簡便なパネル法による定常プロペラ性能解析

正員 安 東 潤* 学生員 毎 田 進**
正員 中 武 一 明*

A Simple Surface Panel Method to Predict Steady Marine Propeller Performance

by Jun Ando, *Member* Susumu Maita, *Student Member*
Kuniharu Nakatake, *Member*

Summary

We present a simple surface panel method to predict steady marine propeller performance. This method uses source distributions (Hess and Smith type) on the wing surface and discrete vortex distributions arranged on the camber surface according to Lan's quasi-continuous vortex lattice method (QCM). Then these singularities are determined at a time by solving simultaneously both the wing surface and the camber surface conditions that the normal velocity should be zero. Since these singularities satisfy automatically the Kutta condition, we need not use any iterative procedure. We named this method SQCM (Source and QCM).

We show numerical results for four kinds propellers (DTRC 4119, DTRC 4842, Seibunmaru conventional and highly skewed propellers) in this paper. Pressure distributions obtained by the present method are in good agreement with the experimental data and other numerical results. Though the viscous effects are not taken into consideration in the present calculations, the calculated thrust and torque coefficients agree qualitatively with experimental results.

1. 緒 言

プロペラ性能を数値解析によって求めようとする場合に、翼厚の影響、スキューおよびレーキが大きな複雑なプロペラ翼形状やハブの影響を正確に考慮するためにパネル法が広く用いられるようになってきた。さらに、パネル法を用いると翼表面上の圧力分布が精度良く求められることが期待されるため、プロペラ性能への粘性影響を境界層理論を用いて解析する場合や、キャビテーション発生の判定、翼強度の評価などに対して大いに役立つものと思われる。

国内で開発されたプロペラ性能解析のためのパネル法としては、境界要素法の直接法による凌らの方法¹⁾、表面流速分布を未知数とする Koyama et. al. の方法²⁾、速度ポテン

シャル自体を未知数とする Hoshino の方法³⁾、表面渦格子による山崎らの方法⁴⁾などがある。国外では、1992 年に第 20 回 ITTC Propulsor Committee により開催されたパネル法によるプロペラ性能の比較計算に関するワークショップにおいて、世界の 10 の機関からパネル法を用いた計算結果が持ち寄られ、その際の成果は文献 5) にまとめられて広く一般にも公表されている。このワークショップを含め、これまで発表されたパネル法の多くは、翼後縁の上下面の圧力が等しくなるという条件を Kutta の条件として採用しているために、3 次元問題の場合には一般に非線形的な条件となり、計算上の困難が予想される。

さて、著者らは最近、3 次元翼でも Kutta の条件が繰り返して計算無しに満足されて短い計算時間で翼性能が計算できる SQCM (Source and QCM) と名付けた簡便なパネル法を開発した。そして、2 次元および 3 次元翼の性能計算を行って他のパネル法や実験の結果と比較したところ、SQCM は妥当な結果を与えることが分かった⁶⁾。そこで、本研究においては、SQCM を定常プロペラ性能の数値解析へ応用することを試みた。SQCM によりプロペラ翼表面の圧力分布

* 九州大学工学部

** 九州大学大学院工学研究科

や、プロペラ性能などが正しく求められることが実証されるならば、この方法は他の多くのパネル法と比較して大変効率的であるといえよう。計算は先に述べたワークショップで用いられた DTRC 4119 および 4842 プロペラと、運輸省航海訓練所の練習船「青雲丸」の2種類の模型プロペラ(通常型プロペラ CP とハイリースキュードプロペラ HSP)に対して行い、翼表面の圧力分布やプロペラの推力、トルクを計算して、得られた計算結果を実験値と比較して本計算法の有用性を検討する。

2. SQCM を用いた定常プロペラ性能の計算法

この章では、SQCM を用いた定常プロペラ性能の計算法の概要を述べた後、プロペラを表す座標系とプロペラ翼断面の幾何学的表示の方法を文献7)に基づいて示し、最後に本計算法で使用される基礎式について説明する。

