

地面効果特性の数値的および実験的研究

Experimental and Numerical Study on Wing in Ground Effect

○学 柘植 洋一 (岐阜大院) 正 菊地 聡 (岐阜大)
 正 小里 泰章 (岐阜大) 正 今尾 茂樹 (岐阜大)

Yoichi TSUGE, Graduate School of Gifu University, 1-1, Yanagido, Gifu-shi, Gifu
 Satoshi KIKUCHI, Yasuaki KOZATO and Shigeki IMAO, Gifu University, 1-1, Yanagido, Gifu-shi, Gifu

Key Words: Wing in Ground Effect, Lift, Drag, Pressure Coefficient

1. 緒言

翼が地面や水面等の境界面近傍を飛行する際、揚抗比が大幅に上昇する現象を地面効果と呼ぶ。近年この現象を利用することで少エネルギー化が見込める輸送システムとしてエアロトレインが提案され開発が進められている⁽¹⁾。地面効果には、翼が境界面に近づくことによる翼下面の圧力変化が深く関わっていることが知られており、本研究では翼下面形状の異なる3つの翼モデルを用いて風洞実験を行い、空力特性や圧力特性を測ることで、翼形状の地面効果に対する影響を調査した。また同時に直接数値シミュレーションを行うことで、実験では計測が困難なデータを補完することにより、翼下面形状と地面効果の関係をより詳細に調べた。

2. 実験装置および方法

図1に実験装置図を示す。実験には半回流式風洞を用い、測定部は開放型でを使用した。翼前縁を原点とし、下流方向を x 、主流と垂直な高さ方向を y とする。翼モデルは翼弦長 $c=152\text{mm}$ 、翼幅 $b=295\text{mm}$ であり、支持棒を介し三分力天秤に固定することで、揚力、抗力、モーメントを計測する。主流速度は 20m/s 、迎角 $\alpha=4^\circ$ で一定とし、翼後縁と地面板との距離 h を変化させ揚力、抗力およびモーメントを測定した。地面の模擬には固定地面板法を用いた。また、地面板には静圧孔を複数設け、地面板上の圧力分布を測定した。図2に本研究に用いた3種類の翼型を示す。エアロトレインの実走行モデルにも使用されている NACA6412 改を基本とし、翼上面形状は全て同一とし、翼下面形状を凸型、凹型とした。NACA6412 改翼型を Model1、下面が凸型を Model2、下面が凹型を Model3 と呼ぶ。図3に直接数値シミュレーションに用いた計算領域およびグリッドを示す。数値計算には CFD2000(Adaptive Research 社)を使用した。これは連続の式と Navier-Stokes 方程式を有限体積法で解くコードである。計算は全面乱流で行い、乱流モデルには標準 $k-\epsilon$ モデルを使用している。計算領域は長方形で大きさは翼弦長を1として、 x 方向は翼前縁から上流に2、翼後縁から下流に2、 y 方向は翼後縁から上方へ2とした。計算格子はL型格子を用いて、流れの変化が激しい翼近傍で細くなるよう設定した。計算領域の大きさ、グリッドの細かさは領域、グリッドを変化させて適性であることを確認している。レイノルズ数は風洞実験と同じ $Re=2 \times 10^5$ とした。

