

3次元境界要素法による地面効果に関する 数値シミュレーション

菊地勝浩 *元栄文則 †福田一 †水野剛 †柳澤三憲 §

Numerical Simulation on Ground Effect
using the Boundary Element Method

by

Katsuhiko KIKUCHI, Fuminori MOTOE, Hajime FUKUDA,
Tsuyoshi MIZUNO, Mitsunori YANAGIZAWA
Science University of Tokyo

ABSTRACT

Owing to its special aerodynamic characteristics and applications the problem of ground effect has become increasingly common. A full investigation was conducted to calculate unsteady aerodynamic forces using small and large ground plates. In order to calculate pressure variation on a large ground plate the steady boundary element method was used. However, using a small ground plate the boundary element method was modified to treat the unsteady aerodynamic phenomena. At low angles of attack, the qualitative behavior of unsteady aerodynamic pressure on both ground plates were well predicted by these boundary element methods.

1 はじめに

航空機の空気力学的特徴として、航空機が離着陸時に地表（通常は滑走路面）近くの低高度を飛行するとき、接近した地面に影響されることがある。このような地面の影響を受けて航空機の飛行特性が変化する現象は、地面効果としてよく知られている。この地面効果を積極的に利用した地面効果翼は、これまで広範囲にわたって研究されてきている。

コンピュータの性能が著しく向上した現在、数値流体力学への依存度も高まっており、地面効果の問題も盛んに解かれている。しかし、差分法でこの問題を取り扱おうとすると、数多くの条件により、性能が向上した現代のコンピュータをもってしても、1ケースの計算に膨大な時間と費用が

かかってしまう、という欠点が生じてしまう。

特異点法あるいはパネル法は線形近似を前提とした手法であり、複雑形状への適応性と計算の小規模性から、空力特性予測には最も適した手法と言える。中でも境界要素法に属する手法は、翼厚効果の取り込み、線形近似が妥当な範囲での形状の任意性、迎角の任意性などの特徴を持ち、その汎用性や扱い易さの点からも優れている。

本報告では図1に示すように、地面板上を翼模型が通過した際に生じる圧力変動の特性を把握することを目的としている。地面板としては長い地面板と、短い地面板の2種類について、解析を行った。2種類の地面板を用いた理由は、数値解析を行う際、長い地面板は定常問題として扱い、短い地面板は非定常問題として扱うためである。長い地面板についてはMorinoの方法をそのまま用い、短い地面板については、Morinoの方法を相対運動が扱えるように解析法の拡張を行った。同時に対応する実験も行ったので、実験との比較も合わせ

*東京理科大学大学院

†東京理科大学元卒研生

‡東京理科大学卒研生

§東京理科大学理学部

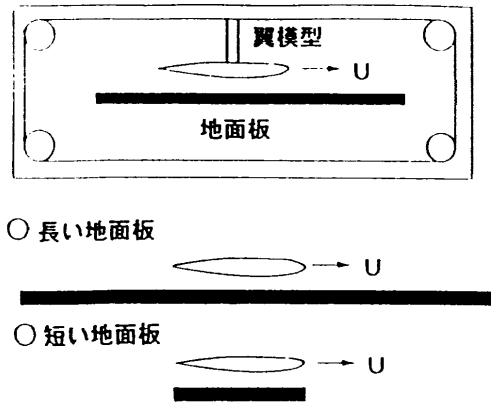


図 1: 地面効果の実験模型

て示す。

2 数値計算法

2.1 長い地面板の場合

長い地面板は定常問題として扱える。流れを非圧縮、非粘性、非回転と仮定すると、速度ポテンシャルが存在する。擾乱速度ポテンシャルを ϕ とすると、境界条件は

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -U_{\infty} \cdot n \quad (1)$$

となる。ここで、 U_{∞} は一様流の速度である。グリーンの定理を適用すると、擾乱速度ポテンシャル ϕ はグリーンの定理を適用して、境界積分方程式から求められる。

揚力物体では後流の影響を考慮しなければならないが、ここでは Kutta の条件として、後流渦面の上下面でのポテンシャルの差が流線に沿って一定である、という条件を課した。

