地面効果を受ける2次元翼の風洞実験及び数値計算^{*1}
Wind Tunnel Testing and Numerical Calculations on 2-Dimensional
Airfoils in the Ground Effect

新 田 恭 子^{*2}
Kyoko NITTA

Key Words: Ground Effect, 2-Dimensionality, Wind Tunnel Testing, Numerical Calculation

Abstract

The aerodynamic characteristics of 2-dimensional airfoils in proximity to the ground are examined. The purposes of this paper are: 1. aerodynamic research of the steady pressure distribution in proximity to the ground, 2. suggestion of the methods to simulate the ground effect and 2-dimensionality in the wind tunnel testing, 3. examination that it is reasonable to use the finite difference method based on the small perturbation velocity potential equation in the ground effect problem. The pressure distribution changes according to the height, the ways of which are different between a flat plate airfoil and a NACA0012 airfoil. The effect of viscosity is also examined through numerical calculations.

1. 序 論

地面付近では、一般に揚力の増加、誘導抵抗の減少という傾向が見られ、これは地面効果と呼ばれている。地面効果問題に関する研究は、古くから国内外を通じて盛んであり^{1)~5)}、最近では地面効果を積極的に利用した航空機の開発の気運が高まっている⁶⁾。しかし、基礎的な研究となる風洞実験の手法の確立や、地面近傍を主な巡航領域とする輸送機関、たとえば磁気浮上型の高速鉄道車両や水面飛行機への応用に際しての安定性の解析など、未だ再考の余地がある部分が多い。そこで本研究では、典型的に地面効果を受ける2次元翼を対象とし、地面効果が及ぼす翼まわりの定常空気力特性を、風洞実験と差分法による数値計算の両面から解析する。また同時に、地面近傍での定常空気力の特性に関する粘性および翼厚の影響を調査する。本論文の目的をまとめると、

1. 地面効果が定常空気力に与える影響の調査

2. 地面効果および翼の2次元性を模擬する風洞実験法の提示
3. 微小攪乱速度ポテンシャル方程式に基づく差分法計算の妥当性の検証

である。

実験に関しては、NACA 0012 翼模型を用いて、高度を変えて翼面上圧力分布を測定することにより行う。実験では地面効果とともに翼の2次元性を模擬する必要がある。よって、実験装置には特別の配慮が必要であり、地面効果と2次元性を同時に扱った既出の報告例も数少ない。本研究では、地面効果はムービングベルトで、また2次元性は端板で模擬する。

数値計算に関しては、主として微小攪乱速度ポテンシャルに基づく差分法を用い、補助的に汎用数値計算コードによる差分法を用いて粘性や翼厚の検証を行う。本論文を通じて前者の差分法をFDM、後者の差分法を商標名を用いて α -FLOWと呼ぶ。筆者は地面効果に関する一連の研究を、FDMを用いて遂行してきた^{7)~9)}。FDMは、非粘性を仮定している。地面近傍は粘性の大きい領域であるので、実際に粘性を有する流れ場を対象とした実験および計算との比較により、FDMを地面効果問題で用いることの妥当性を検討する必要がある。また、FDMは、翼厚が微小攪乱の仮定を満たす程度であれば、それを考慮した計算が可能であるが、具体的な翼厚の計算限界は未知である。従って厚み付の翼を取り扱うことにより、前者の差分法が厚みを持つ翼を地面効果内でどの程度正確に計算できるかを検証する必要がある。そのため、本論文では、厚み付の翼(NACA 0012 翼型)の圧力計算を行い、風洞実験および汎用数値計算コードによるNavier-Stokes方程式計算およびEuler方程式計算と結果を比較することにより、FDM計算の翼厚効果および非粘性の仮定の妥当性を検証する。FDMは、

