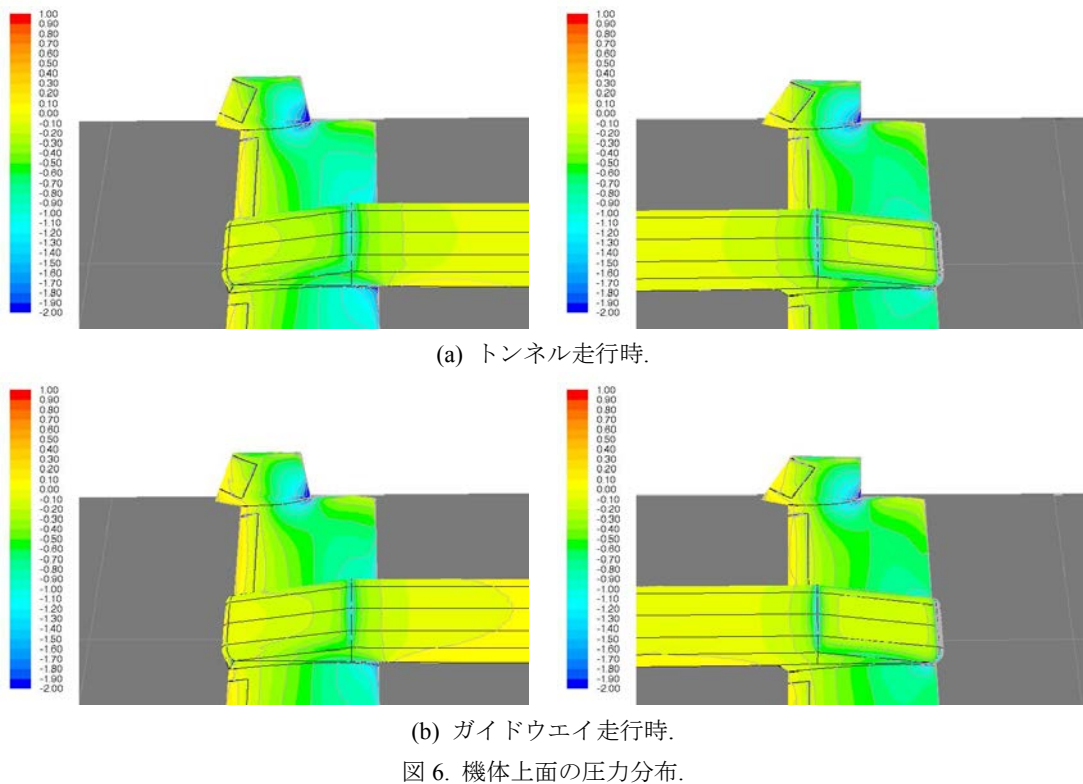


図 6. 機体上面の圧力分布.

モーメントを計算した。モーメントの座標原点は前後主翼の 1/4 弦長点間の中点と機体の対称面との交点に置き、右ねじ方向を正と定義している。エアロトレインのトンネル走行時とガイドウェイ走行時の揚力、抗力、横力、モーメントの各係数を図 8 に示す。無次元化に用いる代表面積は前後翼の投影面積の合計とし、力は機体全体に作用する値とした。また、横軸には、横力については案内翼エルロンフラップの影響が大きいと予想されるために  $\alpha_{fs}$  をとっており、それ以外は  $\alpha_f$  をとっている。

揚力係数  $C_l$  はトンネル走行時の方が 8~10% 程度増加している。これは、図 4(a)~(c) が示すように、トンネル走行時では翼上面圧力が前縁から後縁まで広い範囲にわたってほぼ一様に低下するためである。一方、抗力係数  $C_d$  も 11~13% 程度増加しており、トンネル走行時の影響は  $C_d$

に大きく現れると言える。この原因は次の考えられる。文献 7) Fig.9(c) に示すように圧力抗力は全抗力の 80% 以上を占め、圧力抗力の増減が全抗力の増減を支配している。翼表面の最大高さ位置より前方の圧力分布が推進力成分、後方の圧力分布が抗力成分に寄与することを考慮すれば、図 4 よりトンネル走行時の翼上面の圧力のほぼ一様な低下が抗力を増加させていると考えられる。結果として、揚抗比はトンネル走行時の方が 3% 程度小さくなっている。

