

3次元表面効果翼の RaNS 計算による特性評価

渡部 一雄* 正員 秋元 博路**
正員 久保 昇三** 飯田 恵一郎***

Characteristics of three-dimensional Wing-In-Surface-Effect by a RaNS simulation

by Kazuo Watanabe Hiromichi Akimoto, *Member*
Syozo Kubo, *Member* Keiichiro Iida

Summary

In the proximity of the water surface, aerodynamic wings show considerable high lift/drag ratio. This effect is the basis of Wing-In-Surface-Effect-Ship(WISES) which supports its hull in a very low altitude from the water surface by a system of aerodynamic wings. Wind tunnel investigations of the wing-in-surface-effect require simulation of the water plane condition and a number of test cases ranging in both angle of attack and altitude. These are no easy tasks.

In recent years, computational fluid dynamics of three-dimensional flow around complex geometries became popular. This enables us to examine the flow around complex configurations of WISES on a mid-range computer and this compensates for the difficulty of experiments.

In this paper, aerodynamic characteristics of three-dimensional wings in the surface effect are investigated by a commercial CFD application. Tested configurations are two wing sections of Clark-Y and S-shaped wing with and without endplates. All wings have an aspect ratio of 1. Numerical results and visualization of the flow field show the effectiveness of endplates and the S-shaped wing section in three-dimensional wings in the surface effect.

1. 緒言

空中翼の揚抗比が、水面（あるいは地面）近くで著しく向上する現象を表面効果と呼ぶ。この表面効果を

利用する表面効果翼艇 (Wing-In-Surface-Effect-Ship: WISES) は、空中翼によって船体を水面上の極低高度に支え、100kt 以上での高速輸送を目指した高速船である。

表面効果の利用により、アスペクト比 1 程度の製作容易な短い翼によっても、通常の旅客機の主翼と同程度の揚抗比が達成可能である。建造コストも同サイズの航空機に比べて格段に低い事が期待され、空港や専用軌道などの高価なインフラ整備が不要であることを考慮すると、海上を使った新たな輸送モードとしての発展が見込まれる。

* (株) シーディーアダプコ ジャパン
(研究当時 鳥取大学大学院)

** 鳥取大学工学部

*** 鳥取大学大学院

原稿受理 平成 14 年 7 月 10 日

秋季講演会において講演 平成 14 年 11 月 14, 15 日

WISES 開発には、表面効果翼の特性を把握する事が不可欠であるが、水面上を高速移動する状況を風洞や水槽で再現するのは容易でない。鏡像法、ムービングベルト法、境界層吸い込みを設けた平板を水面に見立てる方法などがあるが、いずれの手法も、十分な精度を得るには細心の注意が必要である。

一方、流体数値シミュレーション (CFD) では、理想化した境界条件を数値的に設定できるため、水面条件の模擬は比較的容易である。CFD 解析は実験の困難さを補い、流場の可視化情報は、未解明の点が多い表面効果翼の解析にとって非常に有用である。

低アスペクト比の表面効果翼周りの流れ場は極めて 3 次元性が強く、CFD 解析においても、作業量の多い 3 次元計算が必要となる。3 次元表面効果翼周りの流れ場の解析例としては、パネル法を用いた鈴木ら¹⁾による方法、Hirata ら²⁾による Navier-Stokes ソルバーによる方法等がある。しかし WISES の開発を実際に進めるためには、高レイノルズ数の流れを多様な形態について調査する必要があり、その流体力学は、実際の開発に必要なレベルまで理解されたとはまだ言えない。

流体計算のための格子生成を考えると、翼端板を備えた 3 次元翼まわりを、単一の構造格子で表現することは容易でない。Hirata ら²⁾は、マルチブロック法を用いてこの問題に対処し、翼端板付き 3 次元表面効果翼まわりの高 Reynolds 数流れを解析している。しかし、まだ決定版と呼べる形態が存在しない WISES では、翼端板を含めた多様な形態を評価する事が必要となる。境界形状の自由度が高いとされるマルチブロック法においても、ブロック分割の見直しを必要とするような大幅な形状変更の際には、専門知識と多大な労力が必要である。

一方、近年の CFD 技術の普及により、3 次元複雑形状への対応が可能な市販アプリケーションが身近になってきた。市販品での計算手法は一般的なものの限られるが、3 次元的に複雑な形状となり得る表面効果翼の CFD では、現実的な選択肢の一つである。

そこで本研究では、3 次元複雑形状への対応が可能な、非構造格子を用いた市販の流体解析ソフトウェアを利用し、表面効果翼まわり流れの CFD 解析を行った。数値実験としての立場から表面効果内での流れ場を解析し、空力特性の評価、翼端板の効果の検証と 2 種の翼型による特性比較を行う。

2. 解析方法

2.1 座標系

Fig.1に計算に用いた座標系を示す。翼弦長を c 、翼幅を b 、水面から翼端板を含まない翼後縁部までの高さ

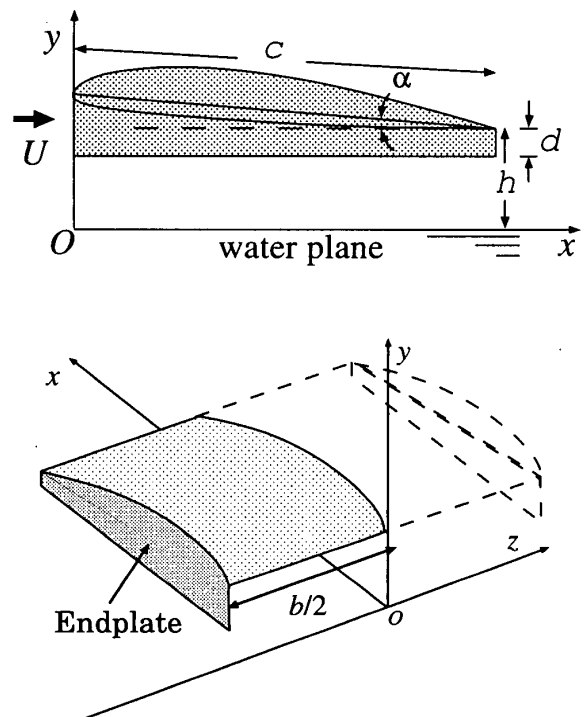


Fig. 1 Coordinate system

を h 、一様流速を U 、翼弦と水面のなす角を迎角 α とする。座標原点は、翼前縁中央から水面に下ろした垂線の足とし、 x 軸は翼後方を正の向きにとる。流れは左右対称と仮定し、CFD 解析は右翼側の半分についてのみ行った。本研究ではアスペクト比 1 の例だけを扱っているため $b = c$ である。

