

櫓漕の推進性能に関する翼素理論による計算

正員 池 畑 光 尚*

Calculation of Propulsive Performances of Rowing of "Ro" (Oriental Sweep) by Blade Element Theory

by Mitsuhsa Ikehata, Member

Summary

In the previous paper¹⁾ the author and a co-author analyzed the principal mechanism of propulsion of a ship by "Ro" so as to make an automatic rowing machine of a 1/3 scale model of "Ro", and carried out open tests and self-propulsion tests of "Ro" rowed by the automatic rowing machine in the towing tank of Yokohama National University. The results of such experiments made clear the hydrodynamic characteristics of "Ro", such as possibility of high efficiency more than 70% by skillful rowing.

In the present paper, the hydrodynamic characteristics of some sections of "Ro" measured in the wind tunnel are reported in C_L and C_D diagrams in the first stage and the numerical results calculated by the blade element theory of "Ro", which has been developed originally by the author, using the characteristic diagrams of sections obtained by the wind tunnel experiments are reported in the second stage. Conclusively such calculated results are compared with the experimental results measured by the above-mentioned automatic rowing machine of "Ro". Calculations are showing good tendency matching with experiments, but the quantitative agreement between the two is not necessarily good.

1. 緒 言

前報¹⁾において、著者等は 1/3 縮尺の模型櫓を自動的に人間と同じ様に漕ぐロボットのような自漕装置を用いて水槽実験を行い、和船の櫓は優れた人力推進装置である事を実験的に証明した。その研究で判った事は、船速と櫓下の没入角度と水切角度と櫓漕ピッチが重要な支配要素で、この四者の組合せを上手にすると 70%以上の効率で漕ぐ事ができるが、組合せが悪いと直ぐ 30%以下の効率に落ちてしまう事である。すなわち、漕手の技量によって大きな差が生じる事である。

このような特性を理論的に説明するために、今回、櫓下の断面の翼型特性を風洞実験で求め、そのデータを用いた翼素理論を展開して数値計算を実施してみた。計算結果は、定性的には実験結果と良く合う事が分かったが、定量的に

はかなり実験値を下回っていて翼素理論では説明しきれない部分の多い事を示した。しかし、今迄に発表された横田²⁾、西山³⁾、東⁴⁾のどの理論とも異なる新しい理論であるし、櫓漕の流体力学的解釈に役立つと思われるので、諸賢の御批判や御意見を承り度いと存じ、ここに報告する次第であります。

2. 櫓断面の翼型特性

櫓は、左右に揺動しその軌跡は円錐面を成す。従って櫓の断面は円弧を描きながら水を切って揚力を発生する訳で翼素理論が適用できる。そこで、翼素理論を展開する前に、断面の翼型特性のデータを得るために、没水する部分の 2 次元断面模型を 4 種類用いて、風洞実験を行った。Fig. 1 に 1/3 縮尺の 13 尺とも櫓の図面と、櫓下の 4 ヶ所の断面図を示す。Fig. 2 に風洞実験に用いた 4 断面の 2 次元断面模型寸法図を示す。断面の縮尺は、Fig. 1 の寸法の 3.9 倍で、実物断面に略々近いが少し大きい。この断面模型を検力計でエッフェル形風洞（計測部断面 600 mm×360 mm）に釣り下げて、迎角を変えて、揚力と抗力を計測した。計測結果の揚力係数と抗力係数を Fig. 3～Fig. 6 に示す。実験のレ

