

変形格子を使った有限体積法による タンデム水中翼のシミュレーション

正員 川 島 英 幹* 正員 宮 田 秀 明**

Simulation of Tandem Hydrofoils
by Finite Volume Method with Moving Grid System

by Hideki Kawashima, *Member*, Hideaki Miyata, *Member*

Summary

A finite-volume method is applied to a problem of tandem hydrofoil advancing beneath the free surface. The curvilinear grid system is fitted both to the free surface and to the hydrofoil surfaces which moves by the wave motion and ship motion respectively. It is demonstrated that such simulation technique is useful for understanding of hydrodynamical properties of system with moving boundaries and that it can be practically used for the design of hydrofoils with flaps and associated control system.

1. 緒 言

近年の数値流体力学 (CFD) の発展は、高レイノルズ数の流れや、時間発展的な流体現象などを解明することを可能にしてきた¹⁾。このような流体シミュレーションの工学的な応用を考えた場合、非定常な流れを解明することの重要性が高まっている。船舶工学の分野に限っても、操縦問題や耐航性など大きな関心を寄せられている動的問題が多く存在する。しかし物体が非定常運動するとき、その周りで起こる流体現象は非常に複雑なものとなるため、その流れ場を解明することは実験的にも解析的にも大変難しい問題となる。

そこでこうした動的問題を取り扱える CFD 技術の開発が進められてきた。このような動的問題のうち、造波などの自由表面を対象とした移動境界問題は、MAC 法、TUM-MAC 法²⁾等により、大きな進歩が見られた。また比較的最近になって変形または移動する物体に対する取り組みが盛んになってきている。有限体積法の成熟と、Rosenfeld³⁾の手法による移動速度の簡便処理法が CFD による動的問題

に対する色々な応用性を高めてきている。秋元ら⁴⁾は、このような境界適合の移動格子を用いることにより、変形する物体周りの流れ場を解くことに成功し、魚が身をくねらせながら泳ぐシミュレーションを行った。従来、流体微係数を用いることにより取り扱われてきた船舶の操縦問題についても、大森らにより物体運動に対応した CFD を用いたシミュレーション法⁵⁾が提案されている。このように非定常問題に対処するための CFD 技術は、長足の進歩を遂げ、現在では応用問題を解くレベルに達しつつある。

実験的、解析的手法の的確な適用が難しい動的問題の一例として、水中翼船の運動シミュレーション⁶⁾がある。翼走時の水中翼船は、浮力による復原力をほとんど持たず、航空機と同様に動的揚力により安定性を確保する必要がある。しかし水中翼周りの流れは、翼間あるいは自由表面との複雑な流体力学的干渉のため、強い非線形性を持ち、線形運動モデルで動特性を評価することには限界がある。そのため、水中翼の流力特性や、そこで生じる複雑な干渉現象を把握することを目的とした研究が盛んに行われてきており、水中翼の性能、振動翼あるいは補助翼振動時の流体現象^{7,8)}、自由表面との干渉⁹⁾、翼列の干渉¹⁰⁾など干渉現象や波浪中の翼特性¹¹⁾などに対する知見は蓄積されてきている。しかし依然として自由表面等を含む翼系全体での、流体現象と、その動特性を予測することは難しい。それ故に水中翼船の新システムの開発設計に於いて、相互干渉を考慮した翼配置の決定、アクチュエーター能力の決定、制御

* 運輸省船舶技術研究所推進性能部 (研究当時東京大学大学院工学系研究科)

** 東京大学工学部船舶海洋工学科

則を含めた安定性の検討, ゲインの決定等は, 結局, 実験船や実船による試験にかなり大きな部分を頼っている。

そこで, 本研究では変形格子を用いた有限体積法による時間進行 CFD シミュレーションの応用の可能性を明らかにするために, 変形格子技術と運動方程式さらに制御系を連結する方法を構成することにより, 制御系を含めた水中翼船の運動シミュレーションを行った。翼間あるいは自由表面との複雑な干渉も, CFD により流場から流体力を直接的に求めることにより自動的に考慮される。なお本研究では, 2次元のタンデム水中翼周りの流れを計算し, 垂直面内の運動を解いている。

本報は以下の様に構成される。第2章では, 物体運動を変形格子によって対応した流体計算法について説明する。第3章では固定されたタンデム水中翼周りの流場シミュレーション結果について説明する。第4章では自由運動する水中翼船のタンデム水中翼の運動と制御のシミュレーション結果について報告する。第5章において, 本研究の結論を述べる。

2. 計 算 方 法

2.1 有限体積法

本研究においては, 物体適合変形格子を用いることで, 物体運動に対応した流場計算を行う。その結果得られた流体力を用いて, 運動方程式を解くことにより, CFD の運動シミュレーションへの応用を行った。

本研究で用いた流体計算法は有限体積法で次のような特徴を持つ。

(1) 支配方程式として格子移動を考慮した ALE 型非圧縮性 Navier-Stokes の方程式(1)と連続の式(2)を用い, 有限体積法によって離散化する。

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \nabla \cdot (u - v)u = -\nabla p + \frac{1}{\text{Re}} \nabla \cdot [\nabla u + (\nabla u)^T] \quad (1)$$

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (2)$$

u : 流体の速度ベクトル

v : 格子の移動速度ベクトル

p : 圧力

(2) MAC 法のアルゴリズムにより時間発展的な非定常問題を取り扱う。

(3) 時間変化する, 物体及び自由表面に対し境界適合させた変形格子を用いる。

(4) ベクトル成分をデカルト座標で定義する。

(5) 圧力定義点を速度定義点が囲むスタッガード配置とする。

(6) 圧力解法には SOR 法を用いる。

(7) 移流項には 3 次精度の上流差分を適用する。

(8) 乱流モデルとして Baldwin-Lomax モデル¹²⁾を用い, 高 Reynolds 数の粘性流に対応させる。

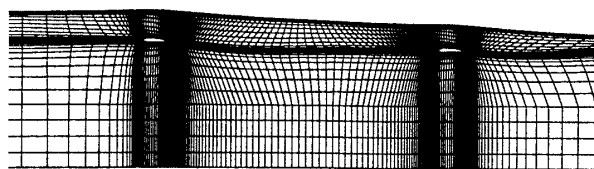


Fig. 1 Grid system for the tandem hydrofoils.