翼端板付きの場合は、翼端板深さを翼後縁から翼端板下端までの深さ d で定義する。翼端板の下端は翼迎角によらず水面と平行な直線としている。

2.2 使用アプリケーションおよび計算機

CFD 解析には、市販の流体解析ソフトウェアである ANSYS/Flotran³⁾ を使用した。これは構造解析用アプリケーションに接続する流体シミュレーション用モジュールであり、有限要素法によって数値解を得ることができる。本研究では、鳥取大学総合情報処理センターのワークステーションに導入されているものを利用した。

ANSYS は、3 次元形状のモデリングと格子生成機能を持ち、複雑形状についても、4 面体要素の非構造格子により、ある程度の対応が可能である。

使われている支配方程式は、Reynolds 平均を施した非圧縮 Navier-Stokes 方程式 (RaNS 方程式) と連続の式である。時間進行については、定常解のみを求める設定とし、移流項の計算には、2 次精度の streamline-upwind/Petrov-Galerkin (SUPG) 法を選択した。圧力解法には SIMPLE 法、収束計算には前処理付き共役

勾配法が使われている。

Flotran では数種類の乱流モデルを使用できるが、最も一般的なものとして、 $k-\varepsilon$ 乱流モデルを選択した。このため、乱れのエネルギー k と散逸率 ε の輸送方程式も連立して解かれている。

$k-\varepsilon$ モデルは本来、流れの特性に応じてモデルパラメータを調整する必要がある。しかし表面効果翼まわりの流れには、翼面及び水面の速度境界層、翼上面の負圧に起因する逆圧力勾配、翼端渦における旋回流、翼上面の剥離などが混在する。このような流場に様なパラメータを指定することは現実的でないため、本研究では、標準的なパラメータを使うだけに留めている。

渦動粘性係数 $\nu_t = C_\mu k^2 / \varepsilon$ に対する k と ε の輸送方程式は、以下のものが使われている。

$$\begin{aligned} \mathbf{u} \cdot \nabla k &= \nabla \cdot \left(\frac{\nu_{\text{eff}}}{\sigma_k} \nabla k \right) \\ &+ \frac{1}{2} \nu_{\text{eff}} (\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T)^2 - \varepsilon \quad (1) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{u} \cdot \nabla \varepsilon &= \nabla \cdot \left(\frac{\nu_{\text{eff}}}{\sigma_\varepsilon} \nabla \varepsilon \right) \\ &+ C_{1\varepsilon} \frac{\nu_{\text{eff}} \varepsilon}{2k} (\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T)^2 \\ &- C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2) \end{aligned}$$

ここで $\mathbf{u}$ は流速ベクトル、 $\nu_{\text{eff}} = \nu + \nu_t$ は実効動粘性係数であり、各モデル定数の値は、 $C_\mu = 0.09$ 、 $C_{1\varepsilon} = 1.44$ 、 $C_{2\varepsilon} = 1.92$ 、 $\sigma_k = 1.0$ 、 $\sigma_\varepsilon = 1.3$ を用いている。

2.3 計算格子

Fig.2に計算格子の一例を示す。計算領域は左右対称面の右舷側、外部境界は水面に接する直方体である。翼前縁から流入境界までの距離は $2c$ 、翼後縁から流出境界までは $3c$ だけ離れている。空間離散化に用いた要素は4面体要素のみである。

摩擦抵抗の推定が重要である船舶の粘性流計算では、できる限り乱流境界層内部までを解像する格子を使う事が一般的である。構造格子あるいはプリズム型要素の非構造格子であれば、境界層に合わせた極度に薄い要素を生成し、必要な解像度を得る事が可能である。しかし4面体要素の精度は、形状が正4面体からずれるに従って悪化するため、薄い層状構造の解析は不得手である。

しかしながら、表面効果翼の揚力、抗力においては、圧力成分が支配的である。また、限られた計算機資源の中で、より広範囲の解析を行うことを考慮し、比較的粗い格子系を用いる事とした。各計算例は10万個前後の要素分割を行っているが、4面体要素を用いるため、物体表面の要素サイズは $0.01c$ と粗いものになっている。このため粘性抵抗の推定に関して十分なものとはなっていない。

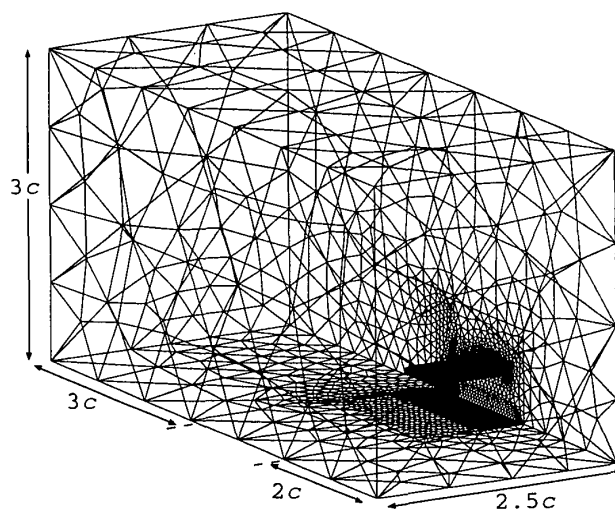


Fig. 2 Computational mesh and magnified view of the wing

いない。要素の細密化は、翼表面、翼端板と水面の間隙を中心に行っている。また、翼端渦が延びると予想される経路上では、個別に要素を指定し、メッシュの細密化を行っている。