^{*1} 平成7年2月9日原稿受理

^{*2} 名古屋大学工学部機械・航空工学科

空力弾性解析のため遷音速および高亜音速用に作成された空力計算コード¹⁰⁾をもとに、地面効果を取り扱うため修正を加えたものであるが、本論文では非圧縮に近い領域でこれを使用する。この理由は、本研究は基礎的な研究であるため、および、風洞実験結果と計算結果を比較するためである。ただし、完全な非圧縮領域では計算不可能であるので、弱圧縮性領域で計算し、非圧縮性を模擬する。定式化には圧縮性を残してあるが、これは地面効果内で圧縮性を無視できない速度で移動する高速輸送機関に本研究結果を応用するための拡張性を保持するためである。また、比較対象としての Navier-Stokes 方程式計算および Euler 方程式計算には汎用数値計算ソフト FUJITSU/ α -FLOW¹¹⁾を用いる。これら数値計算を通じて、実験では得にくい流れ場全体、特に翼下面と壁面の間の流れ場の情報が得られ、地面効果の定常空力に対する影響を詳しく知ることが可能となる。

第1図 風洞実験装置の外観写真

第2図 風洞実験装置の簡易寸法図 (単位: cm)
a) 側面図, b) 上面図

2. 風洞実験について

2.1 実験装置 本実験のため、簡易風洞を製作し、初めにその特性を検定する。風洞実験装置の外観写真および簡易寸法図を第1図および第2図に示す。

地面効果を風洞実験で取り扱い、しかも2次元翼を仮定しているの、用いる実験装置には特別の配慮が必要である。地面効果をできるだけ実際に近く模擬するためには、地面板またはムービングベルトという選択が可能である。静止地面板は装置が比較的簡単であるため、これまでよく用いられている。しかし、地面板自体が1枚の翼の空力的特性を持ってしまい、地面効果模擬の精度にはやや問題があることも指摘されている。また本実験では、かなり地面に近い箇所に心があるので、単に静止翼模型と静止地面板を風洞気流中に配置しただけでは、地面板上の境界層とモデルが干渉し、考察すべき状況をシミュレートしたことにはならない。実際は無風であれば地面上に境界層は存在しない。ムービングベルトを採用し、風洞流速と同じ速度で移動させることにより初めて地面効果が模擬できる¹²⁾ また、2次元性については、翼模型の両端にアクリル板を配置することで模擬する。

風洞そのものの作成から本実験を開始したので、その特性の検定およびムービングベルトの効果を検証することが必要である。風洞の吹き出し口は、30 cm 四方の正方形である。吹き出し口での風洞壁付近の境界層による風速及び圧力変動は、壁面から約3 cm 以内の箇所に留まることが前以て行われた検定試験で分かった。そこで、第2図に示すように、地面効果を実現するベルト装置を、吹き出し口の下から3.5 cm の箇所に設置した。当初は流れが広がるのを最小限にとどめるためベルト装置を第2図の位置より約10 cm 前方に置いた。しかしその状況では流れが吹き出し口を出てすぐに障害物に当たることが原因と思われる望ましくない圧力上昇がベルト中央部で見られたため吹き出し口から21 cm の位置にした。翼模型の流れ方向位置は、流れが一樣流を保ち、且つ高度を上げた場合の上方への流れの流出による速度損失が少ないように、という配慮から、第2図に示す位置を選んだ。

第3図に、ベルト駆動時(a)・静止時(b)の測定部の等速度線図を示す。縦軸は端板、横軸はムービングベルトに対応し、図の右端はベルト中心位置である。ピトー管で測定したため、目盛にピトー管の半径を加えた値が実際の位置に相当する。数字は局所風速で、単位は m/s である。ベルトのばたつきを押さえるため、シームレスベルトを用いたが、マノメータのメニスカスはやはりベルト駆動時の方が大きく振動した。

第3図 測定部の等速度線図
 a) ベルト駆動時, b) ベルト静止時

第4図 ベルト駆動時の流れの煙を用いた可視化写真

第5図 端板の翼模型取付部

しかし等速度線図でベルトを駆動した場合、駆動しない場合を比較すると、ベルトが効果的に働き、ベルトに沿う境界層の厚さが減じていることが明らかである。関心のある高度域は翼の $1/4$ 弦長 (3.25 cm) 以上なので、ベルトを駆動すれば翼模型 (翼弦長 12.5 cm) は比較的きれいな流れ場の中に置かれることがわかる。ちなみに端板に沿う境界層は、ベルトに沿う境界層よりずっと薄く、ベルト駆動時・静止時で殆ど同じ厚さであり、およそ 0.5 cm であった。

