

## プロペラ・キャビテーション発生範囲の推定法

右近良孝\*

Prediction of Cavitation Extension on a Marine Propeller  
Operating in Non-uniform FlowBy  
Yoshitaka UKON

## Abstract

In predicting cavitation extension on a marine propeller operating in non-uniform flow, pressure distributions on a blade must be known. In this paper, the Hanaoka-Koyama's unsteady lifting surface theory is applied in calculating pressure distributions on a blade at each angular position. And then, as the practical prediction of cavitation extension, the combination of linearized cavity flow theory for a 2 dim. hydrofoil having an arbitrary profile and "Lift equivalent method" are proposed. Predicted cavitation extensions agree well with observed ones.

## まえがき

古くから、キャビテーションの研究において最大の主題は、非定常キャビテーションによるエロージョンであったが、近年は船尾振動の防止の観点から、船尾変動圧力（サーフェス・フォース）の増加問題が、特に盛んに研究されるようになってきた。このサーフェス・フォースの推定のためには、キャビテーションの発生範囲と体積が求められなければならない。このため、多くの研究者によって、キャビテーションの発生範囲の推定が行われている。しかしながら、これら従来の推定方法は、実験常数を用いる方法であったり、粗い近似による計算であったりして、一般性に欠ける傾向がある。

本報告では、花岡・小山により開発された非定常プロペラ揚力面理論計算法によって、伴流中を作動するプロペラの各角度位置（angular position）での相当2次元翼を求め、これに対して線型空洞理論と我が国では良く用いられている“揚力等価法”を適当に組み合わせてキャビテーションの発生範囲を求めてみた。この方法は一つの試みであるが、種々の翼型実験の結果

との比較に基づいている点、従来の方法より信頼性はあると思われる。また、本方法による発生範囲の推定が簡易に行えるように、MAU 翼型について発生範囲推定チャートを作製した。

## 〔主要な記号〕

- $c$  : 翼弦長（式の中では、 $c=2$ ）
- $C_L$  : 揚力係数
- $c_{pu}(x)$  : 翼上面の圧力係数
- $k$  : 定数
- $K_T$  : スラスト係数
- $l^*$  : キャビティ又は空洞の長さ
- $x, x'$  : 翼弦方向の変数
- $x^*$  : 空洞後端の位置
- $z_c(x)$  : 翼のキャンバー分布
- $z_T(x)$  : 翼の厚み分布（但し、半厚）
- $f$  : 最大翼キャンバー
- $t$  : 最大翼厚
- $V$  : 一様流の速度
- $\alpha$  : Nose-tail line からの迎角
- $\alpha_0$  : 翼基準面と Nose-tail line とのなす角
- $\alpha'$  : 翼基準面からの迎角 ( $\alpha' = \alpha + \alpha_0$ )
- $\delta(x)$  : 空洞形状, 空洞の半厚
- $\gamma^*(x)$  : 渦分布

\* 推進性能部

原稿受付: 昭和54年7月2日

- $\sigma$  : キャビテーション数 (流入速度に基づく)  
 $\sigma_n$  : キャビテーション数 (プロペラ回転数に基づく)  
 $\rho$  : 密度  
 $\theta$  : プロペラ角度位置 (Top が  $0^\circ$ , 反時計回り)

## 1. キャビテーションの発生範囲の 推定法の概要

船用プロペラが伴流中において作動している時に、どの程度の範囲および量のキャビテーションが発生するかを予測することは永年の懸案である。もし、これらの推定ができればキャビテーションによる起振力 (サーフェス・フォース) やエロージョンの推定の手がかりとすることができる。このため近年キャビテーションの発生範囲についての種々の推定法が開発されている。これらの代表的なものは、次の3つである。

- (1) キャビテーション気泡の成長・消滅の理論から推定する方法: 以下、気泡の動的相似則法 (Bubble Dynamic Similarity Law Method) と呼ぶ。
- (2) 翼型の線型キャビテーション理論を使う方法: 以下、空洞理論法 (Cavity Flow Theory Method) と呼ぶ。
- (3) キャビテーションが発生しても揚力が不変という経験則を利用する方法: 以下、揚力等価法 (Lift Equivalent Method) と呼ぶ。

以下にそれぞれの特長を述べる。

### 1.1 気泡の動的相似則法

この推定法はキャビテーションの気泡 (Cavity Bubble) に注目し、気泡がプロペラ翼面上で発生し、消滅するまでに要する時間に気泡が移動する距離からキャビテーションの発生範囲を求める方法である。通常は簡単のため、無限に広い流体中におかれた単一気泡の成長・消滅理論から導かれる気泡の動的相似則<sup>2)</sup>が用いられる。結果は次式で与えられる。

$$R = kt\sqrt{\frac{\Delta P}{\rho}} \quad (1)$$

この式において、 $k$  は定数、 $R$  は気泡の半径、 $\Delta P$  は気泡の成長・消滅に寄与する圧力である。この定数  $k$  は実験から決められる。この方法に基づく発生範囲の推定値を実験と比較すると、かなり良く一致する<sup>2),3)</sup> ようである。

しかしながら、この方法では修正係数は実測から決めるので、従来と異なったプロペラや翼型に対して適

用することには問題がある。また、キャビテーションは無数の気泡から成り立ち、かつ翼面の近くでの現象であるにもかかわらず、上述の様な無限流体中の単一気泡の理論を適用することも問題である。

### 1.2 空洞理論法

空洞理論はキャビテーションを自由流線の理論を使って解く方法である。キャビテーション内の圧力が蒸気圧にほぼ等しく一定であり、キャビティと水の境界面が自由流線であるとして、空洞形状、物体に働く力などを求める。キャビテーション数  $\sigma=0$  の極限では、自由流線理論をそのまま使えるが、有限なキャビテーション数  $\sigma$  に対してはいくつかの問題があり、種々の空洞モデルが考えられている<sup>4)</sup>。キャビティの長さが翼弦長より長いスーパーキャビテーション (Super Cavitation) に対して解いた例では、揚力、抗力とも理論値と実験値の非常に良い一致が得られている<sup>5)</sup>。しかしながら、この方法は等角写像を用いているため、簡単な形状の物体以外に対して解を求めるのは容易ではなく、3次元空洞に対して拡張することができない。

船用プロペラは迎角、キャンバー、翼厚が翼弦長と比べて、あまり小さくなく、空洞理論の線型化をすることができる。キャビティの長さが翼弦長より短い部分キャビテーション (Partial Cavitation) に対しては種々の研究がある。

これらのうち、薄翼の仮定および、特異点分布法を用いて任意断面形状の翼型について解くことができる。この方法により得られた積分方程式に対して、花岡<sup>6)</sup>、西山<sup>7)</sup>がそれぞれの方法で解を求めている。Noordzij は Geurst<sup>8)</sup> の空洞理論を船用プロペラのキャビテーション範囲に対して適用している。彼はプロペラ翼断面を厚み 0 の放物キャンバーで近似している。これはかなり粗い近似と考えられるが、比較的良好な一致が得られている。

しかしながら、このような線型空洞理論を薄翼に適用した場合でもいくつかの欠点があるので注意しなければならない。まず、前縁では圧力が負で無限大であるとして解かれるので、キャビテーション数がいくら大きくても必ずキャビテーションが発生することになる。また、前縁半径の大きい翼型では、線型空洞理論は、長目の空洞長さを与える<sup>10)</sup>。

### 1.3 揚力等価法

プロペラにキャビテーションが発生した時、その範囲が大きくなり、また荷重度が大きくなければ、キャ

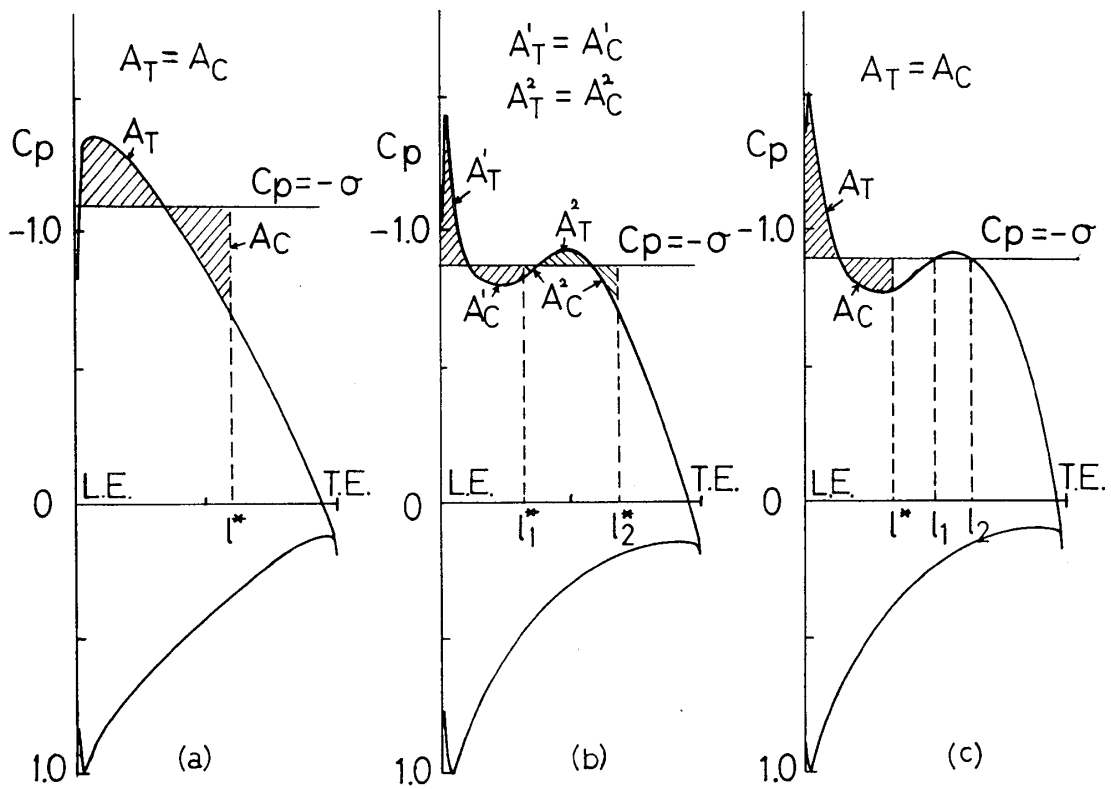
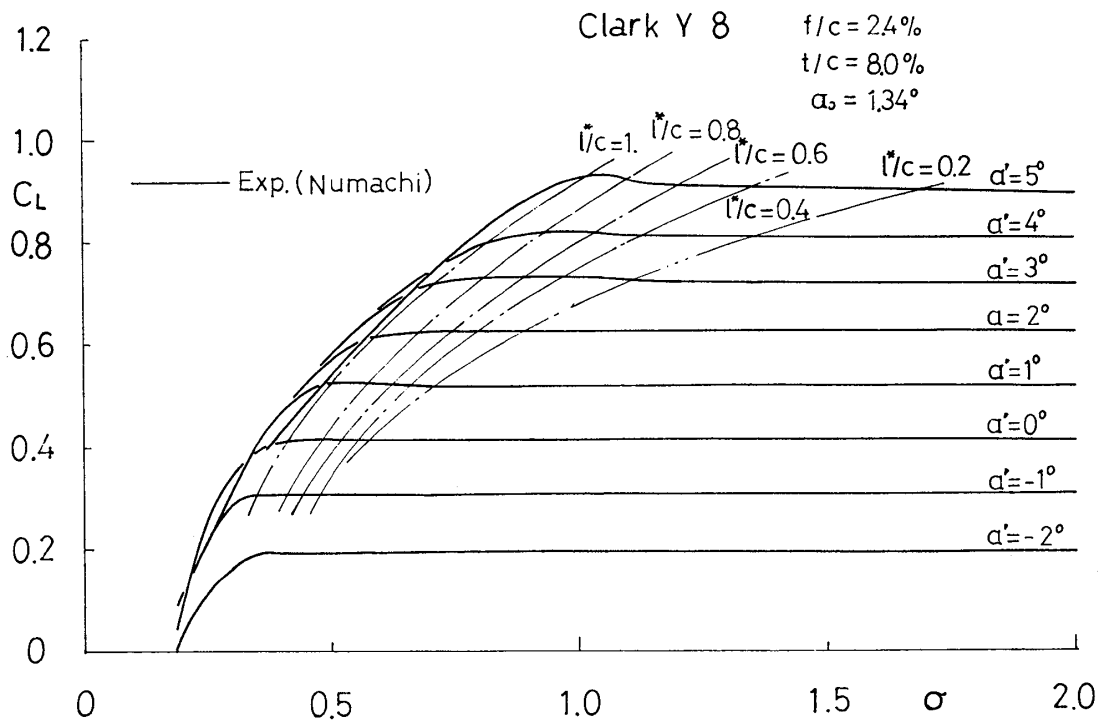


Fig. 1.1 Concept of "Lift Equivalent Method"

Fig. 1.2 Lift Coefficient  $C_L$  in Cavitating Condition (Clark Y 8)

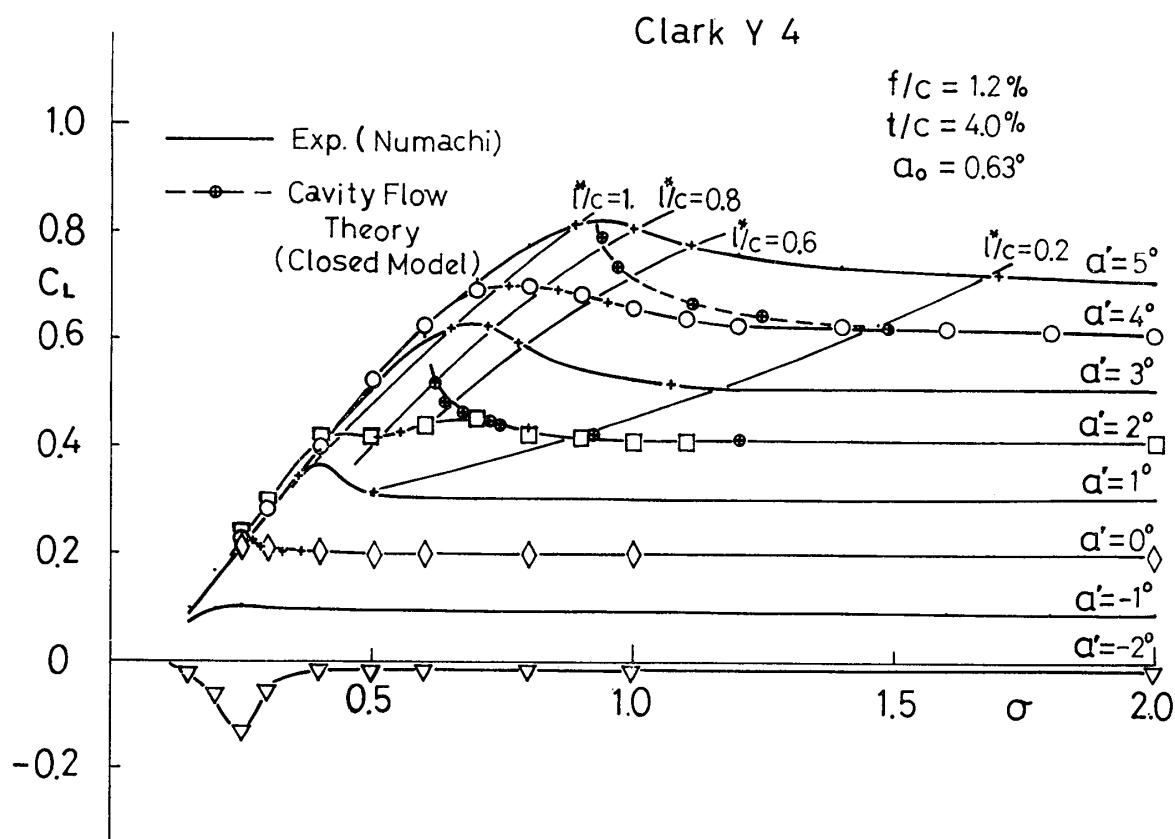


Fig. 1.3 Lift Coefficient  $C_L$  in Cavitating Condition (Clark Y 4)