(9) 三次元計算用のコードに二次元的な格子と境界条件を与え二次元計算とする。

2.2 計算格子

計算格子には翼列と水面に適合する境界適合格子を用い, また翼と水面の運動及び変形に対応させるため変形格子法を用いる。翼は扁平な形状であり, 上部境界が自由表面であるので, 格子系は Fig. 1 にみられるように直方体に近い形の H-grid とする。

変形格子法では各境界面が時間発展的に移動するので, 各時間刻み毎に計算格子を更新する必要がある。そのため, 計算時間がかかる格子生成法はあまり適していない。そこで直交性と滑らかさには欠けるが, 高速な格子生成が可能な代数的方法の一種である Transfinite 法を用いる。そして格子生成を行った後, 格子の滑らかさを改善するために平滑化を行う。

Transfinite 法は混合関数と呼ばれる補間関数を用いて境界上の座標から内部点を補間する方法であり, 本計算では Lagrange 補間係数と Hermite 補間係数を用いている。計算領域をいくつか分割して格子生成しているため, その接合部では格子線が不連続となり, 計算空間上で微分値が一意に定まらない。そこで格子を生成後, 平滑化操作で格子線の不連続を押さえている。

2.3 移動境界の取り扱い

変形格子が, 時間的にも空間的にも幾何学的な保存則を満たすために, Rosenfeld は, 次の 2 式を用いる有限体積法を提示した。

$$\frac{dV}{dt} + \oint_{S(t)} dS \cdot (u - v) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{d}{dt} \int_{V(t)} u dV = \oint_{S(t)} dS \cdot \bar{T} \quad (4)$$

(3) 式はコントロールボリュームにおける質量保存の式で $S(t)$ は面積ベクトル, $V(t)$ はコントロールボリューム, u は流体の速度ベクトル, v は格子の移動速度ベクトルである。また運動量保存の式は, (4) 式の様になる。このとき dS は面積要素, dV は体積要素, $\bar{T}$ はニュートン流体の応力テンソルで, 次の (5) 式の様に表示される。

$$\bar{T} = -(u - v)u - P\bar{I} + v[\nabla u + (\nabla u)^T] \quad (5)$$

ここで P は圧力, $\bar{I}$ は単位テンソル, v は動粘性係数である。

2.4 物体境界条件

タンデム水中翼の物体境界の移動は次の二段階を経て行

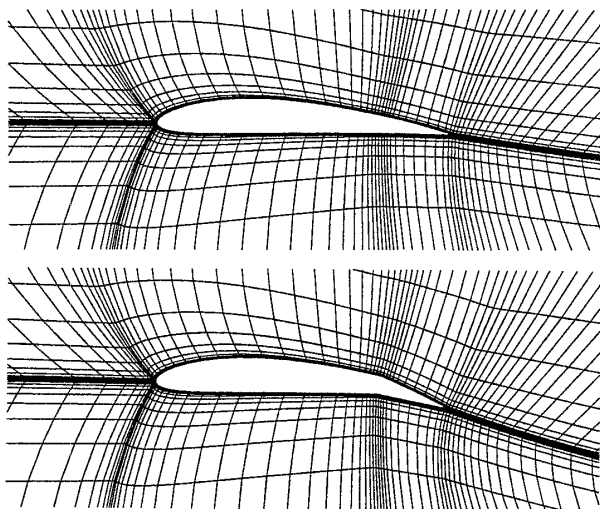


Fig. 2 Flap deflection by moving grid system.

われる。まず補助翼の作動角を与え、翼のセンターラインをフラップヒンジ部で曲げ、Fig. 2の様に境界長さが変わらない様に物体境界を変形させる。しかる後に、運動方程式の解から求められたタンデム水中翼の変位量を用いて、重心位置を中心として、上下方向、回転方向についての座標変換を行う。このような移動する物体境界の境界条件としては、速度については、翼面上でno-slip条件として、流体速度と物体速度が等しいという条件を与えている。また物体表面の速度を用いてNavier-Stokes方程式から物体表面の圧力勾配を求め境界条件とする。

2.5 自由表面条件

物体境界と同様に自由表面に対しても変形格子法を用いる。自由表面の境界条件である力学的条件と運動学的条件に従い、自由表面に境界適合な変形格子が時間発展的に移動する。

自由表面の運動学的条件とは、自由表面上の流体粒子が常に自由表面上に存在することである。自由表面を $F(x^1, x^2, x^3, t)=0$ で表すと、

$$\frac{DF}{Dt} = \frac{\partial F}{\partial t} + u^i \frac{\partial F}{\partial x^i} \quad (6)$$

となる。

一方、空気による作用、表面張力、自由表面における粘性応力は、本計算の範囲内では無視できる。そのため、力学的条件は、 p_0 を大気圧とし、2方向を鉛直上方とすると次式になる。

$$\phi \left(= p + \frac{x^2}{Fn^2} \right) = p_0 \quad (7)$$

従って、波高は(6)式により求まる。自由表面での速度境界条件は、水面下のセルから等置で外挿することによって求め、圧力境界条件を(7)式によって与える。

2.6 外部境界条件

流入境界では、一様流中の場合と数値造波を行う場合で

異なる境界条件を与えた。一様流中では、主流方向にのみ一様流速、他の二方向には速度零という条件をディリクレ的に与える。また圧力は静水圧に固定する。数値造波を行う場合には、4.4節で述べるように、深水波における水粒子のオービタルモーションによる速度を一様流速に加える。

