

strength of the radial shed vortex.

(2) The resultant velocity  $V_{ij}^k$  is the sum of all the inflow and induced velocity components except singularities. The tangential velocity component due to source distribution is included in the resultant velocity.

(3) Discussers' opinion may be correct. The onset flow component, however, is not included in

pressure calculation because the time derivative of the onset flow potential  $\frac{\partial \phi}{\partial t}$  is zero.

(4) As mentioned above, the onset flow potential doesn't affect to the pressure calculation.

Finally, the author would like to express his sincere gratitude to all the discussers for their efforts sharing valuable time and discussing the paper.

## 7 キャビテーション性能の優れたプロペラの開発

【討論】 凌 志 浩 君 本手法をハイリースキューードプロペラに適用した場合、同様なキャビテーション性能の改良を期待できるでしょうか。

【回答】 原理的には、本手法をそのまま用いることが出来ると思いますが。但し、2次元翼型とプロペラ翼断面形状のつなぎの役割を果たしている揚力面理論の計算精度が問題になると思われま

【討論】 田 宮 真 君 (1) 本文3.1に MP010の翼後縁(背面?)に乱流剝離または急激な境界層の発達を推測されるとありますが、剝離がおこると背面後端での圧力上昇が妨げられ、それだけ揚力、推力が増すことにはなりませんか。

(2) 同じく3.1に翼正面側で同じプロペラの負の圧力勾配が大きいためとあるのは、正の圧力勾配ではありませんか。またこのため境界層の発達が大きくキャンバが見掛上減少したと見ることが出来るという理由と、迎角はどう変化すると見られるかを示して下さい。

(3) このプロペラは特定の伴流を考慮して設計されています。船の喫水、トリムが変わったり、外板粗度が増大したとき、ここにえられた優れた性能がどこまで維持できるでしょうか。

【回答】 (1) 翼背面後縁部で境界層が剝離しますと、そこから翼後縁にかけて境界層の排除効果が大きくなり、見掛け上迎角が小さくなった場合と同じ様な圧力分布に変わります。すなわち、剝離点より上流側で翼背面の圧力が高くなって揚力が減少し、推力も減少する訳です。

(2) 境界層の発達を促進するような望ましくない圧力分布という意味で「負の圧力勾配」という言葉を用いたのですが、確かに圧力勾配そのものは正ですから、この言葉は適切でなかったと反省しております。adverse pressure gradient の訳として、「逆圧力勾配」という言葉が適当だと思います。

また、Fig. 4 によりますと75%コード位置付近まで「逆圧力勾配」が続いておりますので、その部分での境界層の発達が特に大きいと考えられます。従って、その部分の境界層の排除効果を考えますと、キャンバが見掛

け上減少したことになります。正面側の境界層の発達は迎角の見掛け上の増加を生む訳ですが、上記の理由により、それよりもキャンバの減少効果の方が大きいのではないかと考えている訳です。

(3) 実際の作動点が設計点をはずれますと、キャビテーション性能は当然悪くなると思いますが、MAU型プロペラとの差は保たれるであろうと思っております。但し、フェースキャビテーションの発生を極力抑えるという意味では、「設計2次元翼」の設計迎角を本プロペラのものより小さくして、フェースキャビテーションに対する余裕を大きくしておくことが必要と思

【討論】 小 山 鴻 一 君 (1) 翼断面形状を変更することによりキャビテーション性能を改良し、Highly Skewed Propeller 採用の場合と同程度に、船尾変動圧力の減少を実現したことは興味深く思います。

(2) 望ましい圧力分布を定めるにあたり、Fig. 1の実線タイプと一点鎖線タイプの使い分けについてお考えをお聞かせ下さい。

(3) 伴流中試験において新プロペラにフェースキャビテーションが発生したとありますが、理論で予測できない問題点についてお考えをお聞かせ下さい。

【回答】 (1) SR183 において青雲丸のプロペラを Highly Skewed Propeller に換装いたしました。本プロペラによる変動圧力は Highly Skewed Propeller のものとほぼ同程度です。但し、高次成分においては Highly Skewed Propeller の方が小さくなっております。また、本プロペラと Highly Skewed Propeller による変動圧減少は別の原因によるものですから、本プロペラのスキューを大きくしてさらに大きな効果を狙うことも可能だと思われま

(2) 本文中でも述べております様に、伴流分布の変化が大きく、しかもキャビテーション数が小さくてキャビティ体積の大きな変動が避けられない場合には、Fig. 1の一点鎖線の様な圧力分布が有効と思われま

2つの圧力分布を使い分けるとするのが理想的な姿だと思っております。

(3) Fig. 4, 6 で示しましたように、本プロペラのフェース面の圧力は  $J=J_{max}$  においても蒸気圧より低く (図では  $-\sigma_n/J_{mean}^2$  より上に) なっておりません。しかるに、実験においては翼前縁部にフェースキャビテーションが発生しましたので、実際にはその所で圧力が蒸気圧以下になっていると考えられます。すなわち、翼前縁部の圧力の計算精度が問題であると思えます。