更に、流れがどのようにベルトによって影響されるかを調べるため、煙を用いて可視化を行った。第4図は、ベルト駆動時の流れの様子を示す。この写真では、流れの様子をより見やすくするため、端板を測定時と前後を逆にして配置してある。吹き出し口とベルト上面の高度差のため、流れはやや上方に傾斜して翼に当る。また、図には示さないが、高度が高くなると端板の間から上方に逃げる流れが生ずるため、やはり同様に流れが傾斜する。これを考慮し、翼模型を設置する際、微小に負迎角を取り、一様流に対する角度の基準位置 ($\alpha=0^\circ$) とした。また、可視化してみると、風洞からの流れがない場合でも、ベルトを駆動するだけでベルトにより引きずられる空気が生ずるので、ベルト近傍での風速はゼロにならないことも分かった。

第5図は2次元流を実現するための端板の様子である。端板はアクリル製の長方形のもので、前縁のエッジには丸みが付けてあり、流れの乱れが生ずるのを防ぐ工夫がなされている。翼の取付位置には2重に円状に切り込みが入れてあり、大きい方の円状切り込みを回転することにより高度を変え、小さい方の円状切り込みを回転することにより、迎角を変えることができる。端板には翼を取り付けるための装置を通す穴を開ける必要があるが、翼の姿勢や高度を変える場合、かなり大きい穴になってしまう。そこから外へ吹き出す

第6図 NACA 0012 翼模型

流れのために2次元性が損なわれることを防ぐため、翼の支持装置を小さい方の円状切り込みに設け、翼模型をこれに直接取り付けることにより外部との影響を最小限にとどめる工夫をした。関心のある翼高度は翼弦長の1/4の高度から地面が存在しない場合すなわち無限大の高度までと幅広いが、この装置で達成できる最大高度は翼弦長の高度、すなわち $H=2.0$ までであった。以後、翼の高度は翼の半弦長で無次元化した値を用い、記号 H を用いて表示する。

2.2 圧力測定用装置 第6図に、翼模型の写真を示す。この翼模型は、木製で、翼弦長12.5 cm、スパン長19.5 cm、最大厚みは1.5 cmである。中央部には圧力孔が設置してあり、その部分はアルミ製である。圧力分布測定には、第6図に示されるように、翼模型の中央部に開けた圧力孔に設置された圧力チューブを、端板の小さい方の円状の切り込み部分に開けたごく小さい穴から引き出し、それぞれの高度に対してGöttingen型のマノメータの読みを記録し、データを取った。圧力孔は翼模型の片方の面にしか設けられていないので、上面・下面は模型を裏返すことにより、別々に測定した。この実験装置では迎角も変えることができる。しかし本実験においては、翼の厚みによる影響に焦点を絞ったため、迎角は 0° で固定した。

3. 差分法による数値計算について

3.1 α -FLOW による数値計算について α -FLOW では、翼形状モデルは座標値入力により作成せねばならない。NACA 0012 翼型はその座標値が関数形¹³⁾で与えられ、慣例に従い前縁に原点を持ち翼弦長で無次元化されたデカルト座標系を用いると

$$\pm y = \frac{12}{20} [0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4] \quad (1)$$

第7図 α -FLOW による Euler/Navier-Stokes 計算における翼まわり格子形状の一例 ($H=0.5$)