* 横浜国立大学工学部

原稿受理 平成 7 年 7 月 10 日

秋季講演会において講演 平成 7 年 11 月 16, 17 日

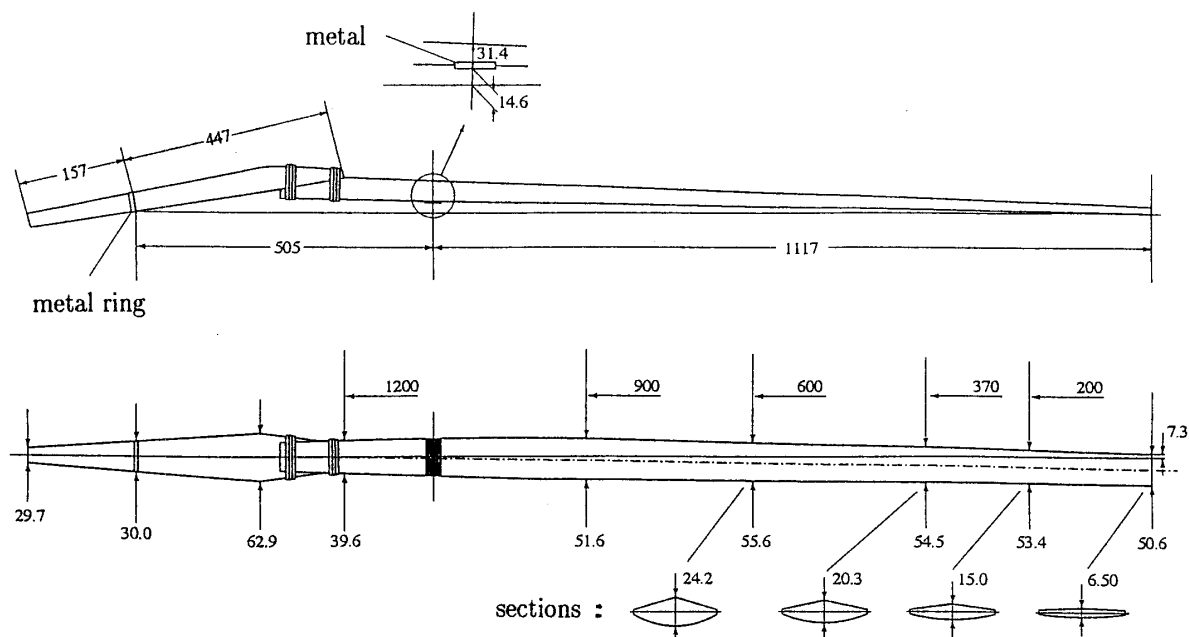


Fig. 1 1/3 scale model of "Ro" (unit: mm)

