

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年5月25日現在

機関番号：17601

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2009～2011

課題番号：21560182

研究課題名（和文） 回転円盤装置を用いた地面効果翼の空力特性の解明

研究課題名（英文） A Study of Aerodynamic Characteristics of Airfoil in ground Effects using Rotating Disc

研究代表者

菊地 正憲 (KIKUCHI MASANORI)

宮崎大学・工学部・教授

研究者番号：80091677

研究成果の概要（和文）：翼が地面近傍を走行する場合、流れは流体粘性を介して翼と地面が干渉するので、自作の回転円盤装置により翼と地面が相対的に移動する状況を再現した。翼の空力特性として、揚力、抗力及び地面圧力が計測された。同時に、流れの数値シミュレーションを行った。実験結果との比較から解析精度を確認後、空力特性の詳細が解析により明らかにされた。さらに、地面効果翼を利用するエアロトレイン用の三次元翼の空力特性を明らかにした。

研究成果の概要（英文）：When an airfoil moves close to a ground, it interferes strongly with the ground through the fluid viscosity. In order to reconstruct the circumstances the airfoil moves relative to the ground, the circulating disc apparatus was used. The aerodynamic characteristics; lift, drag coefficients and the ground pressure distributions along the wing direction were measured. Numerical simulations of the fluid flows around the airfoil were also carried. After the numerical accuracy was confirmed, the details of the characteristics of the airfoil were clarified. Then, the aerodynamic characteristics of the three dimensional wing of AEROTRAIN in ground effects was elucidated.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	1,700,000	510,000	2,210,000
2010年度	1,000,000	300,000	1,300,000
2011年度	700,000	210,000	910,000
総計	3,400,000	1,020,000	4,420,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体力学

キーワード：圧縮・非圧縮、翼、地面効果

1. 研究開始当初の背景

地球温暖化を防ぐために CO₂ の排出削減を目的として様々な取り組みが行われている。この 10 年間、環境負荷の少ない新交通システム「エアロトレイン」の研究が、JR 総研の旧リニアモーターカー実験線跡地で行われてきた。エアロトレインは、その胴体に付けた翼で地面から僅かに浮上して時速 500km で走行する。地面効果を利用することで、翼の性能の指標である揚抗比が増大

することから、運行に必要なパワーが少なくできる。このため、太陽エネルギーや風力エネルギー等のエネルギー密度が低い自然エネルギーが利用可能となる。

しかし、エアロトレインは地面に近接して走行することから、流体の粘性を介して翼面と地面とが強く干渉する。翼と地面に相当する壁面が互いに静止した状態になる従来の風洞では、実際の走行状態を再現できず、翼の空力特性を正しく調べることができない。

このため、長い直線距離を有する JR 総研の旧リニアモーターカー実験線跡地で、曳航方式の実験がなされてきた。

これまでに、東北大学を中心にして、エアロトレインの1号機、2号機に対して、浮上特性や走行安定性に関する研究がなされてきた。一方、宮崎大学では、翼そのものの空力特性向上に関する研究を、上記の実験線跡において、また、実験室でも曳航実験を可能とする回転円盤装置を開発し、実験を行ってきた。後者は、地面効果をより強くするために、地面に文様をつけることを提案し、主としてその効果を調べた。

ただ、回転円盤装置による実験結果を、実際には直線走行する機会が多いエアロトレインに適用するには、両者の走行関係を明らかにする必要がある。また、翼の揚抗比を求めるには、揚力と抗力が同時に測定できるよう、回転円盤装置を改良する必要がある。

2. 研究の目的

(1) このような背景から、本研究では研究室内の限られた空間において曳航方式の実験を可能にするために開発された図1に示す回転円盤装置を改良し、翼の揚抗比等の空力特性に関する実験精度を高める。次いで、地面効果を高めるための、翼型と地面文様の効果を調べる。

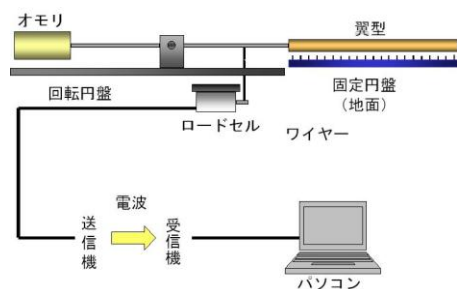


図1: 回転円盤装置と揚力測定概念図

(2) 次いで、回転円盤装置では、翼が円軌道を走行するので、翼表面近傍の流れは遠心力の影響を受け、半径方向の流れが生ずる。このため、直線走行する場合の翼特性との差が生ずる可能性がある。この影響を見積るために、回転円盤装置に対する流れの数値シミュレーションを行う。直線走行場合の数値シミュレーション結果と比較することにより、回転円盤装置の結果を直線走行場合に生かす。