Morino の方法 [1] により離散化を行うと、擾乱速度ポテンシャルを未知数とする連立一次方程式が得られる。

速度場は擾乱速度ポテンシャルを微分することで求められる。微分の方法は柳沢の方法を用いた [2]。

速度場から圧力場を求めるには、Bernoulli の定理を用いた。

2.2 短い地面板の場合

短い地面板の場合は非定常問題として扱う。重複を避けるため、長い地面板と異なる部分のみにについて述べる。長い地面板と異なる部分は、境界

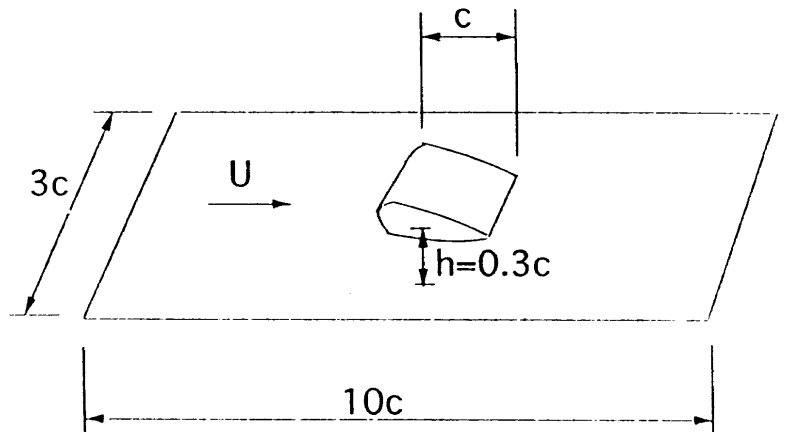


図 2: 長い地面板の場合の模型寸法

条件、ポテンシャルの微分、それに圧力場の計算である。

境界条件は

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = \mathbf{u}_w \cdot \mathbf{n} \quad (2)$$

となる。ここで、 \mathbf{u}_w は物体境界面の速度である。

ポテンシャルの微分は、Suciu の方法 [3] を用いて計算した。

速度場から圧力場を求めるには、一般化された Bernoulli の定理を用いた。

$$\frac{\partial \phi_h}{\partial t} + \frac{1}{2} q_h^2 + p_h = f(t) \quad (3)$$

ここで、左辺第一項の擾乱速度ポテンシャルの時間微分項を求める方法は様々提案されているが、ここではつぎのようにして計算した [4]。

$$2E_h \frac{\partial \phi_h}{\partial t} = \sum_k [-\nabla \cdot C_{hk} \cdot \mathbf{u}_k \phi_k + \nabla \cdot B_{hk} \cdot \mathbf{u}_k \phi_k - \nabla \cdot W_{hk} \cdot \mathbf{u}_k \phi_k] \quad (4)$$

3 解析結果

3.1 長い地面板

計算に用いた翼型は NACA65A010 である。解析モデルの大きさは図 2 に示されているように、翼弦長を c として、地面板の一様流方向の長さを $10c$ 、それと直角方向に $3c$ 、翼の地面板からの高さを $0.3c$ とした。数値モデルを図 3 に示す。

翼が地面上を通過したときに地面上に発生する圧力の時間変化を図 4 に示す。翼が通過すると、翼の前縁が通過する際に正圧が発生し、次に絶対値としては一番大きな負圧が生じ、翼の後縁が通過するときにまた正圧が見られる。正負のピーク値

