

元性の強い流れとはどのように説明されるか。

【回答】(1) (9)式の離散化の方法は御指摘の通りです。(26)式を解くことによって、各要素内で一定な ϕ が求まる。つぎに、各節点の ϕ_i は、節点 i を頂点に持つすべての要素の ϕ に関する相加平均として求める。 $\partial\phi/\partial x$, $\partial\phi/\partial y$ の計算には(21)式と(22)式を使って、すなわち、要素内の ϕ を三角形要素の頂点における ϕ_i に関する一次式で内括して、計算を行う。

(2) 図示していないが、 $MR=6$ について同様の計算を行ったところ、結果はFig.3と同じであった。また、計算では、要素内の ϕ に対して0次要素を用いているため、後縁における ϕ_+ , ϕ_- は(26)式より直接求めることができない、そのため、後縁に接する要素上の C_p は、後縁に隣接する要素の C_p を使って、外挿で求める必要がある。Fig.3において後縁コード比0.9~T.E.で計算点が無いのは外挿を行っていないためである。

(3) 計算モデルの翼端部の形状はFig.4, Fig.5に示すように実際のプロペラの翼端形状とかなり異なっている。そのため、計算結果はFig.6~Fig.9に示すようになったと考えられる。したがって、翼端部の値を精度よく得るためには、計算モデルの翼端形状を実際のプロペラに近づけ、かつ要素分割を細かくすればよいと思われる。また、プロペラ軸に垂直な投影面上で、ある点における相対速度とその点を通るプロペラ軸心を中心とする同心円に対する接線のなす角が大きいとき、本論文では3次元性の強い流れという表現を使っている。

【討論】 笹島孝夫, 星野徹二 君 (1) 後流渦面のピッチ角が(2)式で現わされていますが、このとき、プロペラ形状および作動条件によっては後流渦面が翼の後縁からSmoothに流出せず角がつき、Kuttaの条件が正しく満たされ得ないのではないのでしょうか。

(2) また、CPとHSPとで a の値を変えています

が、理論の統一性の意味ではおかしいと思います。

(3) Fig.3で3次元翼の圧力分布がSmoothでなく、ぎくしゃくしているのはおかしいと思うのですが……。

(4) 著者らのとっているプロペラ翼の立体格子状モデルでは翼端を点としているため、翼端近傍で翼幅が急激に変化する様子が正しく表現されておらず、その影響で、プロペラ翼端近傍での圧力分布が変わっているのではないのでしょうか。

(5) 著者らは、三角形のメッシュを採用しているが、プロペラの場合は、4角形メッシュの方が流れとの対応で良いのではないかと思います。どうでしょうか。

【回答】(1) 本論文で使用したKuttaの条件は後縁でFace面とBack面の圧力が等しいという条件です。非粘性の3次元厚翼ポテンシャル理論では、後縁における流速は一般にゼロではない。したがって、境界条件1から、翼厚が存在するかぎり、後縁における流れの向きはFace面とBack面で同じでない。そのため、後縁からSmoothに流れが流出することは、翼厚が存在する場合、本計算モデルでは基本的に不可能です。なお、後縁におけるCamber面にそって後流渦面を分布させることも可能ですが、そのとき、 K_T , K_Q の計算結果は従来の揚力面の結果と比べて、約10%の違いを生じる。

(2) 本論文では、後流渦面の位置を(1)式のように仮定しております。その中の常数 a は粘性を考慮の上、実験値との対応で決定すべき値と考えます。

(3) 御指摘の通りFig.3で計算点の間を直線的に結んだとき、線はSmoothでない。しかし、これらの計算点を内挿する曲線に対しては、要素分割の増加にしたがって、計算点はこの曲線に収束しています。

(4) 御指摘の通りです。小山氏への回答(3)をご覧ください。

(5) 伊藤氏への回答(4)をご覧ください。

8 Estimation of Propeller Open-Water Characteristics Based on Quasi-Continuous Method

【討論】 小山 鴻一 君 本論文と同様にLanの方法とHoughの方法をプロペラ揚力面のDoublet Lattice法に適用して理論を展開し、数値計算を行った例²⁾があります。その結果では翼端近傍の解の精度は良くありませんでした。翼端近傍の解の精度はスパン方向積分法に強く左右されると思います。本論文のように、strip内でスパン方向に渦の強さが一定で、また、翼端からstrip幅の1/4内側でカットされた方法で計算された結果が、Fig.2のように、円形翼端近傍でも高い精度が得られるのはどういう理由によるものでしょうか。Fig.2の $\eta=0.98$ の計算におけるloading pointとcontrol point

の数はいくつですか。また、 $\eta=0.98$ は外から何番目の点ですか。

- 1) 花岡達郎：プロペラの基礎理論-Ⅲ(discrete loading functionによるプロペラ揚力面の二つの解法), 船研報告14巻6号(1977)
- 2) Koyama, K.: On Application of the Lifting Surface Theory to Marine Propellers, 13th ONR, Tokyo (1980)