本研究の特徴は、地面効果を解明するため曳航方式の実験とそれを補完するための数値シミュレーションを並行実施するところである。

また、この研究の進行と同時に、エアロトレイン3号機が開発され、その空力特性を求めることと、浮上翼と案内翼からなる三次元

翼の揚抗比の改善が求められた。そこで、本研究で得られた数値シミュレーション手法を用いて、これらの要求に応えることとした。

3. 研究の方法

(1) 回転円盤装置による揚抗比の測定

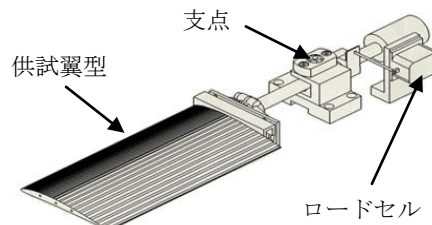


図2 抗力測定装置

揚力測定及び抗力測定の概念図を図1及び図2に示す。翼に働く揚力及び抗力は天秤状に支持された供試翼型とロードセルにより計測される。これらは、回転円盤の上に設置されている。一方、地面に相当する中空の固定円盤は、上下可動式で、三点支持されており、この軸をパルスモータで回転させることで、 $\pm 0.1\text{mm}$ 以下で上下移動できる。当初、揚力と抗力を同時に計測することを試みたが、抗力大きさは揚力に比して一桁小さく、精度の向上が困難であり同時計測を断念した。抗力装置の支点を堅牢にし、抗力の精度向上を図った。

供試翼型は、NACA4412、NACA4412改及びNACA4408+6の3種類を用いた。NACA4412は航空機用の翼型、NACA4412改はエアロトレイン3号機で使用されている翼型である。また、NACA4408+6は翼型の反り線に3次曲線を使用したもので、地面効果により翼背面側の後縁近傍の剥離を抑えることを意図したものである。

(2) 数値シミュレーション手法

解析ツールとして有限体積法汎用熱流体解析ソフト FLUENT を使用した。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 SST $k-\omega$ モデルを使用した。

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 ω 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には、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。



図3 NACA4408 改翼型

本解析に用いた翼型は、エアロトレイン3号機で使用しているNACA4408改で、図3に示す。NACA4408改翼型はNACA4408翼型の翼下面を平らにしている。

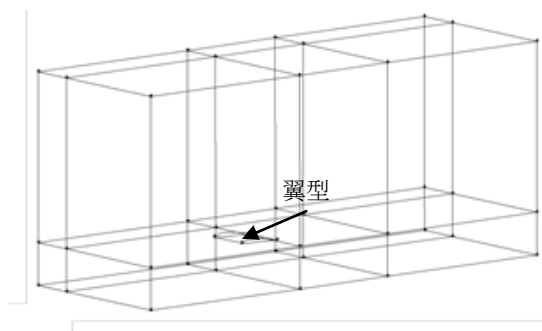


図4 直線走行型モデル

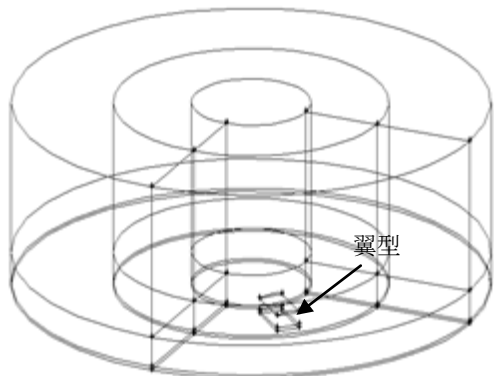


図5 回転走行モデル

本解析における直線走行時の解析モデルの計算領域を図3に示す。計算領域の大きさは、翼弦長を基準として主流方向は翼前縁から前方に5C、翼後縁から後方に5C、高さは地面から5C、翼幅方向は翼端から4Cとした。また、翼幅中央を左右対称の境界とし片側領域の解析を行った。回転円盤装置における回転走行時の解析モデルの計算領域を図4に示す。計算領域の大きさは、回転中心から10Cの幅、高さは6Cとした。翼が回転走行する領域は内径2.5C、外径5.5C、高さ1Cのドーナツ状の領域としている。

