

# 地面効果翼機まわりの流れの数値シミュレーション

河村 哲也\* 久保 昇三\*

## Numerical Simulation of Flow Around the Aircraft Designed to Utilize Ground Effect

by

Tetsuya KAWAMURA and Shozo KUBO  
*Department of Applied Mathematics and Physics, Tottori University*

### ABSTRACT

Flow around an aircraft spatially designed to taking advantage of ground effect effectively is studied by using the incompressible Navier-Stokes equations. Third-order upwind difference scheme is used to solve the equations. Calculations are carried out under many conditions, i.e. the distance from the body to the ground, the angle of attack and the Reynolds number, etc. are changed systematically in order to investigate these effects on the flow field and force acting on the body.

#### 1. はじめに

地面効果翼機とは、翼の性能が地面近くでよくなるという地面効果 (ground effect) を積極的に利用した飛翔体のことである。ただし地面効果が働くのは地面のごく近く (翼弦長程度はなれてもほとんど働かない) に限られるため、地面効果翼機は地面すれすれに飛行するものでなくてはならない。そのため実際には、障害物の多い陸上よりも、障害物の少ない水面上を飛行する“水面飛行機”に応用される。この水面飛行機は、もし実用化されれば、船よりは速く、飛行機より経済性のよい新しい交通手段になるものと期待される。

現在、著者の一人 (久保) が、水面飛行機の開発をめざして模型飛行機実験を行っているが、本研究の目的はその実験を側面からサポートすること、すなわち模型飛行機実験ではかわりにくい機体まわり

の流れ場の様子を数値シミュレーションより明らかにし、現在用いている模型の改良に役立てることを意図している。ただし現段階では、模型形状など最終的なものではなく大幅に変化する可能性があるため、詳細は計算結果を得るというより、流れ場を定性的に知ることを目的としている。

#### 2. 計算条件および方法

水面飛行機の飛行速度は数 10km/h から 200~300 km/h であるため、まわりの流れは非圧縮性としてよい。したがって基礎方程式には非圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用い、それを数値的に解く方法として、圧力のポアソン方程式をナビエ・ストークス方程式と連立させる標準的な MAC 法<sup>1)</sup>を用いた。流れのレイノルズ数は飛行速度より見積ると  $10^6 \sim 10^7$  とかなり高くなるが、実際には地面 (水面) 近くを飛行するため、流れは乱れを多く含んでいるものと考えられ、乱流粘性という意味で、現象にあう計算をする場合のレイノルズ数はそれほど高くない

\* 鳥取大学工学部

と考えられる。ただし適当な乱流モデルがないため、実際の程度のレイノルズ数の計算を行うのがよいのかは不明である。本研究では数値粘性を自動的に含み高レイノルズ数でも安定に計算のできる三次精度上流差分法：

$$f \frac{du}{dx} = f \frac{-u_{i+2} + 8(u_{i+1} - u_{i-1}) + u_{i-2}}{12 \Delta x} + |f| \frac{u_{i+2} - 4u_{i+1} + 6u_i - 4u_{i-1} + u_{i-2}}{12 \Delta x}$$

をナビエ・ストークス方程式の非線形項に用いる計算法<sup>2)</sup>を使用した。レイノルズ数は試みとして2000にとって主な計算を行ったが、比較としてレイノルズ数を変化させた計算も行った。

飛翔体の形状は現在模型飛行機実験に使用している形状を簡略化(垂直尾翼や操縦部分等省略)したものを用いた。すなわち、横断面がゲッチング613型翼の上半分をとった形状で、スパン方向に同一形状をした中空の物体(ただし翼端板あり)で、アス

ペクト比は0.6である(図1参照)。計算に用いた格子を図1に示すが、格子点数は計算のための仮想点を除いてX(流れ)方向に60(翼面上に23), Y(スパン)方向に30(翼面上に11), Z(地面と交わる)方向に50の合計9万点である。格子はXZ面で作ったものをY方向に平行移動させたものを用いた。ただしXZ面では翼面を含む線に沿って領域を上下2つに分け、それぞれの領域で楕円型偏微分方程式を解いてH型格子を生成し、さらに翼面および領域のつなぎ目の部分で格子が集中し、かつ直交性もよくなるように代数的方法を用いて微調整を行った。なお、このような単純な格子生成のため、翼端板の底辺の形状は図1下の黒点で示される形状で近似されている。全体の領域の大きさは、翼弦長を1として、翼先端より前方に2, 翼後端より後方に3, 翼より翼上方に2, 翼端板より外側に3である。