2.4 計算条件

評価に用いた2つの翼断面形状、Clark-Y と S 字翼を Fig.3に示す。S 字翼は、後部に逆キャンバーを付けて中心線を S 字状とし、高度によるモーメントの変化を軽減する事を狙った翼型である。

表面効果内で S 字翼が良い特性を示すことは、Synitsin ら⁴⁾ によって指摘されており、鈴木ら⁵⁾ は2次元翼の形状最適化を試みている。しかし、実際に使用され、かつ公開されている WISES 用の S 字翼型は存在しないため、秋元ら⁶⁾ が CFD による2次元表面効果翼の特

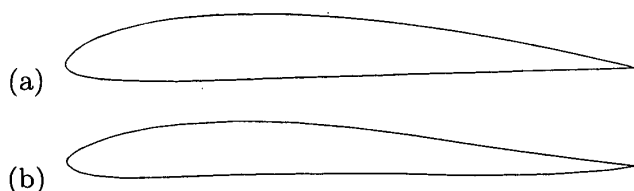


Fig. 3 (a) Clark-Y (thickness: 11.7% c) and (b) S-shaped wing (upper line: Munk M6R2, lower line: CJ-5)

性評価で扱ったものと同じ S 字翼型を用いた。これは、Munk M6R2 翼型の上面と CJ-5 翼型の下面を接合し、前縁部を滑らかに繋いだものである。

流体計算における Reynolds 数は、 $Re = Uc/\nu = 2.55 \times 10^4$ 、翼のアスペクト比は全て 1.0 とした。水面は、一様流速 U で移動する剛体壁として扱い、水面上の速度境界条件は、移動壁に対する no-slip 条件とした。

1 ケースの収束に必要な計算時間は、要素数 10 万個の場合、400MHz、4CPU の UltraSPARC-II を搭載したワークステーションにおいて約 5 時間であった。

3. 計算結果及び考察

3.1 精度検証

計算精度検証のため、1964 年に当時の Lockheed 社が実施した、鏡像法による表面効果翼の風洞実験⁷⁾との比較を行なう。鏡像法とは、水面位置に対して互いに鏡像関係となる 2 つの模型 (測定用と鏡像用) を設置し、水面が存在するのと同じ状況を風洞内に作り出すものである。

実験の Reynolds 数は 2.55×10^6 であるが、使用した計算機環境における格子生成の限界のため解像度を下げ、 2.55×10^4 の Reynolds 数で計算を行なっている。このため、比較結果の解釈には注意を要する。

比較に用いた翼の状態は、3 つの迎角 ($\alpha = 1.97^\circ$, 3.97° , 5.97°) について、翼後縁高さ h を $0.06c$ から $0.37c$ の範囲で変化させたものである。

Clark-Y 翼型の C_L と h の関係を、翼端板付き、翼端板無しの場合について Fig.4 に示す。翼端板付きの場合、翼端板深さ d は $0.05c$ である。

翼端板付きの場合、高度が低くなるにつれて揚力が増加する様子はよく再現されており、格子が粗い事を考慮すれば、実験との一致度はおおむね満足できるレベルである。ただし、 $\alpha = 1.97^\circ$ における C_L は、 $h/c < 0.1$ の領域で過大に評価されている。この範囲では、水面と翼下面の間隔が前縁直後から狭くなり、計算条件で Reynolds 数を小さくした影響が出ている。

翼端板無し条件での C_L を翼端板がある場合と比較すると、水面に接近した時の揚力増加はかなり小さく、3

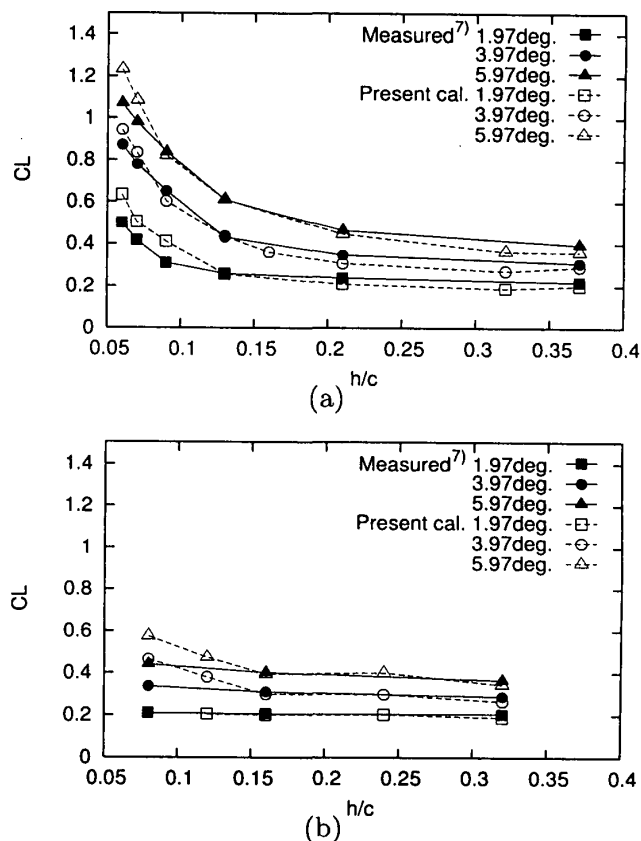


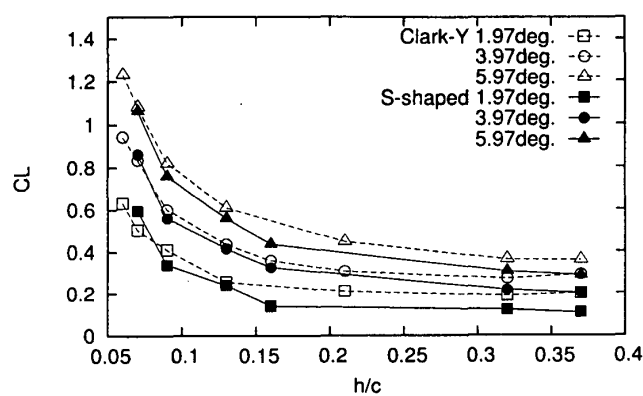
Fig. 4 C_L - h/c of Clark-Y, (a): with endplates, (b): without endplates

