渦格子法によるスーパーキャビテーション・プロペラの性能計算

正員 工 藤 達 郎*

Calculation of Characteristics of Supercavitating Propeller Using Vortex Lattice Method

by Tatsuro Kudo, *Member*

Summary

This paper describes a computational method to predict the propeller performance under the supercavitating condition. The present calculation is based on a vortex lattice method. Constant pressure condition on the mean camber surface in the cavitating region is satisfied by reforming the mean camber surface iteratively according to the change of load distribution due to cavitation. Calculated results on the propeller force and the efficiency of two supercavitating propellers showed good agreements with experimental ones.

記 号

A : パネルの面積
 C_p : 圧力係数 $= p / \frac{1}{2} \rho U_a^2$
 c_r : 翼弦長
 D : プロペラ直径
 F : 摩擦応力
 h : 翼とキャビティの厚さの合計
 J : 前進率 $= U_a / nD$
 K_F : 摩擦応力の係数
 K_Q : トルク係数 $= \text{トルク} / \rho n^2 D^5$
 K_T : スラスト係数 $= \text{スラスト} / \rho n^2 D^4$
 M : 半径方向格子分割数
 N : 翼弦方向格子分割数
 n : プロペラ回転数
 p_0 : 無限遠方の静圧
 p_v : 水の蒸気圧
 Q : 湧き出しの強さ
 Q^B : 翼厚およびキャビティを表す湧き出し
 Q^C : 後流中のキャビティを表す湧き出し

R : プロペラ半径
 Re_r : レイノルズ数 $= U_r c_r / \nu$
 r_B : ボス半径
 r^L : 半径方向格子分割位置
 U_a : 前進速度
 U_r : 各半径位置での流入速度
 Γ^C : chordwise vortex の強さ
 Γ^S : spanwise vortex の強さ
 Γ^T : trailing vortex の強さ
 Γ^W : shed vortex の強さ
 η_o : プロペラ単独効率
 ν : 水の動粘性係数
 ρ : 水の密度
 σ_v : キャビテーション数 $= (p_0 - p_v) / \frac{1}{2} \rho U_a^2$
 ω : プロペラ回転角速度
 e : 単位ベクトル
 n : 法線ベクトル
 V : 流速ベクトル
 v : 誘起速度ベクトル
添字
 i : 半径方向格子番号
 j : 翼弦方向格子番号
 m : 半径方向格子番号
 n : 翼弦方向格子番号

* 運輸省船舶技術研究所推進性能部

1. はじめに

船舶の高速化にともない、その推進器としての SCP (supercavitating propeller) の重要性が増してきている。しかし、SC 翼型の 2 次元理論解析や SCP の設計法に関する論文が数多く発表されているのに比べて、SCP の理論的性能解析に関するものは僅少である^{1,2,3)}。キャビテーションが発生した通常プロペラの理論解析は少数の研究者が発表している^{4,5)}が、SC 状態での性能解析の精度は、通常プロペラの揚力面理論解析⁶⁾に比べてあまり良くない。

本論文では、揚力面理論に基づき、翼荷重に合わせて揚力面の形状を変形させることにより翼面上のキャビテーションを取り扱うという新しい手法を取り入れた渦格子法による SCP の性能解析法を開発した。計算結果は実験結果と比較してプロペラ力、キャビティ形状などについて良い一致を得られたのでここに報告する。

2. 計 算 法

計算法はプロペラ揚力面理論を基礎とする渦格子法である。揚力面理論では、プロペラ翼およびそれに続く後流を一枚の厚さの無い特異点分布面に置き換えて流れを表現する。この特異点分布面をそれぞれ揚力面および後流渦面と呼ぶ。渦格子法ではこの揚力面および後流渦面を Fig.1 のような格子状に分割し、連続的な特異点の代わりに渦糸および線湧き出を配置する。境界条件に対する適当な評点を選び、その点で境界条件を満足するように渦糸および湧き出しの強さを求めることにより流場を解く。本論文で開発した SCP に対する渦格子法の、通常プロペラに対する渦格子法からの大きな相違点は以下の点である。

