

エアロトレイン用浮上翼の静的及び動的空力特性の数値解析

石黒圭亮¹⁾ ・ 菊地正憲²⁾ ・ 平野公孝³⁾

A Numerical Analysis of Static and Dynamic Aerodynamic Characteristics for the Aerotrain Wing

Keisuke ISHIGURO, Masanori KIKUCHI, Kimitaka HIRANO

Abstract

Researches of new rapid transport system “Aerotrain” using natural energy resources are conducted. In addition, since 2008, these researches have been supported by NEDO (New Energy and Industrial Technology Development Organization). The purpose of this project is to develop the 3rd model of the Aerotrain which runs with 2 persons at the speed of 200km/h. The Aerotrain flies close to the ground to get high lift/drag ratio of the wing and to save the driving power. The wing in the ground effect has inevitably has a pitching instability. Therefore, there are the unsteady aerodynamic characteristics such as lift, drag and moment coefficients which depend on the height of the wing above the ground and the incident angle. Aileron flaps are used to fly the Aerotrain stably. Therefore, we need to know the information of aerodynamic characteristics for the aerofoil with aileron flap in the ground effects.

In this thesis, we simulated the flows around the aerofoil with aileron flap using thermo-fluid numerical analysis software FLUENT. As a result, we got the velocity and pressure distributions in the flow fields, and the aerodynamic characteristic of the aerofoil available to control the Aerotrain.

Key Words:

Aerotrain, Ground effect, Aileron flap, Aerodynamic characteristic, Control

1. はじめに

エアロトレインは軌道敷地内に設置してあるソーラーパネルと風力発電装置からの自然エネルギーによる電力で駆動するプロペラの推進力により、新幹線より速い時速 500km で走行するという画期的な概念

の浮上型高速交通システムである。現在エアロトレインに関する研究は、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)の省エネルギー技術分野先端研究フェーズ「高効率高速輸送システムの研究開発」として取り組まれている。エアロトレインはタンデムに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られた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を得ることが出来る。しかし、地面効果が発生する領域では揚力係数、

1) 機械システム工学専攻大学院生

2) 機械システム工学科教授

3) 機械システム工学科名誉教授

モーメント係数などの空力係数が非線形的に変化するため、あらゆる高度において機体形状だけで安定性を確保することが困難である。そのため、制御を利用して機体の安定化を図る研究^{1),2)}がなされてきた。現状としてはエアロトレインの姿勢を完全に制御できる段階には至っておらず、地面効果領域で安定して走行させることが重要な研究課題の一つと言える。

エアロトレインには目標状態で安定走行させるために前後の主翼及びサイド翼にエルロンフラップが備えられている。姿勢制御のために、前もって翼及びエルロンフラップの静的及び動的な空力特性を把握しておく必要がある。その成果を多変数制御理論と組み合わせることで、機体のピッチング、ローリング、ヨーイングの運動を制御する。

本研究では、研究対象とする翼型がエアロトレイン研究モデル3号機(目標速度200km/h, 二人乗り)においてNACA4408改翼へと新しくなったのを機に、数値解析によって新翼型の二次元的な空力特性を考察することを試みた。またエルロンフラップの角度を変化させたときの空力特性や動的応答特性について調べ、姿勢制御に必要なデータを得ることを目的とする。

2. 主な記号

以下に本研究で用いられた主な記号を示す。

- U_∞ : 主流速度[m/s]
- C : 翼弦長[m]
- α : 浮上翼の迎角[deg]
- α_f : エルロンフラップの角度[deg]
- ω_f : エルロンフラップの角速度[deg/s]
- Re : レイノルズ数
- C_p : 圧力係数
- C_l : 揚力係数
- C_d : 抗力係数
- $C_{m,C/4}$: 1/4 弦長点まわりのモーメント係数(頭上げ方向を正)
- C_l/C_d : 揚抗比

3. 解析方法

3.1 使用ソフトウェア

本研究では解析に有限体積法汎用熱流体解析ソフトウェア FLUENT を使用した。

3.2 支配方程式

流れ場に対して質量保存則と運動量保存則に関する支配方程式が有限体積法により解かれ、質量保存則に関しては連続の式、運動量保存則に関しては Navier-Stokes 方程式が解かれる。流れが乱流の場合、これに追加で乱流モデルが解かれる。

3.3 乱流モデル

本研究の翼周りの流れは乱流である。したがって乱流モデルとして標準 $k-\epsilon$ モデルを使用した。

4. 計算領域とメッシュ構造

4.1 翼型

本解析に用いた NACA4408 改翼型の概略図を図1に示す。これは NACA4408 翼の地面効果特性をさらに良くするために翼底面を平面に改良した翼型である。翼弦長 $C=1500\text{mm}$ とした。