次元表面効果翼の揚力に関し翼端板の効果が大きい事が分かる。水面との間隔が大きい $h > 0.16c$ の領域では、実験結果と良く一致しているが、やはり、水面に近付いた場合は差異が広がる傾向がある。

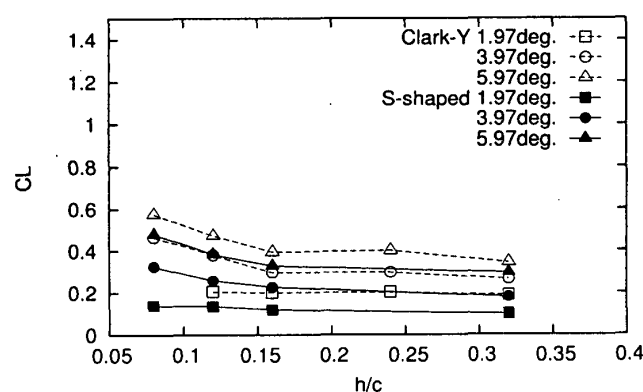
$h < 0.10c$ 以下の低高度における計算と実験の差異をさらに検討するには、要素数の大幅な増加を必要とするため、今回は行っていない。ただし、このような低高度における表面効果翼の実験は容易でなく、測定結果の解釈には注意が必要である事を指摘しておく。鏡像法においても、測定用と鏡像用の模型が非常に接近すれば、両者から延びる翼端渦も接近し、配置が不安定となる事が予想される。比較に用いた実験では、この点に関する検証を行っていないため、同等の条件を水面板を用いた風洞試験で調査する事を検討中である。

3.2 翼型の比較

表面効果内では、翼高度が下がるにつれて圧力中心が後方に移動し、頭下げのピッチングモーメントが発生する。このモーメント変化を抑制するため、後部に逆キャンバを付けた翼型が S 字翼である。この形状では、水面に接近した時に翼後部の揚力が減少するため、モーメント変化が抑制される事が 2 次元の粘性流計算で確認されている⁶⁾。ここでは、3 次元翼の場合に同様の効果が得



(a)



(b)

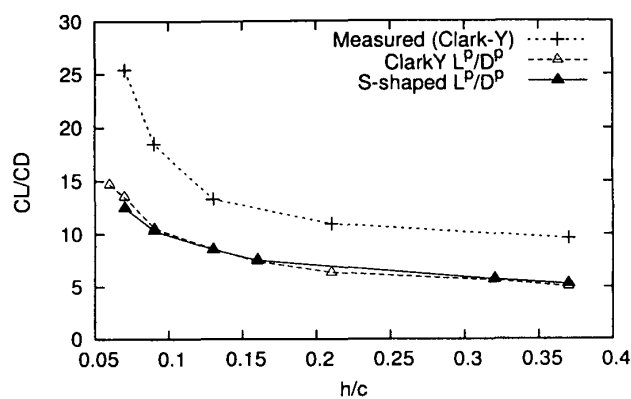
Fig. 5 C_L of Clark-Y and S-shaped wing, (a) with endplates, (b) without endplates

られるかどうかを検証する。

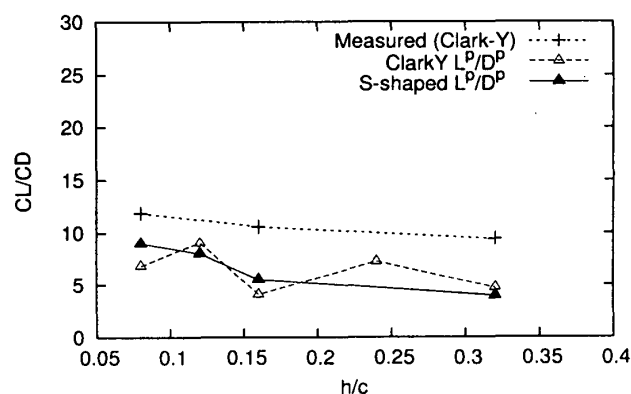
Clark-Y と S 字翼の揚力を、翼端板あり、無しの場合について Fig.5 に示す。S 字翼は後部に逆キャンバを持つため、水面との距離が大きい場合には Clark-Y 翼よりも揚力が小さくなっている。しかし翼端板付きの場合は、 $h < 0.10c$ の領域で Clark-Y と比較して遜色の無い揚力値が得られている。翼端板無しの条件では、Clark-Y と同様、大きな揚力増加は見られず、揚力値も小さい。

実験との Reynolds 数に差があるため有用な指標とはならないが、 $\alpha = 3.97^\circ$ における揚抗比を Fig.6 に示す。ただし計算の Reynolds 数が低いため、ここで用いているのは、表面圧力だけから算出した揚力係数 C_L^p と、抗力係数 C_D^p である。実験結果のデータは、本来の揚抗比 C_L/C_D である。

CFD 解析の Reynolds 数が実験よりも小さいため、翼後部の圧力回復が遅くなる。このため揚抗比は大幅な過小評価となっているが、それでも表面効果により、アスペクト比 $AR = 1$ の翼端板付き条件、 $\alpha = 3.97^\circ$ 、



(a)



(b)

Fig. 6 C_L/C_D of Clark-Y and S-shaped wing, (a) with endplates, (b) without endplates