である。しかし、実験で用いたモデルの断面形状は上式で与えられる断面形状とはやや異なる。実験模型は上式の NACA 0012 翼型を基準として作られているが、実際に計てみると、翼の前縁部分の径が1 mm程大きく、また最大翼厚位置は翼の34%弦長点にある。これらの違いは、翼の圧力分布に影響を与えらると思われるので、計算ではこの実際の翼断面図から座標値を読み取りスプライン補間することによって翼形状を与えた。この形状モデルまわりに H 型格子を作成し、 α -FLOW 計算に用いた。格子領域は、翼から流入境界までは翼のコード長の2倍、翼から流出境界までは10倍、下部境界から上部境界までは10倍の距離を取った。格子点数は主流方向に71点、反主流方向には、翼から上部・下部境界まで、それぞれ21点配置し、翼の上・下面には30個のセルを置いて計算した。2次元性をモデル形状に組み込むため、奥行き方向にはセルは1個である。翼の周囲、特に前縁・後縁付近の格子幅を狭くして計算したかったので、計算の当初は前縁付近はもちろん、後縁付近でも分割が細かいメッシュで計算した。しかし、その場合うまく中央でメッシュをマッチングさせることが出来ず、計算結果がそこで異常に大きくなった。そこで、計算精度が特に要求される前縁部分のみを細かくし、後縁部は粗くした。しかし、後縁部分は圧力自体小さく、計算結果に有意差は見られなかった。最終的に用いた格子の翼まわりの形状を翼の1/4弦長の高度の場合について第7図に示す。

α -FLOW の数値解法は差分法で、スタガードメッシュを採用し、基礎方程式として非圧縮 Navier-Stokes 方程式または Euler 方程式と、圧力に対する Poisson 方程式を SMAC 法で解く。対流項の処理には1次精度風上差分を用いた。境界条件は、流入境界では一様流の条件、下部境界では一様流速度、上部・流出境界では外挿を用いている。下部境界条件をこのように設定したのは、翼を固定し、流れが飛行速度で翼に接近するとして問題を解いているため、実際の飛行状態を模擬するには地面を流れとともに動かさねば

ならないからである。

3.2 FDMによる数値計算について FDM計算コードは、遷音速微小攪乱速度ポテンシャル方程式を基にしたADI(Alternative-Direction Integration)法である。以下でその支配方程式と境界条件を簡単に記述する。

x 方向の速度 U の一様流中に2次元翼を固定し、翼に固定された座標系を (x, y) とする。座標原点は翼弦中心に位置する。なお、本論文で用いる記号は、他に言及しない限り、基準長を半弦長 b として無次元化されており、また、速度は一様流速度 U で、時間は b/U で無次元化されている。支配微分方程式は、2次元微小攪乱速度ポテンシャル ϕ を用いて、保存形で

$$M_\infty^2 \phi_{tt} + 2M_\infty^2 \phi_{xt} = [(1 - M_\infty^2) \phi_x - \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^m \phi_x^2]_x + \phi_{yy} \quad (2)$$

と書ける。(2)式中の $(\cdot)_x, (\cdot)_y, (\cdot)_t$ はそれぞれ x, y, t による偏微分を表わす。また、 M_∞ は一様流マッハ数、 γ は比熱比で、 m は臨界圧力係数が厳密な等エントロピーの圧力係数に適合するよう M_∞ の関数として計算される定数である。ただし、本計算では、非圧縮領域付近で計算を行うので、 M_∞^m のかかる項は解に殆ど影響しない。

圧力係数は、

$$Cp = -2\phi_t - 2\phi_x \quad (3)$$

で与えられる。

伴流及び翼後縁における境界条件は、伴流を横切る圧力差はゼロであるとして、

$$\Delta\phi_t + \Delta\phi_x = 0 \quad (4)$$

で与えられる。ただし、上式における記号 $\Delta(\cdot)$ は、伴流を横切った量の $(\cdot)$ のジャンプ量を表わす。また、遠方境界条件は

$$\phi = \frac{\Gamma^{(s)}}{2\pi} \left\{ \arctan\left(\frac{x}{\beta y}\right) + \frac{\pi}{2} \text{sgn}(y) \right\} \quad (5)$$

と速度ポテンシャルを指定することにより与える。ただし $\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$, $\text{sgn}(y)$ は y の符号が正なら1, 負なら-1を取ることを意味する。 $\Gamma^{(s)}$ は循環の平均定常値である。翼面上、および、壁面上の接線流条件は、

$$\phi_y = f_x^{(s)}(x) + f_x^{(u)}(x, t) + f_t^{(u)}(x, t) \quad (6)$$

$$\phi_{wy} = 0$$

となる。 $f^{(s)}(x)$ は翼の定常 y 座標で、 $f^{(u)}(x, t)$ は $f^{(s)}(x)$ からの非定常変位である。また、 ϕ_w は壁面上での微小攪乱速度ポテンシャルを表わす。詳細は、(2)～(4)式の差分化手法については文献10)を、地面導入の際の処理については文献7)および文献9)を