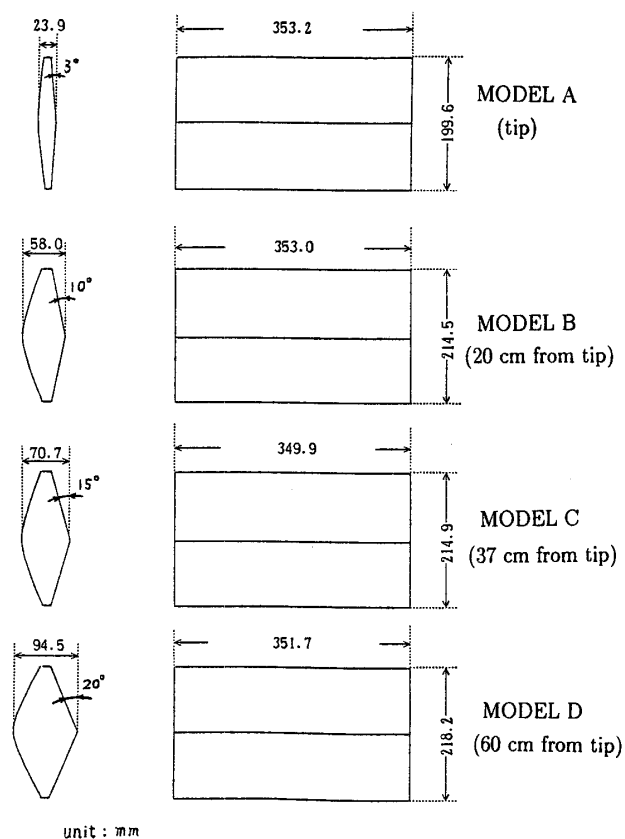


Fig. 2 Four 2D section models

イノルズ数は、前報¹⁾で報告した水槽試験の三種類の櫓漕周波数に対応する最大揺動速度から求めた値に合わせた。

Fig. 3~Fig. 5のいずれにも、明らかな失速は見られず、 C_L は迎角 α が40度まで上昇し続ける非線形特性曲線

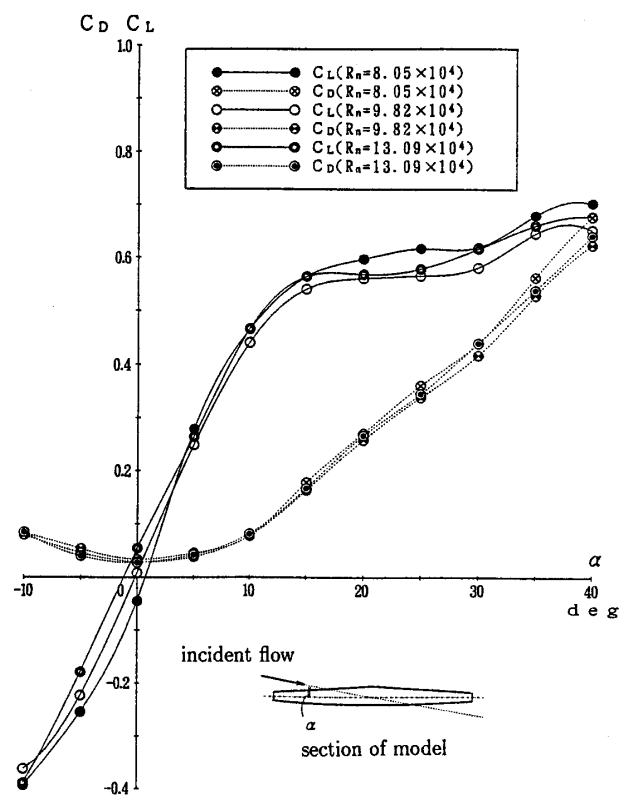


Fig. 3 Wing section characteristics of Model A

を示しているが、Fig. 6だけは $\alpha \approx 20^\circ$ で失速らしい C_L の急落と C_D の急上昇を見せている。しかし $\alpha \geq 25^\circ$ で又持ち直して $C_{L \max}$ で横這状態をキープするという奇妙な特性を示している。もう一つの特徴は、Fig. 5とFig. 6の厚い断面では、無揚力角が $-7^\circ \sim -10^\circ$ とかなり負の大きな角度