$h = 0.10c$ において揚抗比 10 が得られている。

次に、25% 翼弦位置まわりのピッチングモーメントを Fig.7 に示す。表面効果外の翼では、25% 翼弦付近に空力中心が存在し、その点まわりのモーメント係数は小さな迎角変化に対して不変となる。しかし表面効果内では、水面に近付くにつれて、特に翼後方の揚力が増加するため、Fig.7 に見られるように大きな頭下げモーメント ($C_M < 0$) が発生する。すなわち表面効果翼においては、25% 翼弦近くを重心位置とする航空力学の常識が通用せず、通常の意味の空力中心は存在しない。そこで、迎角 $\alpha = 3.97^\circ$ 、高度 $h = 0.10c$ を巡航状態と仮定し、この近傍で C_M が h に対して変化しない基準点を各翼毎に求める。これらを高度 h に対する局所的な空力中心 $x_{ac,h}$ と定義し、モーメント基準点の変換を行う。このような取り扱いは、ロシアで確立されたものであり、例えば Rozhdestvensky⁸⁾ に記述が見られる。

CFD 解析の結果から算出した、翼弦上における $x_{ac,h}$ は、翼端板無しの Clark-Y 翼で $0.62c$ 、S 字翼で $0.17c$ 、翼端板付きの Clark-Y 翼で $0.40c$ 、S 字翼で $0.33c$ で

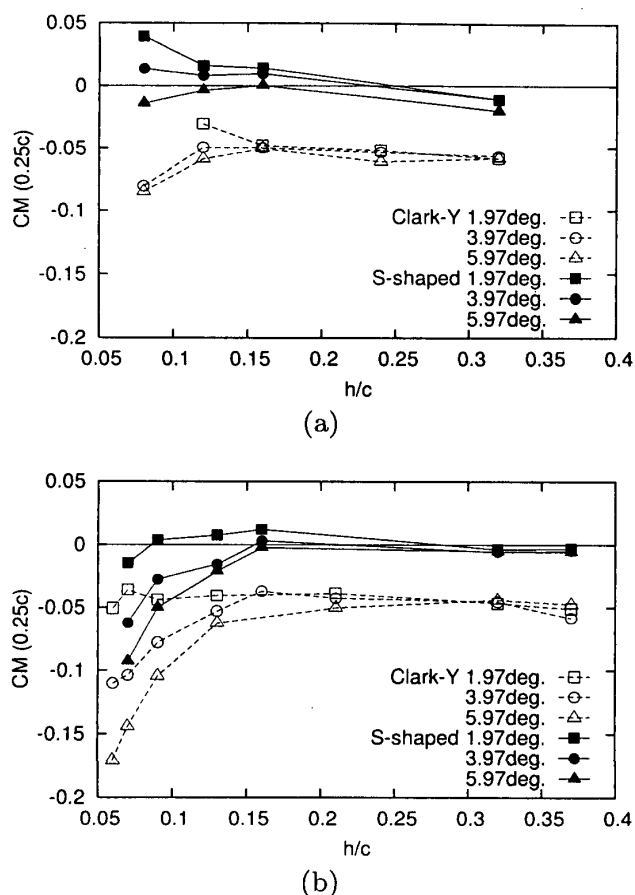


Fig. 7 $C_M(0.25c)$ of Clark-Y and S-shaped wing, (a) without endplates and (b) with endplates, center of reference is $0.25c$

あった。各翼のモーメントを $x_{ac,h}$ を基準として整理し直したものを Fig.8に示す。基準点の変更により、各ケースとも $\alpha = 3.97^\circ$ 、 $h = 0.10c$ 近傍での C_M の傾きは 0 となっている。

変換後の比較では、翼端板無し S 字翼のモーメント変化の範囲は、巡航状態近傍で Clark-Y 翼の場合に比べて小さくなり、モーメント変化を抑制する効果が確認できる。一方 Clark-Y 翼では、基準点の変更によって変化を抑えられるのはごく狭い領域のみであり、高度変位に対するモーメントの変化が大きい。また、両翼とも迎角によるモーメント変化には改善が見られていない。

翼端板を付けた場合では、どちらの翼型も変域が小さくなり、翼端板そのものにモーメント変化を低減させる効果があることを示している。また明らかに迎角による変化も緩やかになっている。翼端板付き S 字翼のモーメント変化は、Clark-Y に比べて小さな範囲内に収まっており、S 字翼型によるモーメント変化の抑制が 3 次元翼の場合にも有効であることが確認できる。

迎角変化に対する空力中心も同様に考えられるが、こ

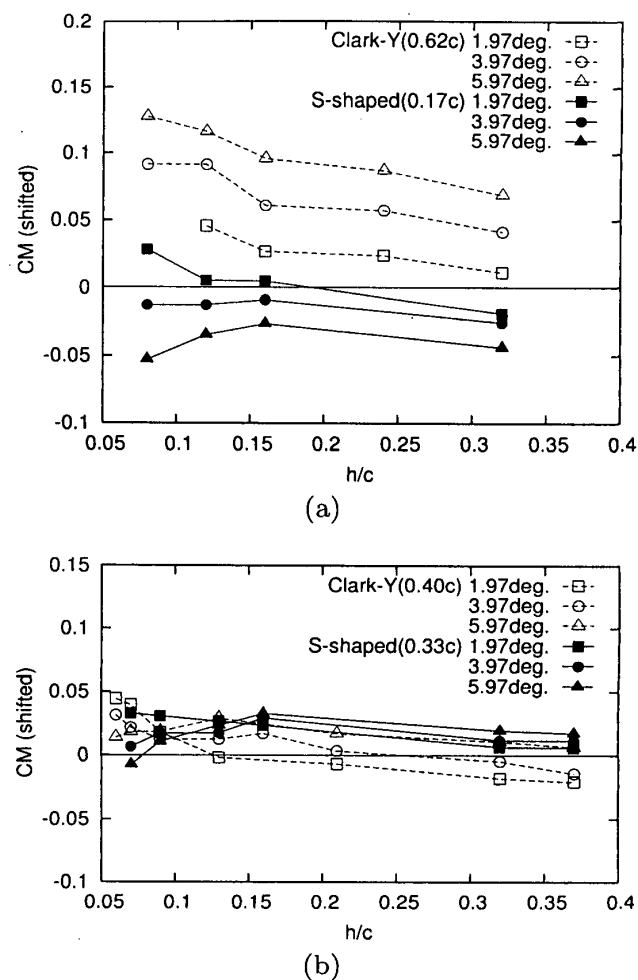


Fig. 8 $C_M(x_{ac,h})$, (a) without endplates, center of reference is $0.62c$ for Clark-Y and $0.17c$ for S-shaped wing ; (b) with endplates, $0.40c$ for Clark-Y and $0.33c$ for S-shaped wing

