The Society of Naval Architects of Japan

(昭和50年11月日本造船学会秋季講演会において講演)

粘性の影響を考慮したプロペラ特性の計算法

正員 岡 村 尚 昭*

A Practical Method for Calculating the Propeller Characteristics in Consideration of Viscous Effects

by Naoaki Okamura, *Member*

Summary

This paper is concerned with the development of a method for calculating the hydrodynamic characteristics of marine propellers in a viscous fluid.

Firstly, the characteristics in a non-viscous fluid are calculated by applying the propeller lifting surface theory and at each propeller section, a so-called corresponding two-dimensional wing which has the same hydrodynamic property and geometrical thickness distribution as the corresponding propeller section, is derived from the calculated circulation distribution. Then circulations corrected by the effects of viscosity and drag coefficients of propeller sections are obtained by using calculated boundary layer properties of the corresponding two-dimensional wings. Finally, the propeller characteristics in a viscous fluid can be obtained from these circulations and drag coefficients.

Calculated results of propeller performances are compared with open-water test results and agreement between calculation and experiment is good. Also scale effects of propeller performance are examined by this method.

1 緒 言

本報告は，粘性流体中のプロペラの特性の実用的計算法として，プロペラ揚力面理論と2次元境界層理論とを組合わせた1つの方法を示したものである。

今までに公表されているプロペラ理論は，本質的にポテンシャル論であるため，実用にあたってはこれに粘性効果を考慮する方法が色々とられている。それらは結局，翼に働く力として揚力の他に粘性力である抗力を加えること，および粘性のため揚力が減少する効果を2次元的な揚力係数勾配の減少率の形でポテンシャル論に導入することなどに要約できる。そしてこれらの粘性修正値を実験資料や経験式等から求めていた。そのため適用範囲に制限があり，またその修正結果は必ずしも満足のゆくものでなかったが，他に適当な方法もないため今までこれが多く用いられてきている。そこで本報告では今までの方法を発展させて，理論計算のみにより粘性効果を含めたプロペラ特性を求める1つの方法を試みてみた。その概要は次のようである。

まず，揚力面理論を用い粘性のないときのプロペラ特性を求めておき，各翼素とその流力特性の同じいわゆる相当直進2次元翼[1] を計算する。次に，この2次元翼を介して翼面上の境界層を計算し，その境界層の排除厚分布を用いて粘性のため実質的に変形した翼形状を求めて粘性流体中のプロペラの特性を計算するものである。

2 プロペラ揚力面理論とその数値解法の概要

プロペラ特性のポテンシャル計算にここでは菅井の舶用プロペラ特性計算法[1,2] を主として応用しているが，その計算法の基本になっているプロペラ揚力面理論とその数値解法の概要を次にごく簡単に述べる。

揚力面理論はプロペラ翼を薄翼と仮定し，その薄翼を渦層で置き換えた流体モデルを用い，翼面上の境界条件と KUTTA の流出条件とによりその渦の強さを決定するものである。軽荷重プロペラを対象にし，翼の厚みの

* 石川島播磨重工業(株)技術研究所船舶性能部

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

効果を考慮した時の翼面S上の渦分布γを決定する基礎方程式は結局次のような形になる。

$$\frac{1}{4\pi}\int_S \gamma(P')K(P,P')dS = W_n^{(\sigma)}(P)+W_n(P) \tag{1}$$

ここでKは核関数，$W_n^{(\sigma)}$は翼厚分布から直接計算[3]される翼厚による誘導速度の吹下し成分，W_nは流入速度Wの吹下し成分である。

(1) を解くにあたり，渦面を翼の運動軌跡面に移し，しかもそれが誘導速度によって変位するのを，近似的に誘導速度の半径方向の平均値分だけであると仮定する定ピッチ非線型理論[4]を導入している。核関数Kは$P\to P'$のとき発散する特異核であり，その特異性は$P=P'$で2位の極と対数特異性を示す。前者の処理にはHADAMARDの意味の発散積分の有限部をとる手法[4]を，後者にはMANGLAR & SPENCEの処理法[1]を用いている。

(1) を数値的に解くには予めγの関数形を設定しておく必要があるが，ここでは翼弦方向にBIRNBAUM級数を，半径方向には楕円分布を用いている。

さて (1) を実際に解くには，翼面を有限な面要素に分割し，各要素面上でγが一定として積分方程式を有限和に置き換える。すると連続量γは要素面の数Iだけの離散的な$\gamma_i(i=1,2,\cdots\cdots,I)$に置き換えられ，したがって翼面上の全域で境界条件を満たすことができず，高々I個の点で満たされるに過ぎなくなる。このため分割法に工夫が必要となるが，ここではγの誤差が最小自乗の意味で最も小さくなるような分割法である最適標点法[1]が用いられている。

3 ポテンシャル論に対する粘性修正法

3.1 概　　論

前章で述べたプロペラ揚力面理論は流体を非粘性と仮定したポテンシャル論ではあったが，プロペラは主として翼の揚力体としての働きを利用したものであるから，その流力特性の主体はポテンシャル論に基づくものと考えられる。しかしポテンシャル論で求めたプロペラの特性は，実験値との間にまだかなりの開きがあり[1]，したがって計算精度を上げるためにはまず粘性の効果を考慮に入れた理論を導くことが必要であろう。ところで，それを本格的に行うには3次元境界層の導入など非常に困難な問題が多い。そこで，今までは菅井の方法等[1,5]にみられるように実験資料等を用いて簡単にポテンシャル論に粘性の修正を施すような方法が主としてとられてきている。

本報告では，今までの粘性修正法を発展させ，プロペラ揚力面理論と2次元境界層理論とを組合わせた新しい理論的方法を試みた。そこでは揚力面理論に相当直進2次元翼の手法[1]を加えて2次元的に翼面上の境界層を計算し，境界層の排除厚分布を用いて粘性修正された翼形状を求め，この修正プロペラを用いて粘性を考慮したプロペラ特性を計算する2通りの方法が試みられた。