参照されたい。

FDMでは翼型を記述する手段として座標値入力・関数形入力いずれも可能である。そこで α -FLOW で用いたモデルの座標値から再度データを取り、スプライン補間したモデルと、NACA 0012 翼型の関数形を直接入力したものの2種類について計算した。翼厚比12%はかなり大きいので、微小攪乱コードで取り扱える殆ど最大翼厚比と思われる。計算そのものの収束性や、解の安定性には問題はないものの、翼が厚みを持つ場合も持たない場合も同じメッシュで計算しているので、最大厚み位置では、翼と壁面間の計算結果が翼の厚みを正確に扱い切れない可能性が残る。 α -FLOW で計算したのは、主として粘性の影響を調査するためであるが、同時に翼の厚みに関するFDMコードの検証のためでもある。

4. 実験および計算結果

4.1 平板翼計算結果 まず、翼厚の流れ場に対す

第8図 平板翼まわりの流れ場 ($H=0.5, Re=6.6 \times 10^5$)
a) FDMによる計算結果, b) α -FLOWによるEuler計算結果, c) α -FLOWによるNavier-Stokes計算結果

る影響を調べるため、翼が厚みを持たない場合、すなわち平板翼について計算し、翼が厚みを持つ場合と比較する。第8図に平板翼まわりのFDM(a)と α -FLOWのEuler方程式計算(b)、Navier-Stokes方程式計算(c)の流れ場を示す。迎角はこの計算では 0.1° としている。これは、非粘性で計算するFDMでは迎角 0° では攪乱源がなくなり、平板翼の圧力値がゼロとなり、揚力の比較ができなくなるためである。また、モデル形状が簡単なので、 α -FLOWコードの翼上面・下面の分割数は10である。一致は良好で、いずれも翼の前縁部分で高い圧力分布を示す。この場合、粘性が大きい影響を及ぼし、Reynolds数の小さいところ、例えば基準長を翼弦長としたReynolds数 6.6×10^4 ではNavier-Stokes計算結果はFDMやEuler計算結果とかなり異なる分布を示した。第8図cの計算はReynolds数 6.6×10^5 の計算結果である。地面近傍では粘性が大きいので、この程

度、もしくはこれより大きいオーダーのReynolds数になると思われる。分布の状況は平板翼の上面では一様流中に置かれた翼とほとんど同じであるが、下面での違いは大きく、これが地面効果としての大きい揚力を生じる原因となっていることが示されている。揚力係数の値そのものは、Navier-Stokes計算結果は約1割ほどFDM計算結果およびEuler計算結果より大きい。これは、粘性の影響で、揚力に大きく影響する翼

第9図 NACA 0012翼模型まわりの流れ場 ($H=0.5$, $Re=6.6 \times 10^4$)

a) FDMによる計算結果, b) α -FLOWによるEuler計算結果, c) α -FLOWによるNavier-Stokes計算結果

第10図 NACA 0012翼模型まわりの流れ場 ($H=1.0$, $Re=6.6 \times 10^4$)

a) FDMによる計算結果, b) α -FLOWによるEuler計算結果, c) α -FLOWによるNavier-Stokes計算結果

前縁において流れの弱い剝離泡が生じ、負圧が無限大とはならないことや、摩擦のため流れが翼に付着し、全体的に翼の圧力の絶対値を上面・下面で増していることが原因と思われる。

4.2 NACA 0012 翼型による計算結果 次に、翼の厚みについての考察を試みる。第9図には NACA 0012 翼模型の流れ場の等圧力線図が示されて

第11図 NACA 0012 翼模型まわりの流れ場 ($H=2.0$, $Re=6.6 \times 10^4$)
a) FDM による計算結果, b) α -FLOW による Euler 計算結果, c) α -FLOW による Navier-Stokes 計算結果