一方、横力係数はトンネル走行時の方が大きく下がっている。 $C_{yf}$  は翼のみに着目した場合、正の方向に働くが、機体にのみ着目した場合、負の方向、つまり機体中心から側壁方向へ働く。翼に働く正の方向の  $C_{yf}$  に対して、図 6 が示すように主翼付根の機体表面の圧力がトンネル走行時の方が低下しており機体に働く負の方向の  $C_{yf}$  の増

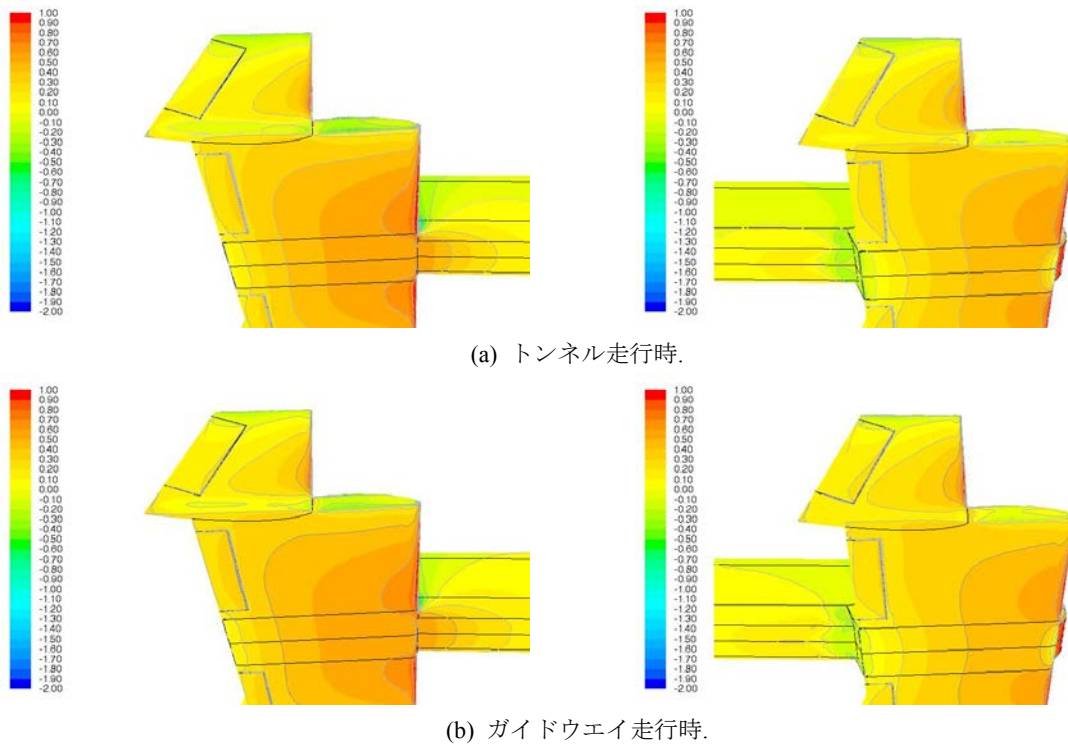
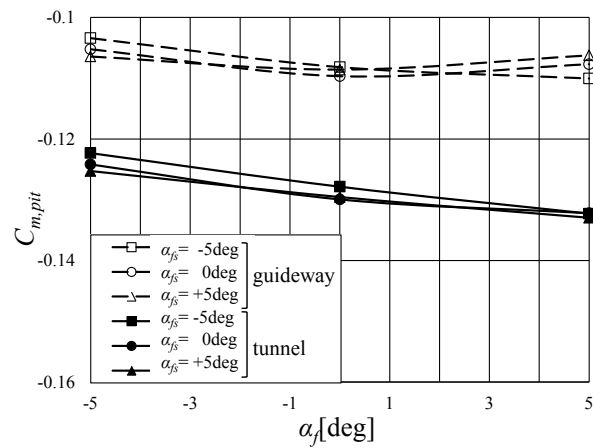
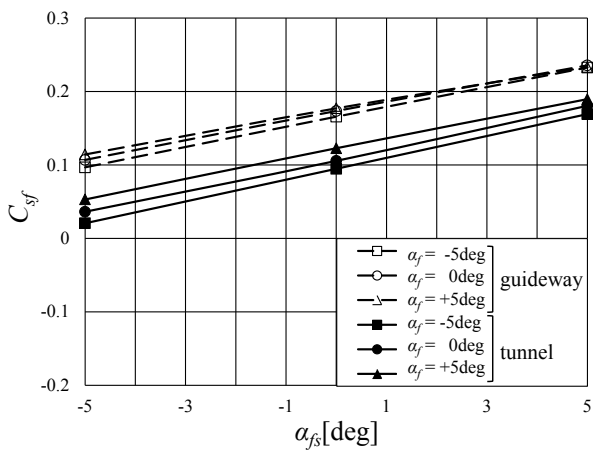
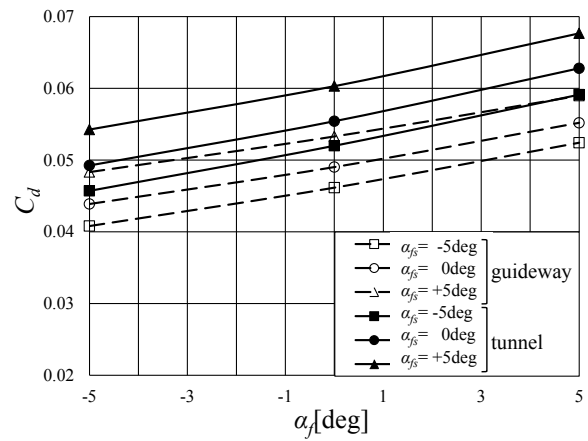
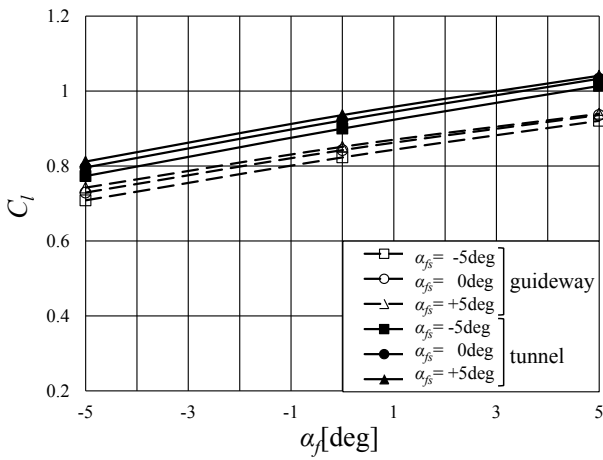