① SCP では翼前縁が非常に薄いので、前縁に強い渦が集中する。そのことを考慮し、通常のプロペラのように半径方向の渦糸を分割パネルの 1/4 弦長位置に置かず、各パネルの前縁に置く。

② 翼面上の翼厚を表す湧き出しの他に、キャビティを表す湧き出しを後流渦面上を含めてキャビテーションの起きている領域に配置する。

③ 翼面上で渦糸および湧き出しを配置する揚力面を、翼の平均キャンパ面ではなく、翼とキャビティを合わせて考えたときの平均キャンパ面とする。従って、キャビテーションの発生量により揚力面の形状は変化する。

④ 後流渦はその点に生ずる誘起速度に従って変形を考慮する。特に翼端側の後流渦は TVC (tip vortex cavitation) の形成に強く関与するため、渦面としてのピッチ変化と縮流を考慮する代わりに、渦糸を自由渦として流すことにより渦糸間の干渉による変形を計算する。

ただし、今回の計算では 1 例の計算を除いて後流渦の変形を考慮しない固定伴流 (fixed wake)、具体的には一様流のピッチに従う縮流無しの後流渦面 (classical wake) を使

用している。以下に本計算法について詳しく述べる。

2.1 基本仮定

本計算法では、以下の条件を仮定している。

(a) 非粘性・非圧縮の一様流中で、一定角速度 $\omega = 2\pi n$ でプロペラが回転している。

(b) プロペラ翼背面側にはキャビテーションが発生しており、その一部は翼後縁から放出される後流渦面上にも存在する。

(c) 翼正面側にはキャビテーションは発生していない。

(d) キャビティ前後端の厚みは 0 とし、キャビティを表す湧き出しは各半径位置毎にその総量が 0 であるとする。

(e) キャビティの内圧および表面圧力は蒸気圧に等しい。

(b), (c) により、背面側にキャビテーションが起こった SC 状態プロペラを計算対象としている。SC 状態といっても半径位置によっては部分キャビテーション状態であったり、翼前縁ではキャビテーションが発生せず翼弦中央付近からキャビテーションが発生するような場合もあるが、本計算法はそのような場合も計算の対象としている。ただし、翼正面側に発生するフェイス・キャビテーションは計算できないため、前進率 J の高い領域は誤差が大きくなることが予想される。(d) ではいわゆる閉塞型キャビティモデルを考えている。2 次流れ成分は流入流速に比べて小さいとして各半径位置ごとに独立に湧き出しの総和が 0 であるとしている。(e) では、キャビティ内部の圧力変化や溶解気体の分圧などは無視して、キャビティ内部は一様に蒸気圧であるとする。さらに表面張力も無視して、キャビティ表面の圧力も蒸気圧に等しいとする。

2.2 境界条件

運動学的条件として、以下の 3 つの条件を考える。

(a) 翼面を貫く流れが無い。

(b) 後流渦面の両側での流速の差は接線方向成分のみである。

(c) キャビティ表面の流体粒子はキャビティ表面に沿って流れる。

動力学的条件として、以下の 2 つの条件を考える。

(d) 後流渦面の両側での圧力の差はない。

(e) キャビティ表面の圧力は蒸気圧に等しい。

なお、SCP では通常翼の後縁が厚みを持っており、正面側と背面側の両方から流れが剥離するため、通常の意味での Kutta の条件は成立しない。ただし、定常状態を考えているので翼後縁における剥離域の上面と下面の圧力は等しくなければならず、これは上記の境界条件 (d) に含まれる。

2.3 格子分割

翼揚力面および後流渦面は半径方向および翼弦方向からなる $M \times N$ の格子パネルに分割される。翼揚力面は翼とキ

Fig.1 Vortex lattice on propeller and wake surface

ャビティを合わせた平均キャンパ面とする。

翼揚力面は半径方向には翼根部と翼端部のそれぞれ格子幅の1/4を除き等分割とする。よって、半径方向の分割位置 r_i^t は、

$$r_i^t = r_B + \frac{4i+1}{4M+2}(R-r_B), 0 \leq i \leq M \quad (1)$$

となる。ここに、 r_B はボス半径、 R はプロペラ半径である。

翼弦方向には翼前縁から翼後縁までを等分割する。後流渦面は半径方向には翼面と同様とし、翼弦方向の延長方向には等角度分割とする。ただし、後流渦の変形を考える場合はその限りではない。