いる。ただし、ここでいう NACA 0012 翼模型とは上記実験模型から作成した計算モデルのことである。平板翼とは異なり、翼形状の影響により、Reynolds 数の小さい、 6.6×10^4 の場合も、このケースでは圧力分布は殆ど影響されない。分布は FDM (第9図 a), Euler (b), Navier-Stokes (c) 3 者とも殆ど一致しており、粘性の影響が小さいことが示唆される。なお、FDM コードの等圧力線図 (第9図 a) では、平板状に翼が表現されているが、計算上は翼厚は境界条件

第12図 翼面上圧力分布 (NACA 0012 翼型関数形入力, reference は文献 13)
a) $H=\infty$, b) $H=5.0$, c) $H=0.5$

第1表 実験による翼面上圧力分布 ($Re=9.9 \times 10^4$)

No.	α	Upper surface			Lower surface		
		H	0.5	1.0	2.0	0.5	1.0
1	0.0	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0
2	0.02	0.25	0.20	0.26	0.25	0.19	0.15
3	0.044	0.34	0.30	0.33	0.38	0.30	0.25
4	0.084	0.38	0.35	0.38	0.49	0.40	0.33
5	0.116	0.39	0.39	0.39	0.51	0.42	0.39
6	0.156	0.39	0.39	0.39	0.54	0.43	0.39
7	0.192	0.38	0.38	0.38	0.55	0.42	0.38
8	0.232	0.35	0.35	0.35	0.54	0.415	0.35
9	0.308	0.31	0.31	0.30	0.51	0.38	0.33
10	0.384	0.26	0.27	0.24	0.47	0.35	0.24
11	0.464	0.24	0.24	0.20	0.41	0.30	0.20
12	0.54	0.19	0.19	0.17	0.35	0.25	0.16
13	0.62	0.15	0.15	0.12	0.32	0.215	0.12

No.: 測定点番号, x : 前縁を原点とし翼弦長で無次元化した翼弦長方向位置。表中の値は $-C_p$ を表わす。

第13図 翼面上圧力分布 ($H=0.5, Re=9.9 \times 10^4$)

a) FDM による計算結果と α -FLOW による Navier-Stokes 計算結果との比較, b) FDM による計算結果と風洞実験結果との比較, c) 翼上面の比較, d) 翼下面の比較

中で考慮されている。こうした近似にもかかわらず、分布状況が一致したことで、FDMコードによりNACA 0012翼型を地面効果内でも計算できることが確認できる。

高度を上げていくと、分布状況は第10図、第11図のようになる。地面の影響が徐々に少なくなり、 $H=2.0$ の第11図では、翼の上面と下面の分布がほぼ対称となっている。このことから、地面効果が及び、翼面上の圧力分布が影響されるのは、せいぜい翼弦長の高度まで、と判断できる。

FDMコードの計算能力の再確認のため、NACA 0012翼型の関数形を直接入力し、高度 H を ∞ , 5.0, 0.5と変えてその影響を調べた（第12図）。比較のため、文献13)からの一様流中の理論的圧力分布も示してある（図中referenceと表示）。この計算でも、FDM（図中presentと表示）では最大厚み部分での一致度にわずかに差が見られる。この計算例では地面が存在しない場合について一様流方向の分割数を変

えてその影響を調査した。メッシュ分割が細かいほど前縁での値を大きく見積り、またメッシュが粗くなりすぎると最大翼厚位置での一致が悪くなる傾向を示した。なお、FDMにより得られた揚力値は、文献4)のEulerコードによるものとほとんど一致したことを付記しておく。

4.3 風洞実験と計算結果の比較 第9図～第11図では、図形処理用プログラムの機能の制約のため具体的な数値がわからない。そこで、実際の翼の上・下面での圧力分布を高度を変えて比較したものを、実験による測定値（第1表）と共に第13図（ $H=0.5$ ）、第14図（ $H=1.0$ ）、第15図（ $H=2.0$ ）に示す。それぞれの図aは、FDM計算結果と α -FLOW計算結果との比較図である。図中ではすべてFDM計算結果はpresentと表示し、 α -FLOW計算結果としては、粘性の影響を調査するため、Navier-Stokes解のみ図中に比較対象としてプロットした（図中では、N-S.と表示）。それぞれの図bは、FDM計算結果と実験による測定