図7. 機体下面の圧力分布の比較.



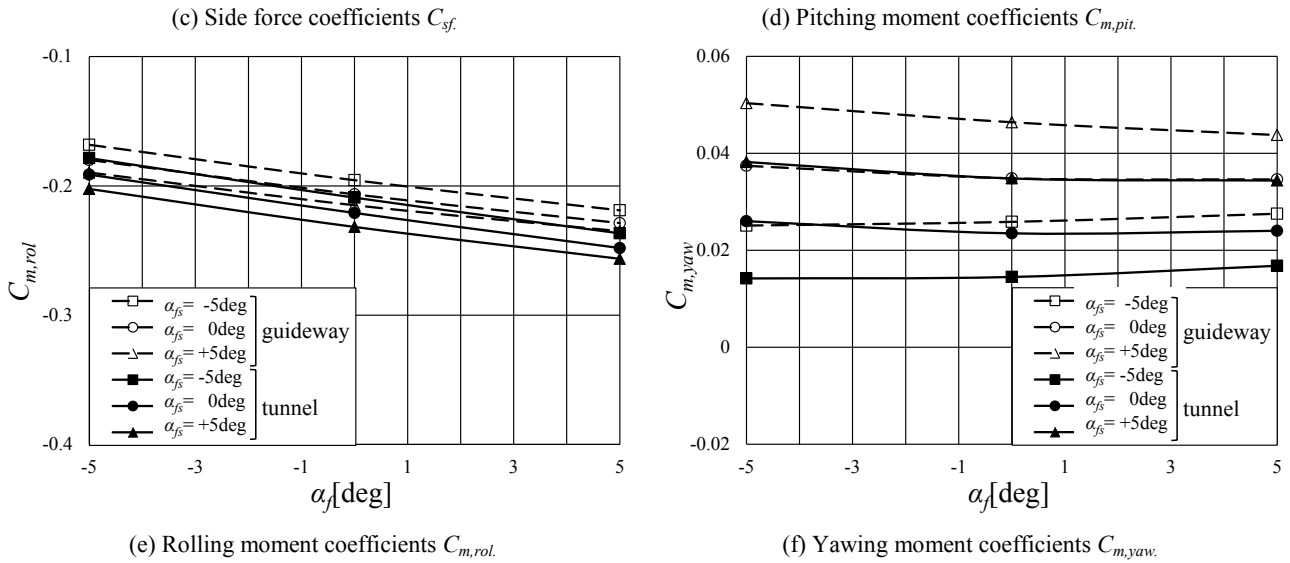


図 8. 各種空力係数に及ぼすフラップ角度の影響.

率が大きく、このような結果になると考えられる。ピッチングモーメント係数  $C_{m,pit}$  はトンネル走行時の方が 16~20%程度負に増加(機首下げのモーメントが増加)しており、地面効果を受ける翼が本来的に有するピッチング不安定性が高まると言える。ローリングモーメント係数  $C_{m,rol}$  についてもトンネル走行時の方が負に増加しているが、6~8%程度と増加率は低い。これは  $C_{m,rol}$  は  $C_l$  と  $C_{sf}$  の両方の影響を大きく受けるが、トンネル走行時に  $C_l$  は増加するのに対して、 $C_{sf}$  は減少するためである。ヨーイングモーメント係数  $C_{m,yaw}$  は、トンネル走行時の方が大きく減少しているが、これは  $C_{m,yaw}$  に大きく影響を与える  $C_{sf}$  がトンネル走行時に減少するためである。

このように、各空力係数がトンネル走行時の方が増加する原因は閉塞効果が働くからであると考えられる。トンネルのような閉空間では ART003 断面位置で流路が減少するために、流速が増加し、これが各空力係数の変化に寄与している。本解析モデルの閉塞率(トンネル断面積とエアロトレイン全体の主流方向投影面積の比)は約 24%と小さいが、実用化の際は閉塞率が増加すると各空力係数の変化率も大きくなることが予想される。

### 3.3 流れ場の比較

図 9~11 に  $\alpha_f = \alpha_{fs} = 0\text{deg}$  の場合のパスラインをトンネル走行時とガイドウェイ走行時について示す。カラーバーは各点における全圧を無限遠前方の全圧で無次元化して示している。また、本数値解析は定常計算をしているため、

パスラインは時間平均流の流線と等価である。図 9 はエアロトレイン前方の地面からの高さ  $z=30\text{mm}$  における  $y$  軸に平行な軸からのパスラインである。前主翼の後流に着目すると、後主翼に流入する流れにほとんど影響しないことが確認できる。また、トンネル走行時とガイドウェイ走行時で大きな違いは見られない。さらに、前翼前縁付近に着目すると、機体側では流線が主翼上面の沿って流れているのに対し、案内翼側では主翼下面に流れ込んでいる。エアロトレインが走行するガイドウェイには側壁があること、更に、主翼には案内翼が付いているために、揚力の翼幅方向分布の低下は航空機翼に比べて抑制される。加えて、図 4(a)に示す案内翼上面の負圧に起因する主翼上面の圧力低下は、主翼上面の翼端近傍の圧力を機体近傍におけるよりも低下させる。このことが翼端に行くほど揚力を増加させる原因となる。すなわち主翼まわりの循環は翼端に近づくほど増加する。この循環の増加が、主翼前縁側のよどみ点を主翼下面側に移動させ、その結果、図 9 に示すように、案内翼に近い流線が主翼の下側に潜る結果になったと考えられる。

図 10、11 は前主翼前縁の  $y=0\text{mm}$  を通る  $z$  軸に平行な軸からのパスラインである。誘導抗力の原因となる案内翼上端からの翼端渦<sup>6)</sup>に着目すると、トンネル走行時は壁面に沿いながら、上方向に流れていることが確認できる。また、図 14 より前案内翼の後流は後案内翼に流入する流れほとんど干渉していないことがわかる。