3.2 相当直進2次元翼

揚力面理論は，プロペラの翼を薄翼と仮定しているため，そのままでは翼面上の流速分布など厚みの影響を大きく受ける特性が計算できない。これをプロペラの3次元効果も加味し，2次元の場で近似的に求めようとするのが，相当直進2次元翼の手法である。以下にその内容を説明する。

揚力面に関する積分方程式 (1) を解き，まず翼面上の渦分布γを求める。そしてプロペラの各半径の翼断面で流れがほぼ2次元的であると仮定する。するとプロペラのある翼素を，その流力特性すなわちγの翼弦方向分布と，幾何学的翼厚分布とが同じある仮想的な直進2次元翼，いわゆる相当直進2次元翼に置き換えて考えることができる。

さて，直進翼が渦分布$\gamma^{(C)}$で表わされたとき，その誘導速度の吹上げ分布$w_n^{(C)}$は渦理論より導かれる。この吹上げの一般流入速度$W^{(C)}$に対する比$w_n^{(C)}/W^{(C)}$を翼弦方向に積分して得られる曲線は翼の平均矢高曲線に対応するもので，その曲線の前後縁を結ぶ直線と一般流とのなす角がその直進翼の入射角$\alpha^{(C)}$を示している。ところで渦分布$\gamma^{(C)}$の関数形をプロペラと同様にBIRNBAUM級数を用いて次のように表わす。

$$\gamma^{(C)}(\varphi)=A_1\cot\frac{\varphi}{2}+\sum_{n=2}^{M}A_n\sin(n-1)\varphi \tag{2}$$

ここで変数φは，前縁を原点にした直交座標$s-n$で前縁から後縁に向うs座標を次のように変数変換したもの

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

であり，Cは翼弦長である。

$$s=\frac{C}{2}(1-\cos\varphi) \tag{3}$$

すると $s-n$ 座標を用いて，平均矢高曲線のキャンバー分布 $n_c^{(C)}(\varphi)$ と入射角 $\alpha^{(C)}$ が解析的に計算できて次式のようになる。

$$\frac{n_C^{(C)}(\varphi)}{C}=-\frac{1}{4W^{(C)}}\left[-\frac{A_2}{4}+\sum_{n=4,2}^{M}\frac{A_n}{n(n-2)}\right.$$
$$\left.+\left\{-\frac{A_3}{6}+\sum_{n=5,2}^{M}\frac{A_n}{n(n-2)}\right\}\cos\varphi+\sum_{n=2}^{M}\frac{A_n-A_{n+2}}{2n}\cos n\varphi\right] \tag{4}$$

$$\alpha^{(C)}=\tan^{-1}\left[\frac{1}{2W^{(C)}}\left\{A_1+\sum_{n=3,2}^{M}\frac{A_n}{n(n-2)}\right\}\right] \tag{5}$$

ここで $\sum_{n=m,2}^{M}$ は $n=m, m+2, \cdots\cdots, m+2i, \cdots\cdots, M$ (又は $M-1$) についての和を示す。

さて，この $\gamma^{(C)}(\varphi)$ としてプロペラ揚力面を解いて得られる翼面上のある半径 r_i での翼弦方向渦分布 $\gamma(r_i,\varphi)$ を用いると，相当直進2次元翼の入射角とキャンバー分布が与えられる。これに対応する翼素の翼厚 $n_t(r_i,\varphi)$ を直進翼の翼厚分布 $n_t^{(C)}(\varphi)$ として加えて相当直進2次元翼が完備する。

3.3 プロペラ揚力面理論への粘性修正法

揚力面理論への粘性修正として下記に示す2つの方法が試みられた。それらはいずれも，揚力面を解いて相当直進2次元翼を計算し，その翼面上の流速分布を守屋の方法[6]で求めておくことが第1段階である。以後は次に示すように各方法により異なっている。

［A］ 方法—1

翼型の周りに粘性のため境界層ができると，その翼型は断面が境界層の厚みだけ実質的に変化したような影響を一般に受ける。この効果を説明するために，翼型にその境界層の排除厚 $\delta_k^*(k=1,2$：翼上，下面を示す添字) を加えてできるある翼型を想定し，この仮想翼型のポテンシャル流体中での特性が，実際の翼型の粘性流体中での特性と同じになると仮定する。この仮想翼型を以後，相当ポテンシャル2次元翼と呼ぶことにする。すると，相当直進2次元翼 $A^{(C)}$ の境界層を，2次元境界層理論により求めておけば，この相当ポテンシャル2次元翼の概念を用いて，粘性修正された $A^{(C)}$ の翼形状が求まる。

したがって，$A^{(C)}$ の翼面の座標を $n_k^{(C)}(\varphi)$ とすると，$A^{(C)}$ を粘性修正した相当ポテンシャル2次元翼 $A^{(P)}$ の翼面座標 $n_k^{(P)}(\varphi)$ は，排除厚分布 $\delta_k^*(\varphi)$ を用いて次のように定義される (Fig. 1 参照)。

$$n_k^{(P)}(\varphi)\equiv n_k^{(C)}(\varphi)-(-1)^k\delta_k^*(\varphi)=n_C^{(C)}(\varphi)-(-1)^k n_t^{(C)}(\varphi)-(-1)^k\delta_k^*(\varphi) \quad \text{for } k=1,2 \tag{6}$$