4. 研究成果

(1) 回転円盤装置による揚抗比の測定

本実験では翼型4408改と4408+6の2つの翼型について揚力と抗力を計測した。回転円盤の回転数は120rpmとし、翼後縁と地面円盤の距離 h/C 、迎角 α 、それぞれの条件において揚力と抗力の変化を測定した。この実験のパラメータを以下に示す。ただし、レイノルズ数 $Re=UC/\nu$ とし、 U は翼幅中央の周速、 C は翼弦長、 ν は動粘性係数である。

$\alpha=0, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 17\text{deg}$
 $h/C=0.02, 0.03, 0.05, 0.1, 0.2, 0.3, 0.6,$
 $Re=3.63 \times 10^4$

図6は翼弦長に対する翼後縁から地面までの各高さ h/C における揚力係数 C_L を迎角 α について示している。翼型4408改、4408+6ともに0degから17degまで地面が接近するにつれて C_L も高くなっている様子がわかる。また、迎角が0degから17degと大きくなるにしたがって C_L が大きくなる。両翼型とも $h/C=0.1$ 以下で急激に C_L が高くなることから翼と地面の間には地面効果が働いていることが認められる。

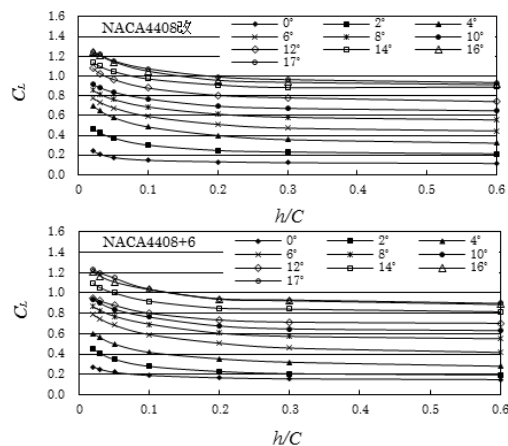


図6 揚力係数

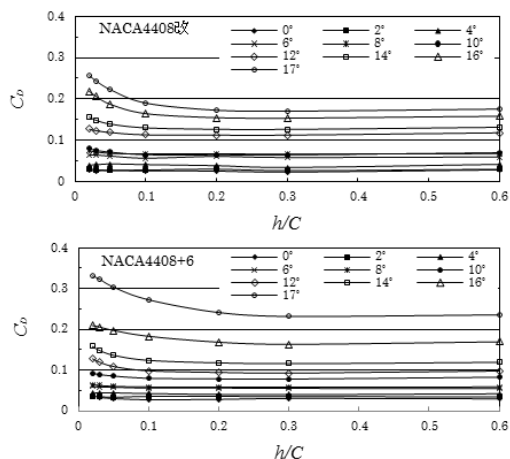


図7 抗力係数

図7は翼弦長に対する翼後縁から地面までの各高さ h/C における抗力係数 C_D を迎角 α に

ついて示している。翼型 4408 改は 10deg 付近までは翼型を地面に近いても C_D にあまり変化はみられないが、10deg 付近から 17deg までは $h/C=0.2$ 以下で地面に近づくにしたがい C_D も高くなっている。また、迎角が大きくなるにしたがって C_D も大きくなっている。

翼型 4408+6 は 10deg 付近までは翼型を地面に近づけても C_D はあまり変化しないが、10deg から 17deg では $h/C=0.3$ 以下で地面に近づくにしたがい C_D は増加している。また、迎角が大きくなるにしたがい C_D も高くなっている。以上より、翼型 4408+6 の方が 14deg 以降の迎角の増加による C_D の増加の割合が大きくなる。