分割された格子にはそれぞれ異なる強さの渦糸を配置する。渦はそれぞれ、以下のように呼ぶこととする。

			強さ
翼揚力面上	半径方向	spanwise vortex	Γ^s
	翼弦方向	chordwise vortex	Γ^c
後流渦面上	半径方向	shed vortex	Γ^w
	翼弦方向	trailing vortex	Γ^t

ただし、今回の計算では定常状態を仮定しているので、shed vortex は無く、一連の trailing vortex は強さの等しい1本の渦糸である。また、循環の連続性より、chordwise vortex と trailing vortex の強さは spanwise vortex の強さにより次のように表される。

$$\Gamma_{ij}^c = \begin{cases} \sum_{n=1}^j -\Gamma_{in}^s, & i=0 \\ \sum_{n=1}^j (\Gamma_{in}^s - \Gamma_{i+1,n}^s), & i=1, 2, \dots, M-1 \\ \sum_{n=1}^j \Gamma_{Mn}^s, & i=M \end{cases} \quad (2)$$

$$\Gamma_i^t = \Gamma_{iN}^c, i=0, 1, \dots, M \quad (3)$$

spanwise vortex の間に、各 chordwise vortex の中点を結んで線湧き出しを配置する。これは翼およびキャビティの厚みを表現するためのもので、線形化された運動学的境界条件から、プロペラ翼のベース面に垂直に計った翼およびキャビティの厚さの合計 h より次の式によって求められ

る。

$$Q_{ij} = U_r \Delta r \Delta h \quad (4)$$

ここに、

$$U_r(r) = \sqrt{U_a^2 + (2\pi n r)^2} \quad (5)$$

であり、 Δr は半径方向の格子間隔、 Δh は線湧き出しをはさむ半径方向格子位置における翼とキャビティを合わせた厚みの差である。後流渦面上の湧き出しについても同様に、キャビティの厚みについて上式が成立する。

境界条件の評点としては、運動学的条件に関する評点は湧き出しの midpoint、動力学的条件に関する評点は半径方向の渦糸の midpoint とする。

2.4 誘起速度の計算

速度を計算したい点から見た位置ベクトルが $\mathbf{r}_0$ の点から $\mathbf{r}_1$ の点に向かうベクトル上の、強さ Γ の渦糸による誘起速度ベクトル $\mathbf{v}^v$ は、Biot-Savart の法則により、

$$\mathbf{v}^v = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_0 + \mathbf{r}_1}{r_0 r_1} \frac{\mathbf{e}_0 \times \mathbf{e}_1}{1 + \mathbf{e}_0 \cdot \mathbf{e}_1} \quad (6)$$

ここに、 r_i は $\mathbf{r}_i$ の長さ、 $\mathbf{e}_i$ は $\mathbf{r}_i/r_i$ である。

湧き出しについても同様に、線分上に一様に分布した総湧き出し量が Q である線湧き出しによる誘起速度ベクトル $\mathbf{v}^s$ は、

$$\mathbf{v}^s = -\frac{Q}{4\pi} \frac{1}{r_0 r_1} \frac{\mathbf{e}_0 + \mathbf{e}_1}{1 + \mathbf{e}_0 \cdot \mathbf{e}_1} \quad (7)$$

で計算できる。

流体中の任意の点における流速ベクトルは、次の式により計算できる。

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}^s + \mathbf{V}^c + \mathbf{V}^t + \mathbf{V}^q + \mathbf{V}^b + \mathbf{V}^i \quad (8)$$

ここに、

$\mathbf{V}^s$: spanwise vortex による誘起速度ベクトル

$\mathbf{V}^c$: chordwise vortex による誘起速度ベクトル

$\mathbf{V}^t$: trailing vortex による誘起速度ベクトル

$\mathbf{V}^q$: 後流渦面上の湧き出しによる誘起速度ベクトル

$\mathbf{V}^b$: 翼平均キャンパ面上の湧き出しによる誘起速度ベクトル

$\mathbf{V}^i$: 流入速度ベクトル

である。流入速度ベクトルは計算条件として与えられ、それ以外の誘起速度は(6)式あるいは(7)式で計算される。

$\mathbf{V}^c$ および $\mathbf{V}^t$ は、(2)式および(3)式により Γ^s で表すことができるから、(8)式右辺の初めの3項をまとめて $\mathbf{V}^v$ として、