ところで，$A^{(C)}$ のキャンバー分布 $n_C^{(C)}(\varphi)$ と入射角 $\alpha^{(C)}$ とは，その渦分布 $\gamma^{(C)}(\varphi)$ から導かれていた。したがって，$A^{(C)}$ が粘性のため実質的に変化してできた $A^{(P)}$ のキャンバー分布 $n_C^{(P)}(\varphi)$ と入射角 $\alpha^{(P)}$ とから，逆に $A^{(P)}$ の渦分布 $\gamma^{(P)}(\varphi)$ を計算すれば，これは粘性を考慮した実際の渦分布であるとみなすことができる。$n_k^{(P)}(\varphi)$ より $A^{(P)}$ のキャンバー分布 $n_C^{(P)}(\varphi)$ と入射角 $\alpha^{(P)}$ を計算し (Fig. 1 参照)，そのキャンバー分布を次式のようにフーリエ展開する。

$$n_C^{(P)}(\varphi)/C=a_0+\sum_{n=1}^{M}\frac{a_n}{n}\cos n\varphi \tag{7}$$

すると，今までと逆に $A^{(P)}$ の渦分布 $\gamma^{(P)}(\varphi)$ すなわち

$$\gamma^{(P)}(\varphi)=A_1^*\cot\frac{\varphi}{2}+\sum_{n=2}^{M}A_n^*\sin(n-1)\varphi \tag{8}$$

が計算できて係数 $\{A_n^*\}$ は次式のようになる。

$$\left.\begin{aligned}A_1^*&=4W^{(C)}\left\{\sum_{n=1,2}^{M}a_n-\frac{\alpha^{(P)}}{2}\right\}\\ A_n^*&=-8W^{(C)}\sum_{m=n,2}^{M}a_m \quad \text{for } n=2\sim M\end{aligned}\right\} \tag{9}$$

この $\gamma^{(P)}(\varphi)$ が，対応するプロペラのある半径 r_i での翼弦方向渦分布 $\gamma^*(r_i,\varphi)$ であり，$A^{(C)}$ の抗力係数をそこでのプロペラ翼素の抗力係数 $C_D(r_i)$ と仮定し，この γ^* と C_D とを各半径について求めておき，これらを用いて再度プロペラの特性を計算するのが第1の方法である。

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

［B］ 方法—2

相当直進2次元翼 $A^{(C)}$ の翼面上流速 $q_k(k=1,2)$ を求めるまでは方法—1 と同じである。次にこの $A^{(C)}$ に対するプロペラ翼素面上の流速が，$A^{(C)}$ の対応する点の流速 q_k に等しいと仮定する。この翼素断面よりなる2次元翼 $A^{(0)}$ の境界層を流速分布 $q_k(\varphi)$ を用いて計算し，排除厚分布 $\delta_k{}^*(\varphi)$ と抗力係数 C_D を求める。ここで方法—1 と同様に相当ポテンシャル2次元翼の考え方を導入すると，粘性のため翼型が実質的に変形して，$A^{(0)}$ の翼面が次式のように n_k から $n_k{}^*$ に変化したと考えられる。

$$n_k{}^*(\varphi)=n_k(\varphi)-(-1)^k\delta_k{}^*(\varphi) \quad \text{for } k=1,2 \tag{10}$$

これをプロペラの各翼素について計算すると，境界層を加味して修正されたプロペラの翼形状が与えられ，この修正プロペラについて再度揚力面を解けば粘性を加味したプロペラの渦分布が得られる。これに翼素の抗力係数 C_D を加えてプロペラの特性を計算するのが第2の方法である。

4 境界層の計算法

プロペラ翼の境界層を計算するのに，ここでは相当直進2次元翼など2次元の場で近似的に計算する方法を用いているが，その2次元境界層の計算法は次のようである。

境界層外縁の流速分布としては境界層のない時の流速分布を仮定し，それを守屋の方法[6]によって計算した。層流境界層の計算には THWAITES の方法[7]を用いた。遷移点の判定には MICHEL の実験式[8]を利用し，遷移に先立って層流剥離が起ると予測される場合は，その剥離点を遷移点とみなし[9]，このように定義した遷移点より直ちに乱流が始まると仮定している。乱流境界層の計算には TRUCKENBRODT の方法[10]に HEAD の Entrainment 理論[11]による補助方程式を加えて用いている。乱流剥離が予測された時は，境界層計算をその剥離点の手前で打ち切り，それより後流側はそれまでの傾向で外挿することにより求めて乱流剥離を近似処理した。今回の方法では第1近似境界層で計算の収束は十分のようである。

抗力係数の計算には SQUIRE & YOUNG の方法[12]を用いている。

Fig. 2 にはこの方法で計算した運動量厚 θ と排除厚 δ^* を実験[13]と比べてあり，Fig. 3 には抗力係数 C_D の計算と実験[14]の比較を示した。計算と実験との一致はよく，尺度影響による C_D の変化もよく計算されている。

5 計　算　例

今回の方法により計算したプロペラ性能等を，菅井の方法[1]による計算結果および実験結果と比較して Fig. 4 以下に示した。今回の計算では境界層の厚み成分の影響は小さいとして無視してあり，計算はプロペラの最適作動状態の近くのみを行った。各図に用いた記号の説明は次のとおりである。

K_T：スラスト係数 $(=T/(\rho n^2D^4))$，　K_Q：トルク係数 $(=Q/(\rho n^2D^5))$，　η_0：プロペラ単独効率 $(=JK_T/(2\pi K_Q))$，J：プロペラ前進常数 $(=V/(nD))$，$R_{0.7}$：プロペラレイノルズ数 $(=C_{0.7}\sqrt{V^2+(0.7\pi nD)^2}/\nu)$
C_D：翼素の抗力係数，　G：翼素の無次元全循環係数 $(=\Gamma/(\pi DV))$，　T：スラスト，Q：トルク，ρ：流体密度，　n：プロペラ回転数，　D：プロペラ直径，　r_0：プロペラ半径，　V：プロペラ前進速度，　$C_{0.7}$：$r/r_0=0.7$ の翼素の弦長，　ν：流体の動粘性係数，　Γ：翼素の全循環，W：翼素に対する平均流入速度

