CFD シミュレーションによる 2次元表面効果翼の特性評価

正員 秋元 博路*
池田 仁志*

正員 久保 昇三*

Characteristics Study of Two-dimensional Wings in Surface Effect by CFD Simulations

by Hiromichi Akimoto, Member Shozo Kubo, Member
Hitoshi Ikeda

Summary

Wing-In-Surface Effects are studied for two-dimensional wings of three profiles. The profiles are NACA0012 as a standard profile, NACA6409 as a high cambered profile and an S-shaped profile. Numerical simulation is carried out for steady flows past the wings at a high Reynolds number with turbulence by a finite volume method. Results show that for the high cambered profile increase of lift is significant but stability is very poor. The S-shaped profile has good stability and a moderate lift coefficient.

1. 緒言

表面効果翼 (Wing In Surface Effect : WISE) 艇は、水面に近付くにつれて空中翼の揚抗比が増大する現象を利用した高速艇である。この現象は、地上から離発着する航空機で詳しく調べられたため、地面効果と呼ばれてきた。しかし本論文では水面上の利用だけを考えるので、地面と水面の総称として表面効果 (surface effect) の用語を用いることにする。

表面効果翼艇の商業化には、組織的な翼特性の評価が必要であるが¹⁾、過去に開発された実艇で翼型が公開されたものは非常に少ない。風洞試験による翼の性能評価を考えると、ムービングベルトや境界層吸い込みによる水面条件の模擬、水面からの高度がパラメーターとして加わること、などにより通常の翼の評価に比べて何倍もの努力が必要になる。このため表面効果翼艇の開発では、数値シミュレーションによる評価の必要性が高い。

表面効果翼の設計で特に問題となるのは安定性である。水面からの高度とともに翼下面の圧力中心は前方に移動する。この現象にともなう艇首上げ傾向を安定化さ

せるため、多くの表面効果翼艇が巨大な水平尾翼を必要としている。この水平尾翼は抵抗を増加させる一方、揚力にはほとんど寄与しないため、表面効果による主翼揚抗比の増大を大幅に減殺してしまっている。これに対し、最近の多くのロシアにおける研究が、翼後部の形状を S 字型に逆反りにすることで安定性が増すことを報告している²⁾。S 字翼の形状決定は経験にたよる部分が多く、翼上面だけを S 字型にしたものなども提案されている (例えば Kühmstedt³⁾)。しかし性能データがほとんど公開されていないことが、その後の進展を困難なものにしている。

数値シミュレーションによる表面効果翼の解析例には、3次元翼による水面変形を扱った水谷、鈴木の研究⁴⁾、PAR 効果の解析を行なった平田⁵⁾、3次元 WIG の粘性流を解析した Hirata and Kodama⁶⁾の研究、表面効果翼の形状最適化を行なった鈴木他⁷⁾の研究がある。本研究では、翼設計の立場から 3種類の翼型のシミュレーションを行ない、翼特性の比較を行なった。翼型は、キャンバの無い NACA0012 を標準とし、高キャンバ翼として NACA6409 を、S 字翼として Munk M6R2 の上面と CJ-5 翼下面を結合させたものを用いた。

2. 計算手法

2.1 座標系

Fig.1に計算に用いた座標系を示す。基準長さは翼弦長 c 、基準速度は一様流速 U である。また翼迎角を α 、

* 鳥取大学工学部応用数理工学科

Fig. 1 Configuration and the coordinate system

Fig. 3 Grid system: close-up view

Fig. 2 Grid system; (a) grids for a high altitude, (b) grids for a low altitude

水面から翼後縁までの高さを h とした。表面効果翼による自由表面の変形は、通常の翼特性の評価に対して無視できる大きさであることが分かっている⁴⁾。このため水面は一樣流速 U で移動する剛体壁として扱い、移動壁に対する粘着条件を境界条件として採用した。

表面効果翼の評価では水面境界への適合が容易な H 型格子を用いることが多い。しかし H 型格子では、圧力変化の大きな翼前縁部に格子の特異点ができてしまい、境界条件や安定性が問題となる。このため Fig.2 のような計算格子を用いた。これは $h/c = \infty$ の条件では一般的な C 型格子であるが、 h/c が有限の場合には翼下面の領域を水面境界に適合させている (Fig.3)。ただし水面近くの格子の歪みがそのままでは大きすぎる場合には、児玉による格子修正法⁸⁾と同様の手法を用い直行性と平滑性の改善を行なった。