流出境界では、流れ場の境界からの反射によって解が壊れることを防ぐ必要がある。そのため、境界条件は、各流れ変数を内側の点から零勾配となるように等置外挿し、ノイマン条件としている。

底部境界では、圧力をディリクレ条件のもと静水圧に置き、速度は流出境界と同様に零勾配の等置外挿をおこなう。

2.7 座標系および無次元化

計算に用いる座標系は、主流方向を x 、鉛直上方を y 、スパン方向を z とする。

長さ、速度は、各々翼弦長、一様流速を用いて無次元化を行ない、以下特に記す場合を除いて無次元数を用いる。また揚力 L は、(8)式に基づき揚力係数 C_L を得る。ここで ρ は水の密度、 U_∞ は一様流速、 c は翼弦長である。

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c} \quad (8)$$

3. タンデム水中翼列の相互干渉

水中翼列周りの流れは、造波、循環、渦放出、伴流等による複雑な相互干渉を伴う。そこで本章では、まず固定状態の水中翼列周りの流れ場の計算を行い、タンデム水中翼列の相互干渉を検討した。

3.1 タンデム水中翼

Fig. 1に示すようなタンデム水中翼周りの流れ場の計算を行う。前後にタンデム配置した翼は、同翼弦長とする。また前翼の没水度を翼弦長ベースで1.0とし、後翼の没水度を1.25とする。また補助翼を翼の後縁部25%を利用した単純フラップとする。二枚の翼の翼型には、西山らの実験結果¹³⁾が良く知られているNACA 4412型を用いる。

3.2 計算条件

次章の運動シミュレーションの場合と計算条件をそろえ、翼弦長ベースで、フルード数は6.0、レイノルズ数は 1.0×10^6 とする。また前翼の迎角は2.68度、後翼の迎角は1.28度とする。

前翼補助翼動作が後翼の流体力に与える影響を検討し、翼間距離の大小による変化を調べるため、水中翼間の距離を3と10の2種類についてシミュレーションを行う。計算条件をTable 1に示す。 i は主流方向、 j は上下方向、 k はスパン方向である。尚、2次元問題を、3次元計算用コードを用いて解くため、スパン方向の格子数を5として、3次精度の上流差分に対応する2次元的な境界条件を与える。

3.3 計算結果

3.3.1 発進時の翼列干渉

Table 1 Conditions of computations

Reynolds number	1.0×10^6	
Froude number (based on chord length)	6.0	
computational region	$-13.0 < x < 20.0$ $-5.25 < y < 0$	$-10.0 < x < 16.0$ $-5.25 < y < 0$
number of grid points ($i \times j \times k$)	$199 \times 50 \times 5$	$160 \times 50 \times 5$
distance between wings (based on chord length)	10	3
time increment dt	1.0×10^{-3}	
wing section	NACA4412	
attack angle of the fore foil	2.68	
attack angle of the aft foil	1.28	
depth of the fore foil (based on chord length)	1.0	
depth of the aft foil (based on chord length)	1.25	
number of grid points on the foil surface	35	
minimum grid spacing	4.0×10^{-4}	

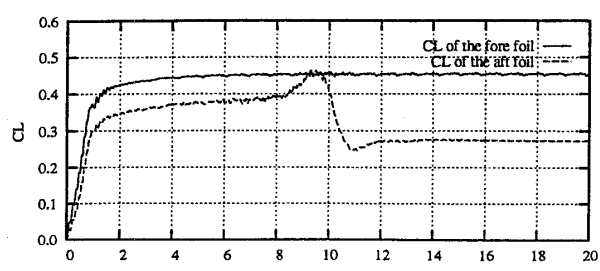


Fig. 3 Time histories of CL of fore and aft foils after starting.

タンデム水中翼を発進させると、前後両翼の揚力が発達し、両翼から発達渦が放出されるが、前翼からの発達渦は後翼と干渉を起こす。この過程のシミュレーションを行った。

Fig. 3 は前後両翼の揚力の時間履歴である。尚この時の翼間距離は 10 である。加速時間は無次元時間で 1 で、加速終了直後に前後翼とも流体力が一旦定常となるが、その後、後翼の揚力は前翼の影響により一時的に増大し、つづいて急減少して結果的に最初に比べてかなり低い CL に落ちつき定常となる。

Fig. 4 に加速終了後から各流体力が定常に達するまでの渦度の発達過程と自由表面の形状の変化を示す。前翼後縁から放出された渦が後方に流れ去り、後翼の位置を通過する際の干渉で後翼の揚力に変動が引き起こされるのが観察される。またこの放出渦が自由表面の谷部と供に移動することも観察され、放出渦が波形の発生を伴っていることが判る。これは発達渦としてよく知られている現象であり、自由表面における造波の発達過程と後翼の揚力変動に大きな影響を与えている。