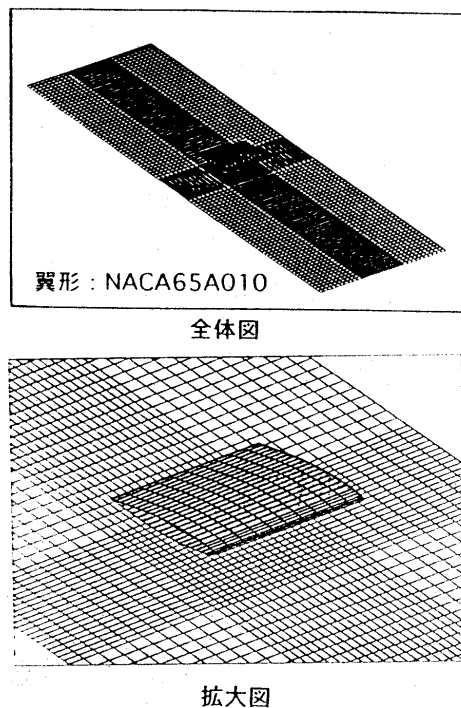


図 3: 長い地面板の場合の数値模型

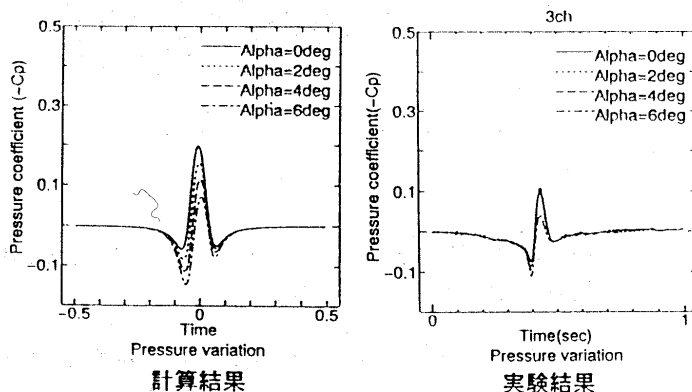


図 4: 翼通過時に地面板上に発生する圧力の時間変化

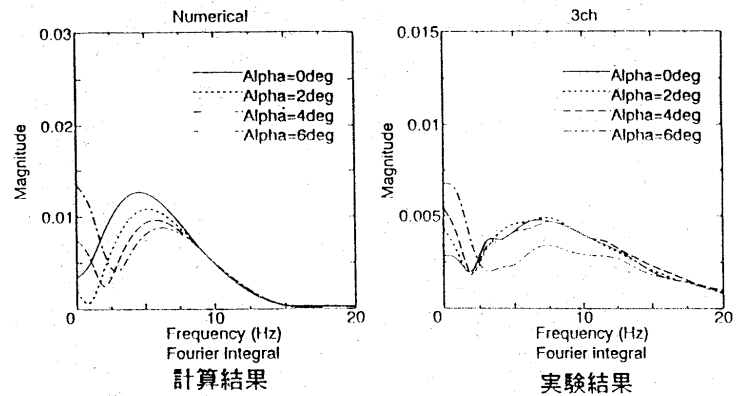


図 5: 翼通過時の圧力変動の周波数解析

は迎角を大きくしていくに従い、正圧部分は大きく、負圧の部分は小さくなっていく。これらの傾向は迎角を負の方向にしたときも同様である。以下、迎角を負にしたときの結果は紙面の都合上、省略する。計算結果と実験結果を比較すると、絶対値は多少違うものの、傾向としては計算結果は実験結果をよく捉えていることがわかる。

翼が通過した際の圧力変動の波形を周波数解析した結果が図 5 である。計算結果を見ると、約 5 ~ 6 Hz の付近にピークが見られ、迎角を増やしていくとこのピークが高周波数側に移動していく様子が読み取れる。実験結果では迎角 0° のときのデータがうまく取れていないが、計算結果で見られた様子は、実験結果でも表れている。

次に、地面板上の圧力分布を図 6 に示す。迎角 0° の図を見ると、翼の前縁と後縁部分で正圧が生じ、翼の下面で負圧が発生している。迎角を増やしていくと、正圧の領域が大きくなり、負圧の領域が小さくなっている。また、迎角が 6° の図を見ると、翼の後方に後流渦によると思われる、2 本の負圧の筋が表れている。

移動する翼面上の圧力を実験によって測定することは非常に困難であるが、数値計算によれば容易に求められる。図 7 は翼根における圧力分布を示している。迎角が 0° の図を見ると、用いている翼型が対称翼であるから、地面板がなければ翼の上下面で対称な圧力分布となる。これに対し地面板がある場合は、翼下面の負圧が大きくなり、上下面で圧力分布が対称ではなくなっている。迎角を大きくしていくと、例えば迎角 6° を見ると、上面では負圧が大きくなり、下面では正圧が増し、全体としては揚力が増加していると予想される。