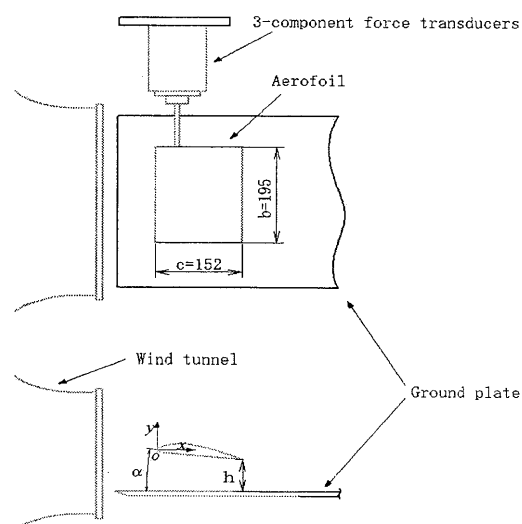


Fig.1 Experimental setup

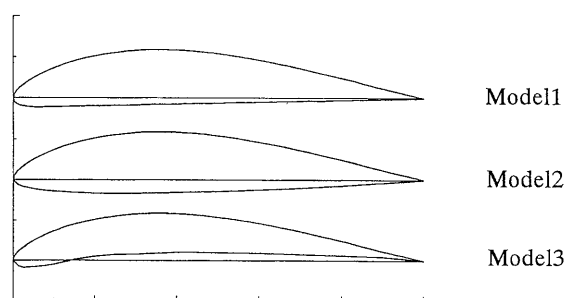


Fig.2 Profile

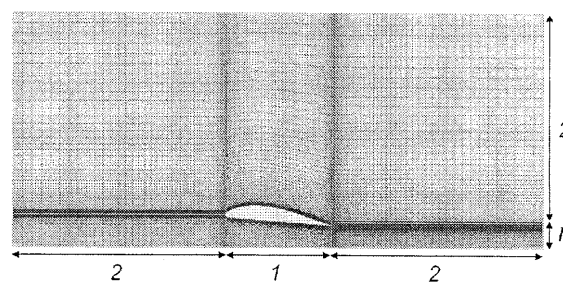


Fig.3 Computational area and grid

3. 実験結果と考察

図4に風洞実験による各翼型の C_L と C_D の変化を示す。どの翼型も h/c が小さくなるにつれて C_L は上昇し、 h/c の減少率に対する C_L の増加率も高くなっており、過去の研究結果と一致する⁽²⁾。翼型による C_L の違いを見ると、Model3 が全ての h/c について最も大きく、これは翼下面と地面板の間の流路がチャンバー形状になる為に流速が遅い、つまり圧力が高い領域が大きいためと考えられる。次に C_D を見ると、どの翼型も h/c が小さくなるにつれて減少しており、 h/c が 0.1 以下で急激に減少している。Model3 が他の翼型に比べ、大きくなった。図5に直接数値シミュレーションにより求めた各翼型の C_L と C_D の変化を示す。実験とシミュレーションには、翼幅が有限と無限（2次元）の違いと、地面が固定と移動の違いがある。計算による C_L の変化は定性的に風洞実験結果と同じ傾向を示したが、翼幅無限のため大きな C_L となった。 C_D は $h/c \geq 0.1$ の領域で h/c が小さくなるに従って緩やかに減少するが、 $h/c < 0.1$ では h/c が小さくなるにつれ C_D が増加する結果となり、風洞実験と逆の傾向を示した。これは風洞実験において、翼モデルが地面板上の境界層による低流速域に入ったために C_D が減少したためと考えられる。また図4の風洞実験では最も C_D の高かった Model3 が、数値シミュレーションでは他の翼型と同程度になるという変化がみられた。

図6, 7に風洞実験による翼下方の地面板上の圧力係数 C_p の分布を示す。図6は Model1 の、図7は Model3 の結果を示している。翼下面と地面板の間の流路形状と圧力の分布を比較するためにグラフの上には、それぞれの翼型を表示している。どちらの翼型も h/c が小さくなるにつれて、 C_p は高くなっている。この C_p の上昇が地面効果による揚力増加の大きな原因である。Model3 は翼下面の形状と同じく上に凸の分布となるが、Model1 は前縁から後縁に向けて単調減少の分布となる。ここで翼下面形状と C_p 分布の関係を詳しく見る。Model3 で $x/c=0.25 \sim 0.6$ での翼下面と地面がなす流路は狭くなるので、下面と地面の間を流れる流量を一定とするならば、流れは加速され C_p は減少するはずだが、図6を見るとこの領域で C_p は増加している。これは凹部での翼端からの流出が多く、流量の減少に伴い流れが減速して C_p が高くなっていると思われる。Model1 の C_p 分布をみると、この様な現象はみられず、この凹部での翼端からの流出が大きいことが、 C_D の増加を引き起こしていると考えられる。このことから、翼下面が凹型の翼型は、低アスペクト比の翼では、翼端からの流出が大きく、抵抗が大きくなるが、2次元性を高めれば、流出の問題が解決され高性能な翼になることがわかる。