第14図 翼面上圧力分布（ $H=1.0$, $Re=9.9 \times 10^4$ ）

a) FDMによる計算結果と α -FLOWによるNavier-Stokes計算結果との比較、b) FDMによる計算結果と風洞実験結果との比較、c) 翼上面の比較、d) 翼下面の比較

第15図 翼面上圧力分布 ($H=2.0$, $Re=9.9 \times 10^4$)

a) FDM による計算結果と α -FLOW による Navier-Stokes 計算結果との比較, b) FDM による計算結果と風洞実験結果との比較, c) 翼上面の比較, d) 翼下面の比較

値との比較図である。また、図 a、図 b 中 upper, lower は翼の上面、下面での圧力で、これを別々に FDM 計算結果、 α -FLOW 計算結果、実験による測定値の 3 者間の比較として図 c、図 d に示す。この場合の α -FLOW の計算条件は、実験時の値を用い、Reynolds 数は 9.9×10^4 である。FDM コードでの前縁部分の圧力分布の乱れは、微小攪乱境界条件ではこの位置での大きい曲率を取り扱い切れないことと、スプライン補間による翼型形状自体に問題があることが原因していると考えられる。また、地面が非常に近い場合の下面圧力分布の前縁での乱れがもっとも大きい。これはこの位置で、流れが翼型モデルのスプライン曲線形状により乱される度合いが特に大きいためと思われる。

翼厚のある場合について、地面近傍での粘性の影響を考察する。Navier-Stokes 解は翼の最大厚み位置で FDM よりも絶対値の大きい負圧を与え、高度が低くなるに連れ、その差は大きくなる。また、後縁付近で

の圧力分布も Navier-Stokes 解と FDM 解は異なる。これらの差は粘性に起因するものと考えられる。しかし、圧力分布に与える地面効果の影響については、FDM 計算結果、 α -FLOW 計算結果、実験による測定値の 3 者はよく一致している。すなわち、地面が近づいても、上面での圧力分布は高度によらず一様流中のものと殆ど等しく、下面では、高度によって大きく異なる圧力分布を示す。翼下面では、翼位置が低くなるに従い、壁面・翼下面間で流れが最大翼厚位置において絞られることにより速度が遅くなるため、負の圧力値が大きくなる。最大翼厚位置を過ぎた流れは、速度を回復して広がるため、圧力はゼロに近づき、後縁では正となる。これは、venturi 管に見られる現象に等しい。この上下面の現象が相俟って、結果として得られる揚力は、対称翼で無迎角にもかかわらず、特に翼が非常に低い場合その定常値が負となる。これは平板の場合との大きな違いである。平板翼では無迎角・非粘性では地面近傍でも揚力を持たないが厚み付対称

翼型には負揚力が発生する。

また、実験結果はムービングベルト駆動時のものである。ムービングベルトの効果を調べるため、ベルトを止めたときの値も測定した。高度が翼弦長の1/4の場合、その効果は大きく、翼下面での圧力係数は第13図に示したムービングベルト駆動時より0.2~0.4程小さい値を与える。差が大きいのは翼の最大厚み位置付近で、この点で翼・地面間距離が最小となっているため、特に流れの塞き止め効果(ラム効果)を評価する際に利いてくるものと思われる。しかし、翼上面での圧力係数は、ベルト駆動時・静止時にかかわらず不変であった。また、第14図の高度が半翼弦長の場合は、やはり翼下面での圧力値のみ異なるが、その違いは0.1~0.2と、1/4弦長高度の場合よりも小さかった。翼弦長の高度では、翼上下面ともベルトの駆動・静止による圧力値の違いは見られなかった。ただし、ベルトを駆動すると、マノメータのメニスカスの振動が激しい。本研究では定常空気力を取り扱ったので、メニスカスの変動の平均値を用いた。しかし、動の実験を行う場合はこの振動が翼の振動に影響し、無視できなくなると思われる。よって本実験装置では動の実験は行うことができなかった。