ビテーションが発生することによって推力は余り変化しないことは経験的に知られている。このことを利用してプロペラの各半径位置の断面において揚力が同じになるとして、逆にキャビティの長さを求める方法である。すなわち、Fig. 1.1 に示されるように、キャビテーション数より低い圧力の領域  $A_x$  と高い圧力の領域  $A_c$  の面積は等しいとして、キャビティの長さを求める。

この方法は、経験常数を用いなくてすみ、また実際と定性的な一致が得られる点、便利な方法と言える。しかし、この方法の欠点は Fig. 1.2<sup>11)</sup> に示す様に厚い翼断面 (8%) では揚力は一定であるが、Fig. 1.3 に示す様に薄い翼断面 (4%) で高迎角の時、キャビティの長さが長くなるに従って揚力が増加するので、この様な場合にはキャビティの長さを短めに与える。また、キャビテーションが発生した時のキャビティ後方の圧力分布は、キャビティの存在によって複雑な影響を受けるが、この方法では正確に計算できず、その分だけ誤差が生じる。

気泡の動的相似則法は現在のところその手法に問題が多いので、本論文では空洞理論法と揚力等価法についての適用限界を調べ、この結果に基づく推定法を考

える。

## 2. 翼型およびプロペラのキャビテーションの推定

### 2.1 翼型のキャビテーションと翼特性

古くから基礎的な研究として、翼型を用いた実験が広範に行われ<sup>11)</sup>、キャビテーションの様子を観察と力 (揚力など) の計測が行われている<sup>12)</sup>。現在、花岡<sup>13)</sup>、菅井<sup>14)</sup>、小山<sup>15)</sup>による揚力面理論によるプロペラ計算法と相当 2 次元翼の概念の導入により、翼型の結果をプロペラに直接適用出来る可能性が生まれ、翼型による研究がより意味のあるものとなってきた。

しかしながら、翼型のキャビテーション試験結果、特に部分キャビテーションについては、空洞理論と比較しても必ずしも良い一致は得られていなかった<sup>12)</sup>。

近年、キャビテーションの初生をはじめ、かなり発達したキャビテーションも翼型のまわりの粘性流場の特性 (剝離、遷移、排除効果など) によって支配されることが明らかになった<sup>16), 17)</sup>。このことから、翼型表面の圧力分布計測を行うキャビテーション試験が盛んに行われるようになった<sup>18)</sup>。この計測の結果、ポテン

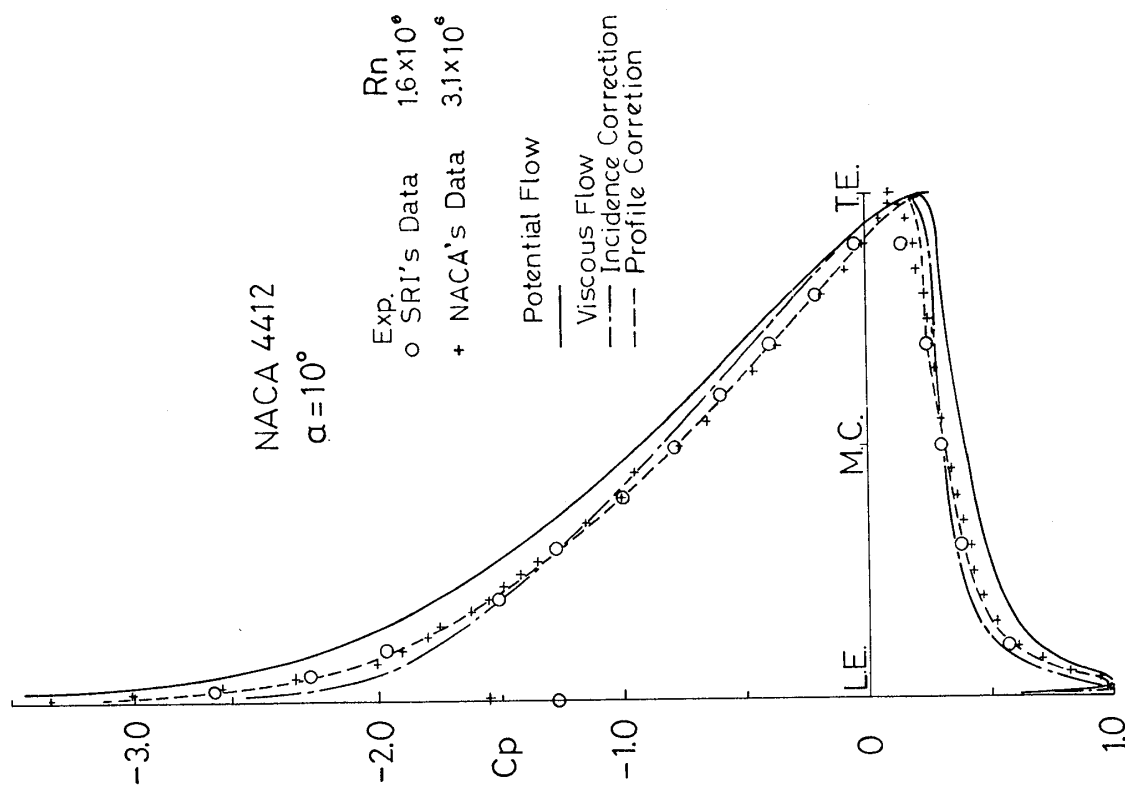


Fig. 2.1 Viscous Correction on Pressure Distribution in Non-Cavitating Condition (NACA 4412)

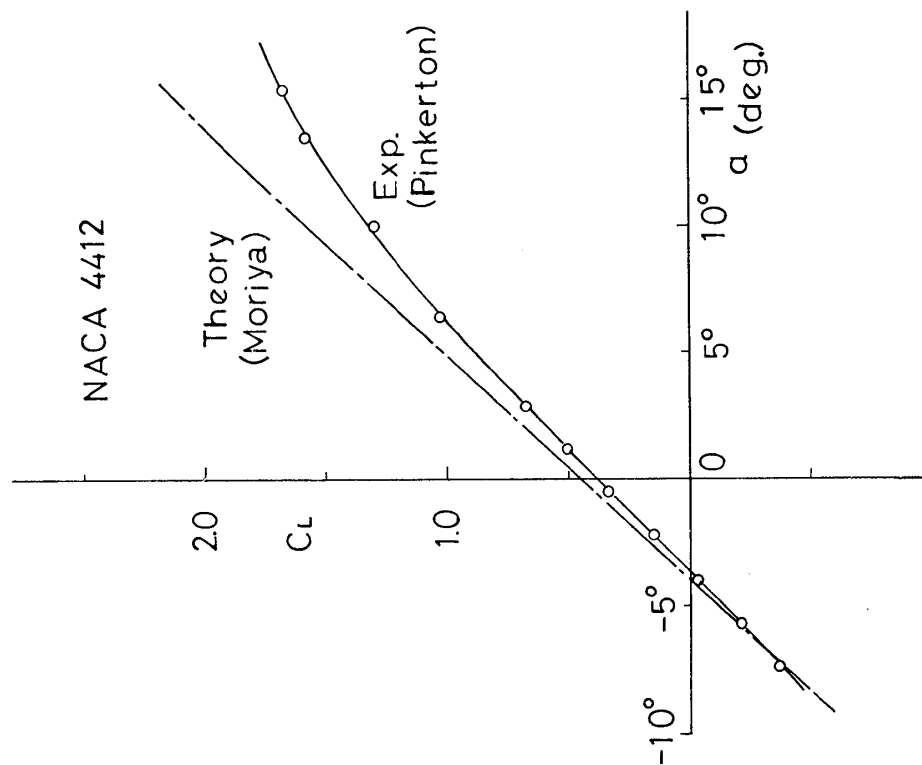


Fig. 2.2 Viscous Effect on Lift Coefficient

シャル理論による圧力分布の計算値と実験値とは多くの場合、大きな剝離泡がない場合でも高迎角では一致しない。これは境界層の排除効果 (displacement effect) によるものである。このことから、実験で得られるキャビティ長さを計算によって求めようとする場合には、この点を考慮しなければならない。Fig. 2.1 は 2 次元翼型 (NACA 4412) の圧力分布の実験値と計算値の比較である。実験値は風洞<sup>19)</sup> (NACA Variable Density Tunnel) とキャビテーション水槽 (船研) で得られたものである。理論値は実線が守屋の方法による計算値である。一点鎖線は Fig. 2.2 に示す揚力係数の実験値と計算値の相異分だけ迎角を補正して得られた圧力分布である。破線は揚力係数の相異分だけキャンパー分布 (迎角を含む) を  $x^4$  の形で補正して得られた圧力分布である。

これらの比較から、迎角補正では必ずしも充分ではないが、大きな層流剝離や乱流剝離を起こしていない場合には、簡単なキャンパー分布補正により実験値と計算値を良く一致させることができる。また、上記の守屋の方法が精度の良くない場合でも実用上、この補正法により誤差を修正することができる。

## 2.2 空洞理論とこれを用いた推定法

キャビテーションの発生範囲の推定に 2 次元線型空洞理論を適用する場合、部分キャビテーション、スーパーカーキャビテーション、およびキャビティの長さが翼弦長に一致する時の 3 つの状態に分けて考える必要がある。

### (1) 部分キャビテーション

種々の部分空洞理論は実質上、花岡<sup>6)</sup>、西山<sup>7)</sup>の特異点分布法により包括されるので、この方法について簡単に述べる。

部分キャビテーション翼は、吹き出し (Source) 分布と渦 (Vortex) 分布によって置き換えることができる。翼と空洞についての境界条件から、次の様な連立積分方程式が得られる<sup>6)</sup>。

$$\frac{dz_c(x)}{dx} - \alpha = -\frac{d\delta(x)}{dx} - \frac{1}{2\pi} \oint_{-1}^1 \frac{\gamma^*(x')/V}{x-x'} dx' \quad (2)$$

$$(-1 < x < x^*, z = -0)$$

$$\frac{dz_c(x)}{dx} - \alpha = -\frac{1}{2\pi} \oint_{-1}^1 \frac{\gamma^*(x')/V}{x-x'} dx' \quad (3)$$

$$(x^* < x < 1)$$

$$\sigma - \frac{1}{2\pi} \oint_{-1}^1 \frac{dz_r(x')/dx'}{x-x'} dx'$$

(400)

$$= \gamma^*(x) / V + \frac{2}{\pi} \oint_{-1}^1 \frac{d\delta(x')/dx'}{x-x'} dx' \quad (4)$$

$$(-1 < x < x^*, z = +0)$$

ここで、未知関数は  $d\delta(x)/dx$ ,  $\gamma^*(x)$  である。この連立方程式を解くためには、もう一つの条件が必要である。空洞後端の条件と呼ばれるものであり、線型部分空洞理論では次の 3 つのモデルが代表的なものである。これらを Fig. 2.3 に示す。第 1 のモデルは閉塞型 (Closed Model) と呼ばれるものであり、Fig. 2.3 (a) 図のごとく、自由流線が翼面上まで達する。これを数式表示すると、

$$\int_{-1}^{x^*} \frac{d\delta(x)}{dx} dx = 0 \quad (5)$$

第 2 のモデルは半閉塞型 (Semi-closed Model) と呼ばれるもので、Fig. 2.3 (b) のごとく空洞後端に有限な開き幅をもち、空洞後方に後流を仮定する。第 3 のモデルは開放型 (Open Model) と呼ばれるものであり、空洞後端で空洞厚さが一定になる (Fig. 2.3 (c) 参照)。現在、これらのモデルのうち、どのモデルが適当であるかが調べられているが、薄い翼でキャビティ長さがあまり長くない時 (約 70% 以下) は閉塞型が比較的实验と合う。そこで、ここでは閉塞型モデルで計算を行い、その適用性を調べることにする。

上記の連立方程式で西山らは、翼型前縁およびキャビティ後端の特異性を考慮して、これらの未知関数を級数展開し、その係数を求める、いわゆる Mode Func-

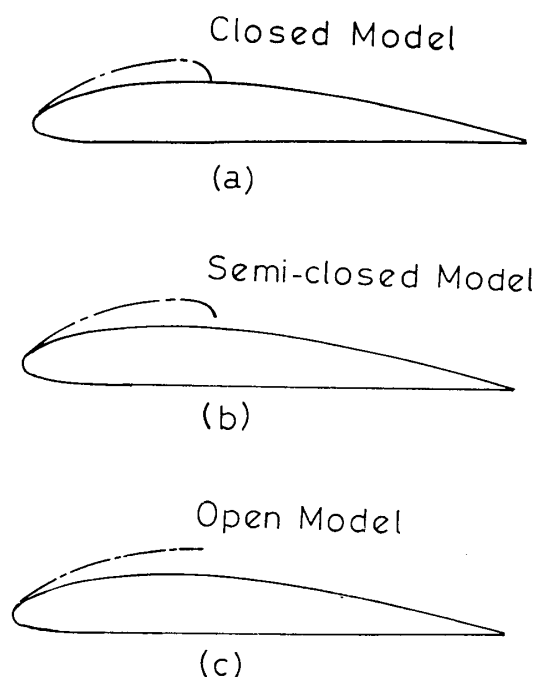


Fig. 2.3 Cavity Models

tion 法で解いている。未知数の分だけ翼面上で境界条件を合わせる標点が必要である。

(2)~(4) 式において、翼とキャビティを分離して整理すると、

$$c_{pu}(x) + \sigma = \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{1-x}{x+1}} \oint_{-1}^{x^*} \sqrt{\frac{x'+1}{1-x'}} \frac{d\delta(x')/dx'}{x-x'} dx' + \frac{2}{\pi} \int_{-1}^{x^*} \frac{d\delta(x')/dx'}{x-x'} dx' \quad (6)$$

( $-1 < x < x^*$ ,  $z = +0$ )