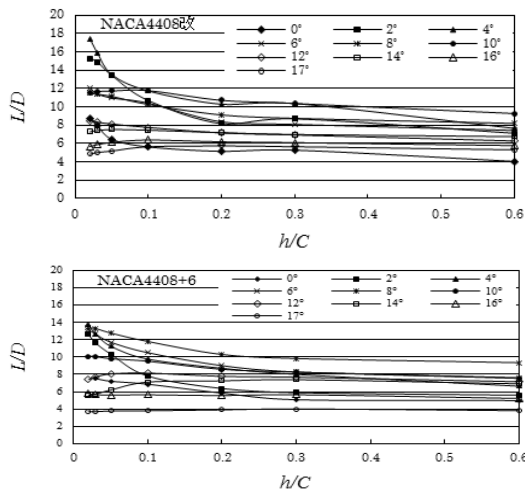


図 8 揚抗比

図 8 は翼弦長に対する翼後縁から地面までの各高さ h/C における揚抗比を迎角 α について示している。翼型 4408 改は迎角 0deg から 4deg までは迎角が大きくなるにしたがって L/D も高くなっているが、6deg の時の数値は 4deg よりも低く、4deg の時の L/D が計測した迎角の中で最も高い数値を示している。また、全体的に $h/C=0.2$ 以下では L/D は上昇しているが、16deg, 17deg では減少している。翼型 4408+6 は全体的に $h/C=0.3$ 以下で地面が近づくにつれて L/D も高くなっているが、14deg, 16deg, 17deg は下降傾向にある。

以上より、揚抗比 L/D の高い 4408 改翼型が優れていると言える。

(2) 回転走行及び直線走行に対する数値シミュレーション

① 実験結果と解析結果の比較 (楕状文様が無い場合)

回転円盤装置における揚力係数の実験結果と解析結果を、迎角 2deg, 4deg 及び 6deg について図 9 に示す。実験結果と解析結果は、ともに地面に近づくにつれて揚力係数が増加していき、以下で急激に増加し、地面効果が表れている。全体的に、実験による揚力は大きくなっている。この原因として、実験

では翼の内側が前述した回転円盤上の機器を覆うための蓋の側壁が翼と接しているため、翼端で揚力が 0 とならず有限の値に保持されていることが考えられる。

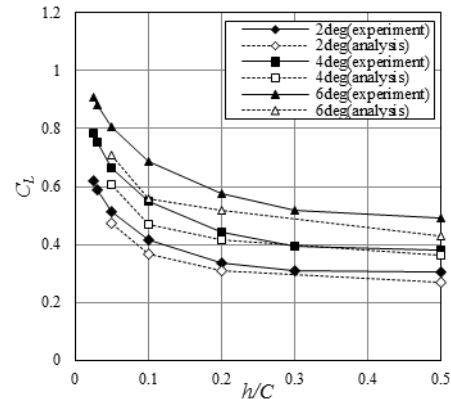


図 9 揚力係数の実験結果と数値解析結果の比較

図 10 は、揚力係数の翼幅方向の分布を迎角 2deg, 翼高さが $h/C=0.05, 0.5$ について示している。回転走行時では、翼に対する相対流速は半径方向に直線的に増加するので、揚力の最大値は、翼幅中央よりも外側にずれる。この場合、揚力の作用点は翼幅中央寄りも 10mm 外側にある。これまで、本装置を用いた実験では、翼を支える天秤に働くモーメントの釣り合いから揚力を求めていたので、5%過大評価していたことになる。なお、図 9 ではこの修正を行っている。

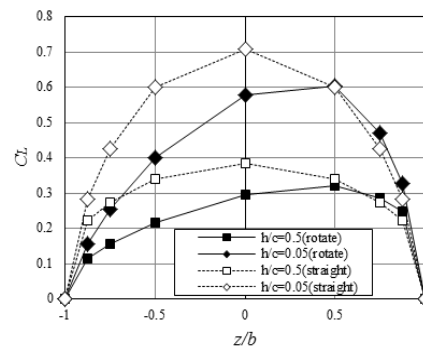


図 10 揚力係数の回転走行と直線走行の比較

② 回転円盤装置における実験結果と解析結果の比較 (縦状文様がある場合)

回転走行時と直線走行時における揚力係数に及ぼす縦状柵の影響を比較し、これまで行ってきた回転円盤走行装置による結果を直線走行時に適用する際の有用性を考察する。

回転円盤走行装置を用いた縦状柵の効果に関する実験結果と本数値解析結果との比較を図 11 に示す。ただし、数値解析では縦状柵の高さを 3.5mm, NACA4408 改翼型、実験