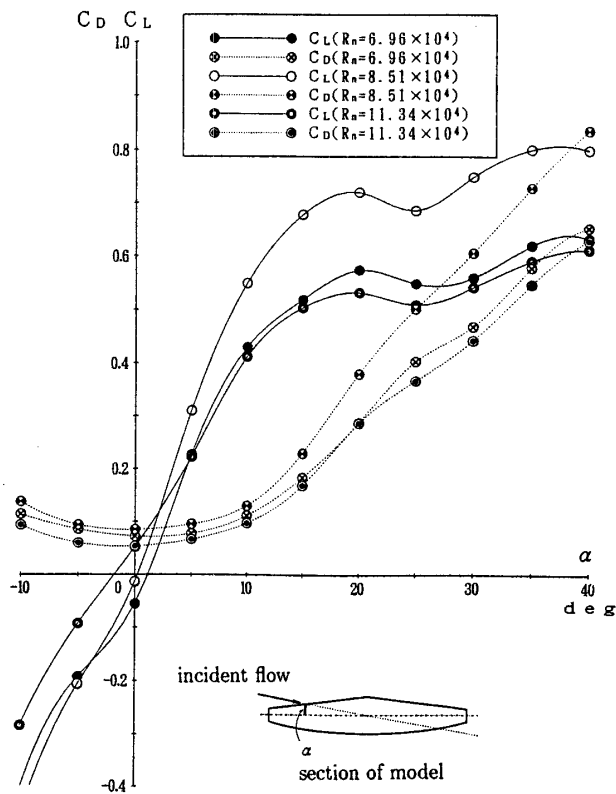


Fig. 4 Wing section characteristics of Model B

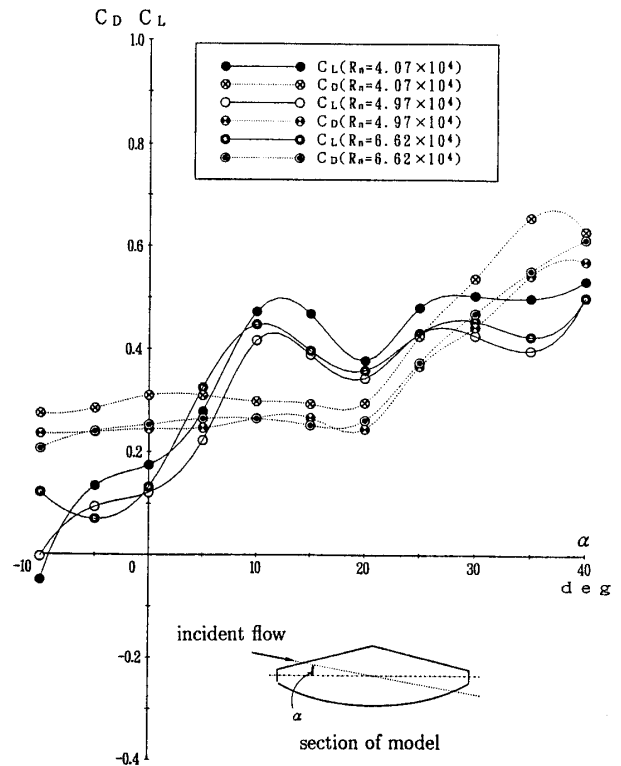


Fig. 6 Wing section characteristics of Model D

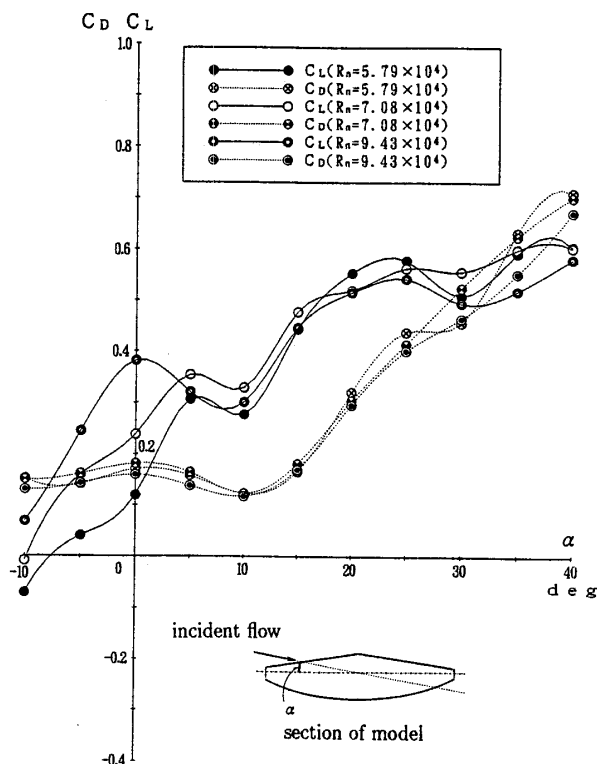


Fig. 5 Wing section characteristics of Model C

になっている事である。それから、4種の断面で迎角 $15^\circ \sim 20^\circ$ 以上で抗力係数の上昇が急な事も顕著な特徴であ

る。これらの特徴は、通常の翼型の見慣れた特性曲線には全然見られないものである。

風洞の計測部断面に対する閉塞率は、最大翼厚の Model D で $15\% (\alpha=0^\circ) \sim 30\% (\alpha=40^\circ)$ になる。従って断面積の比による風速の増加は $15\% \sim 30\%$ であるが、抗力による総圧損失のための風速低下があるのでかなり割引される。いずれにせよ、 C_L , C_D の分母の V^2 が増えれば真の C_L , C_D は下がると考えられる。

3. 槽漕の翼素理論

前報で槽漕の際の槽の運動の解析を詳述した¹⁾。そこで本報では、水を切る槽下の部分だけを取り出して、その運動を Fig. 7 に示す。槽下の回転軸まわりの回転角を ϕ 、その最大値を Φ とする。Fig. 7 の正面図でみると、

$$\phi = \angle G'O'C', \quad \Phi = \angle E'O'C' \quad (1)$$

である。側面図でこの動きを見ると、 $\overline{OC}$ が最下線で、 $\overline{OG}$ が途中の位置で、 $\overline{OE}$ が最上線である。これ等が水平線 $\overline{OP}$ と成す角をそれぞれ、次のようにおく。

$$\angle POC = \theta_c, \quad \angle POG = \theta, \quad \angle POE = \theta_e \quad (2)$$

$\overline{OC}$ 上に点 O から距離 l の所に翼素の dl を考える。この翼素は回転軸 $\overline{OO'}$ のまわりに半径 $\overline{MY}$ の円弧 $Y'X'W'$ を描く。 X 点における回転速度 V_t は、

$$V_t = \{l \sin(\theta_c + \theta)\} \dot{\phi} \quad (3)$$

で与えられる。担し、 θ は、回転軸 $\overline{OO'}$ が水平線 $\overline{OP}$ となす角である。前報¹⁾ の V_t に若干誤りがあった。前進速度 U

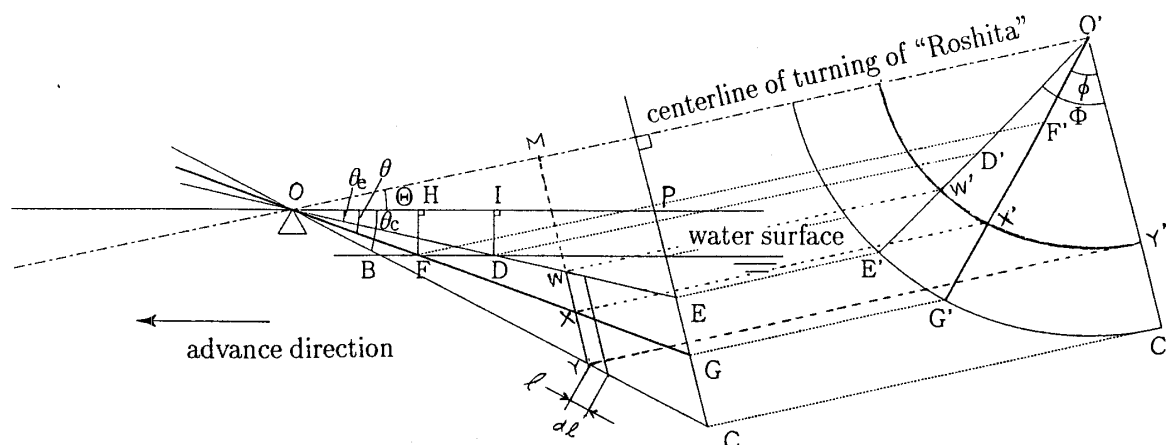


Fig.7 Profile and forward view of "Roshita"