図1 NACA4408 改翼型概略図

4.2 計算領域

本解析における地面がない場合の計算領域は翼弦長を基準として、翼前縁から前方に10弦長分、翼後縁から後方に10弦長分、計算領域後端で翼上下にそれぞれ10弦長分である。また、地面がある場合、翼前縁から前方に10弦長分、翼後縁から後方に10弦長分は地面がない場合と同じであるが、翼上下の領域は地面から上方に10弦長分の領域を設定した。地面がない場合とある場合の計算領域形状を図2に示す。

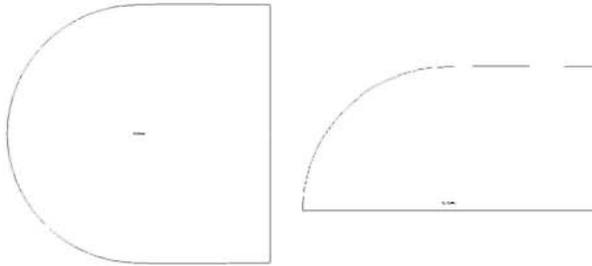


図2 地面なし及び地面なしの場合の計算領域

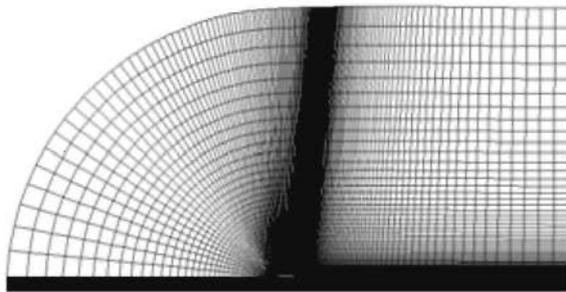


図3 静的解析モデルのメッシュ構造

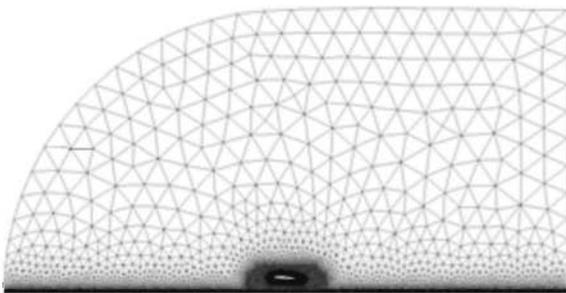


図4 動的解析モデルのメッシュ構造

4.3 メッシュ構造

静的解析及び動的解析における計算領域全体の要素分割の状況を、それぞれ図3、図4に示す。静的解析モデルはすべて計算精度が高いとされる四角形要素を用いた。静的解析モデルの総要素数は約33,000個である。また動的解析モデルではダイナミックメッシュを利用するために三角形要素を用いた。動的解析モデルの総要素数は約320,000個である。

5. 数値解析条件

5.1 解析パラメータ

本解析全体で共通となる解析パラメータを表1に示

す。本研究では主流速度 $U_\infty=60\text{m/s}$ として解析を行った。また、翼を固定しているため地面を主流速度と同じ 60m/s で移動させるように設定している。またレイノルズ数 $Re=6.0 \times 10^6$ である。

5.2 解析パターン

NACA4408改翼の静的解析では、弦長に対する地面からの高さの比 h/C を地面なし、0.5、0.1、0.05の4パターン、浮上翼の迎角 α を $-10 \sim 20^\circ$ の範囲で計64パターンの解析を行った。

エルロンフラップ角の変化をつけて行った静的解析では α を $3^\circ, 4^\circ$ の2パターン、 h/C を0.5、0.1、0.05の3パターン、エルロンフラップ角 α_f を $-5^\circ, -3^\circ, -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ の7パターンの計42パターンの解析を行った。

本解析ではエルロンフラップ角を $\alpha_f=0^\circ$ から $\alpha_f=5^\circ$ まで変化させたときの動的応答も解析した。本解析でのエルロンフラップの動的解析では浮上翼を $\alpha=3^\circ$ に固定し、エルロンフラップの角速度 ω_f を 50deg/s と 5deg/s の2パターン、また h/C を0.5、0.1、0.05の3パターンの計6パターンの解析を行った。

5.3 無次元数の定義

地面効果が翼に及ぼす影響を調べるため、以下の無次元数で評価する。圧力係数 C_p 、揚力係数 C_l 、抗力係数 C_d 、1/4弦長点まわりのモーメント係数 $C_{m,C/4}$ (頭上げ方向を正とする)、揚抗比 C_l/C_d 。

表1 解析パラメータ

chord length	C [mm]	1500
flow velocity	U_∞ [m/s]	60
density	ρ [kg/m^3]	1.205
viscosity	μ [$\text{Pa}\cdot\text{s}$]	1.8075×10^{-5}
temperature	T [K]	293.15
Reynolds number	Re	6.0×10^6

6. 解析結果及び考察

6.1 翼の空力特性に及ぼす地面効果の影響

数値解析により出力した $\alpha=2^\circ$ における圧力係数のコンター図を図5に示す. 翼が地面に近づくにつれて翼と地面との間の圧力がラム圧発生により大きくなっていることがわかる.