方程式を解く場合、境界条件の課しやすさより、図2に示すように領域を3つの部分に分けて解いている。また飛翔体を固定してまわりをその速度と反対の速度で動かしている。境界条件は、前方では一様流の条件、翼面上では速度0, 地面では一様流の速度、遠方では外挿を用いている。また流れは前方から見て左右対称であるとして、翼幅は半分にとり、対称条件を用いた。領域のつなぎ目付近では格子を細かくとっているため、つなぎ目での境界条件としては単純に両側の平均値を用いた。

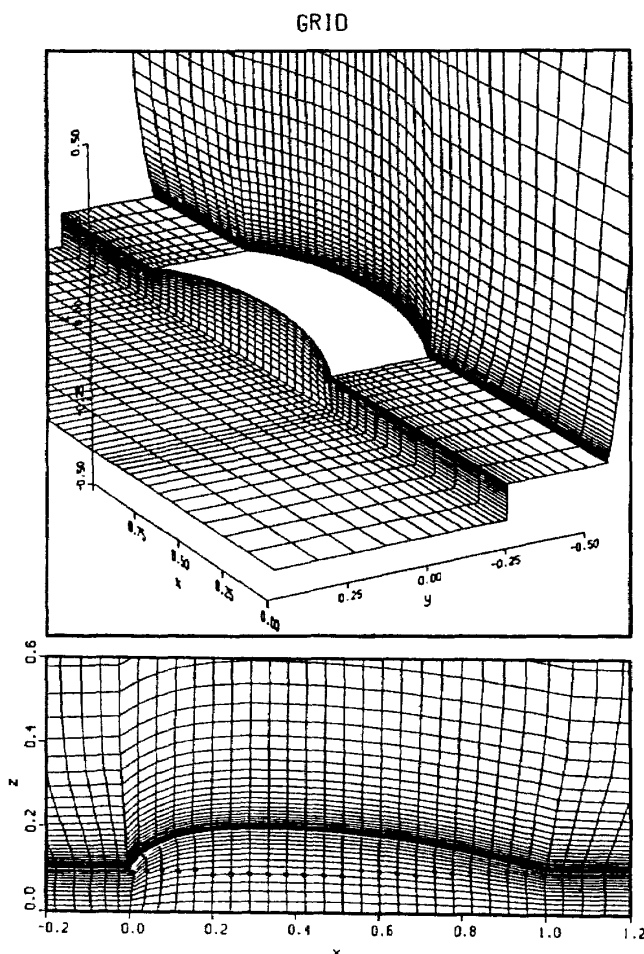


図1 計算に用いた格子(60×30×50)

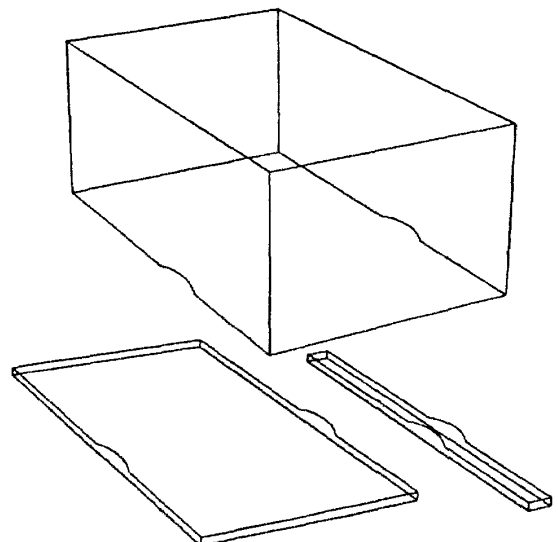


図2 領域分割図

### 3. 計算結果

2でのべた計算条件および計算方法を用いて行った典型的な計算例として、レイノルズ数 2000, 迎角 0, 地面から翼後端までの高さが翼弦長の 5% の場合で無次元時間 (一様流の速さと翼弦長で無次元化) 5 の場合の計算結果を図 3~5 に示す。図 3 は対称面 ( $y=0$ ) での速度ベクトルと等圧線図である。図 4 は上方から翼を見た場合の翼上面 (図 4 上) と下面 (図 4 下) での等圧線である。図 5 は翼後端を結ぶ線を含む面内の速度を用いて描いた particle trace (翼後方から見る) で trailing vortex が観察される。なお、これらの図には機体を実線で示されている。

機体まわりの流れや機体を受ける力は、現象を支配するパラメータを変えることにより種々に変化すると考えられるが、この研究では以下のパラメータが流れに及ぼす影響を調べた。