2.2 支配方程式と離散化

支配方程式は 2 次元非圧縮流の運動量保存則と連続の式である。定常問題の場合、これらは以下の式で与えられる。

$$\int_S \mathbf{T} \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (1)$$

$$\int_S \mathbf{u} \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (2)$$

ここで、 S は検査領域の境界、 $\mathbf{u}$ は流速ベクトル、 $d\mathbf{S} = \mathbf{n}dS$ は S の外向き単位法線ベクトルに微小面積 (2 次元の場合は微小長さ) をかけたものである。 $\mathbf{T}$ は次式で与える応力テンソルである。

$$\mathbf{T} = \mathbf{u} \mathbf{u} + P \mathbf{I} - \left(\frac{1}{Re} + \nu_t \right) [\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T] \quad (3)$$

ここで $Re = Uc/\nu$ はレイノルズ数、 $P = p/\rho$ は圧力、 $\mathbf{I}$ は単位行列である。乱流応力は渦粘性モデルで表現し、渦粘性係数 ν_t を乱流モデルにより与えた。

状態量ベクトル $\mathbf{q} = (\mathbf{u}, P)^T$ を導入し、式 (1,2) を有限体積要素に関して離散化する。

$$\sum_{m=1}^4 \hat{F}(\mathbf{q})_m = \sum_{m=1}^4 \left[\left\{ \begin{array}{c} \mathbf{T} \\ \mathbf{u} \end{array} \right\} \cdot \mathbf{S} \right]_m = 0 \quad (4)$$

ここで $\hat{F}(\mathbf{q})_m$ はコントロールボリュームの各面における数値流束。 $\mathbf{S}$ は面積ベクトルで、各面の外向き単位法線ベクトル $\mathbf{n}$ と面積 S の積を意味する。2 次元問題ではコントロールボリュームの形状は 4 辺形となり、4 辺に対して数値流束の和をとることとなる (Fig.4)。変数の定義位置はセルセンターとし、移流項の評価には 3 次上流差分と流束差分法を用いた。

式 (4) の左辺を残差 $\mathbf{r}$ とし、 $\mathbf{r} = 0$ の解をニュートン法により求める。

$$\left[\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \mathbf{q}} \right]^n \Delta \mathbf{q}^n = -\mathbf{r}^n \quad (5)$$

$$\mathbf{q}^{n+1} = \mathbf{q}^n + \Delta \mathbf{q}^n \quad (6)$$

$\Delta \mathbf{q}^n$ は n 回目の反復計算における $\mathbf{q}$ の修正量である。ヤコビ行列 $[\partial \mathbf{r} / \partial \mathbf{q}]$ は、完全なニュートン法を実行すると非常に大きな行列になる。このた

Fig. 4 Numerical fluxes and status vectors

め辺を共有して隣接するコントロールボリュームの寄与 $\partial \mathbf{r}_{i,j} / \partial \mathbf{q}_{i,j-1}$, $\partial \mathbf{r}_{i,j} / \partial \mathbf{q}_{i-1,j}$, $\partial \mathbf{r}_{i,j} / \partial \mathbf{q}_{i,j}$, $\partial \mathbf{r}_{i,j} / \partial \mathbf{q}_{i+1,j}$, $\partial \mathbf{r}_{i,j} / \partial \mathbf{q}_{i,j+1}$ のみを取り入れ、その他のコントロールボリュームからの寄与を 0 とした計算を行なった。また式 (5) の計算は共役勾配法、ヤコビ行列の各成分は有限差分近似により求めた⁹⁾。

2.3 乱流モデル

ν_t は Baldwin-Lomax モデル¹⁰⁾ により決定した。今回の計算範囲では水面における速度勾配の影響はまだ小さいため、水面上の乱流粘性は考慮していない。後流モデルにおける ν_t の評価では、後流の中心からの距離が必要となる。このため翼後縁から後方に延びる数値的な吹き流しを考え、これを後流中心の位置とした。吹き流しは、後流部の格子線に沿って定義したマーカーであり、ニュートン法の各反復ステップにおいて各セグメントを横切る質量流束が 0 となる方向に移動するものとした。