となる。左辺において、 $c_{pu}(x)$  は翼上面の圧力分布であるので、左辺は既知であるから、上式は  $d\delta(x)/dx$  を未知関数とする積分方程式である。右辺において第1項はキャビティのキャンバーによる圧力係数に相当し、第2項はキャビティの厚みによる圧力係数に相当する。花岡はこの積分方程式を変数変換し、解析的に解いている。

両者の計算法を比較すると、花岡の方法が翼型を多

項式近似する際に誤差が入るが、それ以外の計算での精度落ちは少ない。一方、西山の方法は標点の選び方、数によって解が変わることが考えられるので、花岡の方法が優れていると思われるが、実際の数値計算の結果では、空洞後方の在力分布を除き、大きな差は見られない<sup>18)</sup>。(Fig. 2.4 参照)

具体的な計算としては、翼形状、迎角、キャビティの長さを与えて、予めキャビテーション数を求め、与えられたキャビテーション数に一致するように、内挿によりキャビティの長さを求める。但し、キャビティの長さが約 70% を超える場合については、前述のようにこの計算法が閉塞型モデルに基づくので、意味のある解が得られない。この領域でのキャビティの長さの求め方は後で述べる。

## (2) スーパーキャビテーション

翼前縁から発達したスーパーキャビテーションは翼上面の形状の影響を受けないことは良く知られている。船用プロペラの翼断面の下面の形状はわずかなウ

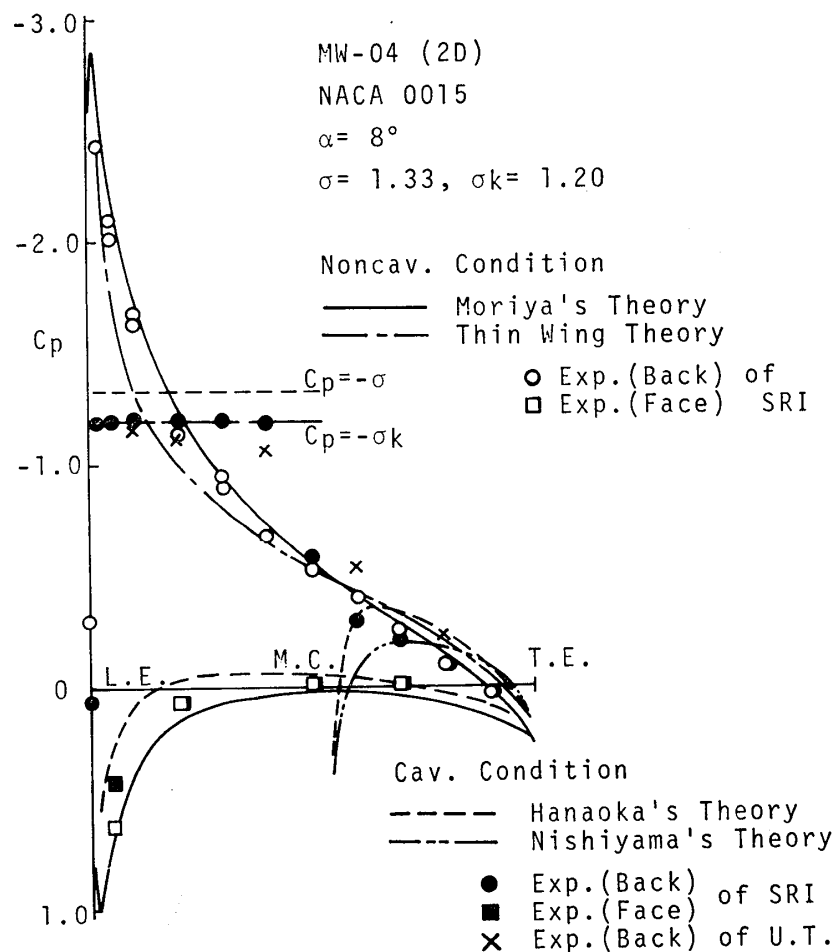


Fig. 2.4 Experimental and Theoretical Pressure Distribution of NACA 0015 Hydrofoil ( $\alpha=8^\circ$ ,  $\sigma=1.33$ )

オッシュバックがつくだけで、ほぼ平面形状とみなせる。また、開放型モデルに基づく平板のスーパーキャビテーションの理論計算値が実験値と一致することから<sup>6)</sup>、スーパーキャビテーションについては、翼断面を平板に近似して考える。

空洞の長さを  $l^*$  (翼弦長 1 に対して) とすると

$$\frac{\alpha}{\sigma} = \frac{\left\{1 - \frac{3}{5} \cos \frac{\omega}{2} \left(1 - \sin \frac{\omega}{2}\right)\right\} \left(1 + \sin \frac{\omega}{2}\right)}{4 \cos \frac{\omega}{2}} \quad (7)$$

ここで、 $l^*/c = 1 / \cos^2 \frac{\omega}{2}$

なる式で空洞の長さを求められる<sup>8)</sup>。

### (3) キャビティの長さが翼弦長に一致する時

空洞モデルを閉塞型として計算すると、キャビティの長さが翼弦長の約 70% を超えると有義な解がない。そこで実験<sup>11), 12)</sup> からキャビティの長さが翼弦長と一致した時の迎角とキャビテーション数の関係を調べた。これを Fig. 2.5 に示す。空洞モデルを開放型とすると、キャビティの長さが翼弦長に一致する時でも有限なキャビテーション数が存在し、前記と同様、翼型を平板と仮定するとこれは次式で与えられる<sup>8)</sup>。

$$\sigma = 10\alpha \quad (\alpha > 0) \quad (8)$$

上式と実験値との間には迎角が小さい時を除き良い一致が見られる。

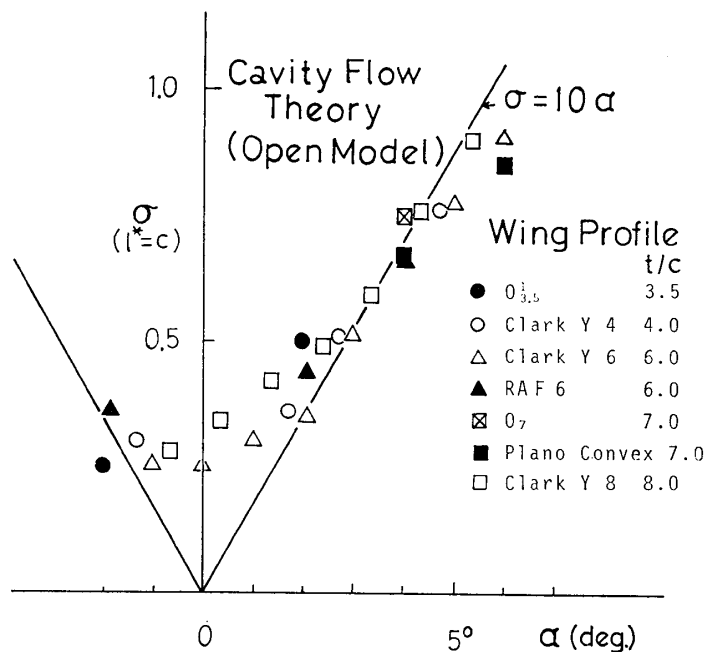


Fig. 2.5 Relationship between Attack Angle and Cavitation Number when Cavity Terminal Coincides with Trailing Edge

このことを利用して、キャビティの長さが、翼弦長の 70% から 100% になる領域では、線型部分空洞理論の結果を (8) 式の結果に滑らかに外挿して、キャビティの長さを求める。

### 2.3 揚力等価法

揚力等価法によって計算する場合、圧力分布の形に注意しなければならない。MAU 翼型プロペラなどにおいてみられる代表的な圧力分布を Fig. 1.1 に示す。Fig. 1.1 (a) の形の圧力分布はよくみられる形の圧力分布であり、容易にキャビティの長さを求められる。Fig. 1.1 (b) の形の圧力分布は、与えられたキャビテーション数に対して、揚力が一定となるキャビティの長さが 2 つ存在することになり、実際現象として定性的には間欠的なシート・キャビテーションが発生する場合に対応すると考えられる。Fig. 1.1 (c) の形の圧力分布は、揚力が一定であるキャビティの長さは 1 つであるが、その後方に負圧が存在する場合であり、その領域ではバブル・キャビテーションが発生すると推測される。本計算では守屋の第 1 近似式により圧力分布を計算し、キャビティの長さを求めている。

この方法ではスーパーキャビテーションの時のキャビティの長さを求めることができない。

### 2.4 翼型のキャビテーションと両推定法との比較

船用プロペラ断面に近い翼型のキャビテーションに

対して、空洞理論法と揚力等価法による計算結果と比較し、その適用限界を調べる。この翼型としては、沼知<sup>11)</sup>らによって行われた O<sub>3.5</sub> (翼厚 3.5% の円弧翼), Clark Y 4 (翼厚 4%), Clark Y 6 (翼厚 6%), Clark Y 8 (翼厚 8%) の 4 種を選び、Fig. 2.6~2.9 に実験値と前述の 2 つの推定法による計算値の比較を示す。この計算において、実験値と計算値の揚力係数が一致するように補正を行っている (2.1 章参照)。Fig. 2.6~2.7 に示されるように翼厚が薄い翼型 (3.5~4%) では、空洞理論が実測と非常に良く一致するのに対し、揚力等価法は全然一致しないことが分る。

Fig. 2.8 は Clark Y 6 なる翼厚 6% のエアロfoil翼型に関する比較であるが、 $\alpha' = 4^\circ$  ( $\alpha = 5.01^\circ$ ) では実験値は両推定法の計算値のほぼ中間になり、 $\alpha' = 2^\circ$  以下では揚力等価法による値に近い。Fig. 2.9 の Clark Y 8 についても同様のことが言える。

これらの比較の結果を翼厚と迎角に対して



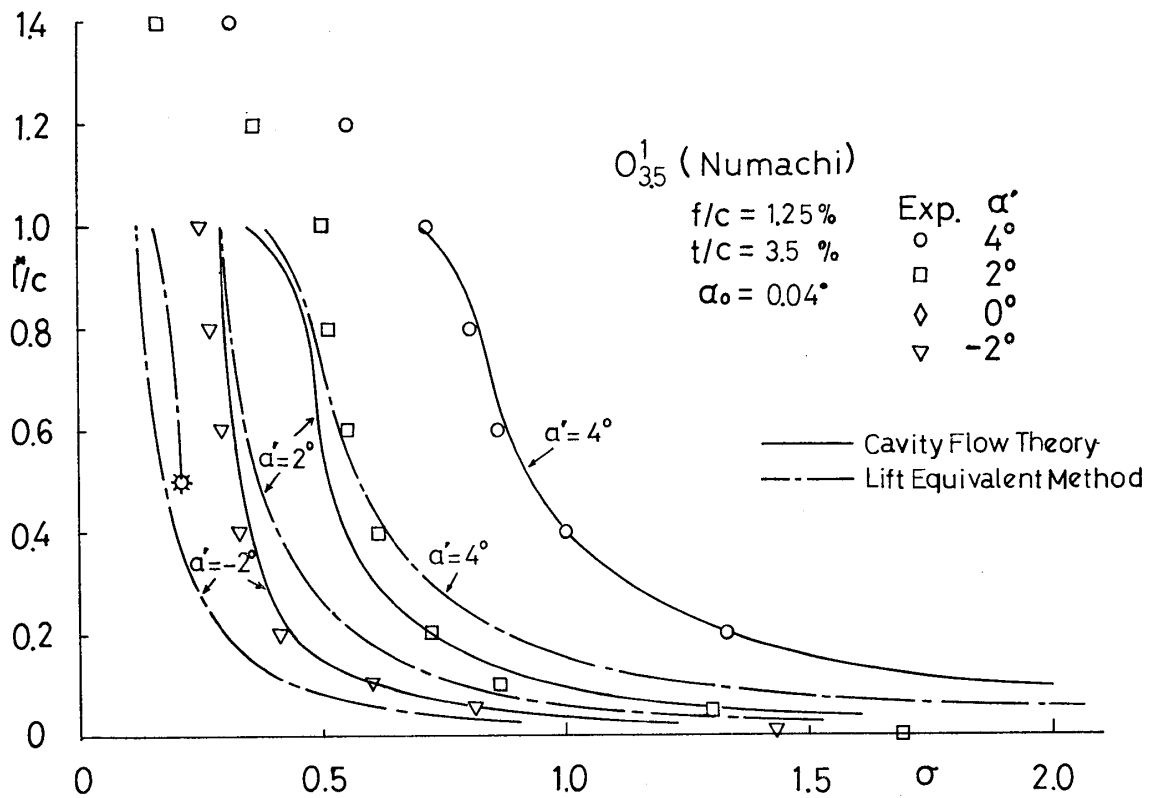


Fig. 2.6 Comparison of Cavity Length between Experiments and Calculations ( $O_{35}^1$ )

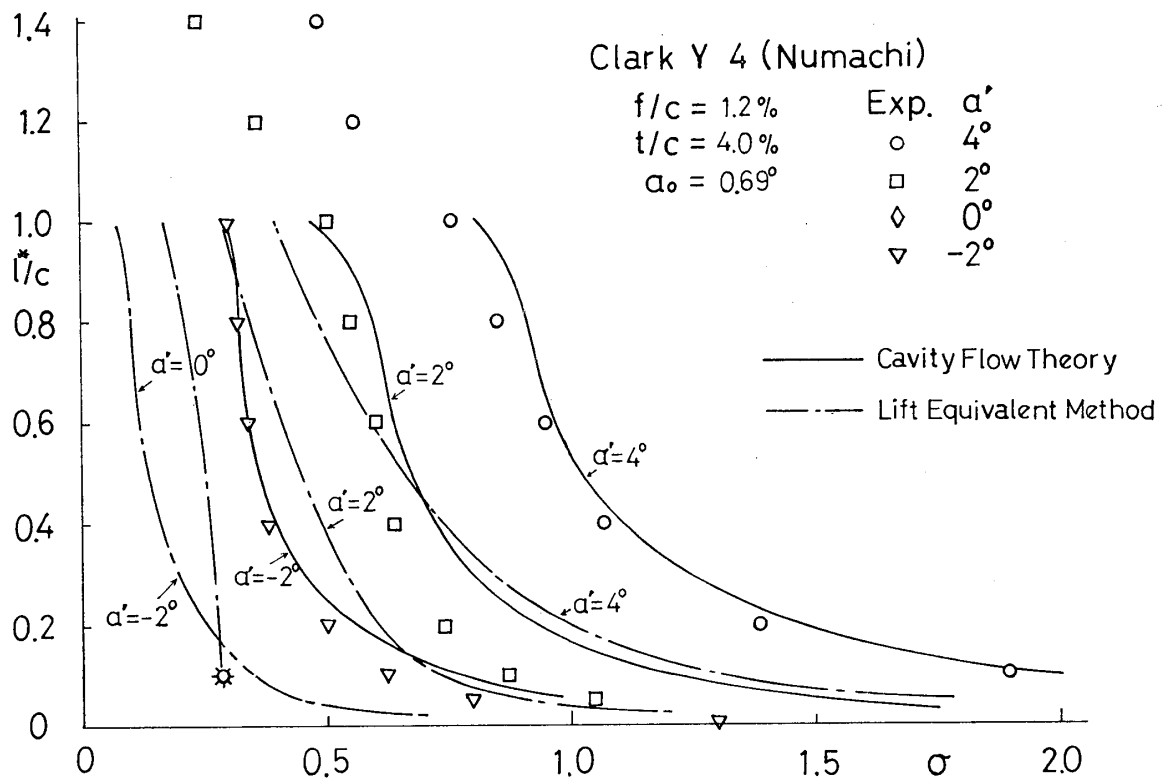


Fig. 2.7 Comparison of Cavity Length between Experiments and Calculations (Clark Y 4)