このような発達時の前後翼干渉が発進時の揚力変動を通して姿勢変化を引き起こすことは、模型実験等で良く経験されることである。

3.3.2 前翼補助翼が周期運動する場合

次に前翼の補助翼が周期運動する場合のシミュレーション

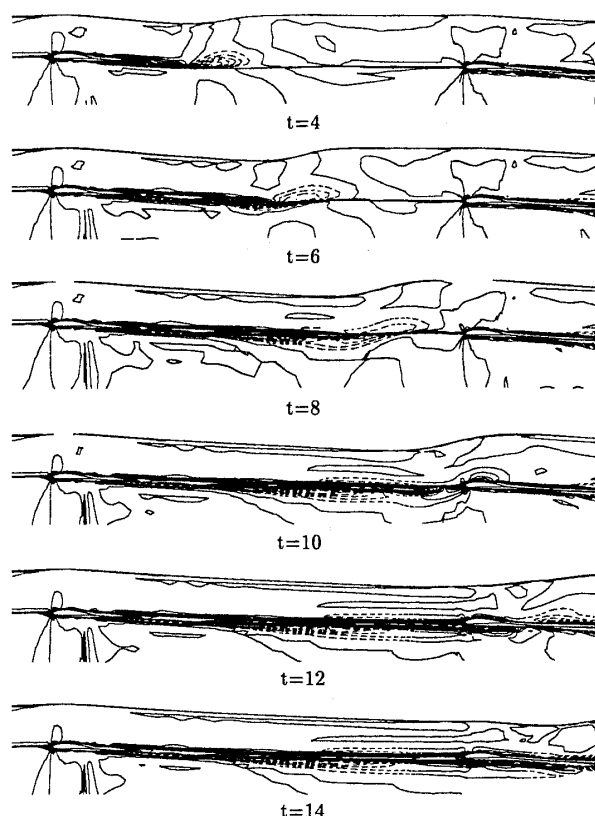


Fig. 4 Time-sequential development of computed vorticity fields and wave profiles of free surface after starting. $Fn=6.0$ and $Re=1.0 \times 10^6$, $t=4, 6, 8, 10, 12, 14$, the interval of contour is 0.1, clockwise rotation is drawn in solid lines and anticlockwise rotation is drawn in dotted lines.

ンを行った。加速終了後、各流体力が定常に達した後、前翼補助翼を正弦的に作動させ、渦、波、伴流等による後翼への影響を調べた。補助翼は上方に 5 度から下方に 10 度までの間を作動し、補助翼作動角は (9) 式により与えられる。尚、補助翼作動開始後、半周期を過渡領域として、角加速度が連続になるように徐々に加速している。

$$\theta = \theta_{ave} + \theta_{amp} \sin(\omega t) \quad (9)$$

$$k_f = \frac{\omega c}{2U_\infty} \quad (10)$$

ω : 補助翼作動角速度

c : 翼弦長

U_∞ : 一様流速

θ : 補助翼作動角

θ_{ave} : 平均補助翼作動角 (2.5 deg)

θ_{amp} : 補助翼作動角振幅 (7.5 deg)

Table 2 のように翼間距離と (10) 式で表される無次元作動周波数 k_f をパラメータとして変化させ計算を行った。Fig. 5 に CASE 1~CASE 4 の各種条件に於ける前後両翼の CL の時間変化を示す。翼間距離の大小に関わらず、前翼の補助翼の振動により、後翼の CL が翼間距離分の遅れ

Table 2 Parameters for flap deflection tests

	distance between wings (based on chord length)	nondimensionalized frequency
CASE1	3	1.0
CASE2	10	0.5
CASE3	10	1.0
CASE4	10	1.5

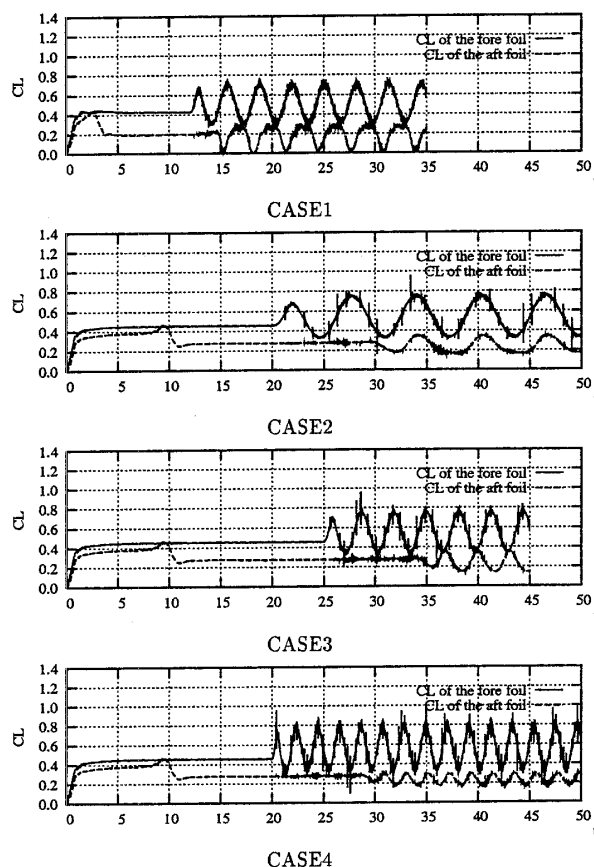


Fig. 5 Comparison of time histories of CL in different test conditions (see Table 2).

を伴って変動する。また作動周波数を高くすると後翼揚力の変動が小さくなることが判る。Fig. 6 にこのときの流れ場の様子を渦度コンターを用いて表す。前翼の補助翼作動に伴い、翼まわりの循環の変化が誘起され、連続的に渦が放出される。その放出渦がさらに自由表面の形状を変化させながら、後翼へ流入するプロセスが判る。

3.3.3 討論

発進時、前翼からの放出渦が後翼の揚力変動に重大な影響を与える、いわゆる発進渦による両翼間の干渉現象を捉えることができた。また補助翼作動に伴い翼間距離分の遅れの後、後翼に揚力変動を起こす。これは、補助翼作動による渦放出によるものである。