2.1 計算法の概要

SQCM は、翼のキャンバー面上に Lan の QCM (Quasi Continuous vortex lattice Method)⁸⁾に従って渦格子とコントロールポイントを分布させ、翼表面には Hess and Smith⁹⁾による吹出しを分布させて、キャンバー面と翼表面上での垂直速度がゼロという条件(1次式)から同時に渦強さと吹出し強さを決める方法であり、3次元翼でも繰り返し計算をせずに Kutta の条件を満足することができる。

SQCM においてはまず翼表面の上下面を同数に分割し、吹出しパネルを構成する。さらに QCM の理論に従い、キャンバー面上に束縛渦を配置する。吹出しおよび渦分布は、翼表面上のパネルの中心点および QCM の理論により定められるキャンバー面上のコントロールポイントにおいて、翼表面およびキャンバー面上の垂直速度がゼロという条件から求められる。Fig. 1 は3次元翼のある断面を取り出し、翼表面の吹出しパネルとキャンバー上の渦、そしてコントロールポイントの位置関係を示したものである。本計算法においては、Fig. 1 に示すようにキャンバー面上の渦の数を翼表面の上下面のパネル数よりも1つだけ多く選ぶ。こうすることにより、翼表面上のコントロールポイントの直上および直下に渦が配置されることがなく、特異性が回避されて安定して計算が行える。

Fig. 1 Arrangement of source panels, bound vortices and control points

QCM の理論に従うと Fig. 1 に示されるように翼断面の最後端 (T.E.) にキャンバー面上のコントロールポイントが配置され、この点上での垂直速度をゼロとおくことにより翼後端を回りこむ流れが無くなり、Kutta の条件が満足される。

また、翼断面の最後端で翼の上下面のパネルは閉じていないが、これは通常の翼型のデータが翼最後端でわずかに厚みを有しているためである。翼型のデータを後端付近で人為的に修正して翼上下面のパネルを閉じることも考えられるが、この場合、吹出しパネルの端部とキャンバー面上の最後端のコントロールポイントが重なり、吹出しパネルによる誘導速度の計算に特異性が現われるため、本計算法においては与えられた翼型データのとおりに翼最後端でわずかにすきまを有したままとする。

なお、SQCM のように翼表面に吹出し、キャンバー面上に渦を置く方法としては、Rubbert et. al.¹⁰⁾の方法があるが、この方法ではキャンバー上に同じ強さの渦を離散的に配置している点が SQCM と異なっている。

本計算法においてはハブ表面もパネル分割して吹出しを分布させ、その影響も考慮する。後流渦は、翼後縁よりキャンバー面に沿って流出させ、半回転後に翼の幾何学的ピッチとなるようにする。縮流および後流渦の時間的変化は考慮しない。なお、ハブボルテックスのモデル化は行わず、ハブについては排除および鏡像効果のみを考慮する。

2.2 プロペラを表す座標系とプロペラ翼断面の幾何学的表示

翼数 K のプロペラが、非粘性・非圧縮性の無限流体の一樣流中で角速度 Ω で回転している場合を考える。 x 軸をプロペラの回転軸に一致させ、 x 軸上の任意の点に原点 0 を取る。そして、 z 軸を鉛直上向きに、 y 軸を直交座標系 $0-xyz$ が右手系になるように選ぶ。このときの座標系を Fig. 2 に示す。一樣流は x 軸の正方向を向き、その速度を V_A とする。プロペラは、プロペラ後方より見て時計回りの方向に回転している。

さらに、計算の便宜上プロペラ固定の円筒座標系 $0-xr\theta$ を導入する。このとき、直交座標系 $0-xyz$ と円筒座標系 $0-xr\theta$ の関係は以下になる。

$$x=x, y=-r \sin \theta, z=r \cos \theta \quad (1)$$

ただし、

$$r=\sqrt{y^2+z^2}, \theta=\tan^{-1}(-y/z)$$

であり、 θ はプロペラ後方より見て反時計回りの方向である。

次に、プロペラ翼断面の幾何学的表示について説明する。Fig. 3 は半径 r の位置におけるプロペラ翼断面を図示したものである。翼断面の基準線上に ξ 軸を翼の前縁から後縁に向かってとり、原点を母線との交点に選ぶ。さらに ξ 軸と直交する η 軸をとると、プロペラ翼面やキャンバー面上