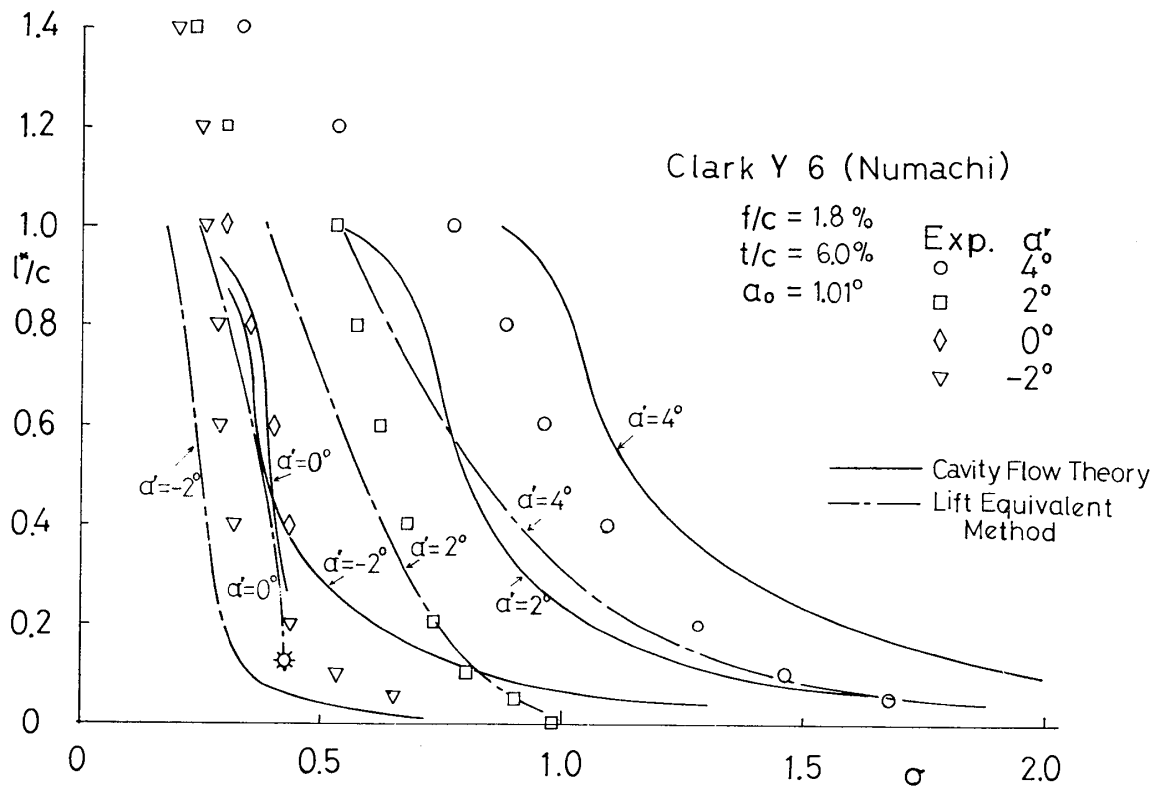


Fig. 2.8 Comparison of Cavity Length between Experiments and Calculations (Clark Y 6)

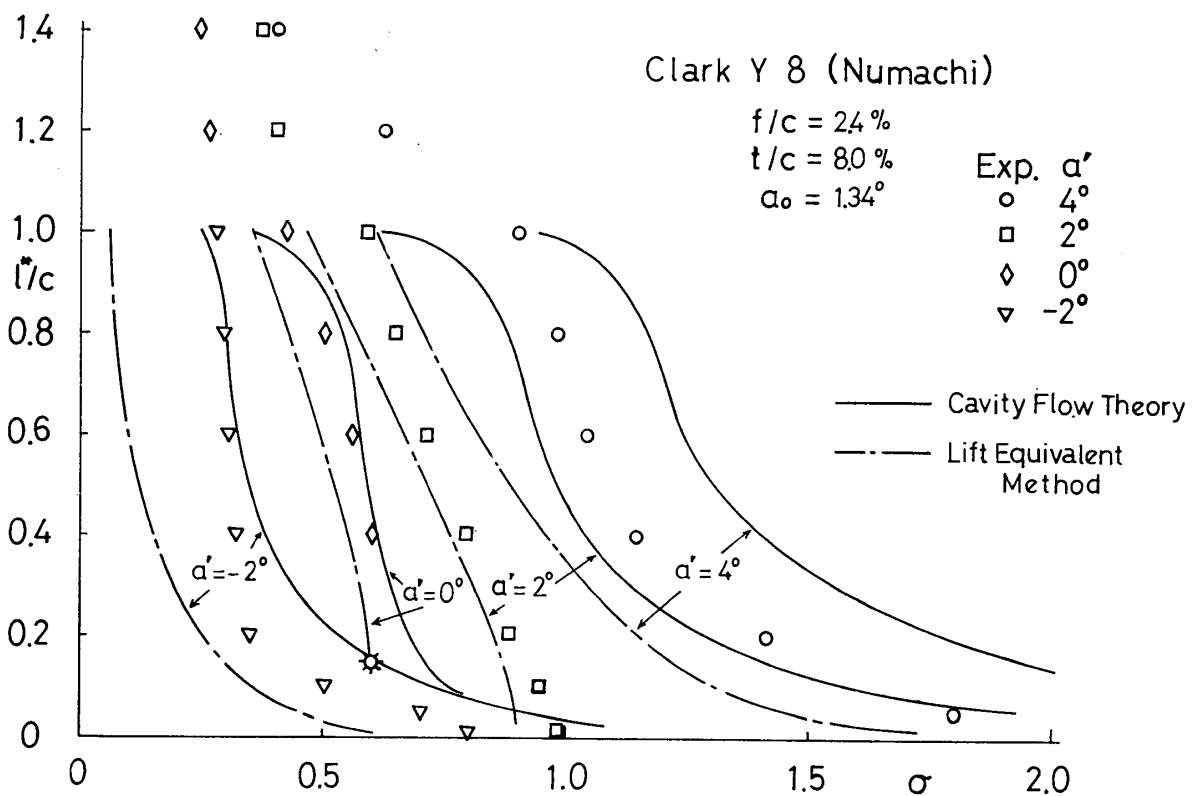


Fig. 2.9 Comparison of Cavity Length between Experiments and Calculations (Clark Y 8)

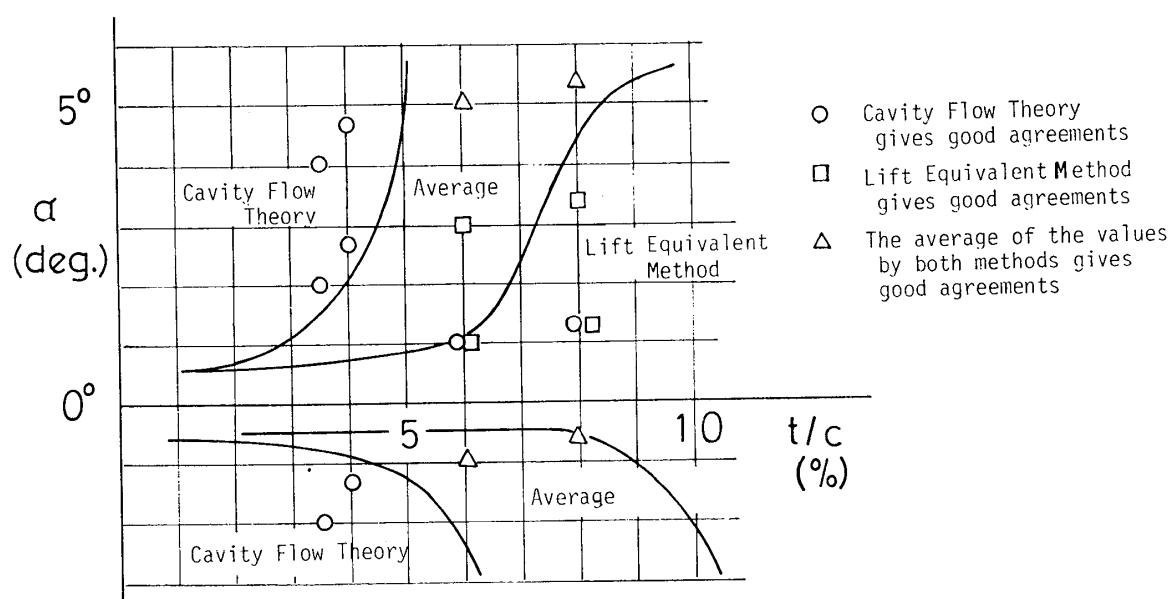


Fig. 2.10 Applicable Bounds of Respective Methods

プロットすると、Fig. 2.10 になる。これから、両推定法の適用可能領域を図示した。データの数が少ないので大略の傾向を示すものである。

## 2.5 MAU 翼型のキャビテーション発生範囲推定チャート

前章の結果から、両推定法の適用可能な範囲に対して、キャビテーション発生範囲の推定チャートを作製する。

プロペラは翼、翼展開面積比  $a_E$  は 0.50~0.80 と仮定すると、各半径位置 (0.95, 0.9, 0.8, 0.7, 0.6R) における翼厚の範囲が求まる。前述のように翼厚が薄い時には空洞理論法がよく、厚くなると揚力等価法の一致がよい。よって発生範囲の推定チャートは 0.95R, 0.9R, 0.8R の翼型について空洞理論法で計算し (Fig. 2.11~2.16)、揚力等価法によるものは 0.8R~0.6R の翼型について示す (0.8R については両推定法で計算している) (Fig. 2.17~2.22)。また計算は以下に述べる 2 つの翼型について行っている。1 つは、MAU 翼型の原型 (Original) である。他の 1 つは、いわゆる相当 2 次元翼の翼型 (Equivalent) である。この時有効なキャンバーの減少量は揚力面理論計算より大略 30% であることから、ここではキャンバーが 30% 減少した MAU 翼型を計算している。迎角  $\alpha$  は nose-tail line に基づいており、粘性を考慮していない。これは MAU 翼型の揚力係数がはっきり分からないことと、設計者の判断により修正をしやすい様に配慮したためである。菅井、小山の船用プロペラ計算プログ

ラムでは、ポテンシャル流の揚力係数に 0.882 を乗じて計算しており、実験と大略合うので、この揚力減少量に相当する分だけ補正をするのも、一つの方法である。

本チャートを利用する際の手順を Fig. 2.23 に示す。まず、非定常プロペラの計算を行い、流体力学的プロペラ翼断面形状 (相当 2 次元翼) を各半径位置について求める。このようにして得られた相当 2 次元翼型の圧力分布を計算し、キャビテーションが発生するかどうかを調べる。この際、前述の様な圧力分布に対する粘性修正を行えば、精度は向上するであろう。また、キャビテーションの初生は層流剝離または乱流遷移点の圧力と密接な関係があることが知られている<sup>16)</sup> ので、これを利用すると、キャビテーション発生範囲の推定がより正確になるであろう。キャビテーションが発生することを確かめた後、作動状態の迎角をチェックする。迎角が約  $1^\circ$  以下の時は揚力等価法が良く合う反面、空洞理論が有効でないので、揚力等価法によるチャートにより発生範囲を得る。迎角が  $1^\circ$  以上の時には、翼厚により推定法チャートを選ぶ。特に翼厚が中位 (4~6%) の時には、両推定チャートにより求め、その平均値をとる。この様にして各半径位置でのキャビティの長さを求め、それらを結ぶと発生範囲が求まることになる。

以上の手順により発生範囲は求まるが、それぞれの推定法の適用範囲はまだ十分チェックされたものではない。今後、種々のプロペラに適用し、判定法をより良いものにしていくことが望まれる。

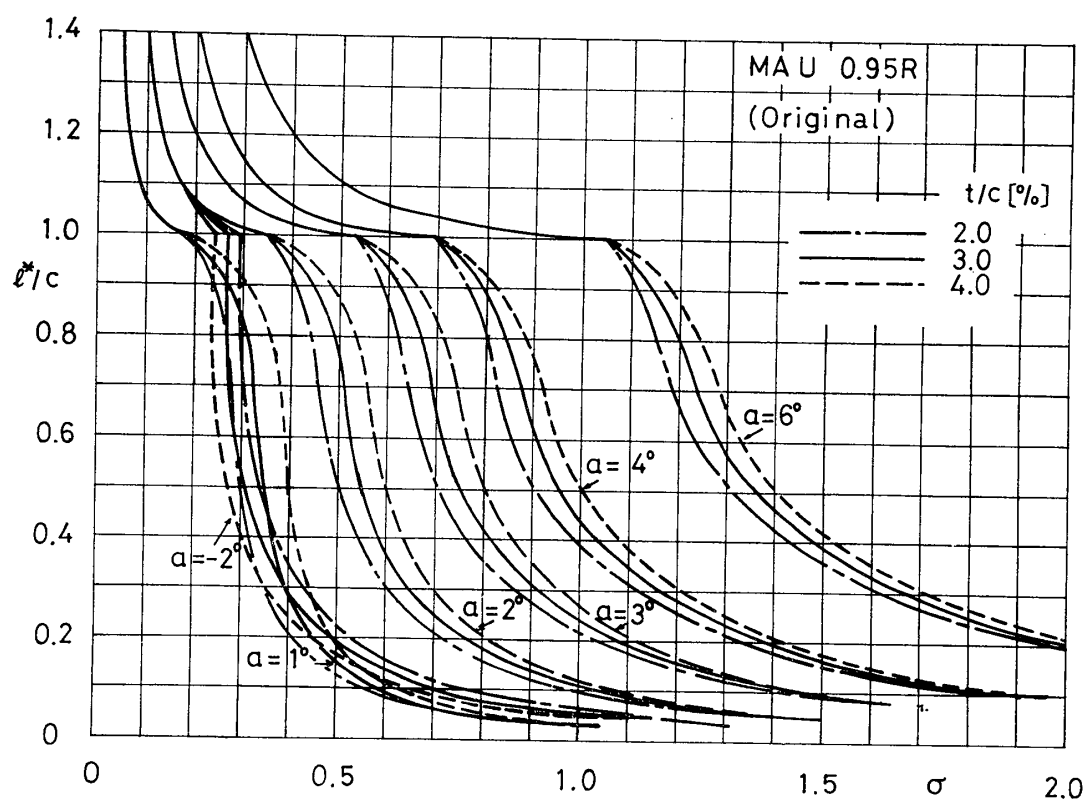


Fig. 2.11 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Cavity Flow Theory  
(MAU 0.95R, Original Camber)