参考文献

- (1) 小濱他 1 名：地面効果とその応用，日本機械学会流体工学部門講演会公演論文集，CDROM(2001)。
- (2) 都丸他 1 名：翼型の地面効果特性に関する実験的研究，ながれ，Vol.10，(1991)，47。

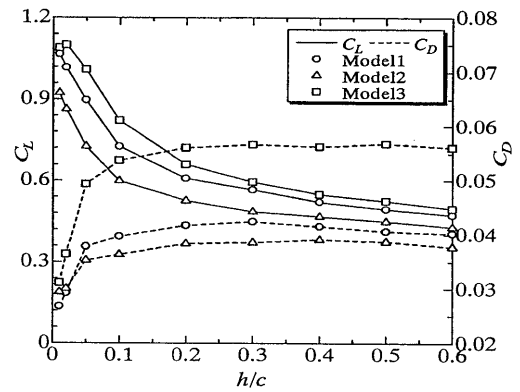


Fig.4 Lift and drag coefficients (experiment)

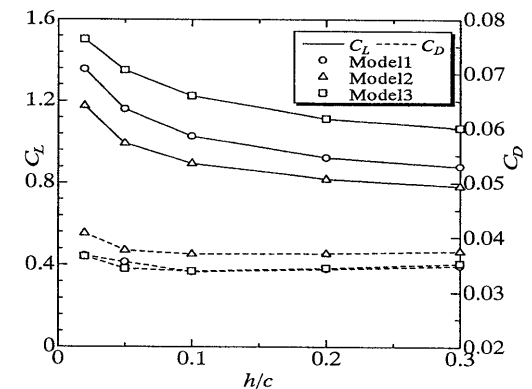


Fig.5 Lift and drag coefficients (simulation)

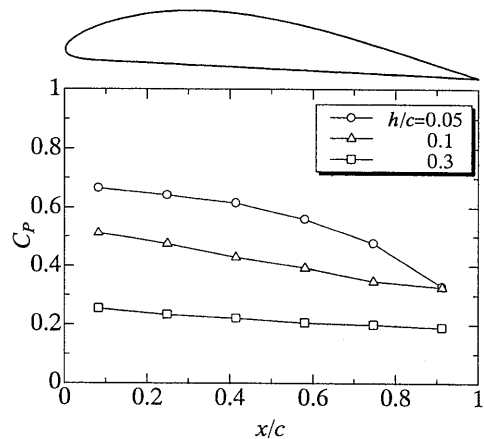


Fig.6 Pressure distribution (Model1)

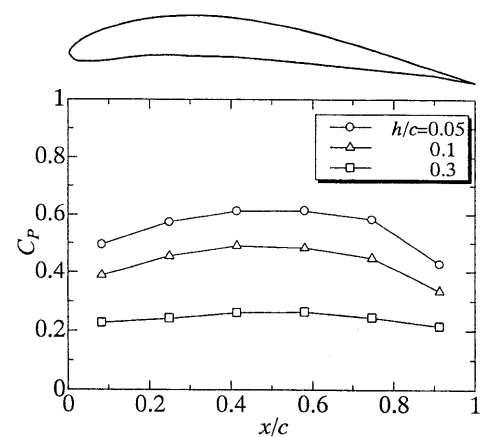


Fig.7 Pressure distribution (Model3)