れには水平安定板 (水平尾翼あるいは先尾翼) を含む艇全体のモデル化を必要とする。表面効果を受けない高度に水平安定板を設ければ、上記の $x_{ac,h}$ に影響を与えずに、艇のピッチ角 θ に対する空力中心位置 $x_{ac,\theta}$ を調整する事が可能である。WISES の設計では、モーメント制御の観点から、これら 2 つの空力中心と艇重心をできる限り近付けて配置する事が望ましい。これに際し、変化の小さい S 字翼を利用できれば、制御翼の面積を減じ、艇全体の効率を高める事が可能となる。本研究では、艇全体のモデル化を扱っていないので、これ以上の検討は今後の課題である。

3.3 流れ場の可視化

Fig.9に Clark-Y 翼表面の圧力分布を示す。それぞれ翼上面、下面、側面の圧力分布が示してあり、翼端板

付きの場合は、さらに翼端板内側の圧力分布を追加している。

両者の比較では、翼端板によって下面の高圧が高められている事が顕著である。また翼端板無しの場合、上面の後部翼端近くに低圧部が見られる。これは翼端渦がこの付近に位置するためであり、この事は後で示す縦渦の可視化でも確認される。

上面前方の中央付近には、2次元翼の分布に近い負圧ピークが見られるが、低アスペクト比の3次元翼であるために、翼端に近づくにつれて急速に弱まっている。一方、上面後部の翼端付近には、翼端渦による負圧領域が存在するため、翼端近くの翼断面に頭下げのモーメントを発生している。水面から離れてもこの状況は変わらないため、低アスペクト比翼の圧力中心は、表面効果外においても、2次元翼の25%翼弦位置から大幅にずれる事が計算結果から確認されている。

翼端板は、下面だけでなく上面の圧力分布にも強い影響を与えている事に注意が必要である。下面から上面への回り込みを抑制する事によって、上面低圧部も強く保持されており、3次元翼の場合は、下面のラム圧上昇だけを考慮した表面効果翼のモデルでは不十分であることが理解できる。

Fig.10にS字翼の表面圧力分布を示す。Clark-Y翼と同様、翼端板によって上下面の圧力差が拡大し、揚力増加につながっている。後部の逆キャンバによる揚力低下が懸念されたが、その影響は小さく、下面前半の圧力はむしろClark-Y翼の場合よりも大きい。これは、S字翼下面の前半部にある凹面が、ラム圧の保持に都合良く働いたためである。逆キャンバ部下面では、ベンチュリ効果による低圧が生じており、3次元翼の場合にも、モーメント変化抑制の機構が働く事が確認できた。

翼端渦の振舞いを見るため、ヘリシティーによる可視化を行う。ヘリシティー H は、

$$H = \mathbf{u} \cdot (\nabla \times \mathbf{u}) \quad (3)$$

で定義されるスカラー量であり、翼端渦のような、流れ方向と渦回転軸が一致する縦渦領域の可視化に用いられる。

Fig.11に、 $\alpha = 3.97^\circ$ 、 $h = 0.09c$ におけるClark-Y翼のヘリシティー分布を示す。左翼側に、 $x = 0.2c$ 、 $0.5c$ 、 $0.8c$ 、 $1.2c$ 、 $1.5c$ の断面におけるヘリシティーを、右翼側には、対比のため表面圧力コンターを表示している。ただし翼端板の厚みを0としているため、ヘリシティー断面に翼端板そのものは表示されていない。