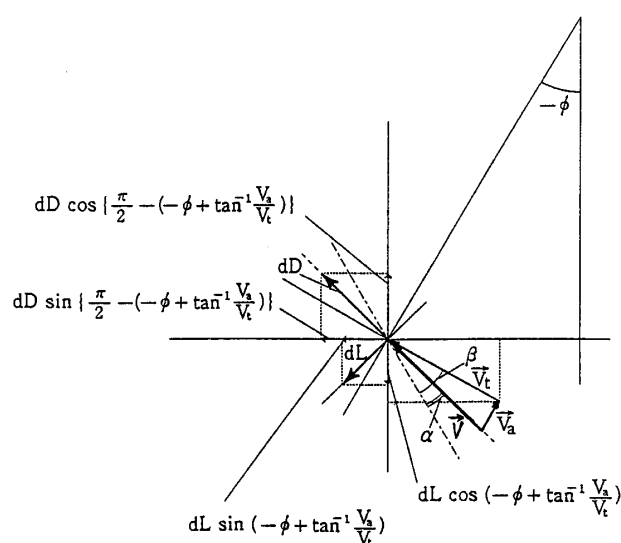


Fig. 8 Diagram of lift and drag, and velocity vectors for blade element

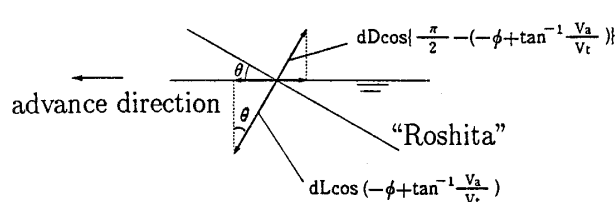


Fig. 9 Side view of lift and drag for blade element

とすると，翼素 dl の円軌道に垂直な U の速度成分 V_a は，

$$V_a = U \sin \theta_c \quad (4)$$

となる。従って、翼断面への流入速度ベクトル $\vec{V}$ は

$$\vec{V} = \vec{V}_t + \vec{V}_a, \quad \vec{V}_t \perp \vec{V}_a \quad (5)$$

となる。 X 点における翼素における速度三角形と、流体力を Fig. 8 に示す。頂角が $-\phi$ になっているのは右舷側に振った時を正に取ったので、Fig. 8 は左舷側を表している為である。Fig. 8 から、迎角 α と水切角 β との関係は、次式で与えられる事が分かる。

$$\alpha = \beta - \tan^{-1}(V_a/V_t) \quad (6)$$

又, 当然,

$$V^2 = V_t^2 + V_a^2 \quad (7)$$

である。揚力 dL , 抗力 dD は、翼素の翼弦長を c とすると、次式で与えられる。

$$dL = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 c dl = C_L \frac{1}{2} \rho c (V_t^2 + V_a^2) dl \quad (8)$$

$$dD = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 c dl = \tan \lambda \cdot dL \quad (9)$$

但し、

$$\tan \lambda = dD/dL = C_D/C_L \text{ (抗揚比)} \quad (10)$$

推力 dT と回転モーメント dQ は, Fig. 9 の揚力・抗力の側面図より, 次式のように求まる。

$$\begin{aligned} dT &= dL \cos\left(-\phi + \tan^{-1} \frac{V_a}{V_t}\right) \sin \theta \\ &\mp dD \cos\left\{\frac{\pi}{2} - \left(-\phi + \tan^{-1} \frac{V_a}{V_t}\right)\right\} \sin \theta \\ &= \frac{1}{2} C_L \rho C (V_t^2 + V_a^2) \sin \theta \cos\left(-\phi + \tan^{-1} \frac{V_a}{V_t}\right) \\ &\times \left\{1 \mp \tan \lambda \tan\left(-\phi + \tan^{-1} \frac{V_a}{V_t}\right)\right\} dl \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned}
 dQ &= \left\{ dL \sin\left(\tan^{-1} \frac{V_a}{V_t}\right) \pm dD \cos\left(\tan^{-1} \frac{V_a}{V_t}\right) \right\} \\
 &\times l \sin(\theta_c + \Theta) \\
 &= \frac{1}{2} C_L \rho C V_t \sqrt{V_t^2 + V_a^2} \left(\frac{V_a}{V_t} \pm \tan \lambda \right) \\
 &\times l \sin(\theta_c + \Theta) dl
 \end{aligned} \tag{12}$$