5.1 各計算法についての比較

Fig. 4 (a) は MAU 型5翼プロペラの最適作動状態の近くの前進常数について計算した性能を実験値と比較したものである。これによれば方法—1 による結果が実験との一致が最も良く，この傾向は他の多くのプロペラについての計算例でも見られる。次に各方法について検討する。

方法—1：Fig. 4 (a) 以下の各図に見られるようにこの方法による計算値は，実験値との差が K_T, K_Q とも大体4～5% 以内に，η_0 で 1～2% 以内に収まっており，いずれも計算の方が大きめになる傾向がある。K_T が実験値と一致するように揚力を一律に増してみると，K_Q も殆ど実験値と変らなくなる傾向がある。したがって揚力と抗力成分よりなるプロペラの力で，計算が実験と合わないのは，揚力の計算値が実際より幾分大きめになっていることに原因があると考えられる。これは揚力面理論およびその数値解法，粘性修正法等における種々の仮定や近似に帰因するものと思われるが，その解明は今後の課題である。Fig. 7 は翼の循環と結びつく相当直進2次元翼 $A^{(C)}$ の平均矢高曲線を，プロペラの対応する翼素 $A^{(0)}$ のキャンバー分布と比較したものである。$A^{(C)}$ のキャンバー分布はその平均矢高曲線の前後縁を結ぶ基線からの変位となるが，これは実際のプロペラのキャンバ

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

ーと比べかなり異なっていることが判る。同図には $A^{(C)}$ に粘性の効果を加えて得られた相当ポテンシャル2次元翼 $A^{(P)}$ の平均矢高曲線も示されている。平均矢高曲線の後縁での値が入射角に対応するが，図を見ると $A^{(C)}$ と $A^{(P)}$ とのその差，すなわち粘性による入射角の減少が 10% 前後あることが判る。図でははっきりしないが，キャンバー成分の粘性に基づく変化は一般に元のキャンバーを減らすように修正されており，計算によると揚力の粘性に基づく減少量の約半々がキャンバーと入射角の減少によるものであった。

次に抗力の計算の妥当性であるが，前にも述べたように計算された K_T が実験値と一致するように揚力を修正すれば K_Q もほぼ実験値と等しくなること，および LERBS の Equivalent Profile Method[16] を用い実験値から逆算したプロペラのある代表的な翼素 ($r/r_0=0.7$) の抗力係数 C_D が，Fig. 6 に示すように方法—1 による計算値に近いことなどからほぼ妥当なものと判断される。

方法—2：この方法による計算結果は，Fig. 4 (a) に見られるように実験と比較して全般的に K_T, K_Q ともかなり大きくなるが，η_0 はよく一致する傾向がある。K_T と K_Q が大きく計算された原因は次のように考えられる。抗力成分は Fig. 6 の翼素の抗力係数の計算結果に見られるように，方法—1 によるものとほぼ同じであるため問題は少ないが，揚力成分は Fig. 5 の翼素循環係数の分布図に示されるように，方法—2 によるものがかなり大きくなっており，主原因はここにあると考えられる。これは境界層で変形したプロペラについて再度揚力面を解くという循環の粘性修正法では十分でないのかという問題になるが，方法としてはこれは正攻法と考えられ更に検討が必要である。

菅井の方法：計算と実験と比較すると，全般的に K_T はよく一致するが，K_Q は計算した方がかなり小さくなる傾向があり，これは抗力成分が小さいためで (Fig. 6 参照)，抗力係数の推定法に問題があるようである。

5.2 プロペラ主要目の変化

Fig. 4 の (a) から (d) には翼数，翼型を変化させたプロペラ性能の計算結果を実験と比較した。この計算には今回計算精度の良かった方法—1 を用いた。計算点はプロペラの最適作動状態の近傍の数点である。

計算によると，ここに示した以外の展開面積比，ピッチ比等の要目を変化させたプロペラも含めて，全般的に K_T, K_Q とも実験よりいずれも約 4～5% 大きめに，η_0 は実験との差が 1～2% 以内に収まっている。しかも K_T, K_Q ともほぼ一定して計算が実験より 4% ばかり大きくなる定常的傾向があり，このことは設計的には一定の修正係数を導入すれば今回の方法でかなり精度よくプロペラの性能を推定できることを示している。

5.3 尺度影響について

尺度影響を調べるために MAU 型5翼プロペラについて模型および実船状態のプロペラ性能の計算結果を，模型状態の実験値と比較して Fig. 4 (e) に示した。実船は載荷重量5万トン級のバルクキャリアを対象としており，模型および実船状態のプロペラのレイノルズ数 $R_{0.7}$ は各々 3×10^5 および 3×10^7 である。

図を見ると，模型と実船状態とで K_Q は余り変らないが，K_T は実船の方が 6% ばかり大きく，このため η_0 が実船で K_T の大きい分だけ大きく計算されている。これを揚力成分と抗力成分について調べてみると，Fig. 5 に示すように翼の循環はレイノルズ数の増大に伴って大きくなり，抗力係数は Fig. 6 に見られるように実船状態になると大きく減少している。したがって，模型から実船状態へとレイノルズ数が増加するに伴い揚力成分の増大によって K_T, K_Q とも増えたが，抗力成分が減少したため抗力成分の大きい K_Q だけは揚力成分の増大と打ち消し合って結果的に殆ど変化しなかったものである。

ところで，抗力の尺度影響による変化は前に示した Fig. 3 に見られるように今回の方法でかなり良く計算されているし，文献14, 17)などの実験資料によると 10^5 から 10^7 程度のレイノルズ数の変化により2次元翼の抗力係数が，今回の計算 (Fig. 6 参照) でみられる程度の変化を示している。したがって，プロペラ翼素抗力の尺度影響による変化は今回の方法でかなり良く計算できるものと考えられる。