翼端板が無い場合、下面から上面への回り込みが容易に起こり、翼端における渦として現れている。また

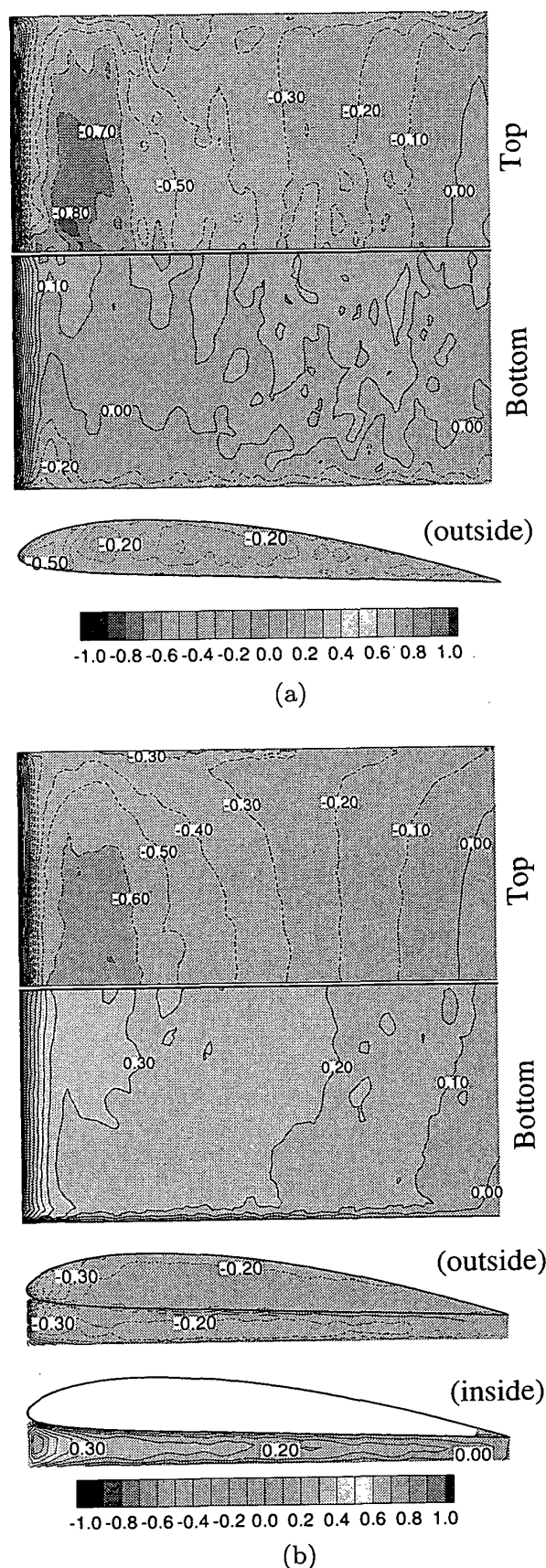


Fig. 9 Pressure distribution of Clark-Y
(a) without endplates and (b) with endplates, $\alpha = 4^\circ$, $h = 0.09c$

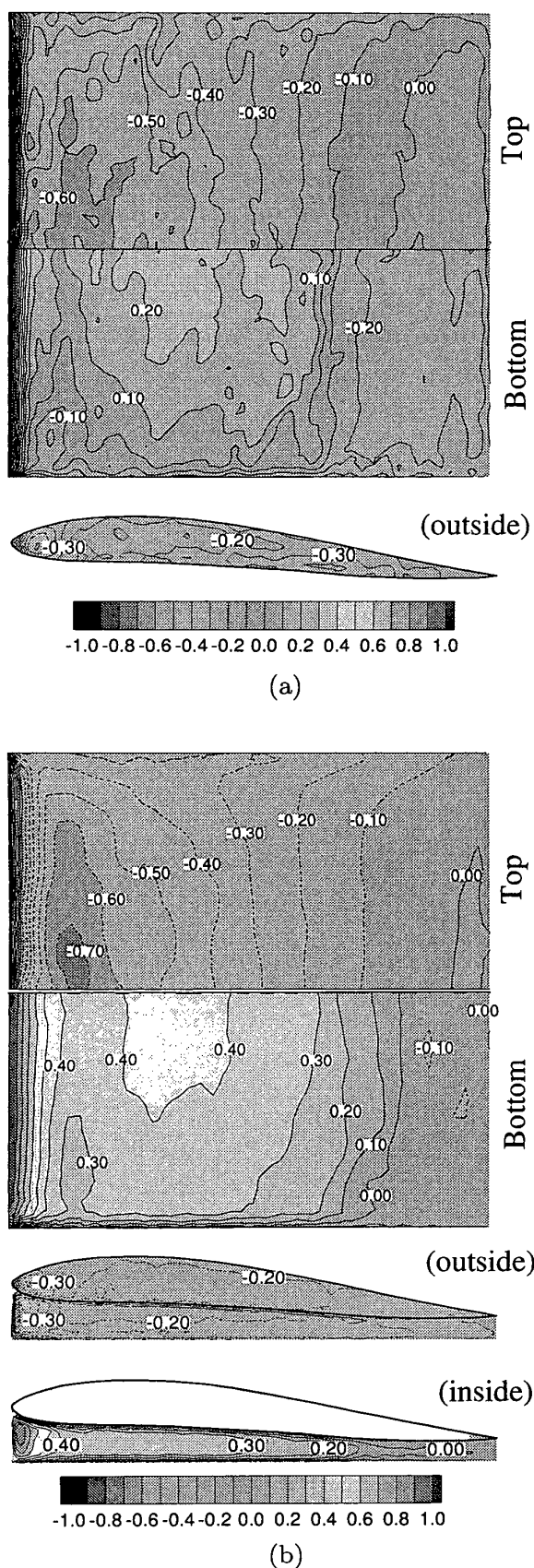


Fig. 10 Pressure distribution of S-shaped wing (a) without endplates and (b) with endplates, $\alpha = 4^\circ$, $h = 0.09c$

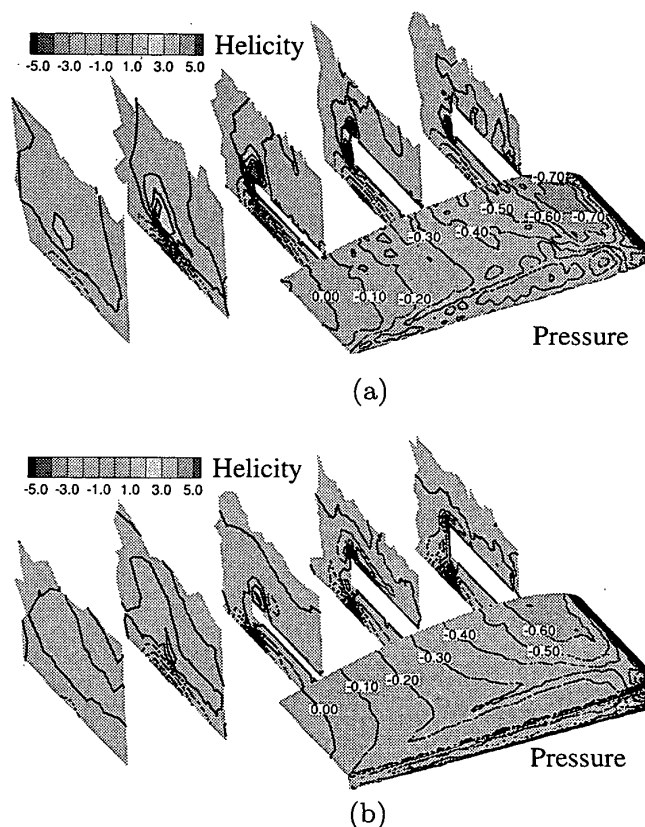


Fig. 11 Helicity of Clark-Y (a) without endplates and (b) with endplates, $\alpha = 3.97^\circ$, $h/c = 0.09$