では 4mm, NACA4412 翼型と互いに異なっている点に注意する必要がある。しかし, $h/C=0.05$ 以下で縦状柵による効果がみられた。

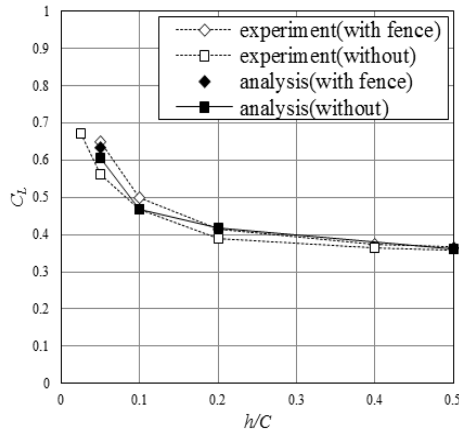


図 11 揚力係数の及ぼす縦状柵の影響

③エアロトレイン 3 号機の翼特性に関する数値シミュレーション

現在, 走行実験が行われているエアロトレイン 3 号機 (ART003) の主翼迎角が空力特性に及ぼす影響と地面及び側壁距離が空力特性に及ぼす影響を三次元数値解析によって明らかにする。また, 全圧損失分布やパスラインを検討することで 3 号機の主翼及び案内翼が流れ場に及ぼす影響を把握し, 揚抗比の向上につながる三次元翼形状等の提案を行う。

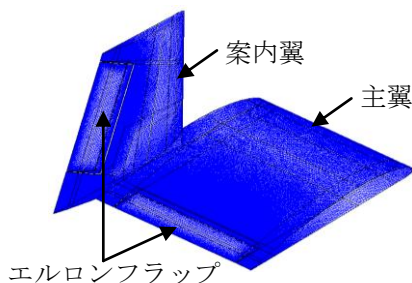


図 12 エアロトレイン翼

エアロトレイン翼の翼表面上の要素分割例を図 12 に示す。主翼と案内翼の翼型は同一とし, 低迎角における地面と翼下面間のベンチュリー効果を無くすため, NACA4408 翼の下面を平らにした翼 (NACA4408 改) である。主翼弦長は $C=1500\text{mm}$, 案内翼弦長は上端が 700mm , 下端が $CS=1100\text{mm}$ である。迎角は主翼下面と地面, 案内翼下面と側壁とのなす角度とし, フラップ角は, 翼下面とエルロンフラップ下面が一直線の状態を $\alpha=0\text{deg}$ と定義し, 地面あるいは側壁側へ近づける場合を正, 遠ざける場合を負としている。

主翼の迎角が揚抗比に及ぼす影響を図 13 に示す。地面高さを $h=98\text{mm}$, 案内翼高さを $hs=100\text{mm}$ としている。横軸には主翼のエルロ

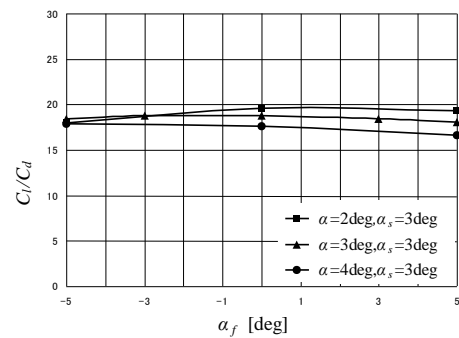


図 13 揚抗比に及ぼす主翼迎角の影響

ンフラップ角 α_f をとっている。揚力及び抗力は α_f の変化に関わらず α が大きくなると増加する。揚力に関しては, α が大きくなると主翼上面の圧力が減少し, 一方, 下面の圧力が増加するため, 翼上面と下面の圧力差が大きくなり, 揚力が増加すると考えられる。揚抗比は $\alpha_f = -5^\circ$ のときには α の違いによる影響はほとんど見られないが, α_f が大きくなるにつれ α が大きいと減少する。これは揚力よりも抗力の増加率の方が大きくなるためである。また, α_f の増加とともに, 揚力及び抗力は大きくなるが, 揚抗比はほとんど変化がない。

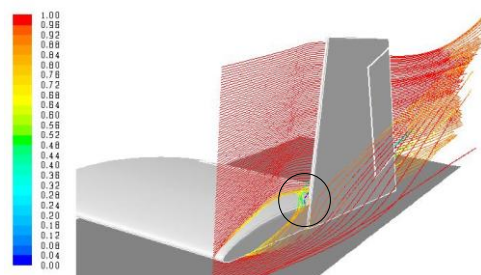


図 14 翼端近傍の流れ

図 14 に翼端近傍の流れを示す。カラーバーは全圧を示す。ただし, 無限前方の値で無次元化している。主翼下面から上面に巻きあがり案内翼前方を通過する流線に着目すると, \circ 印の所で無次元全圧の値が約 0.4 すなわち全圧損失が大きいことが分かる。