【回答】(1) 小山博士の用いられているDoublet Lattice法はDiscrete Loading Methodでありchord方向の荷重分布はdiscreteなline doubletで置きかえ

られています。今回の方法では、本文中に述べておりますように chord 方向の荷重分布は連続分布として取り扱っています。また span 方向の Vortex Strip の分布は本論文の Fig. 1 に示しますように Semi-Circle Method により配置したもので、御討論にありました翼端から strip 幅の 1/4 内側でカットするという Hough の方法とは異なります。本方法では span 方向に Vortex Strip の幅が異なっており、この点も span 方向の strip 幅を一定にされた小山博士の方法とは異なります。また小山博士の方法では doublet の軸を半径方向にとられていますが、本方法では本論文の Fig. 5 に示しますように

翼輪郭に沿う方向に渦の軸をとっており、この点も異なります。

以上述べましたように今回の Quasi-Continuous Method と小山博士の Doublet Lattice Method は、いろいろな点で異なっており、これらのちがいが計算精度の差としてあらわれているものと思われます。

(2) loading point と control point の数はすべての span 方向位置でそれぞれ 5 です。

(3) $\eta=0.98$ は 21 の strip の外から 2 番目の点です。

9 スラット付翼のキャビテーション抑制効果に対する境界層特性の影響

【討論】田宮 真君 (1) ここではスラット後流の乱れが主翼先端近傍に乱流せんいを強制したと推定されています。スラットは層流剝離をおこしていると推定されますが、 R_e 数が増大して、スラットが乱流剝離をおこすとうなるのでしょうか。

(2) 本研究の主題は序論に記されたとおりであることはわかりますが、これは実験室段階でのキャビテーションの諸相を正しく理解するためなのか、もっと広く実用面をも狙っているのか、御考えがあれば伺いたいものです。

(3) Fig. 18 で翼弦方向の分布の極大が、翼前端になく、いつも $X/C=0.01$ にあるのはなぜですか。

【回答】(1) 乱流剝離については特に検討していませんが、スラットの境界層が乱流剝離している場合でも、スラットの伴流中に十分な攪乱があれば、主翼境界層は乱流遷移するのではないかと考えています。

(2) 本研究では現象の解明を主題としています。実用化ということになれば幾つかの問題があり、実用化の適否を含めて今後の課題であると考えています。

(3) スラット後流が主翼境界層に合流して遷移による圧力変動が極大になるか、またはスラット後流が主翼に最も接近するのが、 $X/C=0.01$ 付近であるためではないかと考えています。

【討論】大場利三郎、庵原昭夫 君 (1) 圧力分布に対する上下壁影響が大きいと考えられます。圧力分布の算出に際し、該影響を考慮したか。

(2) かなり低アスペクト比で実験しているが、両側の境界層の影響はないのでしょうか。

(3) $-0.02 < Y_{SLAT} < -0.10$ で前縁から $0 \sim 1\% C$ で乱流遷移するとのことですが、その根拠を伺いたい。

(4) やや moderate なキャビテーションとされている“シート・キャビテーション”の抑制と、“抗力の減少”と果してどちらが好ましいと考えたらよいのでしょうか。

うか。

【回答】(1) 本文中で特に言及していませんが、圧力分布の理論計算においては鏡像法により上下壁の影響を考慮しております。

(2) 側壁の影響より、スラットを固定しているステータの影響が大きいと思われますが、キャビテーション観察によると、翼の幅方向中央部では二次元性が保たれているものと考えます。

(3) 御質問の主旨は、遷移点を $0 \sim 1\% C$ と推定した根拠をただされているものと受け取りました。Fig. 18 で圧力変動のピークが $X/C=0.01$ にあること、およびスラットと主翼の幾何的な位置関係よりスラット伴流が主翼境界層に合流するのが $X/C=0 \sim 0.01$ 付近であると考えられることより、乱流遷移点も $0 \sim 1\% C$ 付近と考えました。

(4) 実用面では、場合それぞれの要求があると思われます。本研究の主題は、現象の解明にあります。

【討論】千葉規胤 君 序論の中で「剝離泡内の循環流中に捕えられた気泡核は成長に必要な時間を与えられて、そこで成長し、可視的なシートキャビテーションとなる。」と記述されており、この考え方に従うと、キャビティの前縁は剝離点またはその若干後流に来るように見られます。一方 Fig. 7, 12 のキャビティ前縁は Fig. 3, 5, 12 の剝離点より $5 \sim 10\%$ chord だけ上流になっております。この相違について著者のお考えを御教示下さい。

【回答】御指摘の通り、キャビティの前縁は剝離点またはその若干後流になります。しかし、キャビテーションが発生すると翼まわりの圧力分布が変わるために、剝離点位置はキャビテーションが発生していない場合に比べて上流に来ます^{A)B)}。したがって、キャビティ前縁は、キャビテーションが発生していない場合の剝離点位置より上流になります。