- 1) 地面からの距離
- 2) 迎角
- 3) 翼端板の有無

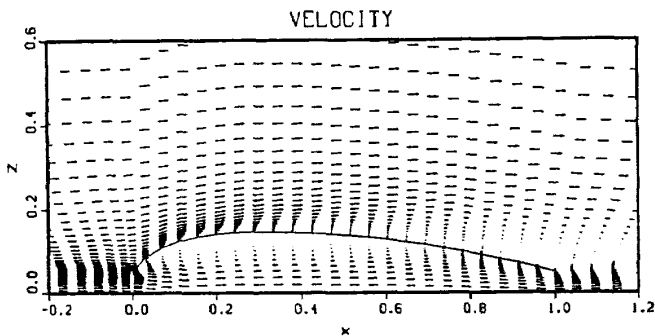


図 3 対称面 ( $y=0$ ) での速度分布および圧力分布 ( $R_e = 2000, h = 0.05L, T = 5$ ;  $h$ : 地面から翼後端までの高さ,  $L$ : 翼弦長,  $T$ : 無次元時間)

#### 4) レイノルズ数

ただし、2)については迎角を変化させると地面からの平均距離も変化するが、ここでは、翼後端から地面への距離を一定に保って迎角を変化させている。

表 1 に、上記のパラメータが機体全体に作用する揚力にどれだけ変化を与えるかを、地面からの距離が翼弦長の 5%, 迎角 0 の場合を基準にとった数値で示されている。当然のことながら、地面に近いほど、迎角が大きいほど、また翼端板を取りつける方

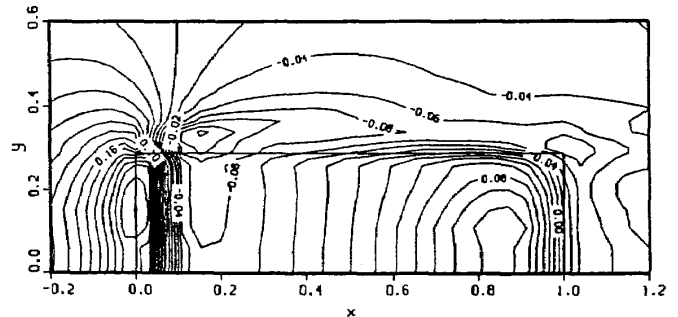
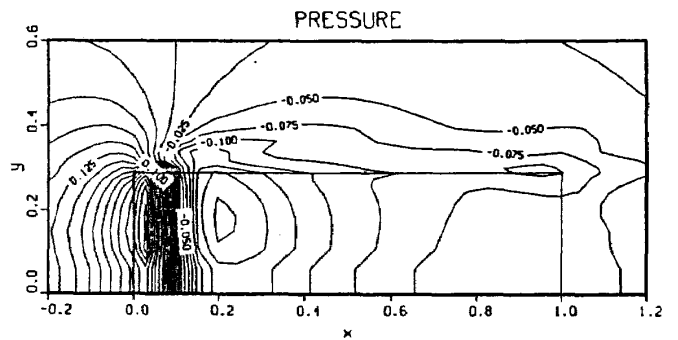


図 4 翼上面 (上図) および翼下面 (下図) での圧力分布 ( $R_e = 2000, h = 0.05L, T = 5$ )

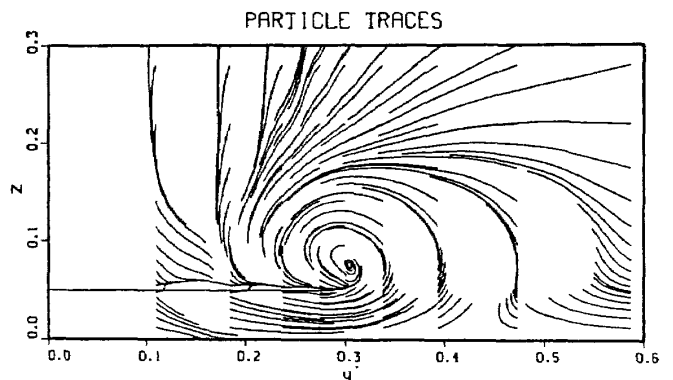


図 5 後方から見た翼後端を含む面内での Particle Trace ( $R_e = 2000, h = 0.05L, T = 5$ )

が揚力が大きくなっていることがわかる。またレイノルズ数については、調べた3種類(1000, 2000, 5000)の中ではレイノルズ数が小さいほど揚力が大きくなっている。

図6は、対称面での圧力分布を、地面からの距離が翼弦長の10%および2倍の場合について示したものである。図3と比較してもわかるが、翼より上方の圧力分布は地面からの距離にあまり影響を受け