Fig. 2 Coordinate systems of propeller

Fig. 3 Blade section of propeller

の任意の点の直交座標系 $0-xyz$ における表示式は以下のようになる。

$$\begin{aligned} x &= [a(r)\xi - r\eta] / \sqrt{a(r)^2 + r^2} + x_R(r) \\ y &= -r \sin [\theta_0(r, \xi, \eta) + \theta_R] \\ z &= r \cos [\theta_0(r, \xi, \eta) + \theta_R] \end{aligned} \quad (2)$$

ただし、

$$\begin{aligned} \theta_0(r, \xi, \eta) &= [\xi + a(r)\eta/r] / \sqrt{a(r)^2 + r^2} \\ \theta_R &= 2\pi(k-1)/K, \quad k=1, 2, \dots, K \end{aligned}$$

ここで、 $2\pi a(r)$ および $x_R(r)$ はそれぞれ r 断面における基準線のピッチおよびレーキである。また、翼断面のコード長 $c(r)$ を翼断面の前縁および後縁の ξ 座標 $\xi_L(r)$, $\xi_T(r)$ を用いて、

$$c(r) = \xi_T(r) - \xi_L(r) \quad (3)$$

と表す。

2.3 基礎式

2.3.1 プロペラまわりの流れを表す速度ベクトル

プロペラ翼表面 S_B を半径方向に M 個、翼断面のフェイ

ス面およびバック面をそれぞれのコード方向に N_σ 個、合計 $M \times 2N_\sigma$ 個のパネルに分割し、それぞれのパネル内で一定強さの吹出し σ を分布させる。なお、このときのパネル分割は、翼の前縁と後縁およびプロペラのハブとチップ付近が細くなるように、セミサークル法に基づいた cosine 分割とする。また、ハブ表面 S_H のパネル分割も行う。翼およびハブ表面上に分布した吹出しによる速度ベクトル V_σ は、吹出しによる速度ポテンシャル ϕ_σ を用いて以下のように表される。

$$V_\sigma = \nabla \phi_\sigma \quad (4)$$

ただし、

$$\phi_\sigma = \iint_{S_B + S_H} \frac{\sigma(x', y', z')}{\sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z-z')^2}} ds$$

次にキャンバー面を、先に行った吹出しパネルの半径方向の分割位置に合わせて M 分割、コード方向に N_γ 分割し、 $M \times N_\gamma$ 個の馬蹄渦を配置する。 r_μ 断面における束縛渦のコード方向の位置 $\xi_{\mu\nu}$ は、QCM の理論に基づいて以下のような式で与えられる。

$$\xi_{\mu\nu} = \xi_r(r_\mu) + c(r_\mu) \bar{\xi}_\nu \quad (5)$$

ただし、

$$\begin{aligned} \bar{\xi}_\nu &= (1 - \cos \beta_\nu) / 2; \quad \beta_\nu = (2\nu - 1)\pi / (2N_\gamma), \\ \nu &= 1, 2, \dots, N_\gamma \end{aligned}$$

渦分布 γ による速度ベクトル V_γ は以下のように表される。

$$V_\gamma = \frac{\pi}{2N_\gamma} \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \bar{c}(r_\mu) \sum_{\nu=1}^{N_\gamma} \gamma_{\mu\nu} v_{\mu\nu}^* \sin \beta_\nu \quad (6)$$

ただし、

$$v_{\mu\nu}^* = v_{B\nu}^* + \sum_{\nu'=1}^{N_\gamma} (v_{F\nu+1\nu'}^* - v_{F\nu\nu'}^*) + \sum_{\nu'=1}^{N_\gamma} (v_{T\nu+1\nu'}^* - v_{T\nu\nu'}^*)$$

ここで、 $v_{B\nu}^*$ と、 $v_{F\nu}^*$ および $v_{T\nu}^*$ は、それぞれ、1本の束縛渦と、自由渦および後流渦を構成する渦線分による単位渦強さあたりの誘導速度ベクトルである。個々の渦線分による誘導速度ベクトルは Biot-Savart の法則により計算することができ、Fig. 4 に示すような単位強さの渦線分が図中の P 点に誘導する速度ベクトル v_γ は次式のように表される⁹⁾。

$$v_\gamma = \frac{1}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_{12}}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_{12}|^2} \left\{ \frac{\mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_2|} - \frac{\mathbf{r}_1}{|\mathbf{r}_1|} \right\} \cdot \mathbf{r}_{12} \quad (7)$$