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}^v(\Gamma^s) + \mathbf{V}^q(Q^c) + \mathbf{V}^b(Q^b) + \mathbf{V}^i \quad (9)$$

と表すことができる。ここに、 Q^c は後流中のキャビティを表す湧き出し、 Q^b は平均キャンパ面上の翼厚およびキャビティを表す湧き出しである。

2.5 未知数および方程式

渦糸の強さの内、spanwise vortex 以外の値は spanwise vortex より計算できるので、未知数としては $M \times N$ 個の Γ^s だけを考えれば良い。

湧き出しの強さについては、キャビテーションの発生していない領域に関しては翼厚から湧き出し量を決定することができるが、キャビテーション領域ではキャビティの厚みが未知であるため湧き出し量は基本的には未知数となる。しかし、計算上は、翼背面に発生しているキャビティの厚みは既知であるとし、後流渦面上の湧き出しの強さのみを未知数として扱うことにする。すなわち、(キャビティも含めて)形状が既知であるプロペラ翼の後ろに BVC (base vented cavitation) が生じている場合を解くのと同一ことになり、未知数の個数は後流渦面中でキャビティの存在するパネル数に等しい。翼面上のキャビティ厚みの決定方法については次節に述べる。

これらの未知数を解くための境界条件として、翼平均キャンパ面上では運動学的境界条件(平均キャンパ面を貫く流れは無い)より、

$$n_{ij} \cdot (V_j^s + V_j^g) = -n_{ij} \cdot (V_j^s + V_j^t) \quad (10)$$

が得られる。ここに、 n_{ij} は (i, j) 番目の分割パネルの法線ベクトルである。左辺は未知数 $\Gamma_{mn}^s (1 \leq m \leq M, 1 \leq n \leq N)$ および Q_{mn}^c (キャビティの存在する後流中のみ) に関する一次式であり、右辺は既知の量である。

後流渦面上のキャビテーション領域では線形化された動力学的境界条件(圧力が蒸気圧に等しい)より

$$V_i^t \cdot (V_j^s + V_j^g) = -V_i^t \cdot V_j^s + \frac{(p_0 - p_v)}{\rho} \quad (11)$$

が得られる。ここに、 p_0 は無限遠方の静圧、 p_v は水の蒸気圧である。やはり左辺は未知数の一次式、右辺は既知の量である。ただし、重力の影響は入っていない。

運動学的境界条件および動力学的境界条件ともに、評点の数がそれぞれ未知数の渦および湧き出しの個数と等しく、方程式を解くことができる。翼面上のキャビテーション領域での動力学的境界条件は次節で扱う。

キャビテーション発生範囲が決まらないうと未知数および方程式の数が決まらないが、これは、同一半径位置の湧き出し量の解を翼前縁より加算して 0 になるところをキャビティの後端とし、0 になるところがなければキャビティを更に長くして、繰り返し計算を行って決定する。この際、キャビティ長さの振動を防止するために、一度キャビティが延びた半径位置では、その直後の回の繰り返し計算に限りキャビティが再び短くなることを禁止している。そのような措置をとらないと、隣合った半径位置のキャビティが交互に延びたり縮んだりを繰り返し、収束しない場合がある。

2.6 揚力面の変形

翼揚力面は、キャビティも含めた平均キャンパ面であるため、キャビティの厚みによりその形状は変化する。非キャビテーション状態に比べて、部分キャビテーション状態ではキャビティの厚みの半分に相当する分のキャンパが増す。SC 状態では翼後縁でもキャンパが持ち上がる結果、一