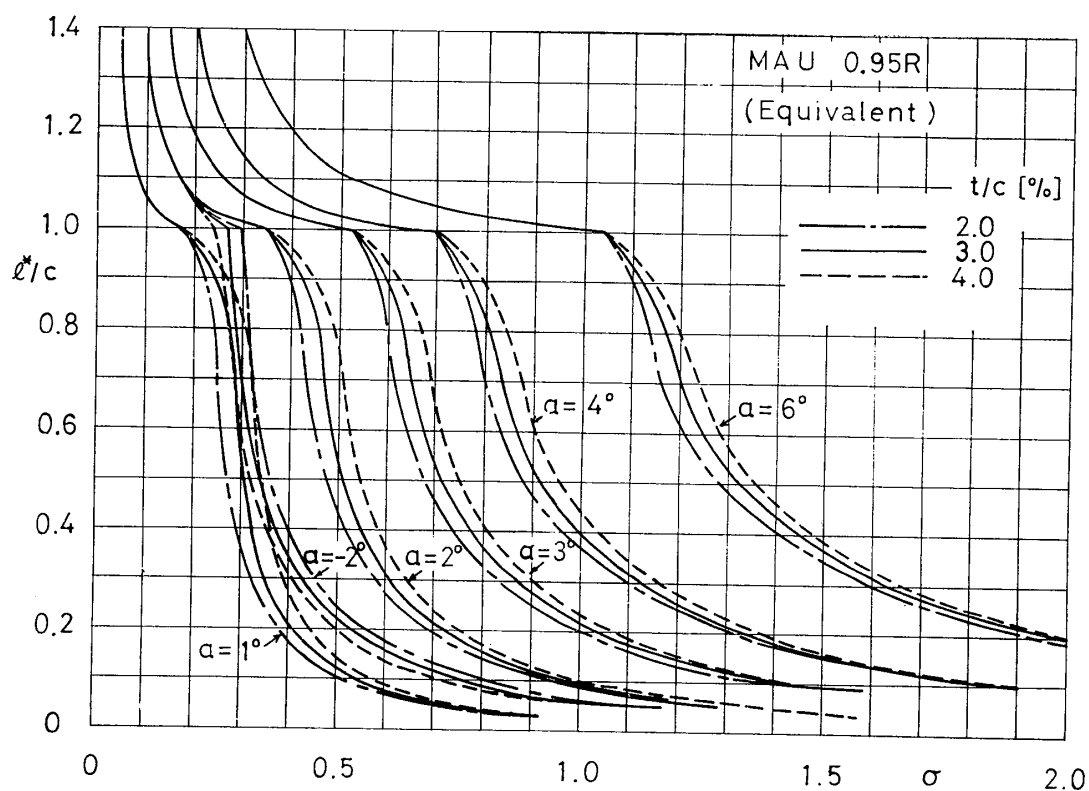


Fig. 2.12 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Cavity Flow Theory  
(MAU 0.95R, Induced Camber)

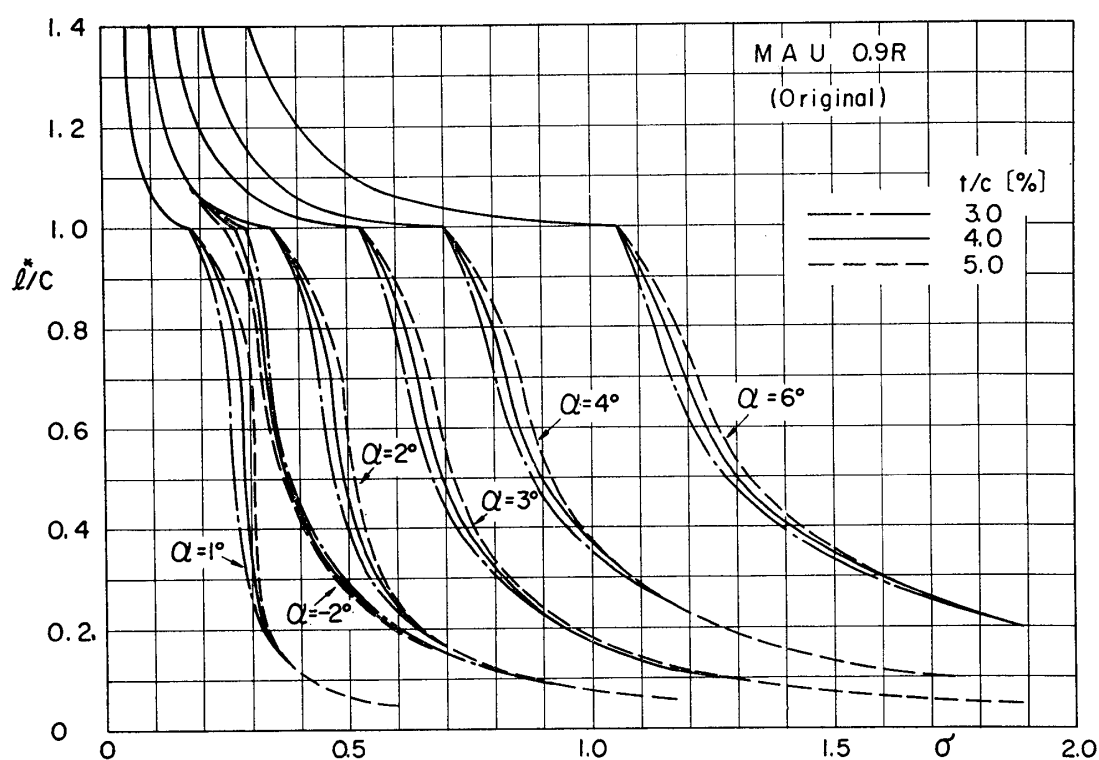


Fig. 2.13 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Cavity Flow Theory  
(MAU 0.9R, Original Camber)

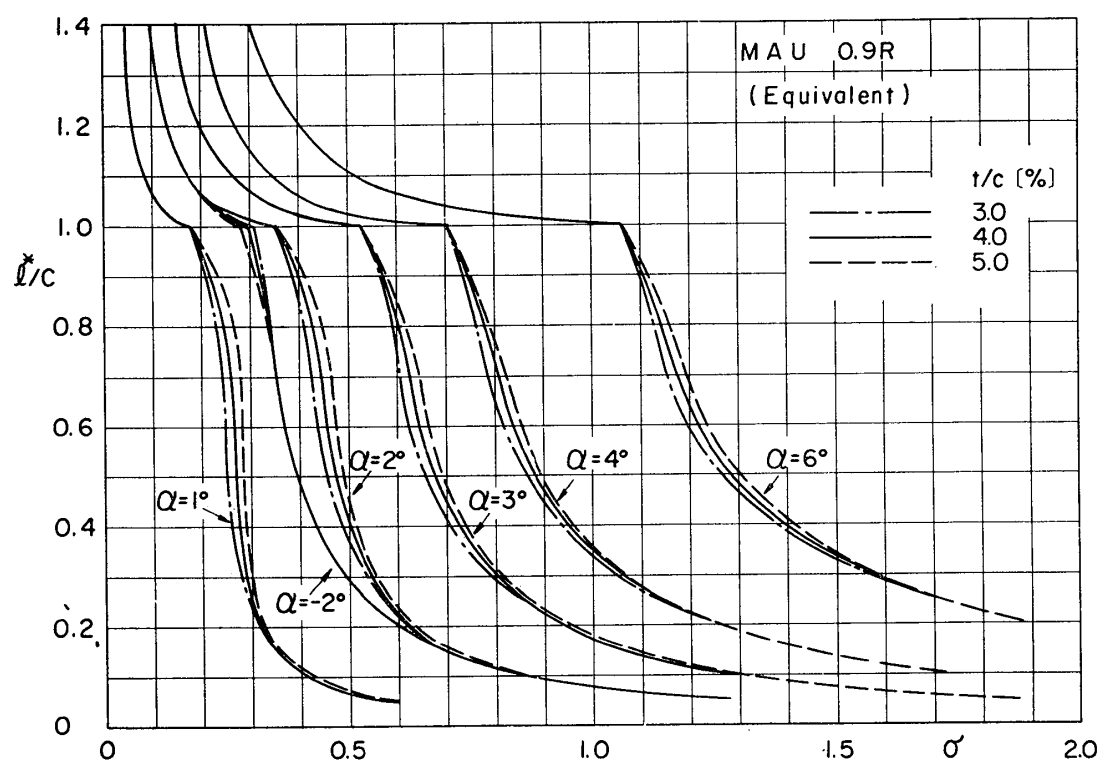


Fig. 2.14 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Cavity Flow Theory  
(MAU 0.9R, Induced Camber)

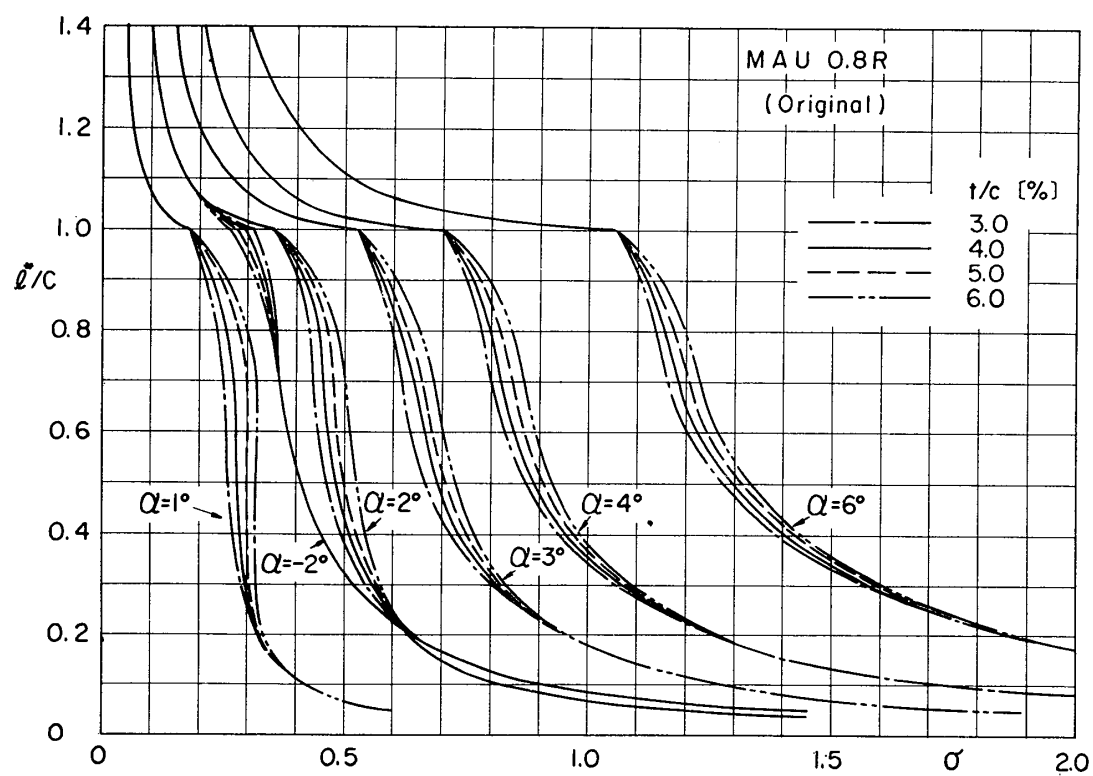


Fig. 2.15 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Cavity Flow Theory  
(MAU 0.8R, Original Camber)

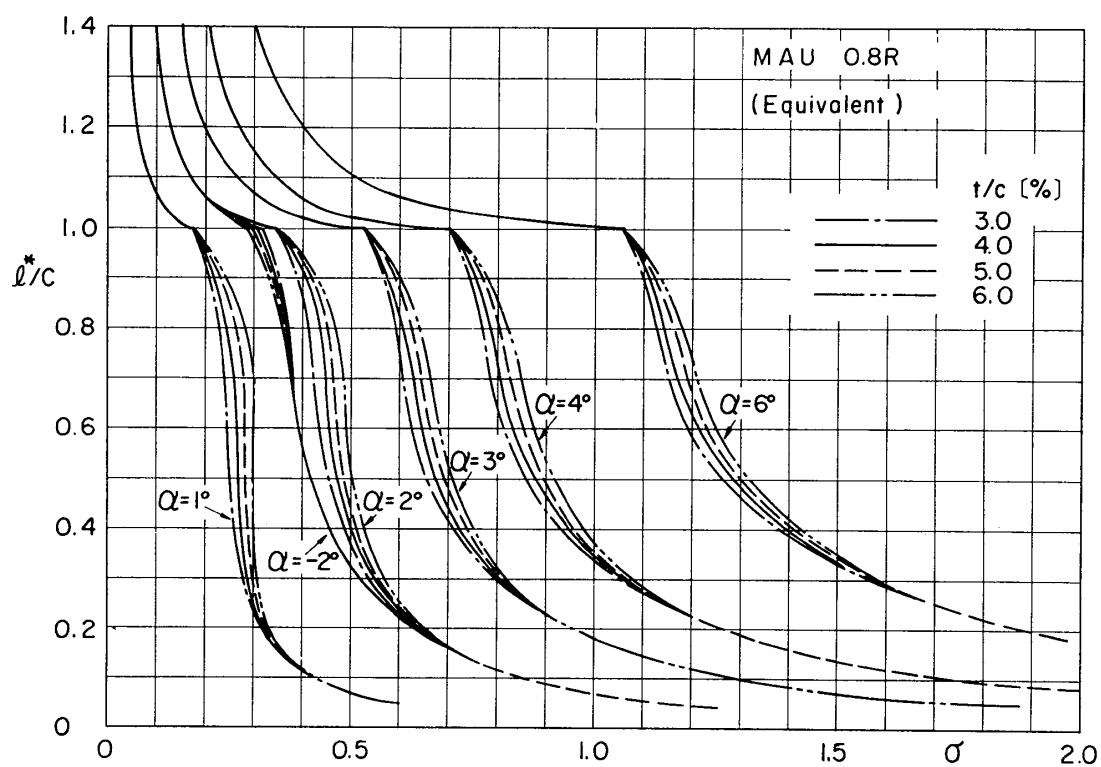


Fig. 2.16 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Cavity Flow Theory  
(MAU 0.8R, Induced Camber)