最後にプロペラへの相対流入速度ベクトルを V_i と定義すると、全体の速度ベクトル V は

$$V = V_i + V_\sigma + V_\gamma \quad (8)$$

となる。

2.3.2 境界条件

吹出しおよび渦分布の強さを求めるための翼表面上のコントロールポイントの位置は各パネルの中心点とする。また、キャンバー面上のコントロールポイントの半径方向位置 r_i' は、束縛渦の両端を置いた断面の中央とし、 r_i' 断面でのコード長 $\bar{c}(r_i')$ は束縛渦を置いた両断面の平均値とす

Fig. 4 Vortex segment geometry

る。さらに、 r_i' 断面におけるコントロールポイントのコード方向の位置 ξ_{ij} は、QCM の理論に基づいて以下のような式で与えられる。

$$\xi_{ij} = \xi_r(r_i') + \bar{c}(r_i') \bar{\xi}_j \quad (9)$$

ただし、

$$\bar{\xi}_j = (1 - \cos \beta_j) / 2; \quad \beta_j = j\pi / N_r, \quad j = 1, 2, \dots, N_r$$

プロペラ翼表面およびハブの表面での単位法線ベクトルを $\mathbf{n}_B$ および $\mathbf{n}_H$ とし、またキャンパー面 S_c に対する単位法線ベクトルを $\mathbf{n}_c$ とすると、プロペラ翼表面、ハブの表面およびキャンパー面上での境界条件は、

$$\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}_B = 0, \quad \mathbf{V} \cdot \mathbf{n}_H = 0, \quad \mathbf{V} \cdot \mathbf{n}_c = 0 \quad (10)$$

となり、これらを同時に満足するように吹出し分布 σ と渦分布 γ を決める。

2.3.3 プロペラ翼表面の圧力分布および推力、トルク

境界条件より吹出しおよび渦分布が求められると、プロペラ翼表面の圧力分布は、無限遠方での静圧 p_0 と流体の密度 ρ を用い、Bernoulli の定理より次式のように与えられる。

$$p = p_0 + \frac{1}{2} \rho (|V_i|^2 - |V|^2) \quad (11)$$

計算で求めた圧力分布の実験結果との比較のため、圧力分布の無次元化について示しておく。まず、相対流入速度の大きさ $|V_i|$ を用いて無次元化した場合の圧力係数 C_p は、

$$C_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho |V_i|^2} \quad (12)$$

と表され、また毎秒のプロペラ回転数 n とプロペラの直径 D を用いて無次元化した場合の圧力係数 C_{pn} は、

$$C_{pn} = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho n^2 D^2} \quad (13)$$

と表される。

プロペラの推力およびトルクは、プロペラ翼表面の圧力分布を積分して求められる。プロペラ翼表面での単位法線ベクトルの x, y および z 方向成分をそれぞれ、 n_x, n_y および n_z とすれば、推力 T 、トルク Q は以下のような式で表される。

$$T = \iint_{S_B} (p - p_0) n_z ds \quad (14)$$

$$Q = \iint_{S_B} (p - p_0) (n_y z - n_z y) ds$$

ここでは、本計算法のポテンシャル計算としての性質を検討することに重点を置くために、推力およびトルクの計算には粘性成分を含めていない。

最後に、プロペラの前進係数 J 、推力係数 K_T およびトルク係数 K_Q は、次のような式で定義される。

$$J = \frac{V_A}{nD}, \quad K_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, \quad K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (15)$$

3. 数値解析例

3.1 計算条件

Table. 1 に計算対象とした4種類の模型プロペラの主要目を示す。計算においては、プロペラ翼のフェイスおよびバック面をコード方向にそれぞれ30分割、半径方向に20分割する。また、束縛渦は半径方向には吹出しパネルの分割に対応させて20分割し、コード方向には31個分布する。ハブの形状は、プロペラ翼の付け根の部分に円筒を、その前後に長軸（進行方向）と短軸（半径方向）の比が2:1の回転楕円体を半分ずつ付加して表す。ハブの進行方向の分割は、プロペラ翼付け根の部分の円筒をプロペラ翼のコード方向の分割に合せて30分割、円筒部の前後の回転楕円体を10分割ずつとし、周方向には翼と翼の間を6分割する。後流渦は12°刻みに分割し、5回転まで考慮する。プロペラ翼表面の吹出しパネル、束縛渦およびハブ表面の吹出しパネルの個数の合計は、 $(30 \times 2) \times 20 + 31 \times 20 + (10 + 30 + 10) \times 6 = 2120$ 個となる。4種類のプロペラのパネル分割を Fig. 5 に示す。