その様子は図 8 を見ると、より一層はっきりす

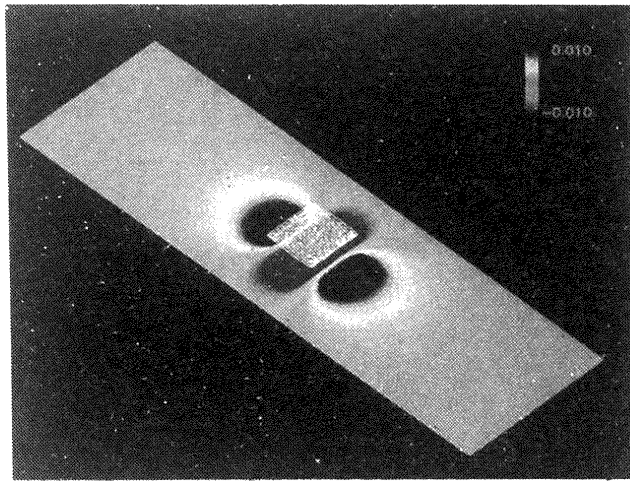
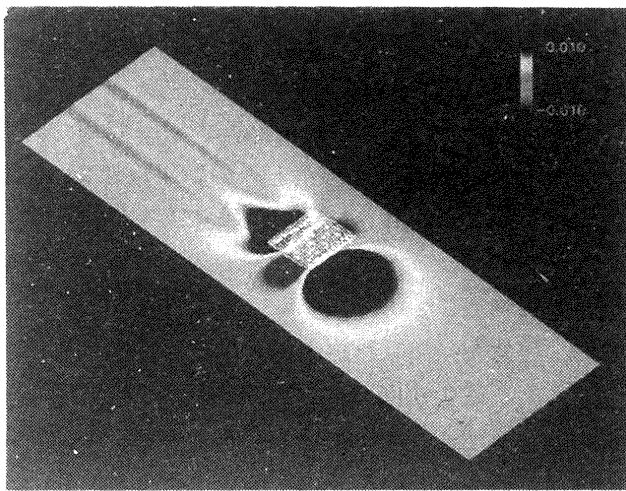