3. 解析結果および考察

3.1 精度検証

圧力分布に関する風洞試験 (Steinbach¹¹⁾) との比較を Fig.5 に示す。実験は固定地面板と境界層吸い込み装置の組み合わせで行われており、対象翼型は Clark-Y である。測定条件は、翼下面の平坦部と地面板のなす角が 3.95° 、4 分の 1 コード位置における地面板から翼下面までの高さが $0.1c$ であり、 $\alpha = 5.92^\circ$, $h/c = 0.0483$ の条件に相当する。レイノルズ数は計算、実験ともに 1.3×10^6 。計算における地面板の速度境界条件は、 $(u, v) = (1, 0)$ の粘着条件とした。翼前縁の負圧ピーク付近を除き、計算結果は実験データを良く再現している。

Fig. 5 Pressure distribution, $Re = 1.3 \times 10^6$, Clark-Y, $\alpha = 5.92^\circ$, $h/c = 0.0483$

x/c	0.00	0.09	0.30	0.52	1.25	1.41	2.5	5.0	7.5	10.0	15.0
Upper Surface	3.30	3.68		4.18		4.87	5.55	6.60	7.44	8.15	9.09
Lower Surface	3.30		2.64		1.86		1.22	0.64	0.35	0.07	0.00
x/c	20.0	30.0	40.0	50.0	60.0	70.0	80.0	85.0	90.0	95.0	100
Upper Surface	9.62	9.93	9.40	8.22	6.62	4.83	3.09		1.45		0.20
Lower Surface	0.04	0.21	-0.02	-0.15	-0.48	-1.01	-1.14	-1.11	-0.87	-0.64	0.00

Table 1 S-shaped profile (the upper surface: Munk M6R2, the lower surface: CJ-5)

3.2 対象翼型

解析の対象とした翼型を Fig.6 に示す。対称翼である NACA0012 を標準的な翼型と考えた。NACA6409 は高キャンバ翼として表面効果の研究にしばしば使われるので選択した。S 字型の表面効果翼には、今までのところ公開されたものが存在しない。このため本研究では、Munk M6R2 翼の上面と CJ-5 翼の下面を結合して翼型を作った (Table.1)。計算に用いたレイノルズ数は翼弦長ベースで 3×10^6 、用いたコントロールボリューム数は、翼の法線方向に 30、翼表面に沿う方向に 120 (翼面上に 80) である。

3.3 翼面上圧力分布

Fig.7 に NACA0012 翼の表面圧力分布を示す。表面効果外 ($h/c = \infty$) における圧力分布は Riegels¹²⁾ によるポテンシャル流れの結果と良く一致している。

standard profile : NACA0012

high canver profile : NACA6409

S-shaped profile : Munk6+CJ

Fig. 6 Wing profiles
: (a)NACA0012, (b)NACA6409, (c)S-shaped profile (M6R2+CJ-5)

NACA0012 の迎角 $\alpha = 6^\circ$ の条件では、表面効果による下面の圧力上昇が見られる。しかし $\alpha = 0^\circ$ では、翼下面と水面がベンチュリ管と似た形状を構成するため、大きな圧力低下を起こすことが確認できる。 $\alpha = 3^\circ$ でも、この翼下面の圧力低下が見られる。

Fig.8に NACA6409 の圧力分布を示す。水面に近づくにつれて翼下面の圧力が上昇する様子が顕著に現れている。また翼上面の圧力分布も h/c に応じて変化しており、翼上面の負圧を考慮しないラム圧だけのモデルでは、揚力の見積りが不十分であることが分かる。翼上面の圧力分布の変化の要因として、水面に近づくことで翼の循環が増加し、淀み点の位置が下方にずれること (Fig.9)、翼後縁において下面圧力の影響を受けることがあげられる。

Fig.10に S 字翼の圧力分布を示す。S 字翼の生成に用いた上下の翼型の接続部が十分滑らかになっていないため、翼上面前方に圧力の振動が見られる。この翼型の改善は今後の課題であるが、揚力係数などの積分値への影響は小さい。表面効果による圧力上昇の概略は NACA6409 と同じであるが、翼後部の S 字プロファイルにおいて圧力低下が起きることが分かる。特に $\alpha = 3^\circ$ の例では、翼後部 ($0.8 < x/c < 1$) で上下の圧力が逆転して負の揚力を発生することとなり、頭上げモーメントを生じている。通常の翼は水面に近づく時、翼下面の圧力中心が後方に移動し、頭下げモーメントを発生する。S 字翼では、これを後部の局所的な負の揚力が打ち消し、圧力中心の移動を抑制していることが分かる。