プロペラ翼断面の前縁付近の形状や、スキューやレーキの影響を正しく表すためにはプロペラ翼のコード方向および半径方向に十分な分割数が必要となるが、今回は計算機の性能や計算時間等を考慮して、先に述べたような分割数

Table 1 Principal particulars of model propellers

NAME OF PROPELLER	DTRC4119	DTRC4842	CP	HSP
DIAMETER (mm)	305	371.7	400	400
NUMBER OF BLADE	3	5	5	5
PITCH RATIO AT 0.7R	1.084	1.488	0.95	0.944
EXPANDED AREA RATIO			0.65	0.70
HUB RATIO	0.20	0.323	0.1972	0.1972
SKEW ANGLE (DEG.)	0.0	34.44	10.5	45.0
RAKE ANGLE (DEG.)	0.0		6.0	-3.0
BLADE SECTION	NACA66	NACA66	MAU	MODIFIED SRI-B

Fig. 5 Panel arrangements for model propellers

Fig. 6 Effect of the number of panels on thrust coefficient (DTRC 4119, $J=0.833$)

を採用した。ここで、分割数の違いが計算結果に及ぼす影響を DTRC 4119 プロペラの推力係数を例にとり検討してみる。Fig. 6 に半径方向の分割数 M を 20 と固定して、翼のコード方向の分割数 N_σ を変化させた場合と、翼のコード方向の分割数を 30 と固定し、半径方向の分割数を変化させた場合の DTRC 4119 プロペラの推力係数の変化を示す。なお、この計算はハブ無し状態で、前進係数 $J=0.833$ の状態で行った。Fig. 6 より、半径方向の分割数 M を固定してコード方向の分割数を増やすと推力係数は増加し、コード方向の分割数 N_σ を固定して半径方向の分割数を増やすと推力係数は減少しており、それぞれの場合の収束値には差があることが分かる。そして 2 つの収束値のほぼ中間に今回の計算で採用した $M=20$, $N_\sigma=30$ の場合の値が位置している。

3.2 DTRC 4119 および 4842 プロペラ

Fig. 7 に前進係数 $J=0.833$ における DTRC 4119 プロペラの、0.3, 0.7 および 0.9 R 断面でのプロペラ翼表面圧力分布の計算値 (ハブ有りおよびハブ無し) を、文献 5) より読

み取った実験値と比較して示す。まず、計算によって求められた翼表面のフェイスおよびバック面の圧力は翼後端で等しくなり、Kutta の条件を満足していることが分かる。ハブを考慮した計算値と実験値との間には量的な差が見られるが、各断面における圧力分布の形状や、半径方向における圧力の変化の様子などについては計算値と実験値の定性的傾向は一致しているように思われる。また、計算によって求められた圧力分布に及ぼすハブの影響は、ルートに近い 0.3 R の断面で顕著であることが分かる。この計算の過程で得られたハブ無しの場合の 0.3, 0.7 および 0.9 R 断面における吹出しおよび渦分布を Fig. 8, 9 にそれぞれ示す。2 次元および 3 次元翼が一樣流中にあるときの翼後縁での渦強さはゼロとなり、翼後縁から前縁に向かうに従い渦が強くなる⁹⁾が、この作動状態におけるプロペラ翼の渦分布は後縁ではゼロとならず、前縁付近で急に渦の強さが減少するような形状となっている。

Fig. 7 Comparison of chordwise pressure distributions (DTRC 4119, $J=0.833$)

Fig.8 Source distributions on blade surface (DTRC 4119, $J=0.833$)

Fig.9 Vortex distributions on camber surface (DTRC 4119, $J=0.833$)