般にピッチ、キャンパともに減少することとなる。

本計算法では、翼面上のキャビテーション発生状態を決定するために、荷重分布より揚力面を求める方法を採用。すなわち、まず、翼正面の圧力分布は前段階の計算結果から変えずに、翼背面の圧力を蒸気圧としたときの荷重分布より渦の強さを求め、揚力面、すなわちキャビティを含めた翼平均キャンパ面上の運動学的境界条件の評価点において流速を計算する。その流向に合うように揚力面を変形し、その結果、求めた揚力面が翼だけの幾何学的平均キャンパ面(プロペラの幾何形状より既知)より下になっていればその場所にはキャビテーションは起きないと考え、揚力面を幾何学的平均キャンパ面で置き換える。揚力面の方が上に有れば、その差の 2 倍がキャビティの厚さであると考え、さらに今一度非キャビテーション領域と判定された場所の背面側圧力を元に戻して同様の計算を行い、翼面上のキャビティの発生範囲および厚み分布が決定され、(4)式より翼面上の湧き出しの強さ Q^B が決定される。

こうして求めた揚力面形状およびその上の湧き出し分布にたいして、2.5 節の方程式を解き、繰り返し計算により SCP のまわりの流場が解析できる。今回の計算では、計算された K_T の差が 0.001 以下になるまで逐次計算を繰り返した。

2.7 後流渦の変形

後流渦は各半径位置の翼後縁から放出された trailing vortex について、各線分の中点における誘起速度を計算し、その点の流向に渦糸の方向を合わせるにより変形し、逐次計算により最終的な後流渦形状を求める。

この様な手法で渦を変形させると、翼端側などの強い渦の存在するところでは、数本の渦糸同士がお互いの誘起速度によりお互いの周りに捻れるような形で絡み合う現象が生じる。SCP の計算では、このことにより翼端渦近傍での湧き出しの密度が高くなり、TVC が形成されるようになる。渦糸の変形を考慮しない計算では TVC は形成されにくい。

2.8 力の計算

渦および湧き出しの強さが求まると、Bernoulli の定理により翼面上の圧力分布を求めることができる。圧力を動力学的境界条件の評点で計算し、得られた圧力分布を翼正面、背面、ベース面について積分する事によりプロペラの推力、トルクが求まり、プロペラ単独効率 η_0 を計算することができる。

通常の渦格子法では、それぞれの渦、湧き出しに働く流体力を足し合わせるによりプロペラ全体に働く力の圧力成分(ポテンシャル成分)を求める。SCP では流れは翼面あるいはキャビティ表面において剝離しているために抵抗が生じるが、この値はポテンシャル計算では計算できない。従って、上記のように圧力積分により力を求める必要がある。すなわち、ポテンシャル計算では翼後縁あるいはキャ

ビティ後端のいずれかの場所に生ずる淀み点近傍の正圧が、圧力積分では存在せず、その分が抵抗として算出される。

粘性による摩擦力 F は、次式により計算した。

$$F_{ij} = K_F \frac{1}{2} \rho U^2 Re_r^{-1/2} A_{ij} \quad (12)$$

ここに、 $\frac{1}{2} \rho U^2$ は各半径位置の局所的な動圧、 Re_r は翼弦長によるレイノルズ数、 A_{ij} は (i, j) 番目の分割パネルの面積であり、接水しているパネルに関してのみ足し合わせた。比例定数は、用いたプロペラ翼断面シリーズ(正面形状は Johnson の 5 項翼型)の 2 次元非線形 SC 翼型計算において積分型層流境界層計算から得られた粘性抗力成分⁷⁾ から求めたものを平均し、今回の計算では一律に $K_F = 1.3$ とした。

3. 計算結果と実験結果の比較

船研で設計した 2 つの SCP について SC 状態における性能計算を行い、実験結果と比較した。対象としたプロペラは SRIJ-I プロペラと SRIJ-II プロペラである。それぞれの模型プロペラの主要目を Table 1 に、展開図を Fig. 2 および 3 に示す。どちらのプロペラも設計条件は次の通りである⁸⁾。

前進率	$J = 1.1$
キャビテーション数	$\sigma_v = 0.4$
スラスト係数	$K_T = 0.159$

これらのプロペラについてプロペラ前進率 $J = 0.8 \sim 1.3$ においてスラスト係数 K_T 、トルク係数 K_Q 、単独効率 η_o を本計算法により求め、実験結果と比較したものを Fig. 4 および Fig. 5 に示す。SRIJ-I の $J = 1.3$ では計算が収束しなかった。 $J \geq 1.4$ ではどちらのプロペラも実験においてフ