また $\alpha=0^\circ, 2^\circ$ について縦軸に圧力係数 C_p , 横軸に弦長に対する前線からの位置 x/C をとったグラフを図6に示す. また図6に示すように, NACA4412 翼の解析結果³⁾($Re=3.0 \times 10^6$)と比較した. $\alpha=0^\circ$ においてNACA4412 翼の $h/C=0.05$ での圧力係数はベンチュリー効果によって翼下面の前縁側で負圧側に大きくなっているが, 翼底面が平らな NACA4408 改翼の $h/C=0.05$ ではそれは見られなかった. また $\alpha=2^\circ$ において, どのパターンも翼上面の圧力係数には大きな差は見られないが, 特に NACA4412 翼と NACA4408 改翼の $h/C=0.05$ を比較すると, 翼下面の圧力係数はNACA4408 改翼の方が大きく見られた.

$\alpha=2^\circ$ における速度ベクトル図を図7に示す. 流速は h/C が小さくなるほど翼と地面との間の領域で減速していることがわかる.

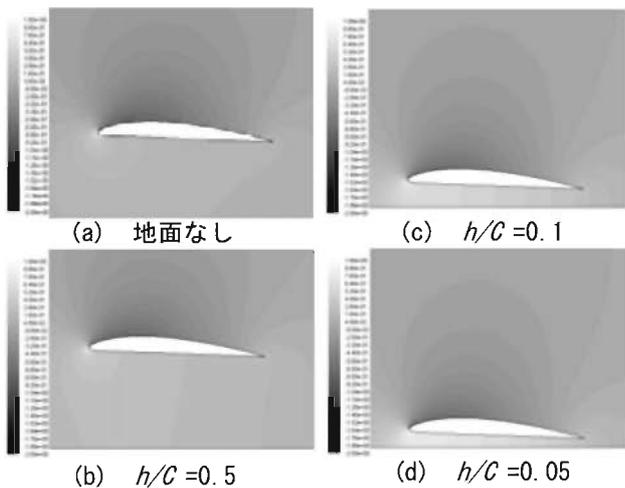
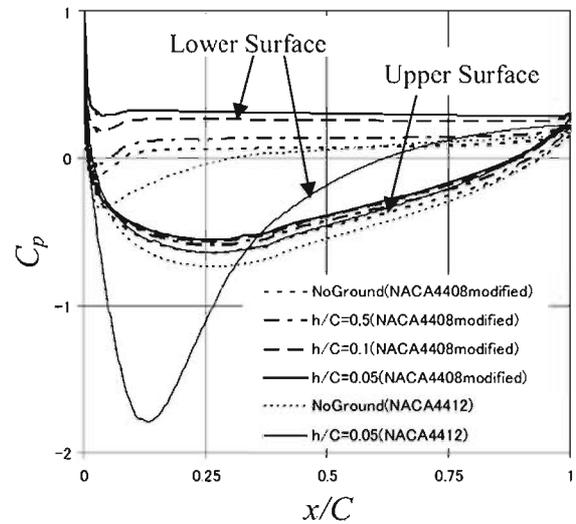
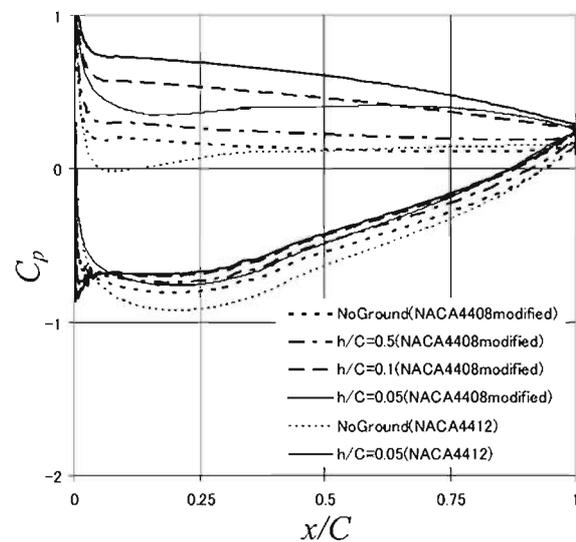