次に揚力成分すなわち循環の尺度影響であるが，Fig. 7 に示すように粘性修正後の循環に結びつく相当ポテンシャル2次元翼の平均矢高曲線が，$R_{0.7}=3\times10^7$ の実船状態では粘性修正前の相当直進2次元翼と殆ど変っていない。このために循環の粘性修正量が小さくなり，揚力成分が実船状態では模型状態に比較して大きくなってきている。この原因をさぐるために翼素の境界層を調べてみると，Fig. 8 に示すような模型と実船状態の排除厚分布に大きな相違が見られる。模型状態で既に遷移点が前縁近くに来ている負圧面側では実船状態になっても遷移点は殆ど変化せず，一方正圧面側では模型状態で後縁近辺にあった遷移点が実船状態になるとかなり前縁の方に移動している。このため模型状態では翼の上，下面の排除厚 δ_1^*, δ_2^* の間にかなり差があったが，実船状態ではこ

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

れが小さくなり，このため平均矢高曲線および入射角の粘性修正量が，実船状態で少くなり，したがって循環がポテンシャル計算によるものと余り変らなくなってきたものである。

ところで，従来の定説[18]ではレイノルズ数が増加しても翼の揚力は殆ど変化せず抗力が減少するだけであると言われており，揚力に関しては今回の方法の揚力増加が無視できないという結果と異なった説明をしている。しかし，文献17）の2次元翼の実験資料によれば，揚力の尺度影響を示す揚力係数勾配が，Table 1 に示すようにレイノルズ数の増加につれてかなり増えていることが示されている。また Oossanen も最近の論文[5]で揚力に尺度影響のあることを示唆している。

今のところ，実船状態でのプロペラ性能の実測例がないため計算結果を的確に評価する十分な資料がない。したがって，模型実験等によりできるだけレイノルズ数を高くした状態の実測値が望まれる。

6 ま と め

プロペラ揚力面理論と2次元境界層理論とを組合わせて，理論計算により粘性流体中のプロペラ特性を求める，本報告の内容をまとめると次のようである。

（a） 揚力面理論は薄翼理論であるため，そのままでは翼面上の流速，境界層など翼厚の影響の大きい特性は求まらないが，これを2次元的に相当直進2次元翼という概念を導入して計算することができる。

（b） 相当直進2次元翼とは，プロペラ翼素をその流力特性が等しい直進2次元翼に置き換えたものであり，この翼型の粘性流体中での特性を用いてプロペラ特性に粘性の効果を導入することができる。

（c） 相当直進2次元翼の境界層を計算し，それを用いて対応する翼素の抗力係数と粘性の効果を考慮した循環分布を求める計算法（方法—1），およびプロペラ翼面上の境界層を2次元的に計算し，境界層のため実質的に変形したプロペラ翼形状と翼素の抗力係数を求め，その変形プロペラについて再び揚力面を解いて粘性修正された循環分布を計算する方法（方法—2）とが得られた。

（d） 計算結果を見ると方法—1によるものが実験との一致が良く，K_T, K_Q とも実験値との差が約 4～5% 程度に，効率 η_0 で約 1～2% 以内の誤差に収まっている。

（e） 今回の方法で模型と実船状態のプロペラ性能を計算した結果，レイノルズ数の増加によって K_T が少し増え K_Q は殆ど変化しなかった。これは翼の揚力および抗力の双方に尺度影響があるためであったが，従来，揚力の尺度影響は無視できる程度であると言われており，この点有用な実験資料を得て更に検討が必要である。

最後に，本報告の完成まで終始ご指導をいただいた九州大学山崎隆介教授に深く感謝いたします。また石川島播磨重工業(株)技術研究所の神中竜雄部長をはじめ西山茂樹主任研究員，石田駿一研究員のご指導とご協力を得たことを感謝いたします。

参 考 文 献

1) 菅井和夫：舶用プロペラ特性解析法に関する研究，日本造船学会論文集，第128号（1970）.
2) 船舶技術研究所：舶用プロペラ特性の計算プログラム—講習会テキスト，船舶技術研究所（1973）.
3) Kerwin, J. E. & Leopold, R.: A Design Theory for Subcavitating Propellers, SNAME (1968).
4) 花岡達郎：プロペラの基礎理論（特に MUNK の定理と揚力線理論について），船研報告，第5巻，第6号（1968）.
5) von Oossanen, P.: Calculation of Performance and Cavitation Characteristics of Propellers including Effects of Non-uniform Flow and Viscosity, NSMB, Pub. No. 457.
6) 守屋富次郎：空気力学序論，培風館（1959）.
7) Twaites, B.: Approximate Calculation of Laminar Boundary Layer, Aero. Quart., Vol. 1 (1970).
8) Cebeci, T., Mosinskis, G. J. & Smith, A. M. O.: Calculation of Viscous Drag in Incompressible Flows, Jounal of Aircraft, Vol. 9, No. 10 (1972).
9) 河崎俊夫・石田洋治：低マッハ数における翼型の翼型抗力の計算，航空宇宙技術研究所，TR-198 (1970).
10) Truckenbrodt, E.: A method of Quadrature for Calculation of the Laminar and Turbulent Boundary Layer in case of Plane and Rotationally Symmetric Flows, NACA, Tech. Memo. 1379.
11) Head, M. R.: Entrainment in the Turbulent Boundary Layer, R&M, No. 3152 (1958).
12) Squire, H. B. & Young, A. D.: The calculation of the Profile Drag of Airfoils, ARC, R&M, No. 1838 (1938).

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

13) Brebner, G. G. & Bagley, J. A.: Pressure and Boundary Layer Measurements on a Two-dimensional Wing at Low Speed, R&M, No. 2886 (1952).
14) Abbot, I. H. & von Donehoff, A. E.: Theory of Wing Sections, Dover Publications, Inc. (1958).
15) 矢崎敦生：AU 型プロペラ設計法に関する研究，運輸技術研究所報告，第11巻，第7号 (1961).
16) Lerbs, H. W.: On the Effects of Scale and Roughness on Free Running Propellers, Journal of ASNE, Vol. 63, No. 1 (1951).
17) Riegels, F. W.: Aerofoil Sections, Butterworths, London (1961).
18) 例えば，Yokoo, K. & Kitagawa, H.: Some Scale Effect Experiments on propeller, 9th ITTC Proceedings (1960).