【討論】 泉田 泰弘 君 (1) 翼端側では、翼厚が薄く伴流分布変動が大きいため、二重の意味で翼断面の設計が難しく、その設計迎角、圧力分布の選定には充分な注意が必要と思われまます。著者らの採用された圧力分布 (Fig. 1 中実線) は、同図中一点鎖線のものと比較すると、どうしてもフェースキャビテーションに対する余裕が小さくなるため、余程伴流分布変動が小さくない限り不利と考えられますが、この点についてご意見をお聞かせ下さい。

(2) フェースキャビテーションによるエロージョンに関して、ペイントテスト結果から直ちに危険性が無いと結論付けるのは、実船を考えた場合にどうかと思われまます。この点について何か検討結果がありましたら (例えば参考文献 13)) お教え下さい。

【回答】 (1) 小山氏への回答 (2) をご参照下さい。

なお、新プロペラに発生したフェースキャビテーションは「設計2次元翼」の設計迎角を今のものより小さくすることにより避けることができます。その場合でも本プロペラの圧力分布特性は保たれますので、発生するキャビティの量はやはり MAU 型のものより小さくなると思えます。

(2) エロージョンに関しては、ペイントテスト以外行っておりません。但し、新プロペラに発生したフェースキャビテーションは、従来型プロペラのものの様な白く濁ったキャビテーションではありませんで、バック面に見られるのと同じような透明なキャビテーションです。これは、Fig. 4, 6 に示しました様に、新プロペラのフェース面の圧力分布が翼後縁に向かってなだらかに上昇してゆく形をしているためと考えられます。このような特殊な圧力分布を持ったプロペラに発生するフェースキャビテーションが本当に有害なものかどうかということは、今後の研究課題であると思えます。

【討論】 笹島 孝夫 君 (1) MP010, MP012 の設計は、翼輪郭、翼厚を変えずに、翼型及びキャンバーを変更していますが、この場合のプロペラ翼の強度条件は MP218 に合わせてあります。

(2) 例えば MP012 の場合、Fig. 9 をみると原形プロペラ (MP218) に比較してオーバーピッチであり

回転数が約 6.5% 不足しています。この傾向は、計算値でもあるところをみると回転数のマッチングはしていないと考えられますがどうでしょうか。

(3) 青雲丸のプロペラ作動点は、 $K_T, \sigma_n$  とともに最近の肥大船、コンテナ船に比較してかなり高いところにあります。従って、MP010, MP012 で更にキャビテーション数が低い場合でのキャビテーション挙動が興味あります。もし、そのような例があれば御教示願います。

【回答】 (1) 翼後縁の厚みを MAU 型プロペラのものと同じになる様に、最大厚さ位置から翼後縁にかけての厚み分布を修正しておりますが、強度チェックは行っておりません。

(2) 回転数のマッチングはしておりません。これは、設計法開発段階での試行錯誤の過程がそのまま残ってしまったためです。MAU 型プロペラと新プロペラの相当2次元翼の無揚力角の差だけ MAU 型プロペラのピッチにたし合わせるという方法で新プロペラのピッチ分布を決定したのですが、結果的にはオーバーピッチとなってしまいました。半径方向の荷重分布に関しては星野氏への回答 (1) を御参照下さい。

(3) キャビテーションがより激しい場合という意味では、 $K_T$  を大きくした実験を行っており、本文中のものと同程度の改善効果を得ておりますが、 $\sigma_n$  を小さくした実験は行っておりません。

【討論】 星野 徹二 君 (1) 半径方向の荷重分布に関してどのような設計方針をとられましたか。

(2) Fig. 9 から判断すると、設計目標としたプロペラ特性が比較対象としたプロペラ MP218 のものと異なるようですが何故でしょうか。

(3) 一般に、フェースキャビテーションはエロージョン発生の原因となると考えられ、フェースキャビテーションが発生するプロペラは実船に採用されない傾向にあります。新プロペラで発生したフェースキャビテーションを防止するような翼型開発を望みます。

【回答】 (1) MP010 においては、MP218 と同じ荷重分布を狙って笹島氏への回答 (2) の方法でピッチ分布を決定いたしました。結果的にはオーバーピッチになってしまいましたが、同じ前進係数における計算では、MP218 の荷重分布とほぼ相似になっております。また、MP012 は MP010 よりも tip unloaded にしております。

(2) 笹島氏への回答 (2) をご参照下さい。

(3) 泉田氏への回答 (1), (2) をご参照下さい。

【討論】 千葉 規胤 君 単独特性の異なる3ケのプロペラを比較するとき、本論文では  $\sigma_n/J^2 (= \sigma_v)$  すなわち前進速度をベースとするキャビテーション数を一定としてあります。しかし、プロペラ翼断面への相対流速に