図5 翼周りの圧力係数コンター ($\alpha=2^\circ$)



(a) $\alpha=0^\circ$



(b) $\alpha=2^\circ$

図6 翼表面上の圧力分布図 (NACA4412 翼との比較)

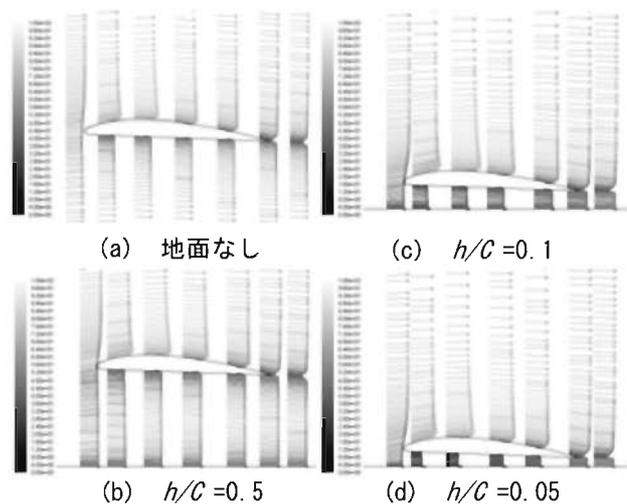


図7 翼周りの速度ベクトル ($\alpha=2^\circ$)

迎角に対する揚力係数の変化を示したグラフを図8に、また h/C に対する揚力係数の変化を示したグラフを図9に示す。図8において、 $\alpha=0\sim 10^\circ$ の範囲で地面なしの場合ではほぼ線形的に揚力係数が変化しているが、 h/C が小さくなるにつれて非線形的になっていることがわかる。図9において、迎角が 0° 以上の全パターンで h/C が小さくなるほど指数関数的に揚力係数が増大することがわかった。

迎角に対する抗力係数の変化を示したグラフを図10に、また h/C に対する抗力係数の変化を示したグラフを図11に示す。図11において、抗力係数は $\alpha=6\sim 8^\circ$ の範囲では h/C が小さくなるほど指数関数的に大きくなることがわかった。一方、図10や図11において、 $\alpha=2\sim 4^\circ$ の範囲では h/C が小さくなくても抗力係数は大きく変化しないことがわかる。

図12に迎角に対するモーメント係数の変化を示したグラフ、図13に h/C に対するモーメント係数の変化を示したグラフを示す。図13では、ほとんどの迎角において h/C が小さくなるにつれてモーメント係数が負の方向に大きくなった。特に迎角の大きいところでモーメント係数の差が大きく現れることがわかる。これらのことから、地面に近いときに姿勢が安定している翼が地面から遠ざかると、頭上げ方向のモーメントが急に大きくなるため、ピッチング不安定を起こすことが予想される。