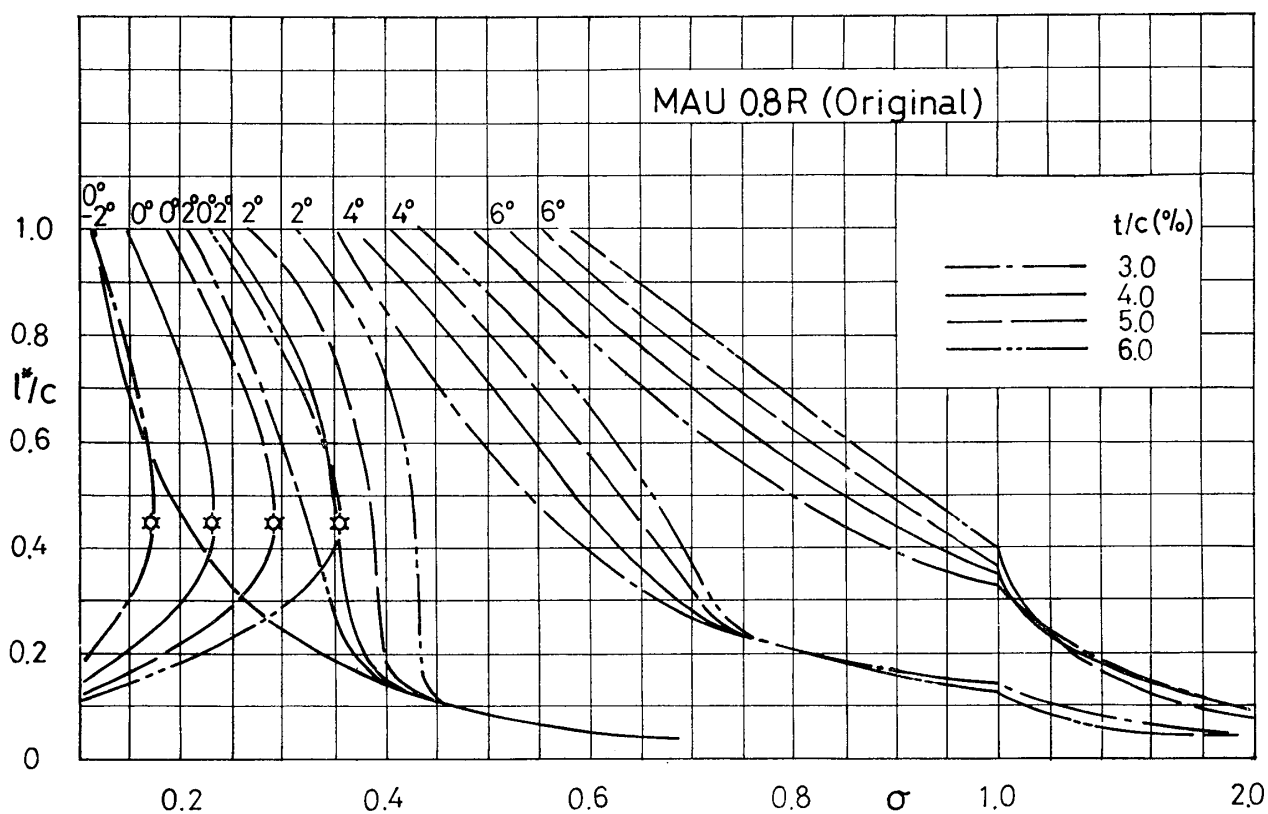


Fig. 2.17 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Lift Equivalent Method (MAU 0.8R, Original Camber)

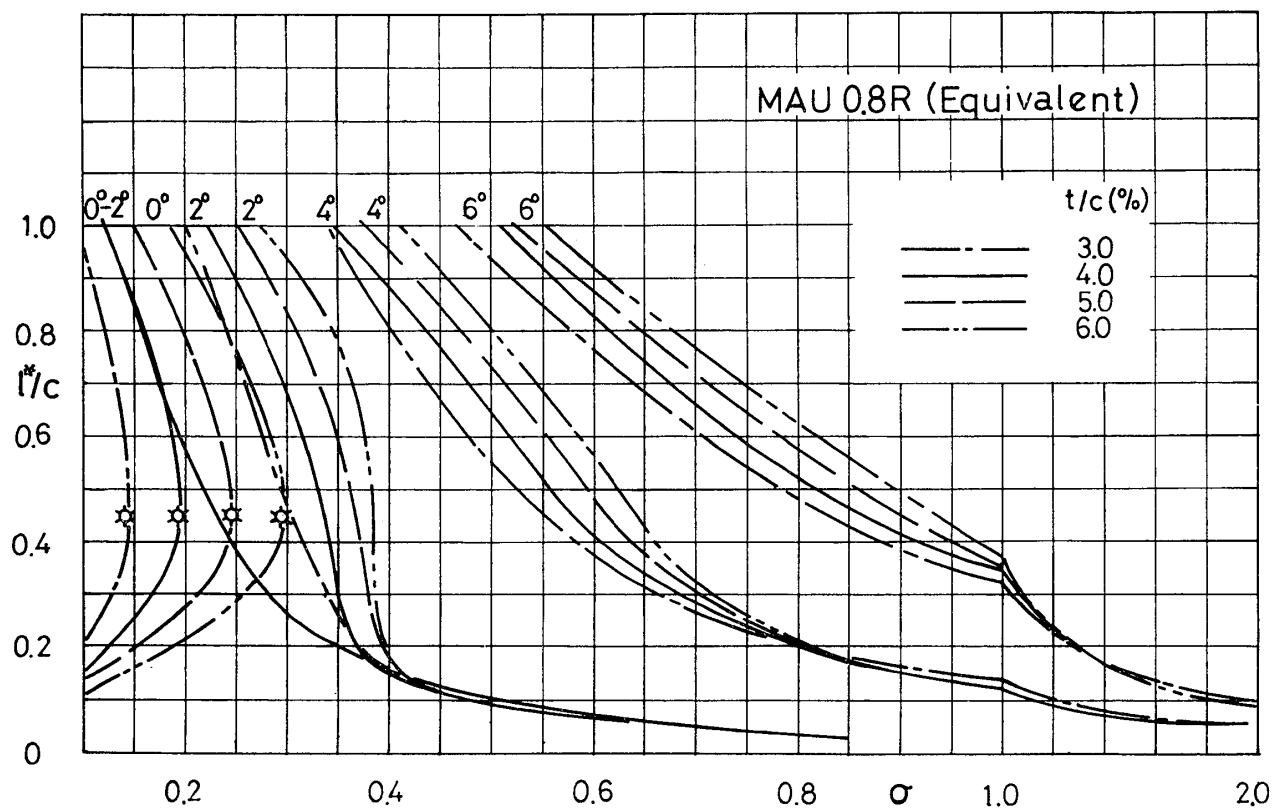


Fig. 2.18 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Lift Equivalent Method (MAU 0.8R, Induced Camber)

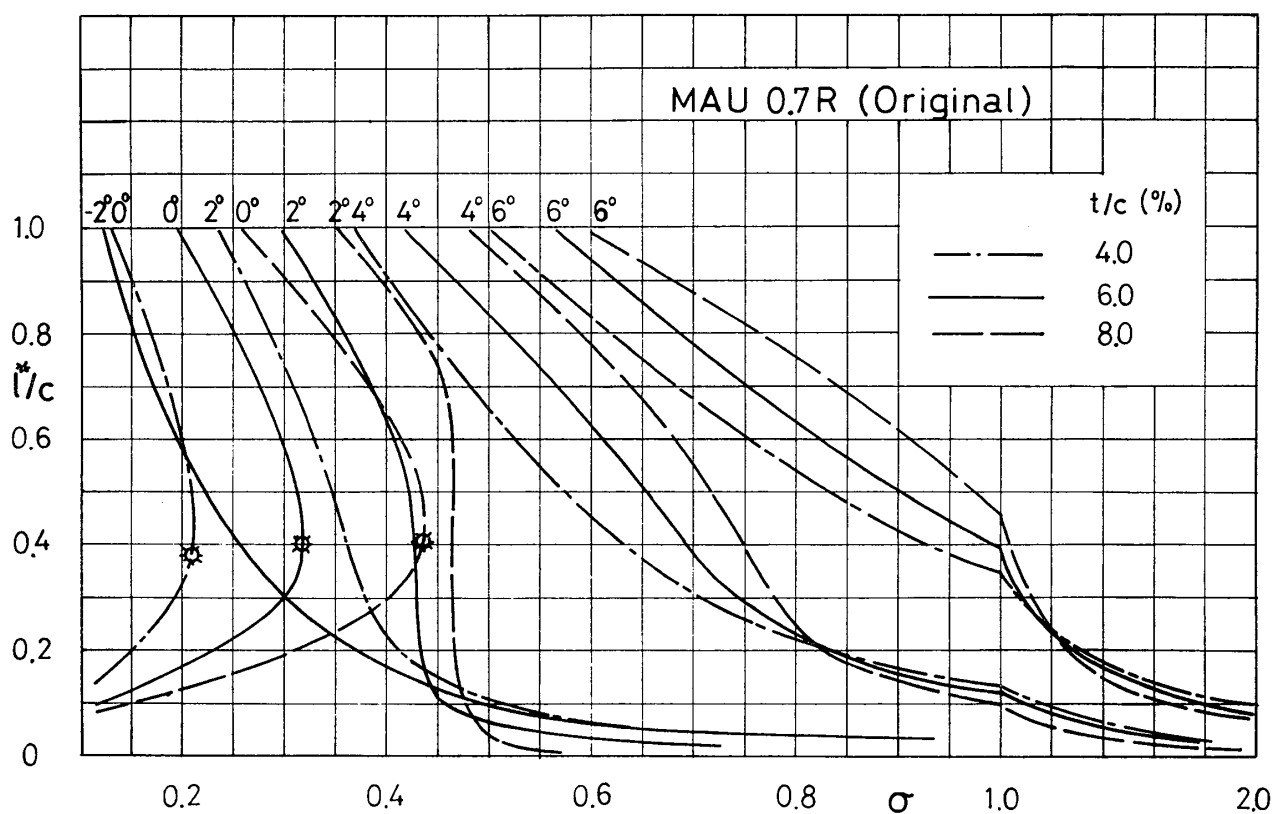


Fig. 2.19 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Lift Equivalent Method (MAU 0.7R, Original Camber)

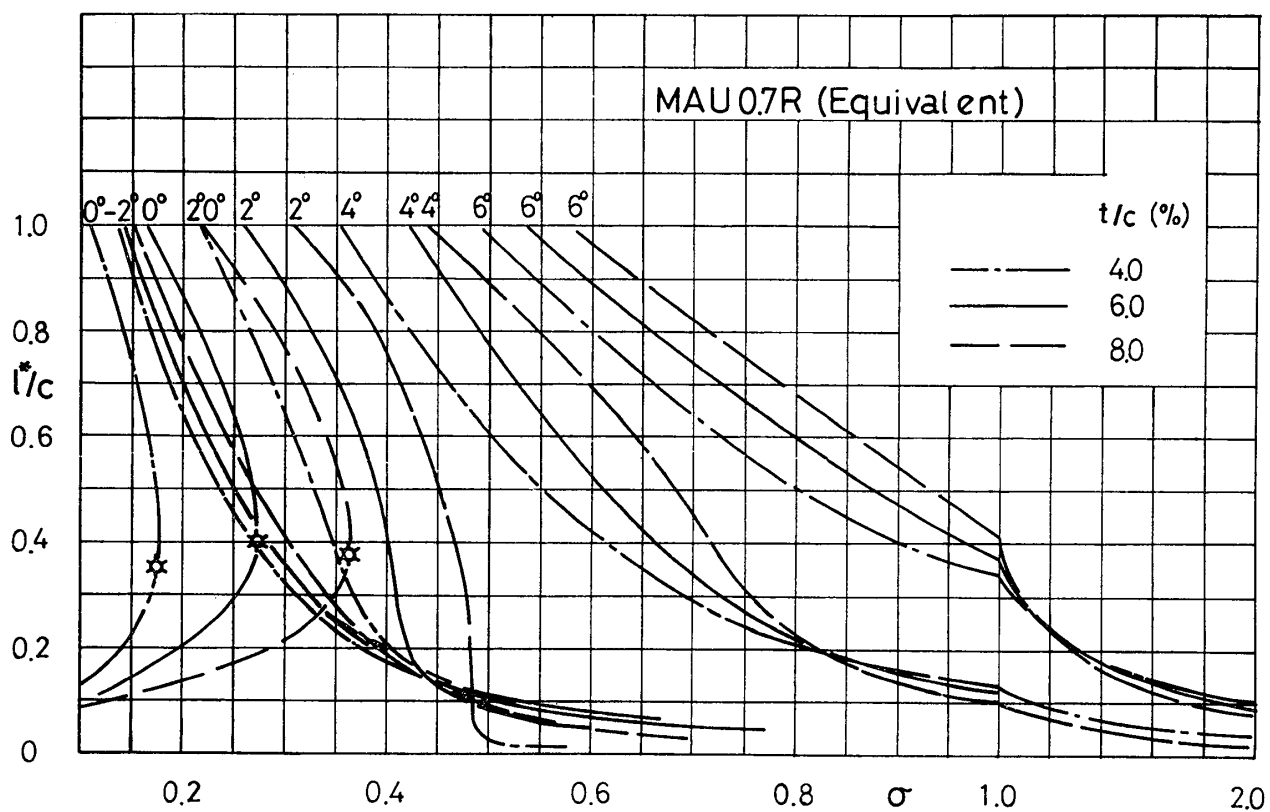


Fig. 2.17 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Lift Equivalent Method (MAU 0.7R, Induced Camber)