前翼補助翼の作動周波数が高い場合、後翼の揚力変動の

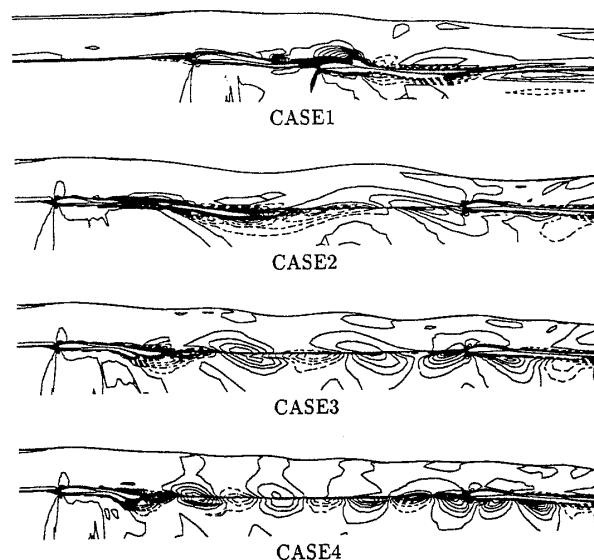


Fig. 6 Comparison of vorticity contour maps in different test conditions (see Table 2). $Fn=6.0$ and $Re=1.0 \times 10^6$, the interval of contour is 0.1, clockwise rotation is drawn in solid lines and anticlockwise rotation is drawn in dotted lines.

振幅が小さくなるが、その理由としては、前翼補助翼の作動時に放出される渦自体が小さくなる、あるいは放出渦が連続的に流入するため、一つの渦による揚力変動が終わる前に次の渦が流入するということが考えられる。しかし結論を導くまでの知見を得ておらず、今後の課題として、この現象の原因を解明する必要があると考える。

発進あるいは、補助翼作動により、翼まわりの循環が急激に変化する。この急激な循環の変化が、放出渦を誘起し、自由表面に対しても造波という形での干渉現象を引き起こす。これらの複雑な干渉現象がからみあい後翼の揚力変動に影響を与える。

4. タンデム水中翼船の運動シミュレーション

4.1 運動シミュレーション

CFD により得られた流体力を用いて、各計算ステップ毎に運動方程式を解き、物体運動による変位を導き出し、格子変形を経て、CFD シミュレーションへ戻るといった直接的な方法により、2次元化された水中翼船の運動シミュレーションを行った。さらにその応用例として、動的安定性を主として制御に依存している全没型水中翼について補助翼を制御した状態の運動シミュレーションを行った。これらの計算は Fig. 7 の様な手順を繰り返すことにより行われ

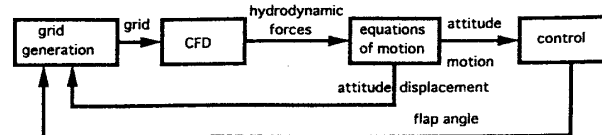


Fig. 7 Flow diagram of computational procedure.

る。

4.2 水中翼船のモデル

本研究では、仮想的に Table 3 のような条件を設定し、その条件下で設計した水中翼船を計算対象とする。Table 4 に示す無次元化した質量、慣性モーメント、重心位置を、Fig. 8 に表すように船体を船長方向に分布荷重、機関を集中荷重を置くことで求めている。更に船体抵抗、推進力と重心まわりで静的な釣り合いがとれるよう前後の翼の迎角を決定する。翼型は、NACA 4412 で、前翼の迎角は、2.68 度、後翼の迎角は 1.28 度である。また運動は垂直面内において pitch, heave のみを自由とし、surge は固定とした。補助翼は翼の後縁 25 % を単純フラップとして、上方に 5 度、下方に 10 度までの角度をとれる様になっている。

補助翼作動用のアクチュエーターは実船では必要最小限

Table 3 Design condition (full scale ship)

length	24.0m
width	10.0m
weight	100t
velocity	40kt 20.58m/s
chord length	1.0m
span length	9.0m
depth of the fore foil	1.0m
depth of the aft foil	1.25m
length between foils (based on chord length)	10

Table 4 Geometry of the ship for computation

nondimensionalized weight	0.727
nondimensionalized moment of inertia	27.14
CL of the fore foil	0.454
CL of the aft foil	0.273
Ct of the ship	0.04
location of centroid	(x,y) = (-0.936,1.0)

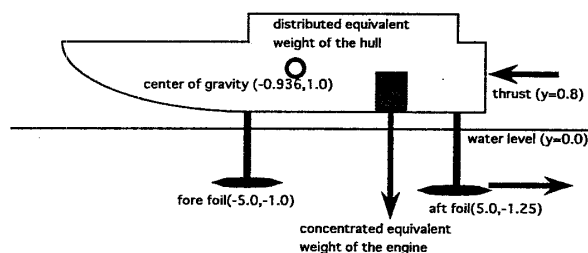


Fig. 8 Schematic view of the hydrofoil.

の容量の物が搭載されるが、本研究では実船において 10 Hz 程度の作動周波数がとれるアクチュエーターを搭載したと仮定して、最大角速度を実船換算で毎秒 100 度とする。また補助翼の制御法には、古典的な比例(P)型と比例微分(PD)型制御則を適用する。前後の翼の静止時水面に対する高さを制御の目標値に設定し、前後それぞれの補助翼に動作指令を与えている。

4.3 計算条件

本研究では、設計条件と同フルード数における自航模型試験を数値水槽で行うという条件下で運動シミュレーションを行った。翼弦長ベースで、フルード数は 6.0、レイノルズ数は 1.0×10^6 である。試験項目としては、インパルス応答試験と平水中高度保持制御、波浪中運動制御の 3 種について行った。インパルス応答試験と平水中高度保持制御の計算条件を Table 5 に示す。波浪中運動制御については、流入境界で数値造波を行うため、 i 方向の格子数を 207 に増やす。