エイス・キャビテーションが生じていたので、計算は行っていない。計算は、格子分割数を $M=10, N=16$ とし、後流渦面は 5 度ごとに 2 回転分の格子を切った。後流渦の変形は入れないときの結果である。実験は船研の大型キャビテーション水槽第一計測部(直径 750 mm)において主動力計(K & R J 26, 容量: スラスト 600 kg, トルク 30 kg-m)を用いて行った。実験でキャビテーションの発生が不安定になる SRIJ-I プロペラの $J \geq 1.2$ を除いては、両プロペラ共にスラスト係数およびトルク係数は計算値が実験値より約 7% 小さいが、定性的な傾向は良く一致し、効率も定量的にも良く合っている。

設計点のキャビティの長さについて計算と実験を比較したものを Fig. 6 および Fig. 7 に示す。後流渦の変形を考

Fig. 2 Blade shape of SRIJ-I SCP

Fig. 3 Blade shape of SRIJ-II SCP

Table 1 Principal Particulars of model propellers

Propeller Name	SRIJ-I	SRIJ-II
MP No.	354	356
Diameter [mm]	200.0	200.0
Pitch Ratio (0.7R)	1.462	1.4695
Exp. Area Ratio	0.894	0.894
Boss Ratio	0.19	0.19
Rake Angle [deg]	10	10
Skew Angle [deg]	0	0
Blade Number	3	3
Blade Section	SRJN	SRJN
Direction of Rotation	Right	Right
Material	SUS303	SUS303

Fig. 4 Comparison of propeller characteristics of SRIJ-I SCP between experiment and calculation

Fig. 5 Comparison of propeller characteristics of SRIJ-II SCP between experiment and calculation

慮しない計算では、翼端側の渦の密度が後流中で変化しないため、実験で見られるような TVC (Tip Vortex Cavitation) が存在しない。より内側の半径位置では計算値は実験値と良くあっている。

0.71R における圧力分布を Fig. 8 に示す。翼背面側はキャビティに覆われているため、圧力分布は一点鎖線で示す $C_p = -\sigma_v$ となるはずである。本計算法ではその条件を平均キャンパ面を変形させる繰り返し計算によって満足させるという手法を用いており、結果としてほぼその条件が満たされていることが分かる。ただし、より細かく見ると、両プロペラ共に背面側の圧力が蒸気圧より若干高めであ

Fig. 6 Cavity extent of SRIJ-I SCP ($J=1.1$, $\sigma=0.4$, fixed wake)

Fig. 7 Cavity extent of SRIJ-II SCP ($J=1.1$, $\sigma=0.4$, fixed wake)

Fig. 8 Pressure distribution on 0.71R section ($J=1.1$, $\sigma=0.4$)

り、その分翼荷重が小さく計算されていることになる。これが、Fig. 4, 5 でスラスト、トルク共に実験値より計算値が小さかった原因と考えられる。SRIJ-II について、翼背面のキャビティに覆われている部分の圧力を蒸気圧として圧力積分を再計算すると、

$$\begin{aligned} K_T &= 0.166 \quad (\text{実験値 } 0.165 \text{ の } +0.6\%) \\ K_Q &= 0.0404 \quad (0.0410 \text{ の } -1.5\%) \\ \eta_o &= 0.719 \quad (0.703 \text{ の } +2.3\%) \end{aligned}$$

となり、スラストおよびトルクが小さ目に計算される傾向は改善される。

また、後流渦の変形を取り入れた計算例を、SRIJ-II プロペラの設計点 ($J=1.1$, $\sigma=0.4$) について 1 例だけ示す。性能計算値は Fig. 5 の中に逆三角印で示してある。トルクに関して両者は良く合っているが、スラストと効率に関して

Fig. 9 Cavity extent of SRIJ-II SCP
($J=1.1$, $\sigma=0.4$, reformed wake)