但し、複号は、 $\alpha > 0$ のとき上の、 $\alpha < 0$ のとき下の符号を取るものとする。頂角が $-\phi$ の時の水中没入部は Fig. 7 の側面図で $\overline{FG}$ 部分であり、回転角が $-\phi \leq \phi \leq \phi$ の範囲で変わると、 $\overline{DE} \leq \overline{FG} \leq \overline{BC}$ で時々刻々変化する事を考慮しなければならないが、積分区間は当然、この区間にとる。支点 O からの距離で言えば $l_f \leq l \leq l_c = l_c$ である。依って、推

力 T と回転モーメント Q は、次式で求まる。

$$T = \int_{l_f}^{l_c} \frac{1}{2} C_L \rho c (V_t^2 + V_a^2) \sin \theta \cos \left(-\phi + \tan^{-1} \frac{V_a}{V_t} \right) \times \left\{ 1 \mp \tan \lambda \tan \left(-\phi + \tan^{-1} \frac{V_a}{V_t} \right) \right\} dl \quad (13)$$

$$Q = \int_{l_f}^{l_c} \frac{1}{2} C_L \rho c V_t \sqrt{V_t^2 + V_a^2} \left(\frac{V_a}{V_t} \pm \tan \lambda \right) \times l \sin(\theta_c + \theta) dl \quad (14)$$

次に、 θ を回転角 ϕ で表す必要がある。Fig. 7 より、次の2式を得る。

$$\begin{aligned} \overline{OX} \cos(\theta + \theta) &= \overline{OY} \cos(\theta + \theta_c) = l \cos(\theta + \theta_c) \\ \overline{OX} \sin(\theta + \theta) &= l \sin(\theta + \theta_c) \cos \phi \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \therefore \tan(\theta + \theta_c) \cos \phi &= \tan(\theta + \theta) = \frac{\tan \theta + \tan \theta_c}{1 - \tan \theta \tan \theta_c} \\ \therefore \theta &= \tan^{-1} \frac{\tan(\theta + \theta_c) \cos \phi - \tan \theta_c}{1 + \tan(\theta + \theta_c) \tan \theta_c \cos \phi} \end{aligned} \quad (16)$$

(16)式を用いて、回転角 ϕ の時の θ が計算できる。

回転角 ϕ のときの効率 η は、

$$\eta = \frac{TU}{Q\dot{\phi}} \quad (17)$$

与えられる。 $\dot{\phi}$ が一定ならば、これでよいが、通常 ϕ は時間に関して余弦関数の形をとる。即ち、往復の周期を T_R とすると、

$$\phi = -\phi \cos \left(\frac{2\pi}{T_R} t \right) \quad (18)$$

と表せる。よって $\dot{\phi}$ は

$$\dot{\phi} = \frac{2\pi\phi}{T_R} \sin \left(\frac{2\pi}{T_R} t \right) \quad (19)$$

となる。今、往きと復りで、翼素の動きは全く同じとしている（実際の槽では若干非対称である）ので、往きの半周期の平均値をとる事にする。即ち、 $0 \leq t \leq T_R/2$ の区間をとる。この時、 ϕ は $-\phi$ から $+\phi$ まで変化する。

$$\bar{T} = \frac{2}{T_R} \int_0^{T_R/2} T dt \quad (20)$$

$$\bar{Q} = \frac{2}{T_R} \int_0^{T_R/2} Q dt \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \bar{\eta} &= \frac{2}{T_R} \int_0^{T_R/2} TU dt / \frac{2}{T_R} \int_0^{T_R/2} Q \dot{\phi} dt \\ &= U \bar{T} / \int_0^{T_R/2} Q \dot{\phi} dt \end{aligned} \quad (22)$$

推力係数 C_T 、回転モーメント係数 C_Q 、前進係数 J は、前報¹⁾に合わせて、次のように定義する。

$$C_T = \bar{T} / \left[\frac{1}{2} \rho S \left\{ \left(\frac{2\pi\phi l_c}{T_R} \right) \sin(\theta + \theta_c) \cos \theta \right\}^2 \right] \quad (23)$$

$$C_Q = \bar{Q} / \left[\frac{1}{2} \rho S \left\{ \left(\frac{2\pi\phi l_c}{T_R} \right) \sin(\theta + \theta_c) \cos \theta \right\}^2 X_c \right] \quad (24)$$

$$J = U / \left\{ \left(\frac{2\pi\phi l_c}{T_R} \right) \sin(\theta + \theta_c) \cos \theta \right\} \quad (25)$$