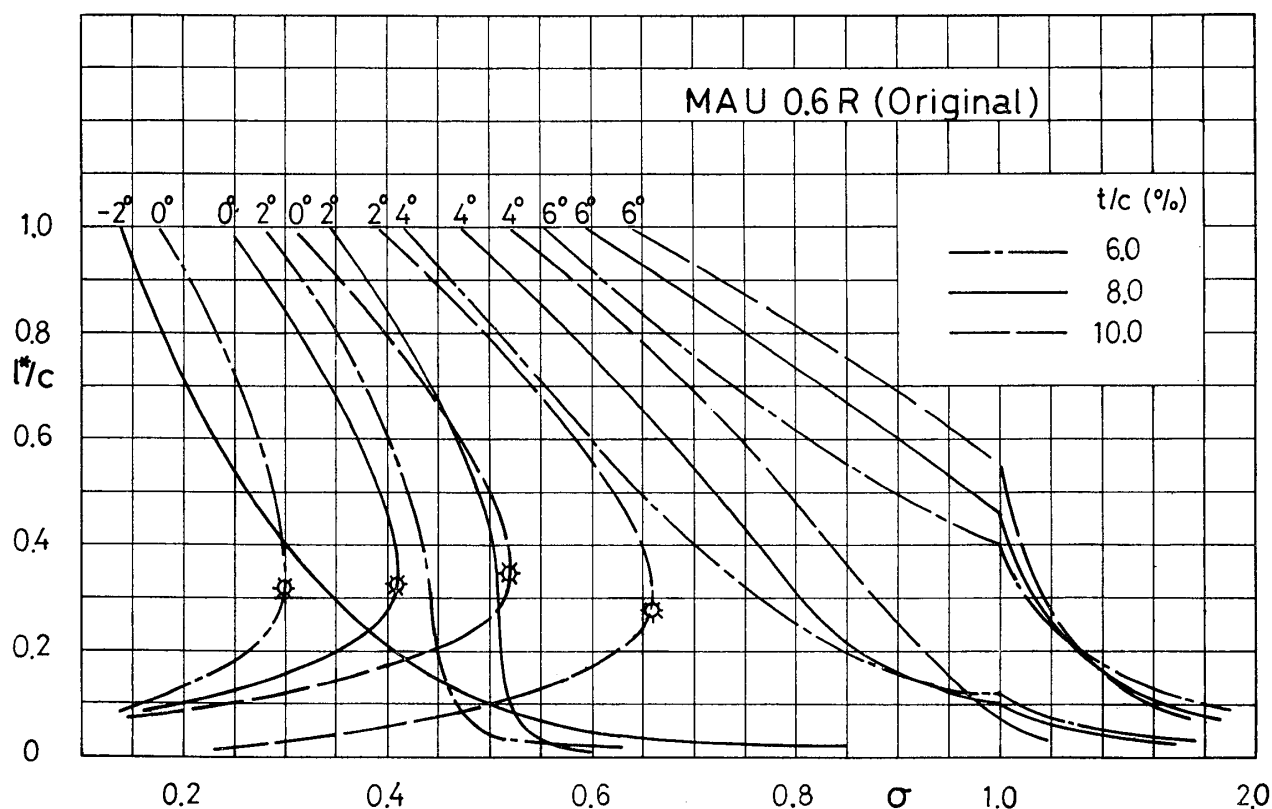


Fig. 2.21 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Lift Equivalent Method (MAU 0.6R, Original Camber)

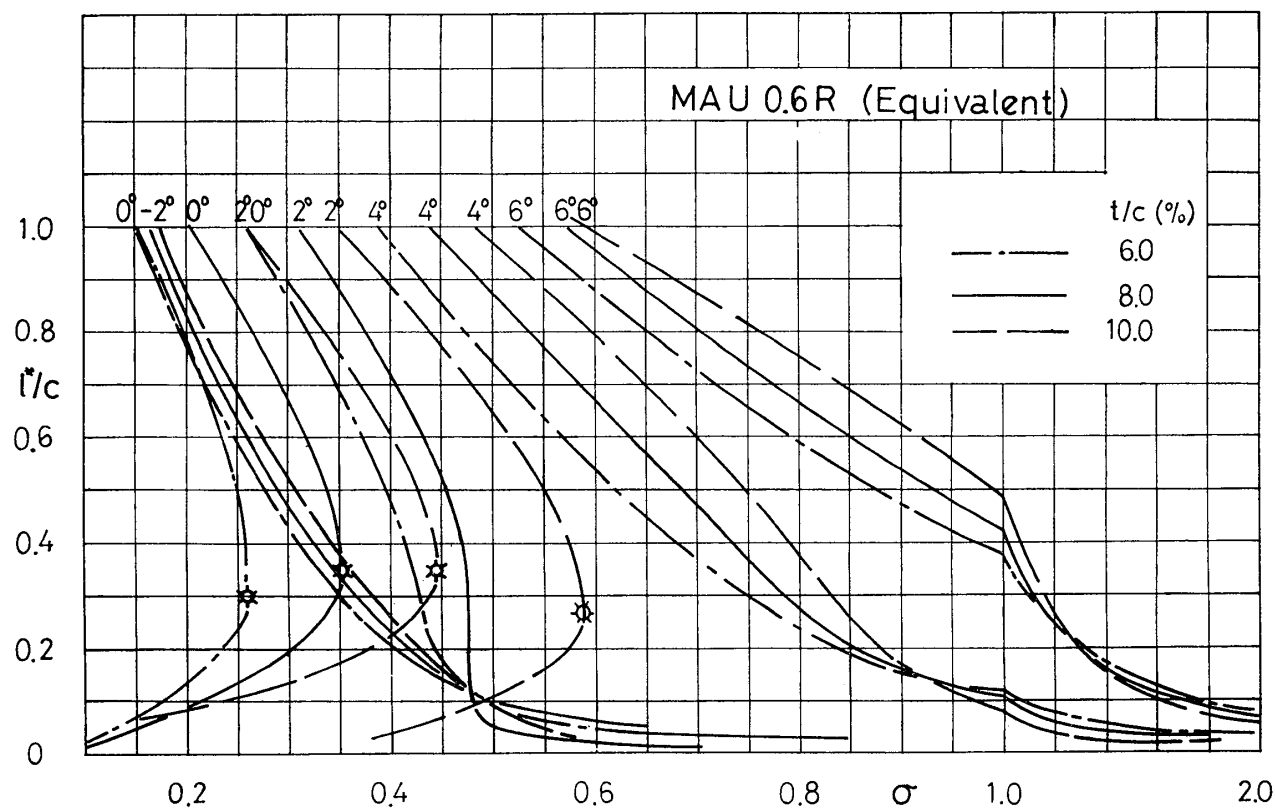


Fig. 2.22 Chart for Estimation of Cavitation Extension by Lift Equivalent Method (MAU 0.6R, Induced Camber)

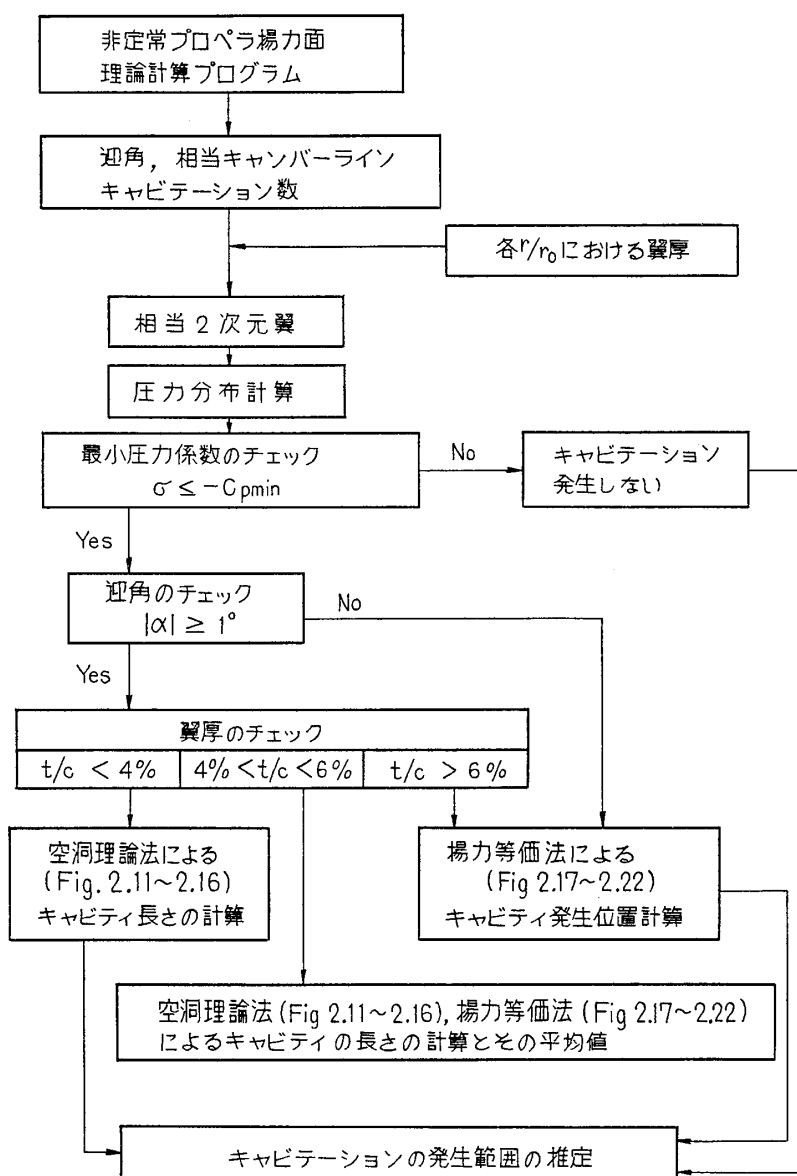


Fig. 2.23 Procedure for Estimation of Cavitation Extension by the Present Method

### 3. プロペラ・キャビテーションの発生範囲の推定例

#### 3.1 均一流中での発生範囲の推定

27 万トンタンカー用として設計されたプロペラ (M.P. 105) の要目を表 1 に示す<sup>20)</sup>。このプロペラの均一流中でのキャビテーションの発生範囲と本推定法との比較を Fig. 3.1 に示す。荷重度を 3 種類変化させた場合の比較である。Fig. 3.1 (a) は  $J=0.363$ ,  $K_T=0.210$ ,  $\sigma_n=1.51$  の場合のキャビテーションの発生範囲であり,  $0.8R$  より先端でシート・キャビテーションが, 翼弦中央部でバブル・キャビテーションが発生している。この時  $0.7R$  附近の圧力分布は Fig. 1.1

(412)

表 1

| 供試プロペラ        | M.P. 105 | M.P. 114 |
|---------------|----------|----------|
| 直径 (mm)       | 241.7    | 202.3    |
| ピッチ比          | 0.609    | 1.031    |
| 翼展開面積比        | 0.530    | 0.745    |
| 翼厚比 ( $t/D$ ) | 0.0627   | 0.0510   |
| 翼数            | 5        | 5        |
| 翼断面           | MAU      | MAU      |
| 対象船型          | タンカー船    | コンテナ船    |

(c) のタイプで, 前述の発生範囲を 2 種類与える圧力分布に対応し, キャビテーション・パターンとも良く対応する。この荷重度では見かけの迎角が  $1^\circ$  以下であるので, 揚力等価法とだけ比較すべきであろう。

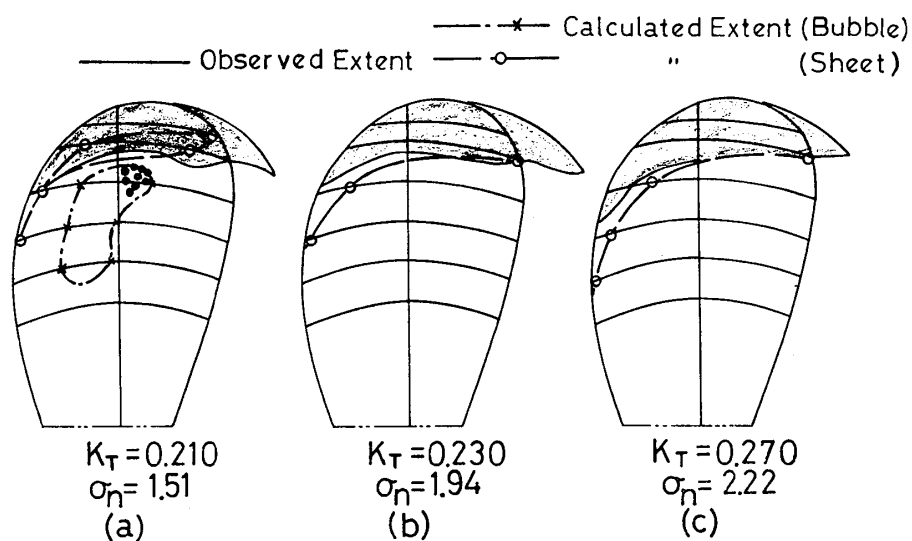


Fig. 3.1 Comparison between Calculated and Observed Cavitation Extension (Uniform Flow)

Fig. 3.1 (b) は  $J=0.316$ ,  $K_T=0.230$ ,  $\sigma_n=1.94$  の場合であり, Fig. 3.1 (c) は  $J=0.221$ ,  $K_T=0.270$ ,  $\sigma_n=2.22$  の場合である。このプロペラでは  $0.8R$  が両推定法の適用の中間領域に対応するので, その中間の値になるとし,  $0.8R$  より翼端では空洞理論法を,  $0.8R$  より

翼根側では揚力等価法を適用する。図に見られるように本推定法の結果は実験とかなり良く一致している。

### 3.2 ワイヤ・メッシュ・スクリーンによる不均一流中での発生範囲の比較

27 万トンタンカーの実船相当の伴流分布をワイヤ・

M.P.No.: 0105

LOAD : FULL

$K_T$  : 0.201

$\sigma_n$  : 2.880

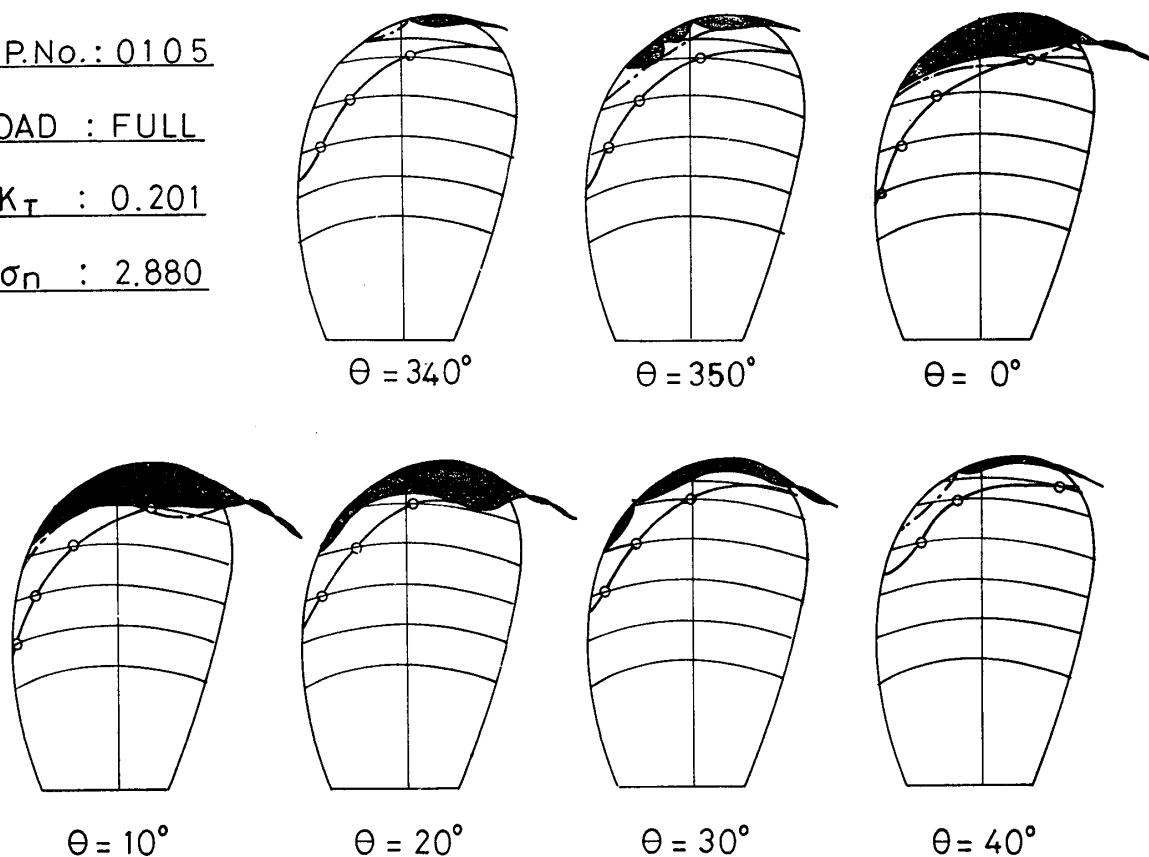


Fig. 3.2 Comparison between Calculated and Observed Cavitation Extension behind Wire Mesh Screen (Full Load Condition)