ない。図には示さなかったが迎角をもった場合も同様である。

図7(a), (b)はそれぞれ、迎角が5度と10度で、

Table 1-1

a\h	0.05	0.1	0.2	2.0
0	1.000	0.7741	0.5733	0.4546
5	2.297	---	1.595	1.4330
10	3.518	---	---	---

a: Attack angle    h: Height from the ground  
 --- : no data

Table 1-2

Re	1000	2000	5000
	1.262	0.8857	0.6745

\* results without side wall

Re: Reynolds number

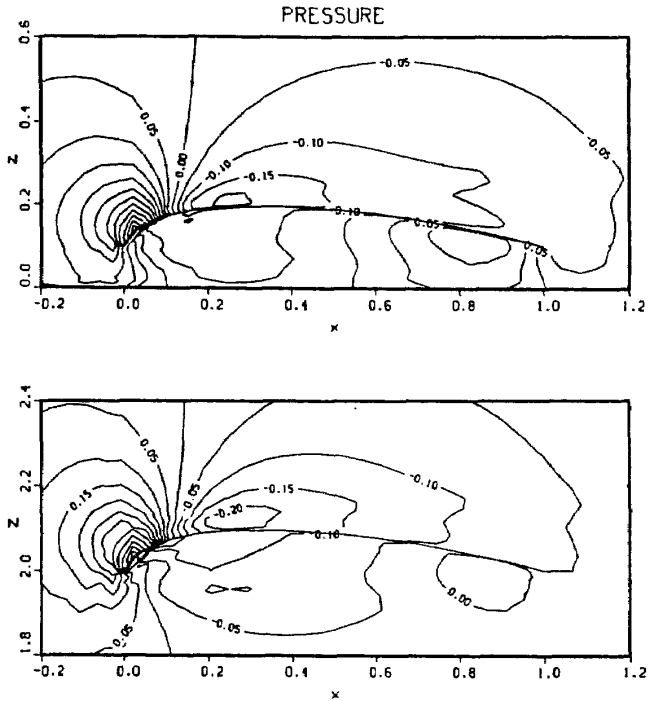
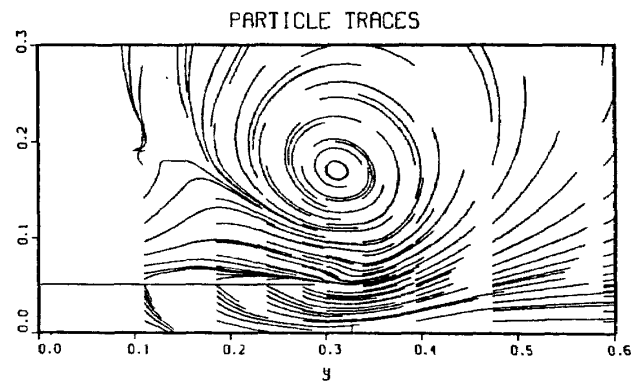
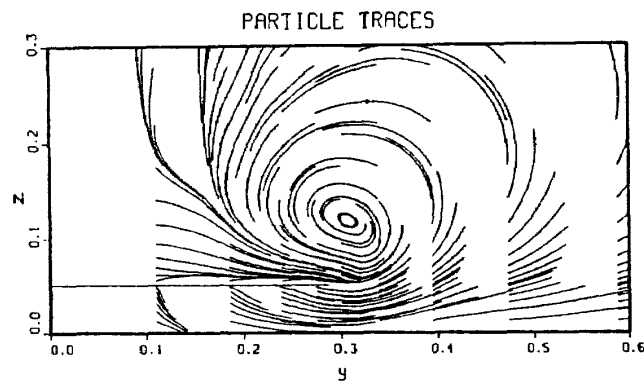
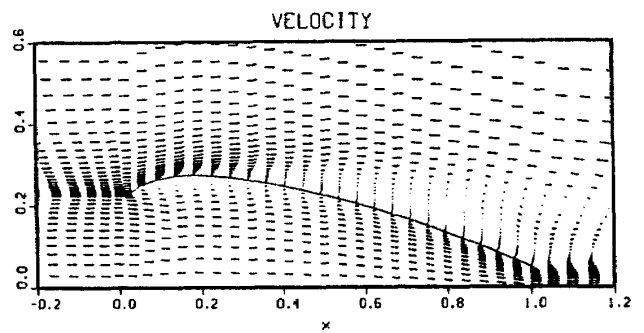
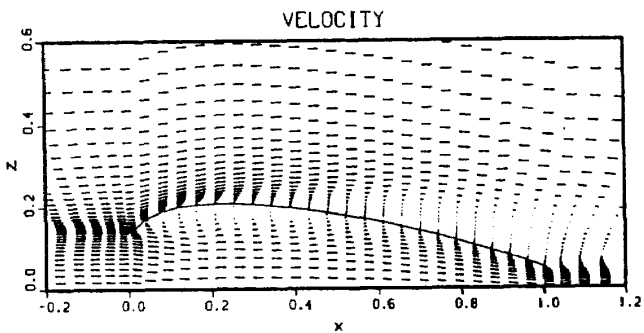