 $\alpha = 0^\circ$

 $\alpha = 6^\circ$

図 6: 地面板上の圧力分布

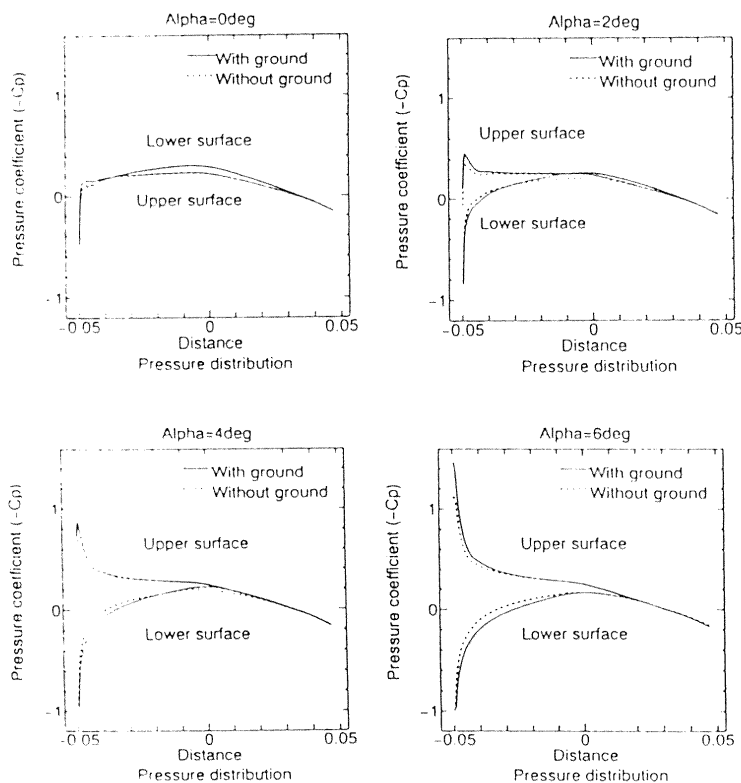


図 7: 翼面上の圧力分布

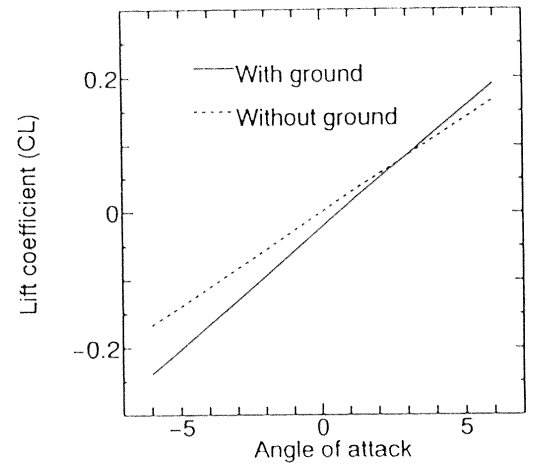
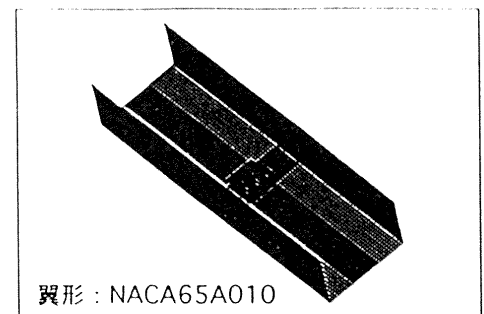
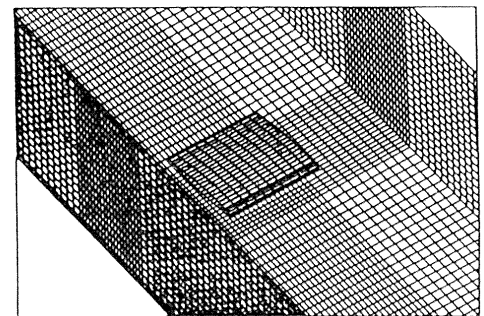


図 8: 揚力係数



全体図



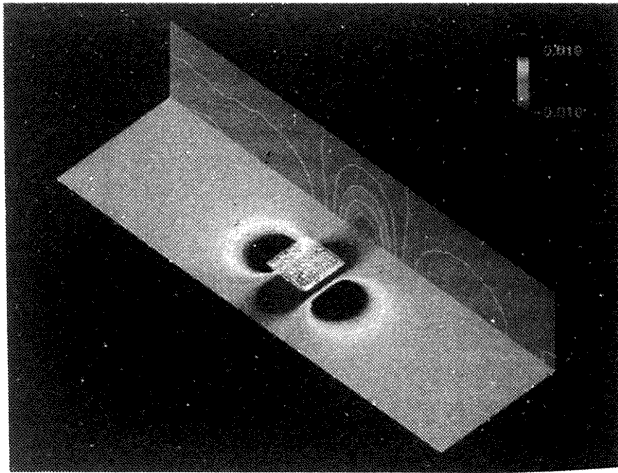
拡大図

図 9: 側壁を入れたときの数値モデル

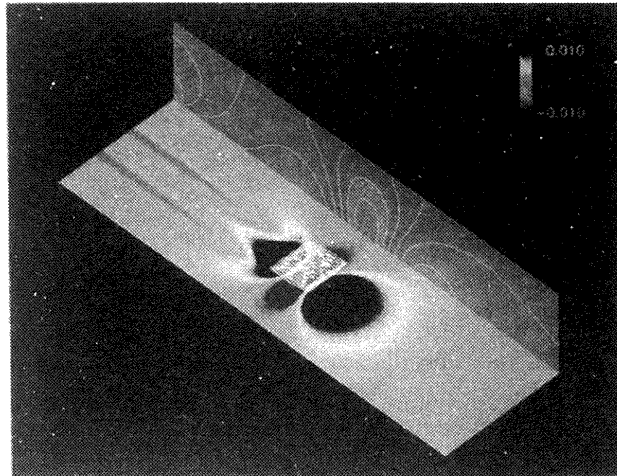
る。地面板があることにより、揚力係数の勾配が大きくなっていることがわかる。

計算では側壁を入れず地面板のみで解析を行ったが、実験では側壁があり、この影響により圧力分布がどのように変化するかを確かめるため、図9に示すような数値モデルについて、計算を行った。地面板と側壁の圧力分布を図10に示す。ただし、見やすくするため手前側の側壁は表示していない。