ここで、 S は槽下の水中部の翼面積の最小値をとる事にし、 X_c は支点 O から回転モーメント作用中心点までの距離とするが実際には最小没水部長さの中点までの距離を取

った。即ち

$$X_c = (l_c + l_d)/2 \quad (26)$$

最後に、(13)式、(14)式の積分の下限 l_f の計算式を示す。

$$l_f = \frac{\cos(\theta + \theta) \sin \theta_e l_c}{\cos(\theta + \theta_e) \sin \theta} \quad (27)$$

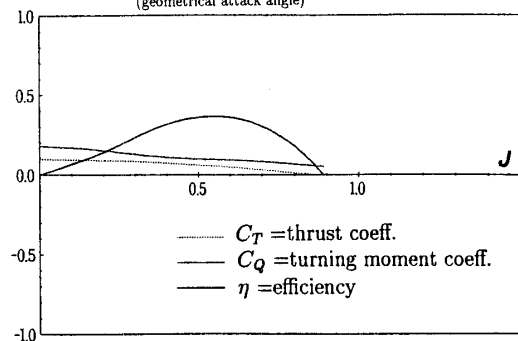
計算の手順は、まず、(18)式で t 時刻の回転角 ϕ を求め、次に回転角 ϕ の時の槽下の没入角 θ を(16)式で求めて、(27)式で l_f を計算する。後は、(19)式と(3)式から V_t を計算し、(4)式から V_a が容易に得られるから、これ等を(6)式に代入して迎角 α を求めれば、対応する C_L と C_D を Fig. 3~Fig. 6 の翼型特性から読み取って、(10)式から $\tan \lambda$ を換算する事によって、推力(13)式、回転モーメント(14)式を計算するのに必要なものは全部揃う。この後の計算は容易で、推力係数 C_T 、回転モーメント係数 C_Q 、効率 η が得られる。

4. 数値計算結果と実験結果の比較

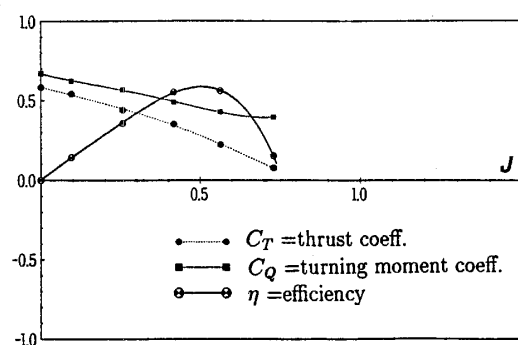
翼型特性の C_L 、 C_D は Fig. 3~Fig. 6 に示した3つの Re 数の実測値の平均値をスプライン曲線で結んで数式化した後、迎角 0.5° 間隔の数値を計算して数表の形式で用いた。(13)式、(14)式の長手方向の積分は常時没水部を100等分する間隔で等分して、台形法則で積分した。翼型特性の与えられている4断面の間の断面の翼型特性は、4断面の同一迎角の値からスプライン補間した。回転位置は0.01秒刻みで半周期分を動かして、各時刻における計算を行い、平均積分した。以上のようにして計算した結果と実験値との比較の例を、推力係数 C_T 、回転モーメント係数 C_Q 、効率 η によって、Fig. 10~Fig. 12 に示す。何れを見ても、計算の C_T と C_Q が実験のそれに比べてかなり小さい。しかし、Fig. 10、Fig. 11 では C_T と C_Q の大小関係と曲線の傾向が略々合っている。従って、効率 η のカーブは、程々に合っている。しかし、Fig. 12 を見ると、 C_T と C_Q の大小関係が計算と実験で逆になっていて計算の C_T が C_Q より低いため、実験のような高効率(70%以上)を達成する事ができず、やっと40%程度の効率に止まっている。紙面の都合で省いた他のケースでも実験で効率の高くなる場合は、Fig. 12 と同様の傾向がみられ、計算と実験の一致が良くないようである。

5. 考 察

今回の翼素理論による計算で無視したもので、翼素に対する流入速度の方向が前進速度によって槽下の中心線に対して垂直でなく斜めの流れになる事が重要と考えられる。これは丁度飛行機の翼に後退角がついた場合に相当する。よく知られているように、後退角の影響は、後退角を δ とすると、揚力係数が後退角ゼロの場合の $\cos \delta$ 倍になる事である。即ち、 $1 \geq \cos \delta$ である事を考えると、この影響を無視した事は揚力係数を高目に取った事になっている。従っ