図6 地面からの高さが対称面内の圧力分布に及ぼす影響:  $h=0.1L$  (上図),  $h=2L$  (下図) ( $Re=2000$ ,  $\alpha=0$ ,  $T=5$ )



(a)  $\alpha=5^\circ$

(b)  $\alpha=10^\circ$  ( $Re=2000$ ,  $h=0.05L$ ,  $T=5$ )

図7 迎角をもつ場合の流れ場(図3, 5に対応)

翼後端から地面までの高さが翼弦長の5%の場合の、対称面での速度分布および翼端を結ぶ線を含む面内での particle trace である。迎角の変化にともなう流れ場の変化が示されている。

図8はレイノルズ数が1000と5000の場合の対称面内の圧力分布である。レイノルズ数が高い場合は翼上面で流れが剥離するが、それ以外(たとえば翼より下の部分)の流れは、この程度のレイノルズ数の変化ではあまり定性的な違いは認められない。

#### 4. ま と め

本研究では、三次精度の上流差分を用いて非圧縮性ナビエ・ストークス方程式を数値的に解くことにより、地面効果翼機まわりの流れの数値シミュレーションを行い、機体まわりの流れ場や機体に作用する力が、地面からの高さや、迎角、レイノルズ数などを変化させたとき、どのように変わるかを調べた。その結果、妥当な計算結果が得られ、この種の解析法が模型機のおおよその形状を決めたりする上で有効に利用され得ることがわかった。ただし、計算でどの程度のレイノルズ数を用いるのがよいのか、あるいはどのような乱流モデルを用いるのが適当かなど不明な点もある。

本研究の主な計算は計算流体力学研究所のVP200を用いて行った。関係各位に感謝いたします。なお1ケースあたりの計算時間は4000ステップ(無次元時間5)の計算で約30分であった。

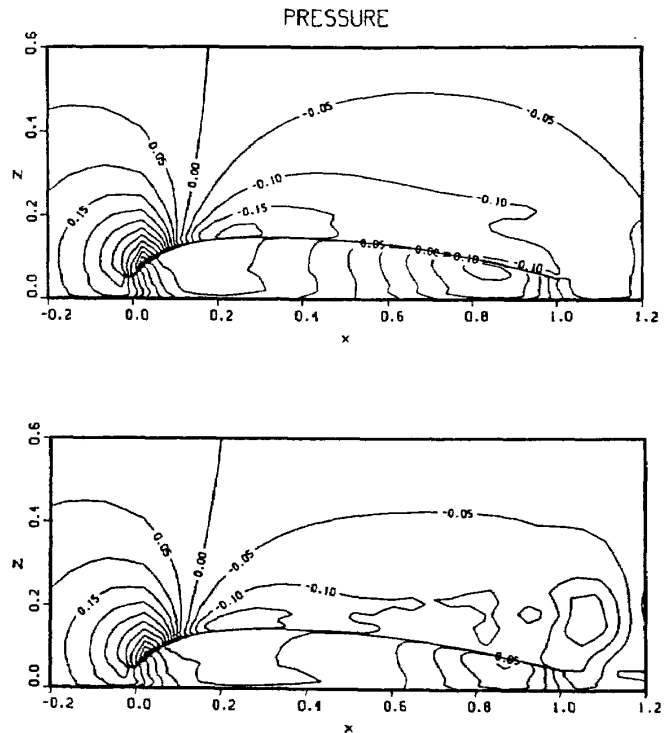


図8 レイノルズ数が対称面内の圧力分布に及ぼす影響： $R_e=1000$  (上図)， $R_e=5000$  (下図) ( $h=0.05L$ ,  $\alpha=0$ ,  $T=5$ )

#### 参 考 文 献

- 1) Harlow, F.H. and Welch, J.E., Numerical calculation of time-dependent viscous incompressible flow of fluid with free surface. Phys. Fluids Vol. 8 (1965), pp. 2182-2189.
- 2) Kawamura, T. and Kuwahara, K., Computation of High Reynolds Number Flow around a Circular Cylinder with Surface Roughness, AIAA Paper 84-0340 (1984).