Fig. 10 に前進係数 $J=0.905$ における DTRC 4842 プロペラの 0.4, 0.7 および 0.9R 断面でのプロペラ翼表面圧力分布の計算値を、ハブ有りおよびハブ無しの場合について比較して示す。DTRC 4119 プロペラと同様、ルートに近い 0.4R の断面で、フェイスおよびバック面の圧力分布が大きく変化している。

Fig. 11, 12 に DTRC 4119 および 4842 プロペラの推力、トルク係数の計算値を実験結果⁹⁾と比較して示す。計算によって求められた推力係数は、実験値とよく一致しているが、トルク係数については実験値より小さくなっている。

Fig. 10 Comparison of chordwise pressure distributions (DTRC 4842, $J=0.905$)

この原因としては、計算には粘性の影響を考慮していないことが考えられる。また、ハブの影響については、前進係数が大ききところでは、ハブを考慮した方が推力およびトルク係数は小さくなっており、Chattopadhyay et.al.¹¹⁾, Liu-Ikehata¹²⁾ の VLM を用いた計算結果と同様な結果が得られた。しかし、前進係数が 0.5 付近ではハブを考慮した方が推力およびトルク係数は大きくなっている。

ハブが推力、トルクに及ぼす影響を詳細に検討するために、例えばプロペラの各半径位置での循環を調べることが考えられるが、SQCM の場合、渦および吹出しの両方で流れを表す方法であるため、渦分布のみを取り出すことは適当でないように思われる。そこで各半径位置の断面ごとに推力を求め、その半径方向の分布を調べてみることにする。ハブを考慮した場合および考慮しない場合の各断面ごとの推力をそれぞれ ΔT_1 , ΔT_0 とする。そして DTRC 4119 および 4842 プロペラにおいて、それぞれ 3 通りの前進係数に対

Fig. 11 Comparison of thrust and torque coefficients (DTRC 4119)

Fig. 12 Comparison of thrust and torque coefficients (DTRC 4842)

して各断面における差 ($\Delta T_1 - \Delta T_0$) を求め、これをハブを考慮しない場合のプロペラ推力 T_0 で割った値を計算し Fig. 13 に示す。前進係数が大きいほど各断面におけるハブの影響による推力の減少率は大きくなることから分かる。これは前進係数が大きいとプロペラ翼断面への軸方向流入速度成分が円周方向流入速度成分よりも相対的に大きくなるため局所的な迎角が小さくなり、ハブの存在による排除効果が顕著に現れたものと思われる。また、ハブの影響による推力の減少率はルート付近よりも $0.6 \sim 0.7R$ 付近で大きくなり、ルート付近ではハブの影響により推力は増加している。ルート付近のハブの影響による推力の増加率は、前

Fig. 13 Rates of difference between calculated radial thrust distribution with hub and that without hub

進係数が小さいほど大きくなっているが、これはプロペラ翼断面への軸方向流入速度成分が円周方向流入速度成分よりも相対的に小さくなるため、ハブの存在による排除効果よりも鏡像効果の方が卓越し、推力が増加したものと推測される。

3.3 青雲丸 CP および HSP プロペラ

Fig. 14, 15 に青雲丸 CP および HSP プロペラの $0.7R$ 断面における圧力分布の計算値を、右近らの実験値¹³⁾ および Hoshino のパネル法による計算値⁹⁾ と比較して示す。両計算値はハブの影響を含んでいる。CP および HSP の両方において、本計算法による計算値は実験値および Hoshino のパネル法による計算値とよく一致していることが分かる。ただし、翼後端部付近における圧力分布は、本計算法の方が完全流体中でのそれに近いように思われる。

Fig. 16, 17 に青雲丸 CP および HSP プロペラの推力、トルク係数の計算値を実験値¹⁴⁾ と比較して示す。粘性の影響を考慮していないことを考えると、計算値は実験値の傾向をよく表していると言える。計算においては、前進係数が大きいところで、ハブの影響による推力およびトルクの減少が現われている。

4. 結 言

簡便なパネル法である SQCM を用いて定常プロペラ性能の数値解析を行ったところ、翼表面の圧力分布やプロペラの推力、トルクは、実験値や他のパネル法と比較して妥当な結果を与えることが分かった。また、ハブを考慮した場合としない場合の計算値を比較したところ、プロペラの