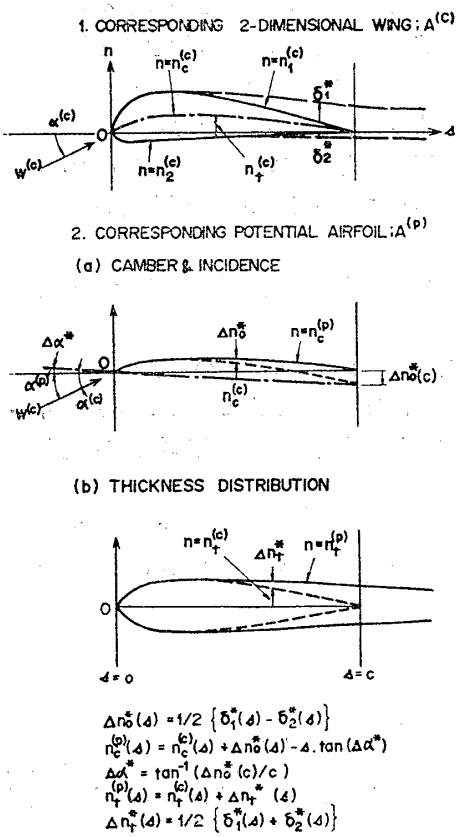

FIG. 1 A CORRESPONDING POTENTIAL AIRFOIL

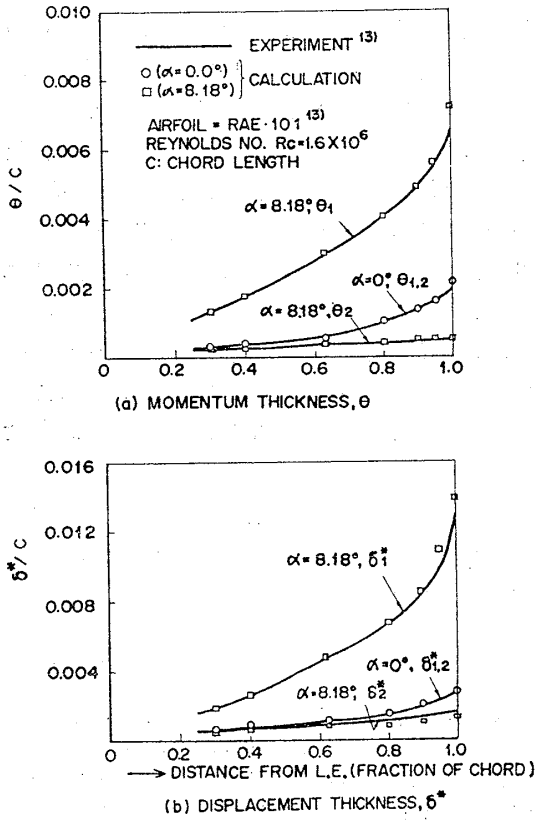

FIG. 2 CALCULATED RESULTS OF BOUNDARY LAYER PARAMETERS FOR RAE-101 AIRFOIL

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

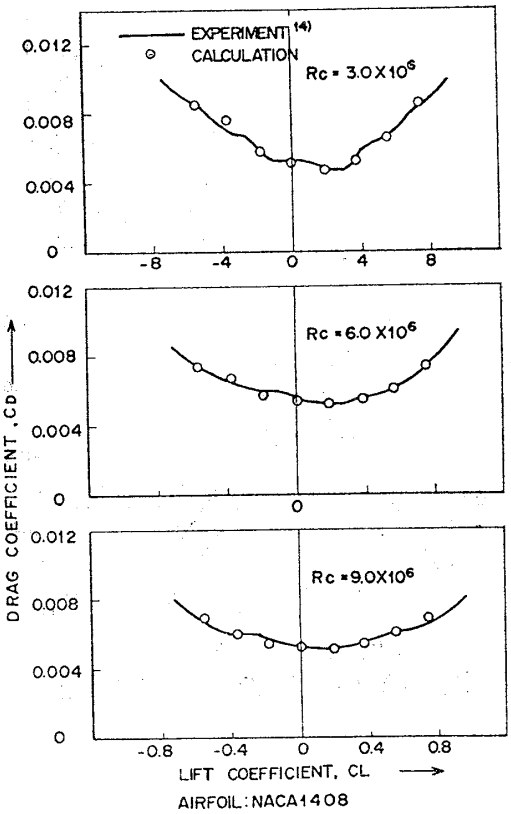

FIG. 3 RESULTS OF CALCULATION OF DRAG COEFFICIENT FOR NACA-1408 AIRFOIL

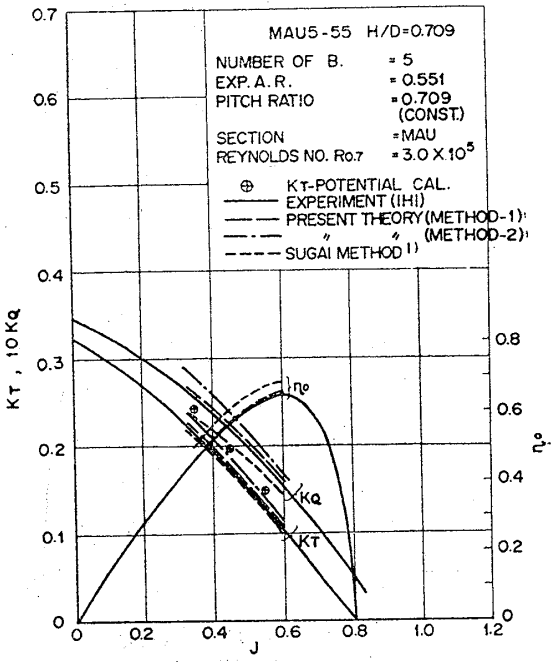

FIG. 4 PROPELLER PERFORMANCES BY EXPERIMENTS AND THEORETICAL CALCULATIONS

(a) COMPARISON BETWEEN EACH THEORETICAL CALCULATION AND EXPERIMENT

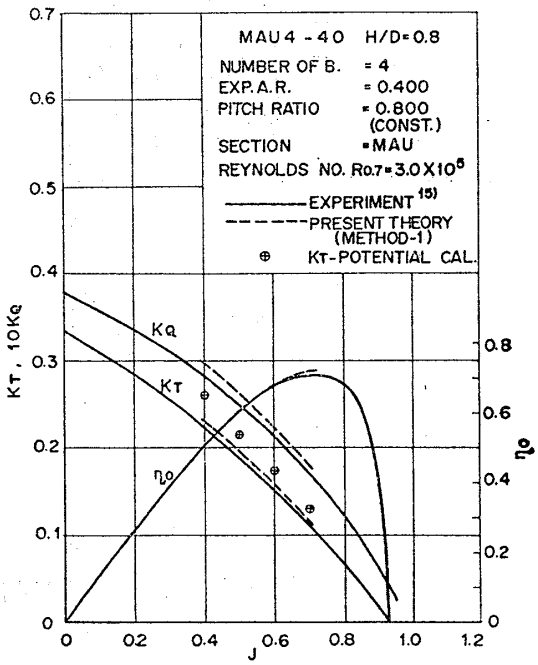

FIG. 4 CONTINUED

(b) PROPELLER=MAU4-40, H/D=0.8

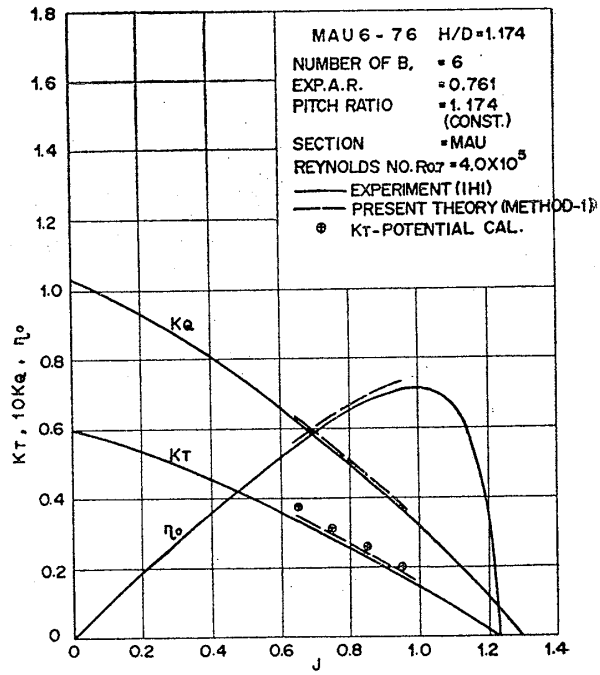