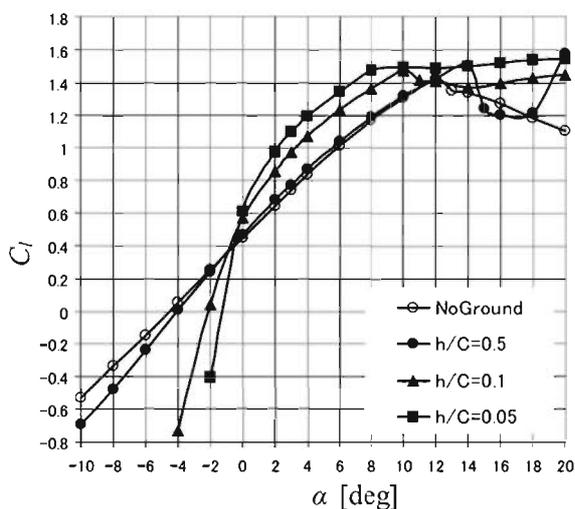


図8 迎角に対する揚力係数

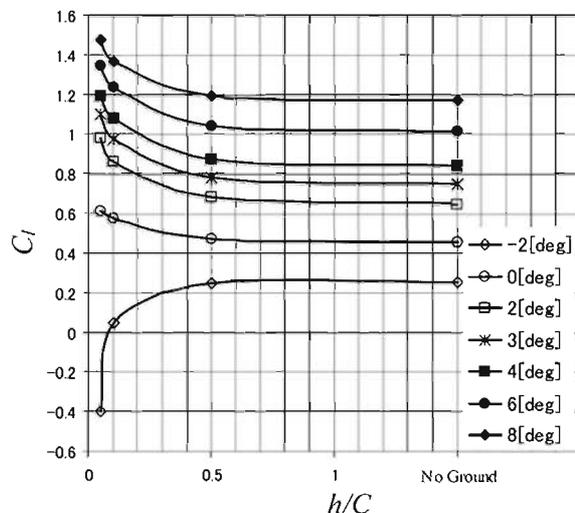


図9 地面高さに対する揚力係数

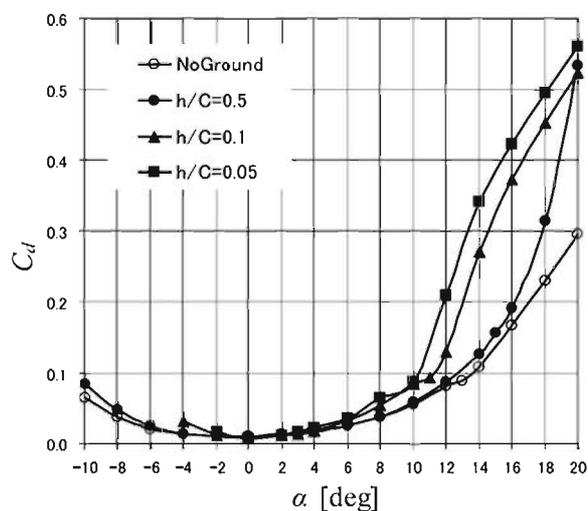


図10 迎角に対する抗力係数

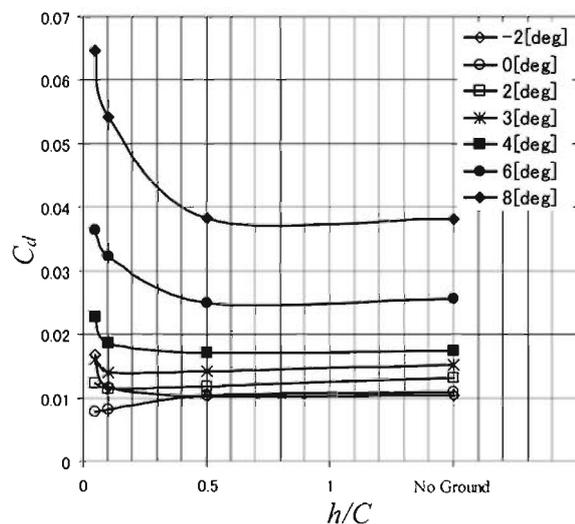


図11 地面高さに対する抗力係数

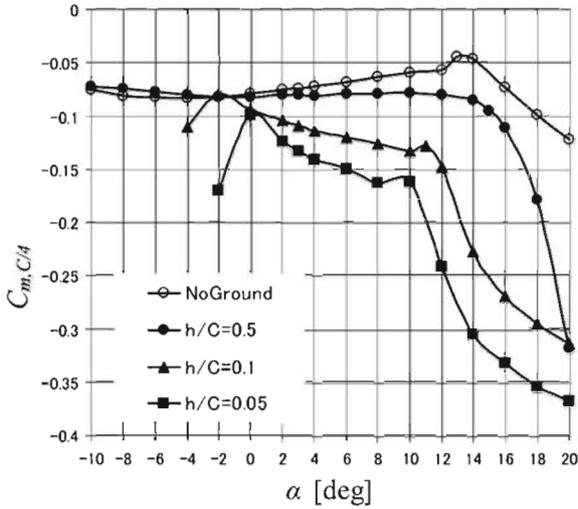


図 12 迎角に対するモーメント係数

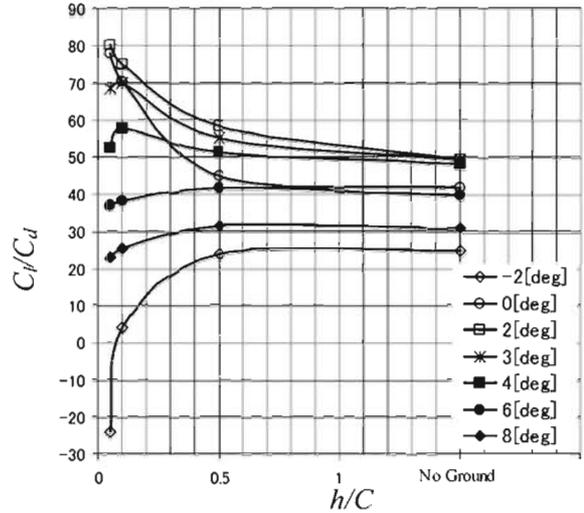


図 15 地面高さに対する揚抗比

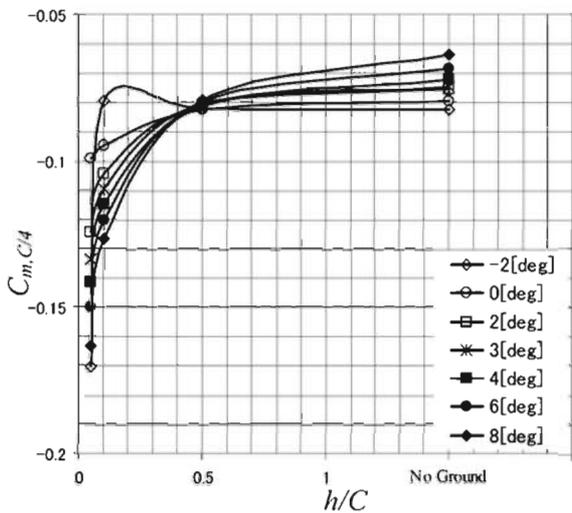


図 13 地面高さに対するモーメント係数

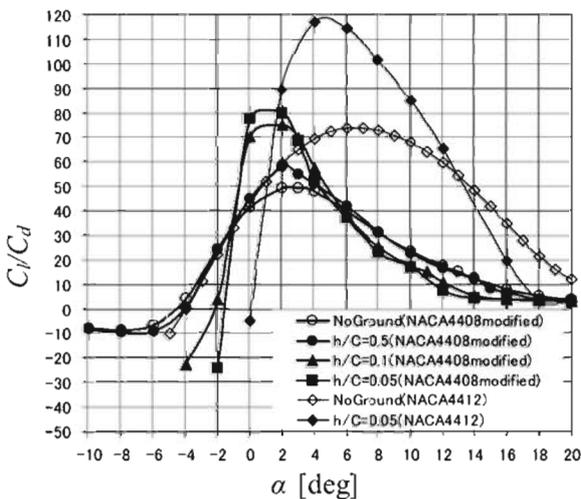


図 14 迎角に対する揚抗比

図 14 に NACA4408 改翼と NACA4412 翼³⁾の迎角に対する揚抗比の変化を示したグラフ, 図 15 に NACA4408 改翼の h/C に対する揚抗比の変化を示したグラフを示す. 図 14 に示すように, NACA4412 翼では地面なしのときより地面あり ($h/C=0.05$) の方が迎角の小さいところで揚抗比が最大になり, 揚抗比が最大となる迎角も小さくなるのがわかっている. 図 14 において, NACA4408 改翼の $\alpha=0\sim 4^\circ$ の範囲では h/C が小さくなるにつれて揚抗比が増大し, 揚抗比が最大となる迎角もわずかではあるが小さくなるのがわかる. 