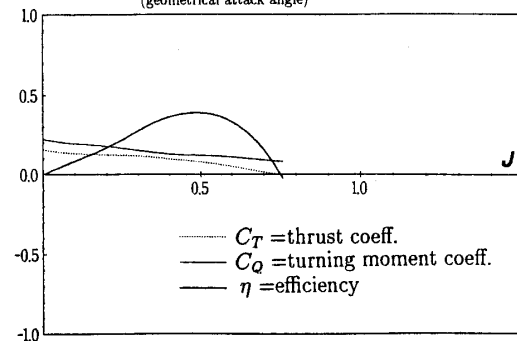
entrance angle(θ_c) 30° water cutting angle(β) 30° frequency 0.226Hz
(geometrical attack angle)

calculation

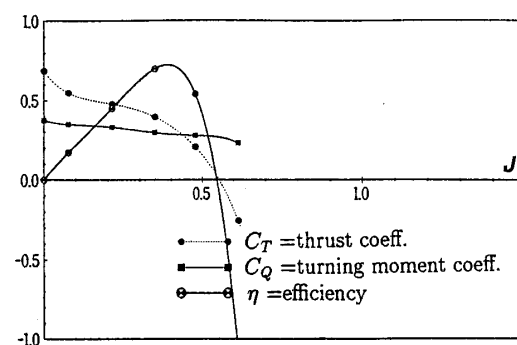


measurement

Fig. 10 Comparison between calculated and measured results of open water characteristics of "Ro"

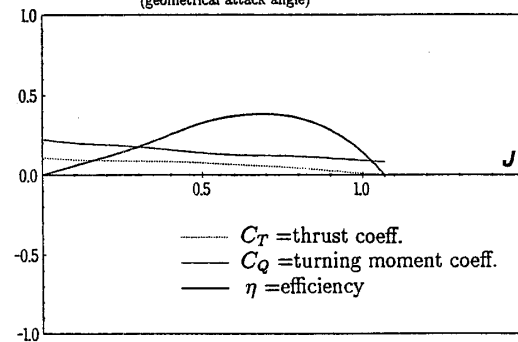
entrance angle(θ_c) 45° water cutting angle(β) 35° frequency 0.237Hz
(geometrical attack angle)

calculation

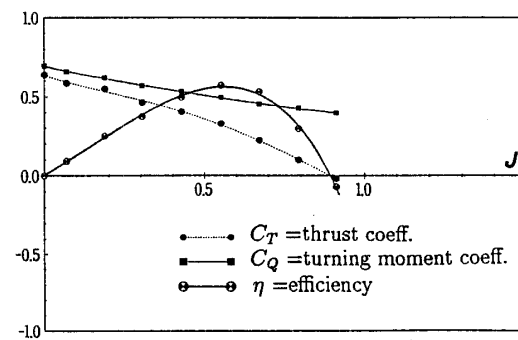


measurement

Fig. 12 Comparison between calculated and measured results of open water characteristics of "Ro"

entrance angle(θ_c) 30° water cutting angle(β) 35° frequency 0.296Hz
(geometrical attack angle)

calculation



measurement

Fig. 11 Comparison between calculated and measured results of open water characteristics of "Ro"

て、推力係数や回転モーメント係数の計算値が低く出た理由にはならない。

もう一つの重要な省略は、流出自由渦の影響である。その影響を正しく取り入れるのには、あまりに未知の事が多すぎる。ここでは、分かる範囲に止める事にする。櫓下の没水部のアスペクト比が高いので、一本の渦糸で置き換える事ができるとすると、流出自由渦は翼端から流出する。この流出渦は、翼端の運動軌跡に沿って分布するとしてよい。翼端の運動軌跡は、上から見た平面図に描くと、余弦関数に略々近いが若干トロコイド曲線的に変形している。Fig. 13 にその作図を示す。一定速度で前進する櫓端が左右に直線 AB 上を等速直線揺動すると仮定すれば、櫓端の軌跡は、直線 AC , CD になる筈である。ところが実際の櫓端は、円弧 AMB 上を左右に余弦関数的速度で揺動するので、直線 AC は曲線 $AefgC$ に変形し、直線 CD は曲線 $ChikD$ に変形する。このとき、循環は、 $A \sim C$ 間では、この軌跡の進行方向に向かって反時計回りになり、 $C \sim D$ 間では、時計回りになるから、この軌跡の上側に下流に向かう速度を誘導する事が分かる。この増速効果は、slip stream を作り、推力を発生するように作用すると予想される。これ以上の検討はいまだ出来ない。今後の課題である。

今回の計算は準定常で行なったが、本来櫓槽は非定常運動である。非定常の場合揚力も抗力も位相遅れが生じる事はよく知られているが、今回は平均的定常性能を目的とし