M.P.No.: 0105

LOAD: BALLAST

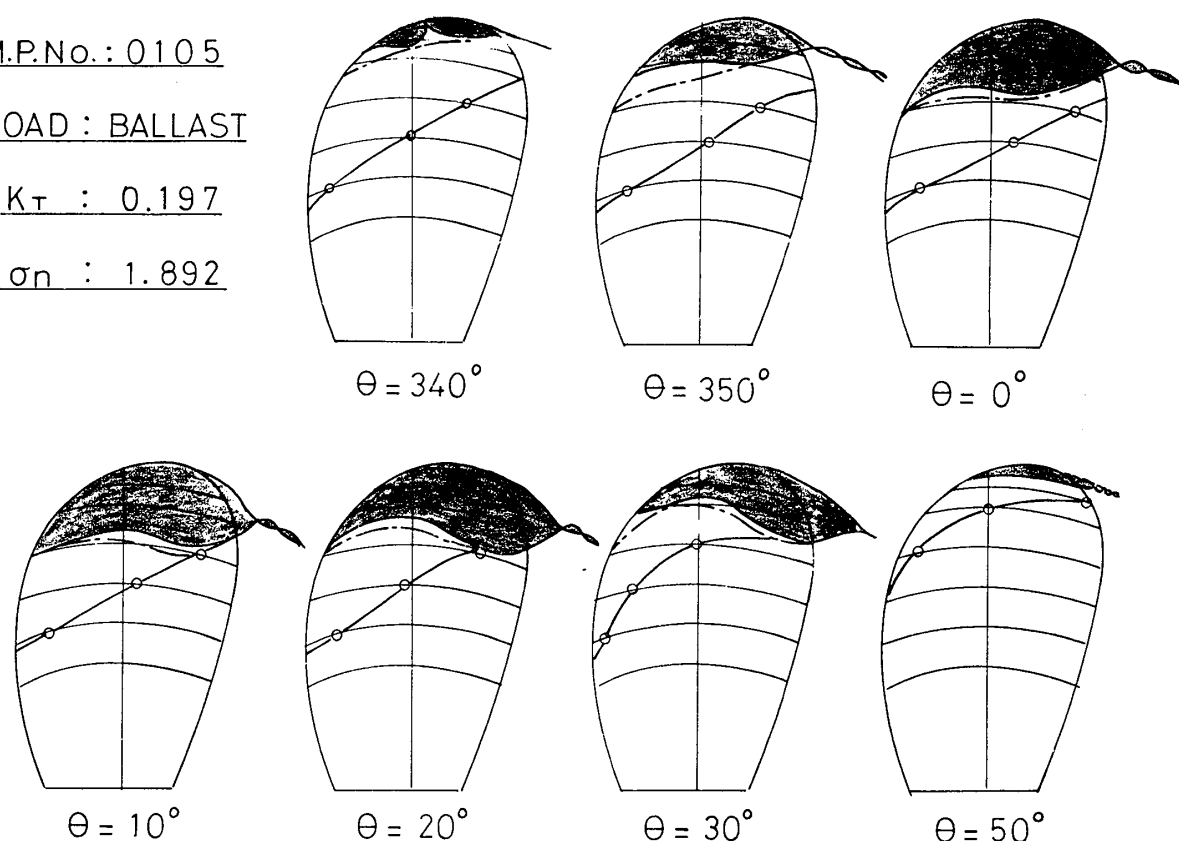
 $K_T$ : 0.197 $\sigma_n$ : 1.892

Fig. 3.3 Comparison between Calculated and Observed Cavitation Extension behind Wire Mesh Screen (Ballast Load Condition)

メッシュ・スクリーンにより、シミュレートしたキャビテーション試験の結果<sup>20)</sup>を Fig. 3.2 に示す。プロペラは均一流の場合と同じ、M.P. 105 であり、状態は Full load で  $K_T=0.201$ ,  $\sigma_n=0.288$  の場合である。回転角度位置  $\theta=340^\circ, 350^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$  での発生範囲を示す。それぞれの場合とも本推定法ではキャビティはやや大きめに推定されている。

同じ船のバラスト状態での比較を Fig. 3.3 に示す。この条件では推定値の方が実験値よりも大きめの値を与える結果が得られた。上記の結果が得られる理由の1つとして、プロペラの  $0.8R$  以下において層流剝離が起きていることが考えられる。

### 3.3 模型船伴流中での発生範囲の比較

コンテナ船 (SR 138) の模型船後方でのキャビテーション試験の結果<sup>21)</sup>を Fig. 3.4 に示す。プロペラ (M.P. 114) の要目は表 1 に示す。実験状態は Full load, MCR の場合に対応する。上記の例と同様、本推定法は大きめの発生範囲を与えるが、比較的良く合っているといえる。

以上は模型プロペラについてだけの例である。実船プロペラについては比較していない。模型プロペラで

はレイノルズ数が高くないので、翼根側では層流剝離を起すことも十分考えられ、翼根側での計算と実験の間の不一致の理由として考えられる。

一方、実船ではレイノルズ数も大きいことから、実船プロペラでは模型プロペラの場合と比較して、本推定法による結果はより一致する方向にあると考えられる。

### あとがき

本報告では、プロペラ・キャビテーションの発生範囲の推定法の一つの試みについて述べた。発生範囲の推定法には種々の方法が考案されているが、ここでは空洞理論法と揚力等価法をとりあげ、2次元の翼型の実験結果と比較し、その適用範囲を検討した。その結果、翼厚が4%より薄い薄翼では空洞理論法が、6%より厚い場合には揚力等価法が、その中間の厚みではその平均値が適当であることが分かった。現在、船用プロペラで最も使われている MAU 翼型について、上記の推定法による発生範囲の計算ができるように発生範囲推定チャートを作製した。また、この推定法による発生範囲と模型プロペラでの実験結果とを比較し

## M.P. 114, M.S. 263, FULL LOAD, MCR

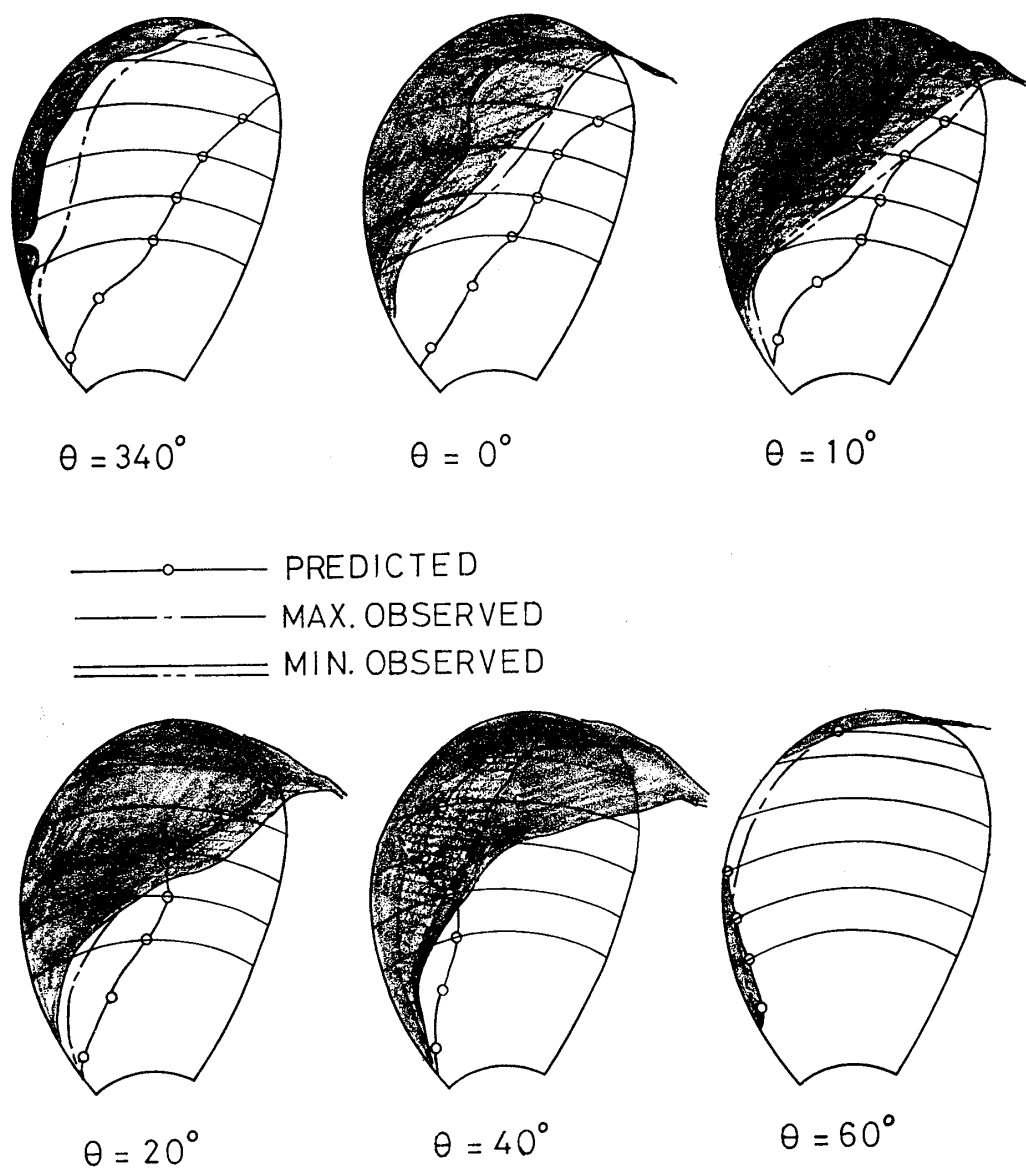


Fig. 3.4 Comparison between Calculated and Observed Cavitation Extension behind Model Ship

た。その結果、比較的良い一致が得られた。この方法は現在よく使われている2つの方法のそれぞれの長所を取り入れた方法であるが、一つの試みであり、今後新しい理論の発展を取り入れ、改良されることが望ましい。

本報告は、日本造船学会の「船型設計のための抵抗・推進シンポジウム」において発表した「第3章—プロペラ・キャビテーションの推定法」<sup>22)</sup>の前半部(著者担当分)を適用例を増し、書き直したものである。

上記シンポジウムでの共著者である東京大学工学部船舶工学科加藤洋治教授からは、シンポジウム論文作製の際に有益な示唆と議論をいただきました。

本推定法と実験との比較のために用いたキャビテーションの発生範囲は、不均一流については門井弘行プロペラ研究室長、また均一流中については黒部雄三技官による実験結果である。

本報告における数値計算のうち、非定常プロペラ揚力面計算は小山鴻一主任研究官のプログラム、西山の

線型部分線型空洞理論計算は黒部技官のプログラムを一部修正して使用した。

ここに記して感謝の意を表す。

### 参 考 文 献

- 1) Knapp, R. et al.: Cavitation, McGraw-Hill (1970)
- 2) Oossanen, P. van: Calculation of Performance and Cavitation Characteristics of Propellers Including Effects on Non-Uniform Flow and Viscosity, NSMB Publication No. 457 (1974)
- 3) Pitoniak, J.: Analysis of a Computer Program to Predict the Extent of Cavitation on Marine Propellers, DTNSRDC TM-15-76-46 (1976)
- 4) 例えば, Nishiyama, T. & Ota, T.: Linearized Potential Flow Models for Hydrofoils in Super-Cavitating Flows, Trans of the ASME, J. of Basic Eng. (1971)
- 5) Wu, T. Y. and Wang, D. P.: A Wake Model for Free-Streamline Flow Theory, Part 2, Cavity Flows Past Obstacles of Arbitrary Profile, J. Fluid Mech., Vol. 18, Part 1 (1964)
- 6) 花岡達郎: 任意翼型のキャビテーション流場の線型理論 (その3—一部分空洞の解法), 日本造船協会論文集, 第119号 (1966)
- 7) 西山哲男, 伊藤 惇: 特異点法による部分空どう翼の流れ場の基礎式とその解法 (第1報—2次元単独翼), 日本機械学会論文集 (第2部), 第43巻, 370号 (1977)
- 8) Noordzij, L.: Pressure Field Induced by a Cavitating Propeller, Int. Shipbuilding Progress, Vol. 23, No. 260 (1976)
- 9) Geurst, J. A.: Linearized Theory for Partial Cavitated Hydrofoils, Int. Shipbuilding Progress, Vol. 6, No. 60 (1959)
- 10) Tulin, M. P. and Hsu, C. C.: The Theory of Leading Edge Cavitation on Lifting Surfaces with Thickness, Symposium on "Hydrodynamics of Ship and Offshore Propulsion Systems", (1977)
- 11) 沼地福三郎他: 東北大学造研報告, 第1巻, 第1~2号 (1949)
- 12) Wade, R. B. and Acosta, A. J.: Experimental Observations on the Flow Past a Plano-Convex Hydrofoil, Trans. of the ASME, J. of Basic Engineering (1966)
- 13) 花岡達郎: 非定常プロペラ揚力面の数値解法, 船研報告, 第6巻, 第5号 (1969)
- 14) 菅井和夫: 船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)
- 15) 小山鴻一: 不均一流中のプロペラ揚力面の実用計算法と計算例, 日本造船学会論文集, 第137号 (1975)
- 16) Arakeri, V. H.: Viscous Effects in Inception and Development of Cavitation on Axi-Symmetric Bodies, C.I.T. Report No. Eng. 183-1 (1973)
- 17) Casey, M. V.: The Inception of Attached Cavitation from Laminar Separation Bubbles on Hydrofoils, Conference on Cavitation, I.M.E. (1974)
- 18) SR 174 研究資料, No. 320 (1979)
- 19) Pinkerton, R.: Calculated and Measured Pressure Distributions over the Midspan Section of the NACA 4412 Airfoil, NACA Rep. No. 563 (1936)
- 20) 家永稜威雄他: Wake Adapted Propeller に関する実験的研究, 西部造船会会報, 第56号 (1978)
- 21) Kadoi, H. and Sasajima, T.: Cavitation Erosion Prediction using a Soft Surface, Int. Shipbuilding Progress, Vol. 25, No. 286 (1978)
- 22) 加藤洋治, 右近良孝: プロペラ・キャビテーションの推定法, 船型設計のための抵抗推進理論シンポジウム, 日本造船学会 (1979)