図 15 では $\alpha=2^\circ$ のパターンが h/C に関わらず揚抗比が最も大きいことがわかる. 実際にエアロトレインでは浮上翼の迎角が前後それぞれ $\alpha=3^\circ$ と $\alpha=4^\circ$ で取り付けられるので, 地面効果が有効に得られる迎角であると考えられる.

6.2 エルロンフラップ角の変化による翼の動的応答特性

図 16 に縦軸に揚力係数 C_l , 横軸にエルロンフラップ角 α_f をとった $C_l-\alpha_f$ 線図を示す. すべての h/C について, 揚力係数は α_f が負になるにつれてほぼ線形的に下降し, 一方正になるにつれて線形的に上昇することがわかる. また, エルロンフラップ角に関わらず h/C が小さくなるほど揚力係数が大きくなるのがわかった.

図 17 に $C_d-\alpha_f$ 線図を示す. こちらも右上がりのグ

ラフになったが、その中でも特に $h/C=0.05$, $\alpha=4^\circ$ のパターンは急な傾きとなった。また、エルロンフラップ角に関わらず h/C が小さくなるほど抗力係数が大きくなることがわかった。

図 18 に $C_{m,C4}-\alpha_f$ 線図を示す。エルロンフラップを下げると頭下げのモーメントが大きくなることわかる。その傾向は地面に近いほど大きくなる。即ち、エルロンフラップの効きが敏感であることがわかる。図 19 に $C_l/C_d-\alpha_f$ 線図を示す。まず $\alpha=3^\circ$ のパターンで比較すると、解析した全エルロンフラップ角において最も揚抗比が大きくなったのは $h/C=0.1$ のパターンである。また $\alpha=4^\circ$ のパターンで比較すると、ほとんどのエルロンフラップ角において $h/C=0.1$ のパターンが最も揚抗比が大きくなった。