4.4 数値造波

波浪中における姿勢制御試験を行う場合は、流入境界において数値造波を行い、規則波を入射する。流入境界で一樣流速に波のオービタルモーションによる速度を加え、 x 方向の速度 u_w と y 方向の速度 v_w を、(11)、(12) 式のように与える。

$$u_w = U_\infty + a\omega_w \frac{\cosh k_w(D+y)}{\sinh k_w D} \sin(k_w x - \omega_w t) \quad (11)$$

$$v_w = a\omega_w \frac{\sinh k_w(D+y)}{\cosh k_w D} \cos(k_w x - \omega_w t) \quad (12)$$

また自由表面においては波高を(13)式に従って与える。

$$y = a \sin(k_w x - \omega_w t) \quad (13)$$

ω_w : 振動数

k_w : 波数

a : 振幅

D : 水深 (∞)

4.5 運動方程式と制御則

Table 5 Conditions of computations

Reynolds number	1.0×10^6
Froude number	6.0
computational region	$-13.0 < x < 20.0$ $-5.25 < y < 0$
numbers of grid points ($i * j * k$)	$199 * 50 * 5$ $207 * 50 * 5$ (wave making)
distance between wings (based on chord length)	10
time increment dt	1.0×10^{-3}
wing section	NACA4412
attack angle of the fore foil (degree)	2.68
attack angle of the aft foil (degree)	1.28
depth of the fore foil (based on chord length)	1.0
depth of the aft foil (based on chord length)	1.25
numbers of grid points on the foil surface	35
minimum grid spacing	4.0×10^{-4}

4.5.1 運動方程式

水中翼船の垂直面内の運動は、鉛直方向については(14)式、回転については(15)式の、無次元化された運動方程式により求められる。また運動は重心周りと考える。

$$(C_{L_f} + C_{L_a} - C_{wship}) = C_{wship} \frac{\ddot{y}}{Fn^2} \quad (14)$$

ここで、

C_{L_f} : 前翼の揚力係数

C_{L_a} : 後翼の揚力係数

C_{wship} : 水中翼船の無次元重量

$\frac{\ddot{y}}{Fn^2}$: 無次元加速度

$$(C_{m_L} - C_{mship}) = C_{Iship} \frac{\ddot{\theta}}{Fn^2} \quad (15)$$

C_{m_L} : 翼系によるモーメント

C_{mship} : スラスト, 抵抗等によるモーメント

C_{Iship} : 無次元慣性モーメント

$\frac{\ddot{\theta}}{Fn^2}$: 無次元角加速度

4.5.2 制御法

本研究において、制御法には簡便かつ古典的な比例型(P型)と比例微分型(PD型)制御を用いた。

比例微分型(PD型)制御は、(16)、(17)式のように与えられた制御目標値と実際の値のずれを計算して、そのずれに比例ゲインをかけ、更にずれの微分に対して微分ゲインをかけて足しあわせた値が補助翼作動角となるのである。比例型とする時は、微分成分のゲインを0としている。本研究においては、この制御則に従い、前後翼各々の高さを目標値として与え、補助翼の作動角を命令値として求めている。

前述のように作動角速度に毎秒100度の上限を設けた。目標作動角に達するまで補助翼は作動される。しかし目標値は刻一刻と変化するが、補助翼は最大作動角速度以上の

速度では作動しないため、ある程度の遅れを生じることになる。

$$\Delta h = h_{obj} - h_{tmp} \quad (16)$$

$$\delta\theta = G_p \times \Delta h + G_d \times \frac{d\Delta h}{dt} \quad (17)$$

h_{obj} : 目標値 (高さ)

h_{tmp} : 現在位置 (高さ)

G_p : 比例ゲイン

G_d : 微分ゲイン

$\delta\theta$: 補助翼作動角

4.6 シミュレーション結果

4.6.1 インパルス応答試験

この運動シミュレーション法の最初の応用例として、インパルス応答試験を行った。無次元時間 $t=26$ より、前翼補助翼に対して振幅1度、周期3の正弦波状のインパルス入力を与えて、水中翼船の運動による応答を見た。正弦関数を入力しているのは実際に時間発展的に流れ場を計算しているので、作動角速度を無限大には取れないからである。

Fig. 9 に heave 量と pitch 角の時間履歴、Fig. 10 に前後翼の CL と重心位置周りのモーメントの時間履歴を示す。このとき heave 量は翼弦長ベースで表し、pitch 角、モーメントは頭上げ側(左側を進行方向とすると時計周りの方向)を正としている。heave 量、pitch 角の変化の時間履歴をみると、このような微小外乱に対しては、全般として復原力を持ち、縦運動に関して自己安定であることが示されている。しかし更に計算結果を詳細に見るとインパルス入力後、heave 量、pitch 角ともに無次元時間 $t=36$ 付近で凹凸が観察される。このときの CL の時間履歴を見ると、後翼の CL がこの時間に急落している。これは前翼の補助翼角変化が与えた流れ場への影響が翼間距離分の遅れを伴って後翼の揚力に影響を与えたもので、この現象の結果、補助翼を戻してしばらくした後に、後翼の揚力低下に伴う頭上げモーメントが発生する。

4.6.2 高さ変更制御

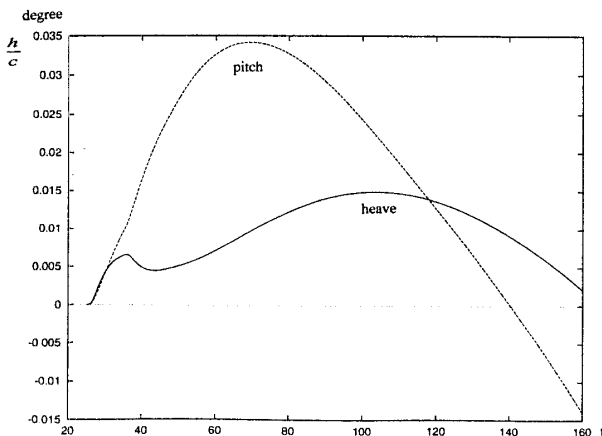


Fig. 9 Time histories of pitching and heaving motions in impulse response test. Heaving motion is nondimensionalized with respect to chord length.