(a) Experiment

(b) Calculation

Fig. 10 Cavitation observation and calculated cavity shape

は計算値は若干高めてある。キャビティ長さに関する計算と実験の比較を Fig. 9 に示す。Fig. 7 と比較すると、後流渦の変形により翼端側でも計算値は定性的に実験結果と一致し、TVC が形成されていることが分かる。ただし、TVC の長さに関しては、キャビティが一度崩壊した後も翼端渦の中にキャビティが存在し、目視でもどこが終端かを確定することは難しい。発生するキャビティ形状を実験の写真と比較して Fig. 10 に示す。(a) の写真は翼角度位置 340

deg で斜め前方から撮影したもので、(b) の図はほぼ同じ位置から見た計算結果であり、黒い部分がキャビテーションの発生している部分である。ただし、計算結果は 1 翼のみについて図示してある。渦の変形を考慮しているために翼端側および翼根側で渦が互いに集まってより太い渦になり、TVC ができている。その長さも実験と良くあっている様に見える。翼端渦の捻れの周期も計算と実験で良くあっていることが分かる。また、その後続く細い TVC を見ると、渦の位置が計算と実験で良くあっていることが分かる。

後流渦の変形を考慮にいたした計算では、キャビティ後端近傍の強い吸込みの影響により後流渦が大きく変形する。そのため、後流渦形状、揚力面形状、キャビティ長さのそれぞれに関して 3 種類ある繰り返し計算を、全て丁寧に行う必要があり、計算時間が後流渦の変形を考慮しない場合の約 5 倍必要であった。

4. 結 論

SCP の性能を渦格子法により計算するために、キャビテーションが発生した状態での所定の翼荷重が得られるようにキャンパ面を逐次変形することによりキャビティ表面での圧力条件を満たすという手法を提案し、その手法により実際に性能計算を行った。後流渦の変形を考慮にいない計算では、実験結果と比較してスラスト、トルク共に約 7% 小さめであるが、蒸気圧に収束しきっていない背面側の圧力を補正することにより実験値と 2% 以内の誤差で合う結果を得ることができた。

また、後流渦の変形まで考慮に入れた計算では、スラスト、トルクの計算精度は向上し、TVC まで含めてキャビテーションの発生の様子を良い精度で計算することができた。

今後は、後流渦の変形を安定に計算できる手法の開発が必要である。

おわりに、本研究の一部は(社)日本造船研究協会の第 214 研究部会の一部として行われた。同研究部会長の加藤洋治東京大学教授はじめ、関係各位に感謝いたします。また、実験に協力していただいた黒部雄三、鈴木茂、松田登各主任研究官に感謝いたします。

参 考 文 献

- 1) Nishiyama, T.: Lifting-Line Theory of Supercavitating Propellers at Non-zero Cavitation Numbers, ZAMM, Vol. 51, No. 8, (1971), pp. 577-586
- 2) Furuya, O.: Off-Design Performance Prediction Method for Supercavitating Propellers, Proc. of 13th Symp. on Naval Hydrodynamics, Tokyo, (1981), pp. 133-156
- 3) 工藤達郎, 右近良孝: 「第 5 章 高速船用プロペラの理論とその応用」, 次世代船開発のための推進工学シンポジウム, 日本造船学会, (1991. 4), pp. 127-

- 166
- 4) Lee, C.-S.: Prediction of the Transient Cavitation on Marine Propellers by Numerical Lifting-Surface Theory, Proc. of 13th Symp. on Naval Hydrodynamics, Tokyo, (1980), pp. 23-93
 - 5) Ishii, N.: Prediction of Propeller Performance and Cavitation based on the Numerical Modeling of Propeller Vortex System, Proc. of Int. Symp. on Propulsors and Cavitation, Hamburg, (1992.6), pp. 33-41
 - 6) Nakamura, N.: Estimation of Propeller Open-Water Characteristics Based on Quasi-Continuous Method, J. of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 157, (1985)
 - 7) 工藤達郎, 右近良孝: 一次渦パネル法による SC 翼型の性能計算, 西部造船会々報, 第 86 号, (1993.8)
 - 8) 右近良孝, 工藤達郎, 黒部雄三, 星野徹二: スーパー・キャビテーション・プロペラの設計, 造船学会論文集, 174 号 (発表予定)
-