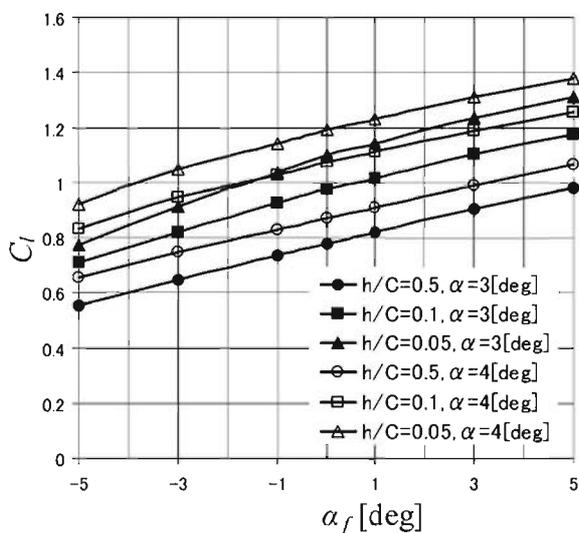


図 16 エルロンフラップ角に対する揚力係数

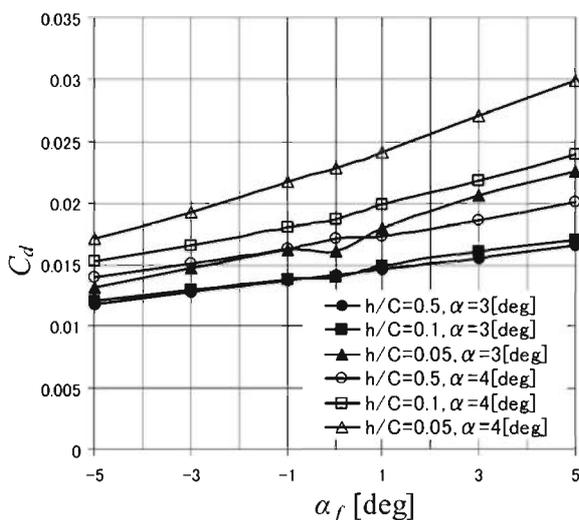


図 17 エルロンフラップ角に対する抗力係数

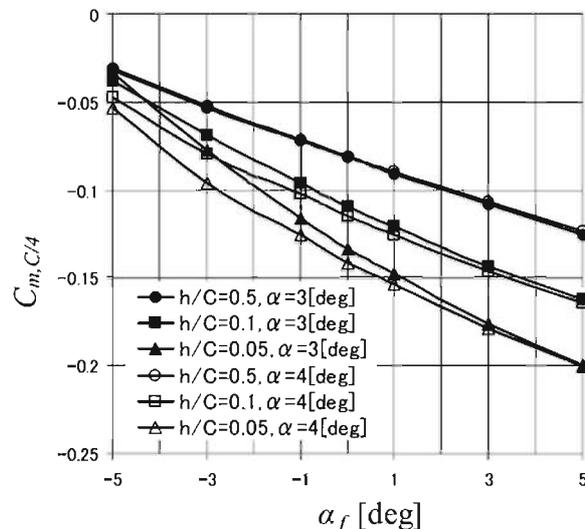


図 18 エルロンフラップ角に対するモーメント係数

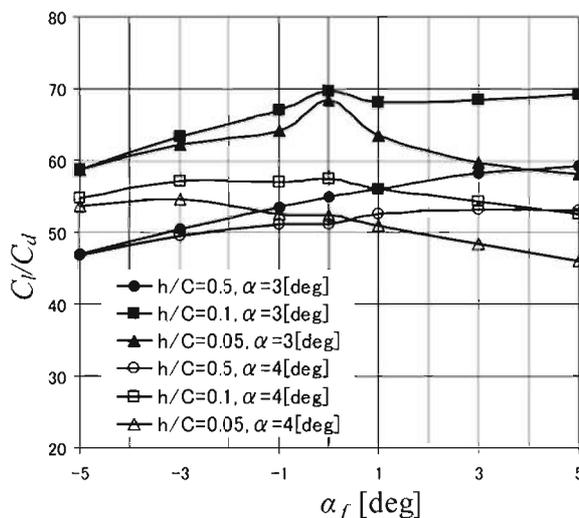


図 19 エルロンフラップ角に対する揚抗比

6.3 エルロンフラップ角の変化が翼の静的空力特性に及ぼす影響

$h/C=0.05$ でエルロンフラップ角を $\alpha_f=0^\circ$ の状態から $\alpha_f=5^\circ$ まで変化させそのまま静止させたときの空力係数（揚力係数，抗力係数，モーメント係数）の応答のグラフをそれぞれ図 20，図 21，図 22 に示す。どのグラフにおいても， $\alpha_f=0^\circ$ から $\alpha_f=5^\circ$ まで変化している間（エルロンフラップ角速度 $\omega_f=50\text{deg/s}$ では 10.0～10.1s， $\omega_f=5\text{deg/s}$ では 10.0～11.0s）の空力係数は，応答に遅れがなくほぼ線形的に変化している。 $\alpha_f=5^\circ$ まで変化した後の空力係数は非線形的に変化しながら一定の値に近づくことがわかる。