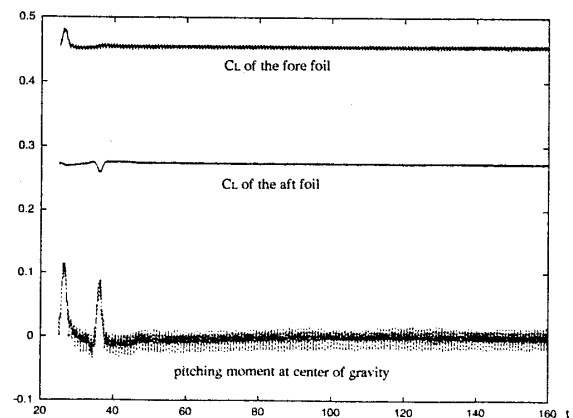


Fig. 10 Time histories of CL and pitching moment in impulse response test.

導入した制御系が有効に働くことを確認するため、水中翼船のテイクオフモードを想定して高さ変更制御を行った。このときは比例(P)型制御を行い $G_p=10$ としている。前後それぞれの翼位置で0.1ずつ高さを上げよという命令(Table 6)を与えた。Fig. 11 にその結果を示す。Fig. 12 はその時の補助翼の作動角である。前後の補助翼が同様に作動して、少ない姿勢変化でほぼ平行に上昇させることができた。

4.6.3 波浪中安定航走制御

全没型水中翼船は荒天下の安定性を制御系に大きく依存しており、波浪中での安定制御は設計開発の過程において

Table 6 Initial and desired height

	initial height	desired height
at the fore foil	-1.1	-1.0
at the aft foil	-1.35	-1.25

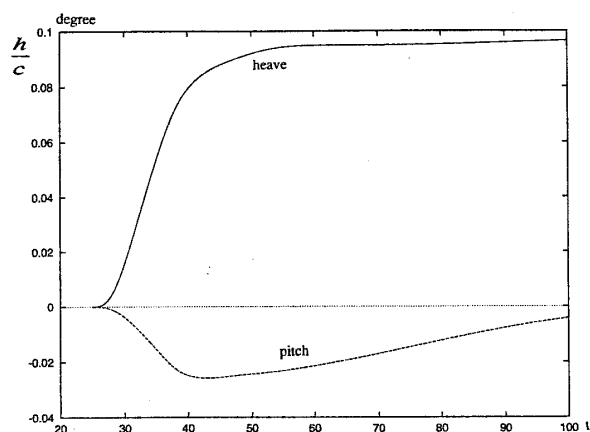


Fig. 11 Time histories of pitching and heaving motions under height control. (see Table 6) Heaving motion is nondimensionalized with respect to chord length.

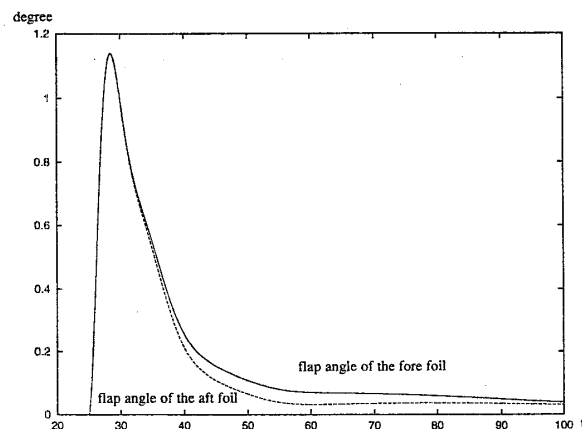


Fig. 12 Time histories of flap angle under height control system.

重要な位置を占めている。そこで波浪中での安定走行に関する制御シミュレーションを行った。

流入境界に於いて4.4節で説明したような数値造波を行い、前方より正弦入射波を与えた。与えた波の条件をTable 7に示す。波高は翼弦長ベースで0.8で、前翼の没水度の1.0に対してかなり大きい上、波長が翼弦長ベースで20.0と翼間距離の2倍程度と比較的短い。そのため波面に沿って走るには波長が短く、高度一定で走るためには波高がやや高いので、水中翼船にとってはかなり厳しい条件となっている。

制御無しの状態を含めてTable 8のように比例微分成分それぞれのゲインを変化させた状態で制御を含めた自航シミュレーションを行った。Fig. 13にpitch角, Fig. 14にheave量の時間履歴の結果を示す。

この範囲では比例成分のゲインを大きくすると波浪中の変位が小さくなる。また微分成分は、heave運動の収束に特に効果があるようである。何も制御しないCASE1の場合、pitch角が増大すると迎角上昇によって両翼の揚力が増加するため、水中翼船自体が上昇し自由表面に接近しすぎて計算不能となる。これは実船では、翼の露出等につな