図を見ると側壁部分にも圧力分布が見られるが、翼の中心線上の圧力変動は図11に示すように、側壁の影響はほとんど表れておらず、翼の中心線上での圧力変動を見る限りにおいては、側壁を入れずに解析を行ってもよいと思われる。



$\alpha = 0^\circ$



$\alpha = 6^\circ$

図 10: 地面板と側壁上の圧力分布

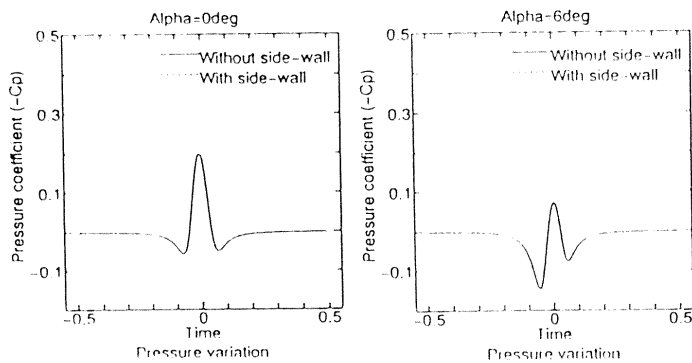


図 11: 側壁を入れたときの地面板上の圧力変動

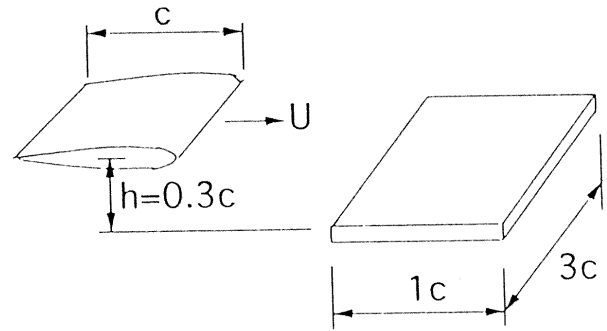


図 12: 短い地面板の場合の模型寸法

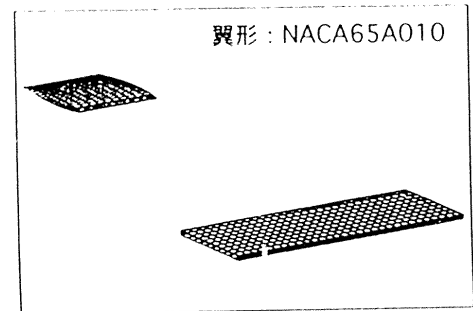


図 13: 短い地面板の場合の数値模型

3.2 短い地面板

用いた翼型は長い地面板と同じ NACA65A010 である。解析モデルの大きさは図 12 に示す通りである。翼弦長を c としたとき、地面板の翼の移動方向の長さを c 、それと直角方向に $3c$ 、翼の地面板からの高さを $0.3c$ とした。

数値モデルを図 13 に示す。短い地面板は非定常問題となるが、計算に用いた時間間隔は、無次元時間で 0.01、計算時間は -0.4 ~ 0.4 とした。

翼が地面上を通過したときに地面上に発生する圧力の時間変化を、図 14 に示す。波形の傾向は長い地面板の時と、ほぼ同様である。比較すべき実験値は、実験装置の都合で迎角が 0° の時の値しかないが、計算値は実験値を良く表していると考えられる。

長い地面板の場合、翼からみると常に翼の下面に地面板が存在し、翼にかかる揚力は時間的に一定である。一方、短い地面板の場合は、はじめは地面がなく、途中で地面板が表れ、また地面板が