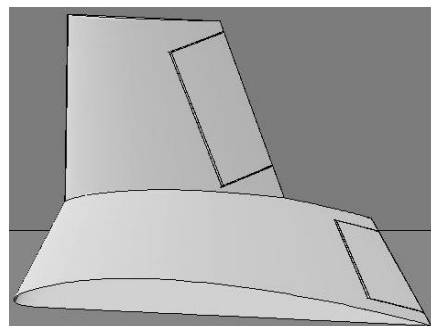


図 15 前縁一致型モデル

全圧損失は抵抗の増加と関係するので, 揚抗比の改善を図るために, エアロトレイン翼

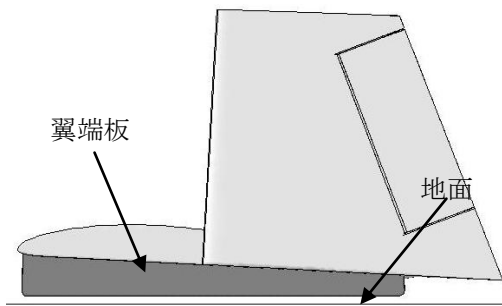


図 16 翼端板型モデル

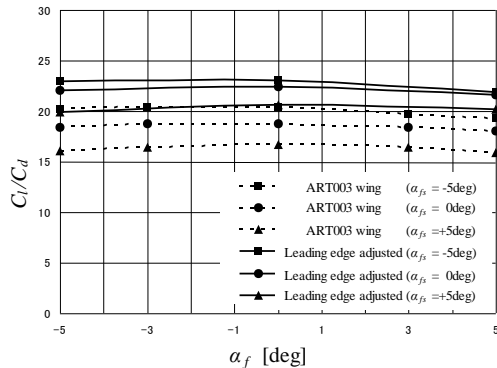


図 17 前縁一致型モデルの揚抗比

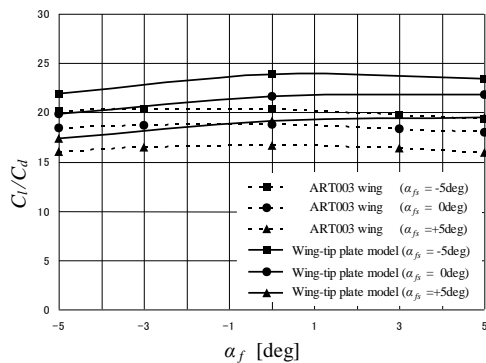


図 18 翼端板型モデルの揚抗比

として、図 15 の前縁一致型モデルと図 16 の翼端板型モデルを提案する。

前縁一致型及び翼端板付き翼が揚抗比に及ぼす影響を 3 号機翼と比較して、それぞれ図 17, 18 に示す。前縁一致型及び翼端板付き翼ともに 3 号機翼と比較して増加している。具体的には、前縁一致型は約 13.4%~26.8% の増加、翼端板付き翼は約 7.9%~22.4% 増加している。翼端板付き翼は前縁一致型と比較して揚力の増加率は小さいが、抗力が減少する結果となったため、両者の揚抗比の増加率がほぼ同じ結果となった。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 2 件)

- ① 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, 査読有, 77 巻, 2011, pp.1410-1419.

- ② 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, 査読有, 77 巻, 2011, pp.1689-1698

〔学会発表〕(計 3 件)

- ① 榎元洋文, 菊地正憲, 平野公孝, 回転円盤走行装置を用いたエアロトレイン翼の揚力係数と効力係数の計測, 日本機械学会九州学生会第 41 回卒業研究発表講演会, 2010 年 3 月 9 日
- ② 原正志, 菊地正憲, 平野公孝, 回転円盤装置を用いたエアロトレイン翼の揚力係数と抗力係数の測定, 日本機械学会九州支部第 4 回宮崎地区学生研究発表会, 2011 年 3 月 18 日
- ③ 前田和弥, 増田翔大, 菊地正憲, 平野公孝, 回転円板装置を用いたエアロトレイン翼の空力係数及び地面圧力の計測, 日本機械学会九州支部第 4 回宮崎地区学生研究発表会, 2012 年 3 月 16 日

6. 研究組織

(1) 研究代表者

菊地 正憲 (KIKUCHI MASANORI)

宮崎大学・工学部・教授

研究者番号: 80091677