Table 7 Wave condition

wave height	0.8
wave length	20.0

Table 8 Values of feedback gain

	G_p	G_d
CASE1	0	0
CASE2	10	0
CASE3	40	0
CASE4	40	100

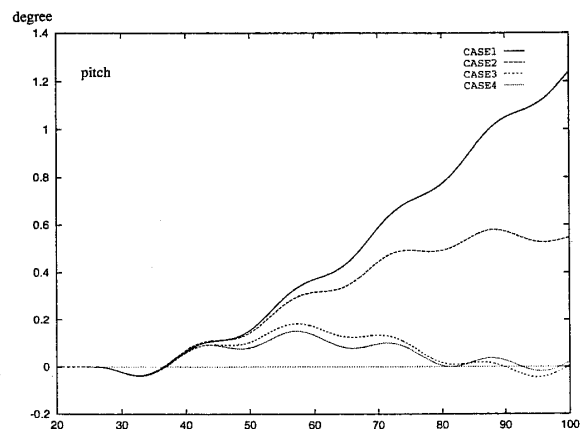


Fig. 13 Comparison of pitching motions in different control conditions. (see Table 8)

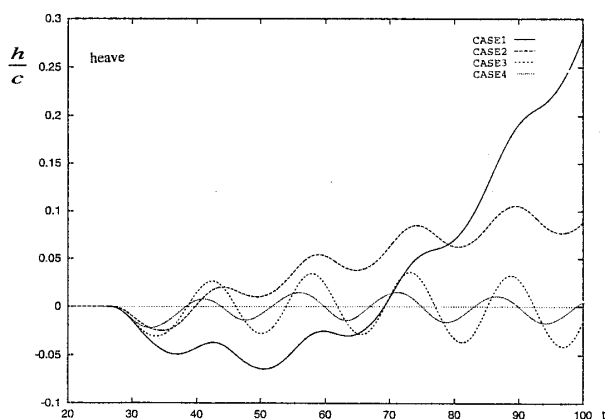


Fig. 14 Comparison of heaving motions in different control conditions. (see Table 8) Heaving motion is nondimensionalized with respect to chord length.

がるような運動である。しかし最も運動が制御されたCASE 4 の場合には、実船換算で6 cm 程度の振幅の上下動をするのみである。

4.6.4 討論

本章のインパルス応答の試験結果からも、後翼は前翼が流場に与えた影響に鋭敏に反応することがわかる。本研究でシミュレーション対象とした水中翼船は、翼弦長の等しい水中翼をタンデム配置したために、前翼をカナードタイプとした水中翼よりも前翼の影響を後翼が受け易いが、本節の計算結果は、前翼の流場に与える影響の考慮は運動シミュレーションに欠かせないことを示している。前節でも、前翼の放出渦が、後翼の揚力変動に大きな影響を与えることが示されたが、水中翼船の運動を予測する上では、こうした動的な干渉を考慮することが必要である。

補助翼を制御した運動シミュレーションを行い、その有効性が確認された。特に波浪中における運動制御では、この水中翼船の場合制御無しでは安定走行ができない厳しい条件の波浪の中を安定航走させることができた。また異なるフィードバックゲインによる運動の履歴の違いを表すことができた。

5. 結 言

本研究の結果、以下の様な結論を得た。

- 1) 動的な変形格子法を用いた有限体積法を非定常タンデム水中翼問題に適用し、その有用性を示した。
- 2) タンデム水中翼の制御問題にCFDと運動方程式を結合した方法を適用し、運動シミュレーションの新しい技術の可能性を示した。
- 3) 造波、放出渦、伴流等の翼干渉を考慮したシミュレ

ーションがタンデム翼の特性理解に有用であることが示された。

今後の課題として、3次元への拡張が重要である。この点では困難な問題も多いが、将来的には、この様なCFDを使った運動シミュレーションは、経験則の通用しない新形式船の開発の分野などで威力を発揮すると考える。

参 考 文 献

- 1) Takai, M. and Zhu, M., Finite-Volume Simulation of Viscous Flow About Ship with Free-Surface by Arbitrary-Lagrange-Euler Method, Proc. CFD Workshop Tokyo 1994, Vol. 1, (1994), 85-94.
- 2) 朴鍾千, 宮田秀明, 有限差分法による2次元及び3次元波崩れの数値シミュレーション, 日本造船学会論文集, 第175号, (1994), 11-24.
- 3) Rosenfeld, M. and Kwak, D., Time-Dependent Solutions of Viscous Incompressible Flows in Moving Co-ordinates, International Journal for Numerical Methods in Fluids, vol. 13, (1991), 1311-1328.
- 4) H. Akimoto and H. Miyata, Finite-Volume Simulation of a Flow about a Moving Body with Deformation, Proc. of the 5th Int. Symp. on Computational Fluid Dynamics, vol. I, (1993).
- 5) 大森拓也: 計算流体力学的手法による船体操縦シミュレーション, 東京大学船舶海洋工学科博士論文, (1994).
- 6) 岡正志, 斉藤泰夫, 黒井昌明, ハイドロfoil艇の航走安定及びその制御, 運動性能研究委員会第6回シンポジウム マリンビークルの運動制御, (1989), 75-110.
- 7) 田中茂, 宮田秀明, 補助翼を有する非定常水中翼の数値シミュレーション, 日本造船学会論文集, 第175号, (1994), 1-10.
- 8) 梶正和, 西義和, 山上順雄, 自由表面下における三次元振動翼の非定常特性について, 関西造船協会誌, 第216号, (1991), 145-151.
- 9) Adrian Lungu, Kazuhiro Mori: Applications of Composite Grid Method for Free Surface Flow Computations by Finite Difference Method, 日本造船学会論文集, 第175号, (1994), 1-10.
- 10) 片岡克己, 安藤潤, 中武一明, 2次元タンデム水中翼の性能について, 西部造船会々報, 第85号, (1993), 1-14.
- 11) 古田哲也, 水中翼付き高速船の追い波中特性, 東京大学船舶海洋工学科修士論文, (1994).
- 12) Baldwin, B. S. and Lomax, H., Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper, (1978), 78-257.
- 13) 西山哲男, 浅い深度に於ける翼型の特性, 造船協会論文集, 第105号, (1959), 7-21.