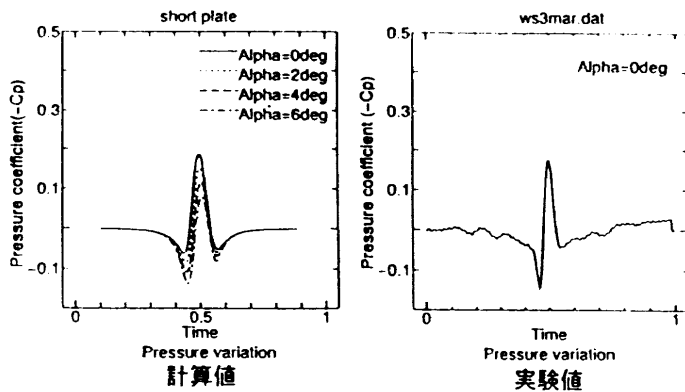


図 14: 翼通過時に地面板上に発生する圧力の時間変化

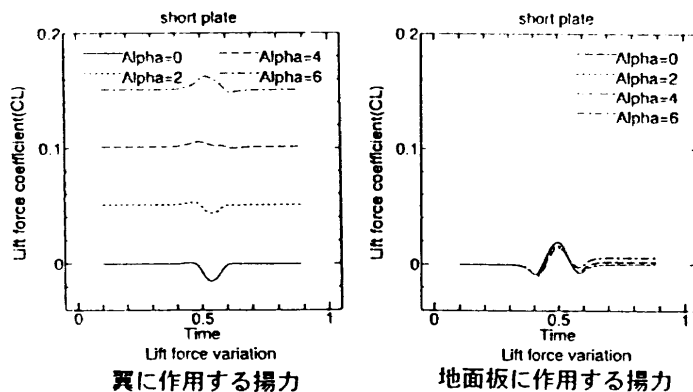


図 15: 揚力係数の時間変化

なるなるという、本質的に非定常の現象となっている。このため、翼および地面板にかかる揚力も時間的に変化する。この様子を示したのが図 15 である。翼にははじめ迎角による揚力が作用しているが、地面板上を通過するとき、この揚力が地面板の影響により変化している様子が読み取れる。翼が地面板上を通過するとき、迎角の違いにより揚力係数のグラフの傾向が逆になっているが、これは、迎角が小さいときは翼下面の流路が狭くなり、流速が早くなって負圧が増加し揚力係数が減り、一方、迎角が大きいたときは流れがせき止められ正圧が増し、揚力係数が増加しているためと思われる。迎角の違いにより、揚力係数のグラフの傾向が逆になるのは、図 8 から推測される。すなわち、迎角が約 3° くらいをさかいにして、それ

より迎角が小さいときは揚力係数が地面板がないときよりも小さくなり、大きいときは揚力係数が大きくなっている。また、地面板にかかる揚力も翼が通過する際に変化している。

4 まとめ

地面板上を翼が通過する際に生じる圧力変動を、境界要素法を用いて、長い地面板と短い地面板について解析を行った。計算結果を実験値と比較して良い一致が見られた。その結果、長い地面板については定常境界要素法で、短い地面板については非定常境界要素法で、通過する翼によって生じる圧力変動がほぼ評価可能であることがわかった。

最後に本研究を進めるにあたり、計算および実験に関して、(財) 鉄道総合技術研究所環境防災技術開発推進部空力の皆様から、貴重なアドバイスを頂きました。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- [1] L.Morino, L.T.Chen and E.O.Suciu, Steady and Oscillating Subsonic and Supersonic Aerodynamics around Complex Cofigurations, AIAA Journal Vol.13 No3 March (1975).
- [2] 柳澤三憲, 菊地一雄, 有限要素法を用いた三次元物体の空気力学的係数の計算, 航空宇宙技術研究所報告 TR-724 (1982)
- [3] E.O.Suciu and L.Morino, A Nonlinear Finite Element Analysis of Wings in Steady Incompressible Flows with Wake Roll-up, AIAA Paper 76-64 (1976)
- [4] K.Kikuchi and M.Yanagizawa, Calculations on the Unsteady Aerodynamic Forces surrounding Bodies in Relative Motion using the Boundary Element Method, Proceedings of the International Conference on Computational Engineering Science pp905-910 (1995)