$x = 0.20c$ 断面では、翼端の下側エッジからの縦渦が確認できる。 $x = 0.50c$ 断面では、さらに上端エッジにも回り込みによる渦が見られ、これら上下の渦は $x = 0.80c$ までに合体し、翼端上部のエッジから延びる翼端渦が構成される。翼端渦が翼上面に移動することは、Fig.9などで見られる、上面後部の翼端近くの負圧が生じる原因となっている。

翼端板付きの場合も、翼端渦の初生位置は端板の下端であるが、翼後部で上部のエッジに移動している。ただし、回り込みが抑制されているため、翼端板無しの場合と比べて翼端渦の強度は小さい。

翼下の水面近くにおけるヘリシティ分布は、翼端下からの流出に伴う境界層を示している。速度 U で移動する水面への no-slip 条件は、側方への流出を阻止する側に働くが、計算での Reynolds 数が小さいため、この効果は現実よりも過大に現れている。

同じ設定での S 字翼のヘリシティ分布を Fig.12に示す。Clark-Y 翼と同様、縦渦は後部で上面側に移動している。

どのケースについても、翼端渦の中心は翼後縁付近で既に翼上面から離れ、その距離は $0.05c$ 程度になっている。

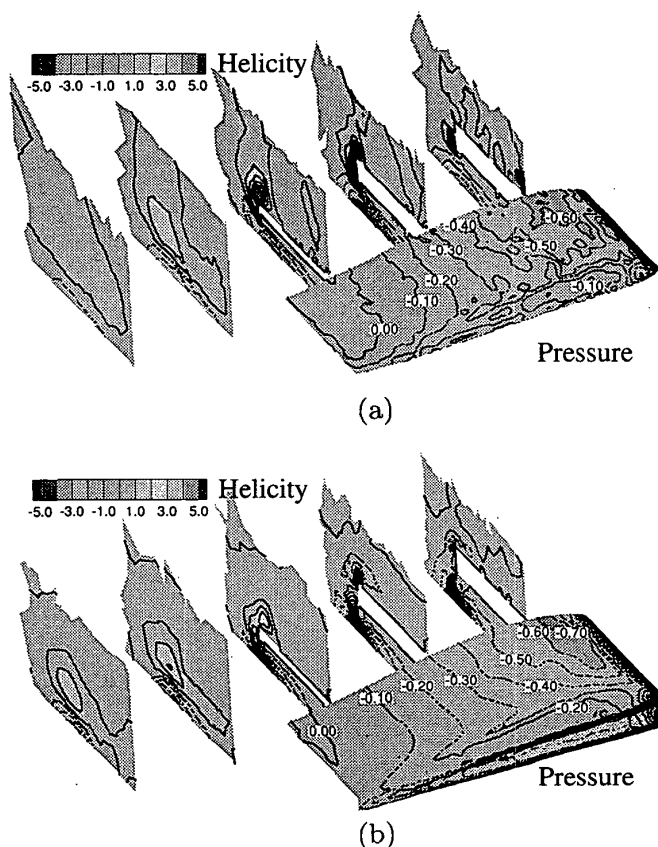


Fig. 12 Helicity of S-shaped wing (a) without endplates and (b) with endplates, $\alpha = 3.97^\circ$, $h/c = 0.09$

る。この事は、翼端渦の始点をあらかじめ指定する事が必要な数値モデルの場合に、配慮が必要となる可能性を示している。

4. 結論

非構造格子を用いた市販の RaNS 解析ソフトウェアにより 3 次元表面効果翼周りの流場を解析し、以下の結果を得た。

1. 翼端板は、翼下の高圧維持を向上させるだけでなく、上面の負圧維持にも貢献しており、3 次元翼の場合は、ラム圧だけによる揚力増加の解釈は十分とは言えない。
2. 今回用いた $AR = 1$ の低アスペクト比翼では、翼端部で頭下げモーメントを発生し、空力中心位置は、表面効果外でも 2 次元翼とは大きく異なる。
3. 仮定した巡航状態近傍において、高度変化に関する局所的な空力中心位置を定義した。この基準点まわりモーメントを比較する事により、3 次元翼においても、S 字翼がモーメント変化の抑制に有効であることを確認した。

4. 表面効果外における S 字翼の揚力は、後部の逆キャンバのために大きくない。しかし表面効果内では Clark-Y に劣らない揚力を示し、かつモーメント変化が小さいことから、表面効果翼としての特性は、Clark-Y 翼よりも優れている。

今回の例では要素数を制限し、実験よりも低い Reynolds 数で計算を行ったため、粘性影響による不確かさが存在する。既存の風洞実験結果と対比可能な、高 Reynolds 数における CFD 解析を実行に移す事が今後の課題である。

参考文献

- 1) 鈴木和夫, 田中裕一, 甲斐寿, ラムウィング型 WIG のパネル法に基づく流場特性と翼型最適化, 関西造船協会論文集, 第 236 号, pp.15-25, 2001
- 2) 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
- 3) Flotran 技術セミナーノート, サイバネットシステム株式会社, 1997
- 4) Synitsin, 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 and Very Fast Craft, Univ. New South Wales, Sydney, pp.152-162, 1996
- 5) 鈴木和夫, 松本慎也, 新郷将司, 和気千大, 2 次元 WIG のポテンシャル理論に基づく翼型最適化, 関西造船協会論文, 第 229 号, pp.1-11, 1998
- 6) 秋元博路, 久保昇三, 池田仁志: 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, 日本造船学会論文集, 第 184 号, pp.47-54, 1998
- 7) William D. Himshaw, William E. Sickles, Larry M. Hewin: Wind-tunnel investigation of single and Tandem low aspect-ratio wings in ground effect, Lockheed-California company, Trecom Tecnical Report 63-63, 1964
- 8) Kirill V. Rozhdestvensky: Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect, Springer, 2000