FIG. 4 CONTINUED

(c) PROPELLER=MAU6-76, H/D=1.174

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

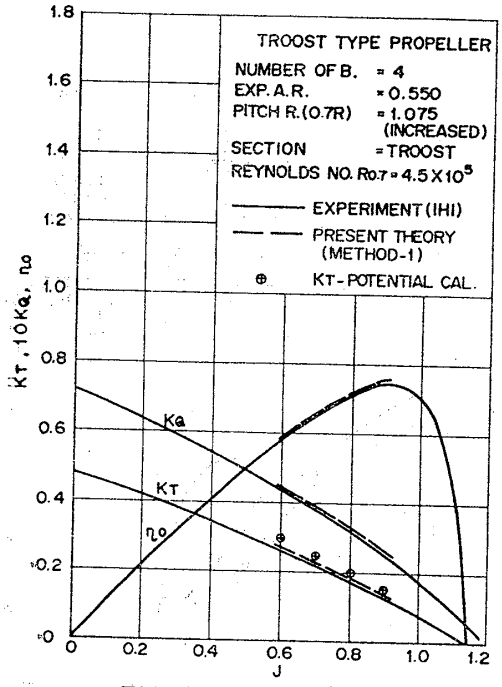

FIG. 4 CONTINUED
(d) PROPELLER=TROOST TYPE 4-BLADED

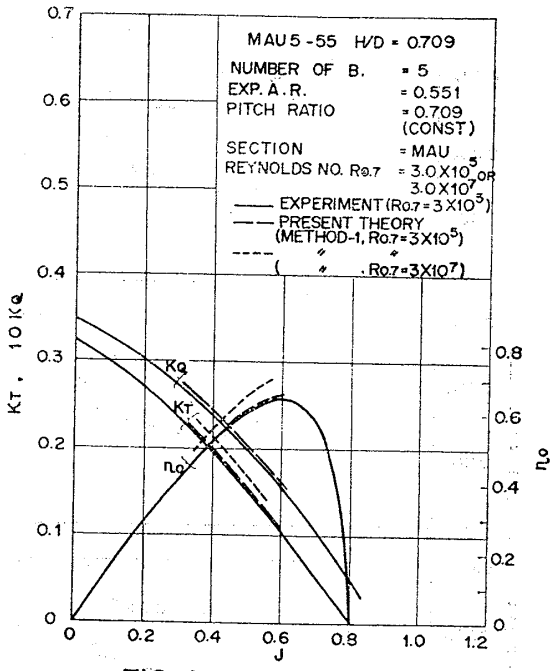

FIG. 4 CONTINUED
(e) REYNOLDS NO. SCALE EFFECT

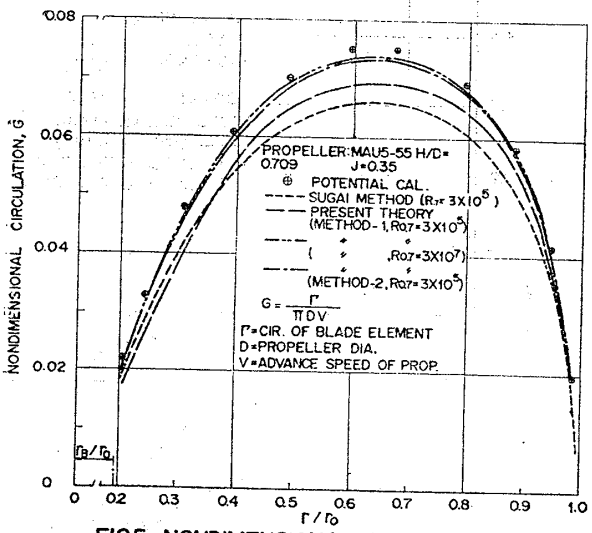

FIG.5 NONDIMENSIONAL CIRCULATIONS OF BLADE ELEMENTS

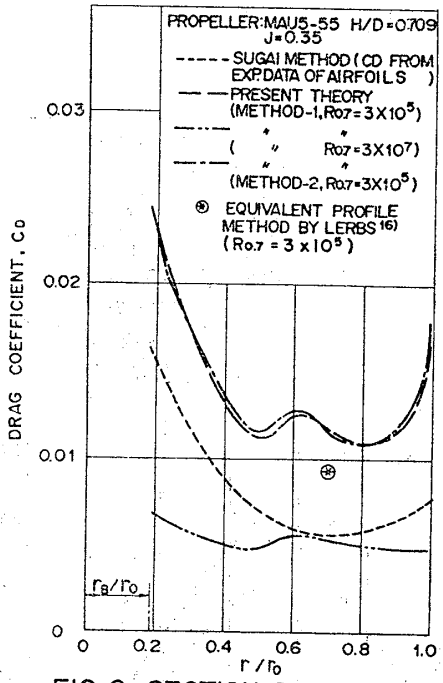

FIG. 6 SECTION DRAG COEFFICIENTS OF PROPELLER BLADE ELEMENTS

NII-Electronic Library Service

The Society of Naval Architects of Japan

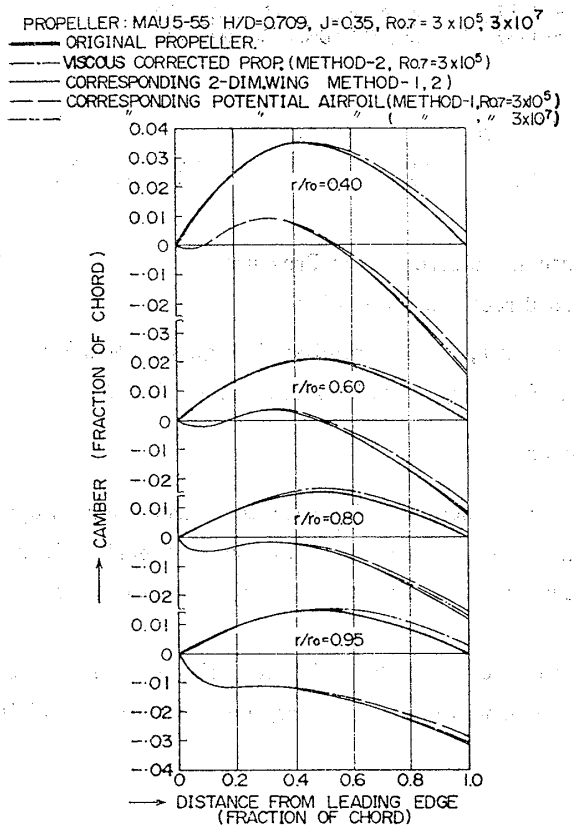

FIG.7 CORRESPONDING CAMBER LINES

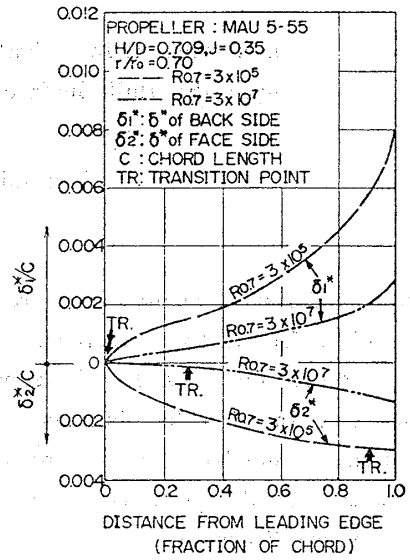

FIG.8 CALCULATED DISPLACEMENT THICKNESS DISTRIBUTIONS OF A BLADE ELEMENT (METHOD-1)

TABLE I. EXPERIMENTAL LIFT-CURVE SLOPES [17] OF SMOOTH 2-DIMENSIONAL AIRFOILS

AIRFOIL	Rc	$\frac{dC_L}{d\alpha}$ $\left(\frac{1}{DEG.}\right)$
GÖ 625 (t/c=0.20, f/c=0.06)	2.0×10^4	0.035
	2.2×10^5	0.087
	6.5×10^6	0.091
NACA 0012 (t/c=0.12, f/c=0.00)	7.0×10^5	0.088
	1.0×10^6	0.090
	9.0×10^6	0.106
NACA 4412 (t/c=0.12, f/c=0.04)	7.0×10^5	0.088
	1.0×10^6	0.095
	9.0×10^6	0.109

$Rc = \frac{CW}{\nu}$: REYNOLDS NO.

$\frac{dC_L}{d\alpha}$: LIFT-CURVE SLOPE

t/c : MAX. THICKNESS (RATIO TO THE CHORD C)

f/c : MAX. CAMBER (RATIO TO THE CHORD C)

NII-Electronic Library Service