対しては周速成分が大きく寄与するので、周速をベースとするキャビテーション数  $\sigma_n$  を一定として比較する方が良いと考えますが著者の御意見をおきかせ下さい。もし、本プロペラで  $\sigma_n$  一定の比較がありましたら御教示下さい。

【回答】 単独性能が異なるプロペラ間で、プロペラの流体力学的性能のみを単純に比較したい場合、同じ船速、つまりは同じ前進速度とスラストで比較する方が良いと考えて、この様に致しました。この様な条件を設けたとき、当然回転数が違ってきますので、前進速度で無次元化したキャビテーション数を同じにすべきと考えます。また、 $\sigma_n$  を一定とした実験は行っておりません。

【討論】 伊藤政光君 (1) 平均プロペラ前進常数  $J_{mean}$  での各半径位置での設計有効迎角はどの様な考え方で設定されましたか。

(2) MP010, 012 の半径方向荷重分布は MP218 と同一ですか。

(3) 背面側後縁付近の圧力回復についてお尋ねします。Fig. 4 に示された設計二次元翼の圧力回復は二次元境界層計算で剝離を生じない限界を狙ったものと思われませんが、MP010 の実験結果を反映させて設計した MP012 の圧力回復はどの様に設定されたのですか。三次元剝離を考慮した場合、MP012 の圧力回復が限界に近い

ものと判断してよろしいでしょうか。

(4) 本報では中程度の面積比のプロペラを対象としておられますが、最近増加している小面積比プロペラに対しても、キャビテーション発生を抑えるという同じ設計思想で新しいプロペラが設計できるでしょうか。

【回答】 フューズキャビテーションを起こさない範囲内においてなるべくキャビテーションの量を小さくするという基準で設定いたしました。具体的には、キャビテーションバケットの中に伴流中での作動点をなるべく多く入れるという方法を採用しました。

(2) 星野氏への回答(1)をご参照下さい。

(3) MP012 は、単に半径方向の連続性を保ちつつ最大キャンバ位置を翼前縁側に移動するという方針で設計いたしました。3次元境界層計算やシリーズ的な実験などは行っておりませんので、このプロペラの圧力回復が限界に近いものであるかどうかは分かりません。

(4) 可能と思います。この点につきましては、中崎氏他の研究<sup>a)</sup>(本講演会の講演番号 1-11 の御講演)が参考になると思います。

a) 中崎正敏他：新しい設計手法を用いた3翼小翼面積比プロペラに関する研究、関西造船協会誌(1986年春掲載予定)

## 8 A Study on Performance and Cavitation of Propellers for High Speed Crafts Including Effect of Boss (1st Report)

【討論】 小山鴻一君 (1) 本計算モデルにおける、翼の付け根付近で後方に流される自由渦の形状をお教え下さい。

(2) Fig. 15 にボスありとボスなしの翼面圧力分布における比較が示されていますが、このときのコード方向の積分値及び  $K_T$ ,  $K_Q$  の値の比較をお示し下さい。

(3) ボス存在の影響を考えると、一般に、ボスによる軸方向加速流による翼迎角減少のための揚力の低下と同時に、ボスによる鏡像効果のための揚力の増加も考えられると思います。又、実験によるとボス後端からプロペラ回転軸に沿って自由渦が流出します。従って、ボスの周りには循環があると考えた方が自然で、そのためには、ボス存在をソース分布のみにて表わすことでは不十分かと思われませんが、いかがお考えでしょうか。

【回答】 (1) 本モデルでは、ボス側の trailing vortex をボス表面に沿わせ、ボス後端で roll-up しております。従って、ボス後端から流出するハブボルテックスは考慮されております。

(2) Fig. 15 のボスありとボスなしの翼面圧力分布

のコード方向の積分はおこなっておりません。翼上の line vortex と source にかかる力の計算から求めた  $K_T$ ,  $K_Q$  の値における比較は Table A に示します。

Table A Effect of boss on  $K_T$ ,  $K_Q$  and  $\eta_0$

Effect of boss	$K_T$	$K_Q$	$\eta_0$
not considered	0.191	0.043	0.53
considered	0.183	0.042	0.52

(3) 本計算は、ボスを source ring で表わしておりますので、ボス内部から渦は放出されません。しかしながら、この点は、ボス表面もしくは内部に horse-shoe vortex を分布させたとしても、ボス後端で vortex が閉じますので、同じことになると思います。但し、ボスのみが回転している場合でも粘性によりボス後端から渦が発生しますので、そのような渦を別に考えると、より計算が実際に近くなると思います。

【討論】 星野徹二君 (1) ボスによる鏡像効果を考慮すれば、ボス表面にも翼面上の渦に対応する渦が分