Fig. 7 Pressure distribution ($C_p - x/c$) : NACA0012

Fig. 11 Distribution of pressure on the water surface (C_p - x/c), NACA6409, $h/c=0.05$, $\alpha=6^\circ$

3.4 水面上圧力分布

Fig.11に水面上と翼面上の圧力分布を示す。高度 h が翼弦長の 5% と極めて低い場合でも、水面上の圧力上昇が翼の前後に翼弦長の数倍のオーダーでなだらかに広がっていることが示されている。この様子は、圧力上昇部がクッション室内だけに限定されるホバークラフトや SES と大きく異なる。

また翼直下では、高度が低いために翼下面正圧と水面正圧は極めて近い値となり、図ではほとんど重なっている。これは、翼直下の水面への負荷は翼下面の正圧に起因し、翼の前後に広がる負荷 (揚力の半分以上に相当) は翼上面の負圧によるものと解釈できる。結果として、表面効果翼の場合には水面上の圧力上昇・回復がなだらかに起き、艇首・尾で急激に圧力が変化する静的エアクッションよりも造波作用が小さいことが分かる。

本研究では $h/c = 0.03$ まで計算してみたが、水面上の圧力分布は定性的には変化しないことが確認された。

3.5 揚力係数およびモーメント係数

Fig.12に揚力係数 C_L の比較を示す。NACA0012 は $\alpha = 6^\circ$ のケースで表面効果が現れるが、小さな迎角では下面のベンチュリ効果により揚力が低下し、表面効果翼艇には適していない。高キャンバ型の NACA6409 は最も大きな揚力係数を示している。

Fig.13に翼弦上の 40%, 50% 位置におけるモーメント係数 C_M を示す。表面効果翼では圧力中心が移動するため、基準点を変更することでモーメント係数の傾向は大きく変化している。特に NACA6409 翼のモーメント係数は基準点により大きく変化し、圧力中心の移動が大きいことを反映している。

3.6 静的安定性指標

Staufenbiel らは表面効果翼の静的安定性の条件を次式で与えた¹³⁾。

$$C_{Lh} - \frac{C_{Mh}}{C_{M\alpha}} C_{L\alpha} < 0 \quad (7)$$

	SSM	C_{Mh}	C_{Lh}	$C_{M\alpha}$	$C_{L\alpha}$
NACA0012	-0.194	-0.398	7.78	1.77	12.37
NACA6409	-0.175	-0.046	-1.98	1.24	6.25
S-shaped	0.229	-0.564	-1.47	1.33	8.48

Table 2 Static Stability Margin

ここで $C_{Lh} = \partial C_L / \partial h$, $C_{L\alpha} = \partial C_L / \partial \alpha$, $C_{Mh} = \partial C_M / \partial h$, $C_{M\alpha} = \partial C_M / \partial \alpha$ である。これをもとに静的安定性指標 (Static Stability Margin, SSM) が次の式で定義される¹⁾。

$$SSM \equiv C_{Mh} / C_{Lh} - C_{M\alpha} / C_{L\alpha} > 0 \quad (8)$$

$C_{Lh} < 0$ かつ $SSM > 0$ ならば、表面効果翼は静的に高度安定であり、SSM の値で安定性の程度を比較することができる。またモーメント係数自体は基準点のとり方に依存するが、SSM の値はモーメント基準点の選び方によらない。偏微分係数は $C_{M\alpha} \sim \Delta C_M / \Delta \alpha$ のように、計算点のデータから有限差分近似により求めた。

Table.2に SSM の比較を示す。NACA0012, NACA6409 翼ともに静的不安定を示している。特に NACA0012 はベンチュリ効果により $\Delta C_L / \Delta h > 0$ であるので、ピッチングとの連成を考慮せずとも高度不安定である。それに対し今回の S 字翼が静的に安定であることが分かる。