Fig. 14 Comparison of chordwise pressure distributions (Seibunmaru CP)

Fig. 15 Comparison of chordwise pressure distributions (Seibunmaru HSP)

前進係数が大きいところでは、ハブの影響により推力とトルクは減少するが、前進係数が小さいところでは逆に、推力とトルクは増加するという結果が得られた。

なお、本計算に用いた計算機は HP 715/100 で、計算時間は 5 翼ハブ有りの場合が約 13 分、ハブ無しの場合が約 8 分であった。

本研究の遂行にあたり、運輸省船舶技術研究所の右近良孝博士、(株)西日本流体技研の玉島正裕博士には、本研究で使用了プロペラのデータに関し、また日立造船(株)技術研究所の村上光功博士には QCM のプログラムに関して貴重なご助言を頂きました。心から厚くお礼申し上げます。また本研究の一部は、文部省科学研究費(試験研究)による補助を受けたことを記し、関係各位に感謝の意を表しま

Fig. 16 Comparison of thrust and torque coefficients (Seibunmaru CP)

Fig. 17 Comparison of thrust and torque coefficients (Seibunmaru HSP)

す。

参考文献

- 1) 凌志浩, 佐々木康夫, 高橋通雄: 境界要素法の直接法によるプロペラまわりの三次元流れ解析 (第 1 報: 均一流中の計算), 日本造船学会論文集, 第 157 号, (1985), p. 82-94
- 2) Koyama, K., Kakugawa, A. and Okamoto, M.: Experimental Investigation of Flow Around a Marine Propeller and Application of Panel Method to the Propeller Theory, 16th Symposium

- on Naval Hydrodynamics, Berkeley (1986)
- 3) Hoshino, T.: Hydrodynamic Analysis of Propellers in Steady Flow Using a Surface Panel Method, Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 165, (1989), pp. 55-70
 - 4) 山崎寿, 池畑光尚: 表面渦格子法を用いたプロペラ定常特性解析, 日本造船学会論文集, 第 172 号, (1992), p. 203-212
 - 5) Koyama, K.: Comparative Calculations of Propellers by Surface Panel Method-Workshop Organized by 20th ITTC Propulsor Committee-, Papers of Ship Research Institute, Supplement No. 15, (Sep. 1993)
 - 6) 中武一明, 安東 潤, 片岡克己, 吉武 朗: 簡便な一厚翼計算法, 西部造船会会報, 第 88 号, (1994), pp. 13-21
 - 7) 村上光功, 黒井昌明, 安東 潤, 中武一明: QCM 法による定常プロペラ性能の実用的計算法, 西部造船会会報, 第 82 号, (1991), pp. 1-15
 - 8) Lan, C. E.: A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory, Journal of Aircraft, Vol. 11, No. 9, (1974), pp. 518-527
 - 9) Hess, J. L. and Smith, A. M. O.: Calculation of Nonlifting Potential Flow about Arbitrary Three Dimensional Bodies, Journal of Ship Research, Vol. 8, No. 2, (1964), pp. 22-44
 - 10) Rubbert, P. E., Saaris, G. R., Scholey, M. B., Standen, N. M. and Wallace, R. E.: A General Method for Determining the Aerodynamic Characteristics of Fan-in-Wing Configurations. Vol. 1 Theory and Application, USAAVLABS Technical Report 67-61 A, (1967)
 - 11) Chattopadhyay, S., Kato, H. and Yamaguchi, H.: A Study on Performance and Cavitation of Propellers for High Speed Crafts Including Effect of Boss (1st Report: Analysis in Uniform Flow), Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 158, (1985), pp. 81-92
 - 12) Liu, Y.-H. and Ikehata, M.: Investigation into Hub Effect of Marine Propeller by Surface Vortex Lattice Method, Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 177, (1995), pp. 59-66
 - 13) 右近良孝, 黒部雄三, 工藤達郎: 通常型及びハイリースキュードプロペラの翼面圧力計測について—キャビテーションが発生しない場合—, 日本造船学会論文集, 第 165 号, (1989), pp. 83-94
 - 14) 日本造船研究協会第 183 研究部会: 船尾振動・騒音の軽減を目的としたプロペラ及び船尾形状の研究, 資料 No. 358, (1983)
-