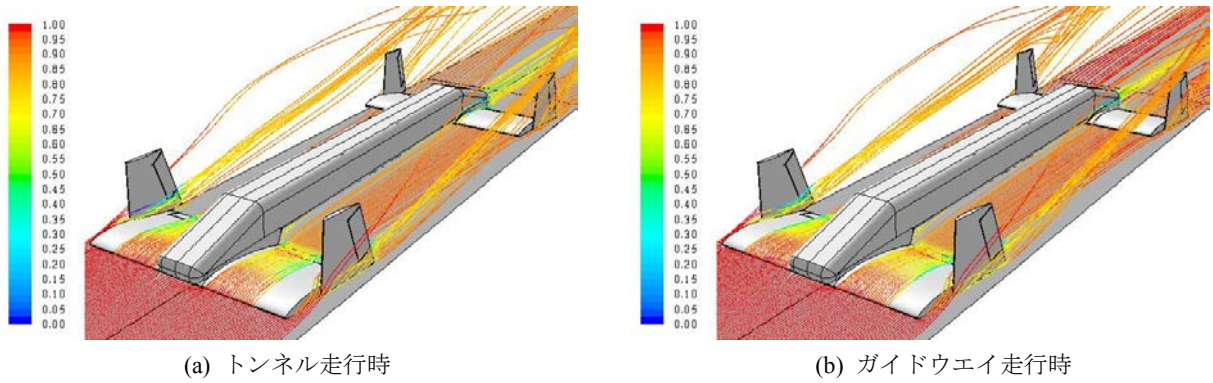


図9. 流跡線の比較 ( $z=30\text{mm}$ ).

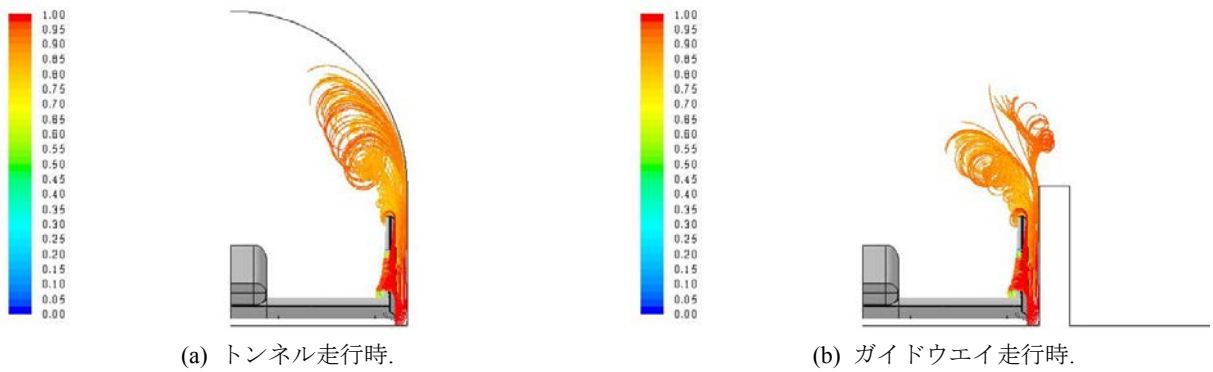


図10. 流跡線の比較 ( $y=0\text{mm}$ , Front view).

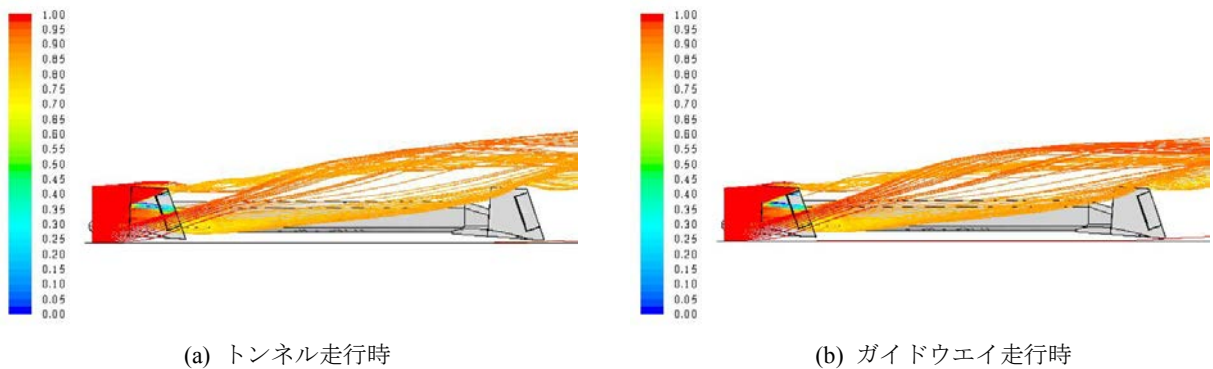


図11. 流跡線の比較 ( $y=0\text{mm}$ , Side view).