4. 結論

粘性流の数値シミュレーションにより表面効果時における 3 つの翼型の特性を比較し、以下の結論を得た。

- 大きなキャンバーを持つ NACA6409 翼型は最も大きな揚力を表面効果時に示した。しかし静的安定性指標 SSM による評価では NACA6409 翼型は強い不安定性を示すことが確認できた。
- S 字翼は揚力値で NACA6409 に劣るものの、SSM 評価では静的安定性を持つ事が分かった。

Fig. 8 Pressure distribution : NACA6409

Fig. 9 Shift of the stagnation point between (a) $h/c = \infty$ and (b) $h/c = 0.10$: C_p contour for NACA6409, $\alpha = 6^\circ$, $\Delta C_p = 0.05$

- NACA6409 を安定化させるためには大きな水平尾翼が必要となり、表面効果翼艇のシステム全体を考えた場合には S 字翼が有利であろうと推定される。
- 水面上の圧力分布で、翼前方、翼後方にも翼弦長の程度に正圧部が広がっている事が確認された。これは正圧領域がクッション下に限定される ACV などと比較して、造波抵抗が小さいことを良く表している。
- 極めて低い高度においてさえも、翼上面の負圧の揚力に対する寄与は、翼下面の正圧のそれと同程度かそれ以上である。
- 上記 2 点は、表面効果のメカニズムをラム圧として説明するよりは、翼と表面との干渉として理解するのがふさわしいことを示している。

参 考 文 献

- 1) Rozhdestvensky, K.V. and Kubo, S.: A Parametric Analysis of a Flying Wing Configuration in

Fig. 10 Pressure distribution: S-shaped profile

Fig. 12 Lift coefficients

Fig. 13 Moment coefficients (a): with respect to $x=0.4c$, (b): with respect to $x=0.5c$

- Extreme Ground Effect, Workshop Proc. Ekranoplans & Very Fast Craft, Univ. New South Wales, Sydney, pp.78-96 (1996).
- 2) Sinityin,D. and Maskalik,A.: The Ekranoplan is a New Type of High Speed Water Transport Which can be used in all Seasons, Workshop Proc. Ekranoplans & Very Fast Craft, Univ. New South Wales, Sydney, pp.152-162 (1996).
- 3) Kühmstedt,T. : AERODYNAMIC DESIGN PROCEDURE AND RESULTS OF THE DEVELOPMENT OF COMMERCIAL WIG CRAFT, Workshop Proc. Ekranoplans & Very Fast Craft, Univ. New South Wales, Sydney, pp.20-37 (1996).
- 4) 水谷直樹、鈴木和夫 : 3 次元 WIG に関する数値解析的研究, 日本造船学会論文集、第 174 号、pp.35-46,(1993).
- 5) 平田信行 : 2 次元 PAR-WIG まわりの粘性流計算, 日本造船学会論文集, 第 174 号, pp.47-54 (1993).
- 6) Hirata,N. and Kodama,Y.: Flow Computation for Three-Dimensional Wing in Ground Effect Using Multi-Block Technique, J. of the Soc. of Naval Architects of Japan, vol. 177, pp.49-57 (1995).
- 7) 鈴木、松本、新郷、和気 : 2 次元 WIG のポテンシャル理論に基づく翼型最適化, 関西造船協会誌, 第 229 号, pp.1-11 (1998).
- 8) 児玉良明 : Implicit Geometrical Method による実用船型まわりの格子生成, 日本造船学会論文集, 第 169 号, pp.27-38 (1991).
- 9) Whitfield,D.L., and Taylor,L.K. : Discretized Newton-Relaxation Solution of High Resolution Flux-Difference Split Schemes, AIAA Paper, No.91-1539 (1991).
- 10) Baldwin,B.S. and Lomax,H.: Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper, No.78-257 (1978).
- 11) Steinbach, D : Comment on "Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Airfoil with Ground Effect", J. of Aircraft, Vol.34, No.3, pp.455-456 (1996).
- 12) Riegels,F.W. : Aerofoil Sections, London Butterworths, pp.138-140 (1961).
- 13) Staufienbiel,R. and Kleinedam,G. : LONGITUDINAL MOTION OF LOW-FLYING VEHICLES IN NONLINEAR FLOWFIELDS, Proc. ICAS-80-7.3, pp.293-308 (1980).