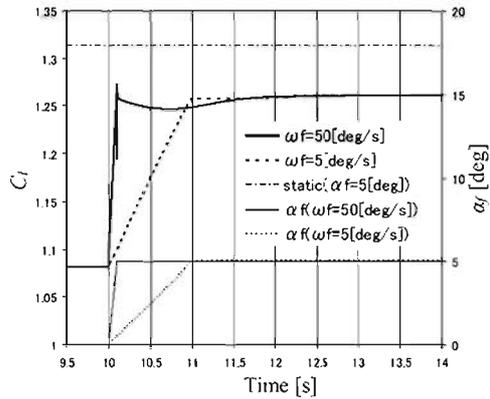


図 20 揚力係数の応答

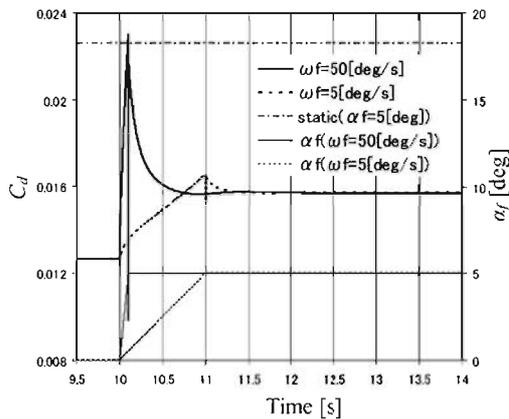


図 21 抗力係数の応答

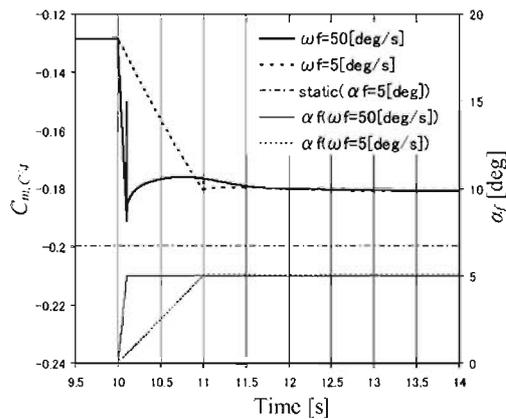


図 22 モーメント係数の応答

次に、異なるエルロンフラップ角速度における空力係数の応答を比較すると、 $\omega_f=50\text{deg/s}$ と $\omega_f=5\text{deg/s}$ のどちらのパターンでも、変化し始めてから安定するまでにかかる時間は同じくらいであることがわかる。

しかし、図 21 からわかるように、 $\omega_f=50\text{deg/s}$ のパターンでは $\omega_f=5\text{deg/s}$ のパターンに比べて抗力係数が過度に大きくなり、揚抗比を減少させてしまう。したがって、 $\omega_f=5\text{deg/s}$ のパターンの方が制御するためのエルロンフラップ角速度としては適していると考えられる。

7. 結論

本研究では、NACA4408 改翼型の静的空力特性やエルロンフラップの静的及び動的な空力特性の数値解析を行った。その結果以下の知見を得た。

1. エアロトレイン3号機に用いられるNACA4408改翼の特性を明らかにし、制御に必要なデータを得ることができた。
2. NACA4408 改翼型では揚力曲線において $\alpha=0\sim 10^\circ$ の範囲で地面なしの場合ではほぼ線形的に揚力係数が変化するが、地面効果の影響を受けると非線形的になることがわかった。また揚抗比は $\alpha=0\sim 4^\circ$ の範囲で翼が地面に近づくにつれ上昇することがわかった。
3. エルロンフラップ角の変化に対し、揚力係数は線形的に変化することがわかった。またエルロンフラップ角を動的に変化させたところ、空力係数の応答性が良いことがわかった。

参考文献

- 1) 菊地聡・太田福雄・加藤琢真・石川智己・小濱泰昭, エアロトレイン浮上走行姿勢制御法の開発, 日本機械学会論文集 (B 編), 71 巻 708 号 (2005-8), pp.2030-2037.
- 2) 木村茂, 地面効果翼機の能動的姿勢制御に関する研究, 平成 15 年度東北大学修士論文.
- 3) 守屋大志, 日向灘研究施設における地面効果翼特性の曳航風洞実験と数値解析, 平成 17 年度宮崎大学修士論文.