4. 結言

本研究ではエアロトレインがトンネルを走行する場合とガイドウェイを走行する場合について数値解析を行い、走行路の違いがエアロトレイン全体の空力特性に及ぼす影響について調べた。以下に本研究で得られた知見を記す。

(1) エアロトレインがトンネルを走行する場合、ガイドウェイ走行に比べて揚力、抗力は増加するが、抗力の増加が大きいため揚抗比は減少する。一方、トンネル走行では、機体と翼に働く横力が相殺する効果が大きい

ため、エアロトレインに働く横力は減少する。

(2) エアロトレインがトンネルを走行する場合、ガイドウェイ走行に比べてピッチング、ローリングモーメントは増加するが、ヨーイングモーメントは減少する。

(3) エアロトレインがトンネルを走行する場合、その影響は主翼及び案内翼の上面の負圧は下がるが、主翼及び案内翼下面はあまり変化がない。よって、閉塞効果の影響は翼上面に大きく働く。

参考文献



- 1) 小濱泰昭:環境の世紀に羽ばたく高速輸送システム「エアロトレイン」、日本機械学会誌、Vol. 115, No. 1118, pp.20-23, 2012.
- 2) Ahamed, M. R. and Kohama, Y.:Experimental Investigation on the Aerodynamic Characteristics of a Tandem Wing Configuration in Close Ground Proximity, *JSME International Journal*, Series B, Vol. 42, No. 49, pp. 612-618, 1999.
- 3) 小濱泰昭、渡部英夫、菊地聡、太田福雄、伊藤孝行:実走行実験によるエアロトレイン空力特性の解明と浮上姿勢制御法の開発、日本機械学会論文集 B 編、Vol. 68, No. 665, pp.102-107, 2002.
- 4) Yoon, D. , H., Kohama, Y., Kikuchi, S., and Kato, T.: Improvement of Aerodynamic Performance of the Aero-Train by Controlling Wing-Wing Interaction Using Single-Slotted Flap, *JSME International Journal*, Series B, Vol. 49, No. 4, pp. 1118-1124, 2006.
- 5) Sugahara, Y., Ikeuchi, Y., Suzuki, R., Hirata, Y., Kosuge, K., Kikuchi, S. and Kohama, Y.: Levitation Control of AEROTRAIN:Development of Experimental Wing-in-Ground Effect Vehicle and Stabilization Along Z Axis and About Roll and Pitch Axes, *Journal of Robotics and Mechatronics*, Vol. 23, No. 3, pp. 338-349, 2011.
- 6) 長友修、菊地正憲、平野公孝:エアロトレイン翼の空力特性向上に関する三次元数値解析、日本機械学会論文集 B 編、Vol. 77, No. 779, pp.1410-1419, 2011.
- 7) 長友修、菊地正憲、平野公孝、:エアロトレイン翼エルロンフラップの空力特性に関する三次元数値解析、日本機械学会論文集 B 編、Vol. 77, No. 781, pp.1689-1698, 2011.
- 8) Versteeg, H. K. and Malalasekera, W. 原著、松下洋介ら訳:数値流体力学(第2版), pp.43-123, 森北出版株式会社, 2011.
- 9) Menter, F. R.: Improved Two-equation  $k-\omega$  Turbulence Model for Aerodynamic Flows, NASA Technical Memorandum TM-103975, NASA, CA, 1992.
- 10) Fluent 6.1 User's Guide, Fluent Inc., Fluent Asia Pacific, pp.10\_46-10\_60, 2003.
- 11) Abbot, I. H. and Von Denhoff, A. E.: Theory of wing section, Dover Publications, INC, 1959.
- 12) Coles, D. and Wadcock, A.J.: Flying-Hot-Wire Study of Flow Past an NACA4412 Airfoil at Maximum Lift, *AIAA Journal*, Vol.17, No.4 ,pp.321-329, 1979.
- 13) 菊地正憲、平野公孝、弓削俊夫、井芹啓介、小濱泰昭:曳航方式による翼型特性の計測、日本機械学会論文集 B 編、Vol. 68, No. 676, pp. 3378-3385, 2002.