5. ま と め

本論文では、差分法(FDMおよび α -FLOW)と、風洞実験による地面効果の調査について記述し、地面効果内の空気力定常特性に関して調査した結果を示した。その結果FDMコードは以下に示す点において地面効果問題を計算できることを確認した。

1. 低マッハ数を仮定することにより非圧縮流れを模擬できる。
2. 非粘性ではあるが、地面近傍という粘性効果の大きい領域でも少なくとも半弦長高度以上ではNavier-Stokes方程式の解と有意差のない解を与える。
3. 翼の厚みに関しては、12%の厚みを持つNACA 0012翼型を前縁部分および最大厚み位置でのわずかな違いを除いて計算可能である。ただし、上記部分は全体の揚力や、モーメントに対して大きい影響を持つので、メッシュ作成に関しては注意が必要である。

また、本論文での計算および実験を通じて、地面効果が翼の定常空気力に及ぼす影響に関して

1. 平板翼が微小迎角を持つ場合、地面効果は圧力差の増加として作用する。
2. 翼が厚みを持つ場合、翼の高度が低くなると、

翼上面の圧力分布は地面が存在しない場合と比較してそれほど変化しないが、下面には変化が見られる。翼下面においては、venturi管に類似の傾向が観察され、空気のラム圧により絶対値の大きい負圧が発生し負の揚力を生み出すということが確認された。また、ムービングベルトによる地面効果実験は定常空気力の測定には有効であるが、ベルトが振動するため、動的な特性を測定することは困難であることがわかった。

本論文のNavier-Stokes方程式計算およびEuler方程式計算には汎用数値計算ソフトFUJITSU/ α -FLOW¹¹⁾を用いた。計算を手伝っていただいた富士通(株)計算科学研究センター赤井礼治郎氏、青柳敦氏、名古屋大学大型計算機センター高橋一郎氏に深謝する。また、実験は本研究室元技官川本知徳氏の助けがなければ遂行できなかった。併せて感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Tomotika, S., Nagamiya, T. and Takenouti, Y.: The Lift on a Flat Plate Placed near a Plane Wall, with Special Reference to the Effect of the Ground upon the Lift of a Monoplane Aerofoil, Report of the Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University, 8, 97 (1933).
- 2) Chen, Y. S. and Schweikhard, W. G.: Dynamic Ground Effects on a Two-Dimensional Flat Plate, J. Aircraft, 22 (1985), pp. 638-640.
- 3) Nuhait, A. O. and Mook, D. T.: Numerical Simulation of Wings in Steady and Unsteady Ground Effects, J. Aircraft, 26 (1989), pp. 1081-1089.
- 4) Morishita, E. and Tezuka, K.: Ground Effect Calculation of Two-Dimensional Airfoil, Trans. Jpn. Soc. Aeronautical and Space Sci., 36 (1994), pp. 270-280.
- 5) Plotkin, A. and Dodbele, S. S.: Slender Wing in Ground Effect, AIAA J., 26 (1988), pp. 493-494.
- 6) 特集 ACV, 日本航空宇宙学会誌, 39 (1991), pp. 209-267.
- 7) 新田恭子, 安東茂典, 和久浩行: 波状壁面上を飛ぶ2次元翼の空力特性の差分法, 日本航空宇宙学会誌, 39 (1991), pp. 491-495.
- 8) 新田恭子, 安東茂典: 波状壁面上を飛ぶ2次元翼の運動解析(差分法), 日本航空宇宙学会誌, 40 (1992), pp. 85-91.
- 9) Nitta, K.: Analysis of Aerodynamics of Airfoils Moving over a Wavy Wall, J. Aircraft, 31 (1994), pp. 387-395.
- 10) Nakamichi, J.: An Improved Version of the LTRAN2 for High Frequency Domain, Trans. Jpn. Soc. Aeronautical and Space Sci., 27 (1984), pp. 121-133.
- 11) 富士総合研究所編: 汎用流体解析システム-FUJI-RIC/ α -FLOW一, 丸善, 東京, 1993.
- 12) 進藤章二朗: 低速風洞実験法, コロナ社, 東京, 1992.
- 13) Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E.: Theory of Wing Sections, Dover Publications, New York, 1959.