

スーパーキャビテーティング・プロペラの  
理論解析と設計への応用

工 藤 達 郎

①

スーパーキャビテーティング・プロペラの  
理論解析と設計への応用

1994年9月

工藤 達郎

スーパーキャビテーティング・プロペラの  
理論解析と設計への応用

目次

記号表	1
1章 緒言	6
2章 一次渦パネル法によるSC翼型の性能計算	9
2.1 はじめに	9
2.2 既存のSC翼型性能計算	9
2.2.1 写像法によるSC翼型理論	9
2.2.2 前縁の非線形性を考慮したSC翼型理論	10
2.2.3 パネル法によるSC翼型性能計算	11
2.3 一次渦パネル法	11
2.3.1 渦パネルによる誘起速度	11
2.3.2 計算モデル	13
2.3.3 境界条件	14
2.3.4 解法	15
2.3.5 翼に働く力の計算	16
2.4 一次渦パネル法による翼型の設計	17
2.5 一次渦パネル法によるSC翼型の性能計算	18
2.5.1 検証用実験データ	18
2.5.2 パネル分割	19
2.5.3 Waid翼型の三分力の比較	20
2.5.4 SC翼型の三分力の比較	21
2.5.5 キャビティ長さの比較	24

2.5.6	SC翼型周りの流場の比較 . . . . .	24
2.5.7	背面剥離を伴う翼型の性能計算 . . . . .	26
2.5.8	非定常キャビテーションの発生した翼型の性能計算 . . . . .	27
2.6	まとめ . . . . .	28
3章	渦格子法によるSCPの性能解析 . . . . .	30
3.1	はじめに . . . . .	30
3.2	既存の解析法 . . . . .	31
3.2.1	SC翼列理論を応用したSCP理論 . . . . .	31
3.2.2	プロペラ揚力面理論によるSCPの性能解析 . . . . .	31
3.2.3	通常プロペラの渦格子法 (VLM) . . . . .	32
3.3	渦格子法によるSCPの性能解析法 (SC-VLM) . . . . .	33
3.3.1	基本的仮定 . . . . .	34
3.3.2	境界条件 . . . . .	35
3.3.3	座標系およびプロペラ幾何形状 . . . . .	35
3.3.4	揚力面および後流渦面 . . . . .	36
3.3.5	格子分割および特異点・標点の配置 . . . . .	37
3.3.6	誘起速度の計算 . . . . .	39
3.3.7	圧力の計算 . . . . .	40
3.3.8	未知数および方程式 . . . . .	40
3.3.9	揚力面の変形 . . . . .	42
3.3.10	後流渦の変形 . . . . .	43
3.3.11	力の計算 . . . . .	43
3.4	SC-VLMによるSCPの性能計算 . . . . .	44
3.4.1	模型試験 . . . . .	45
3.4.2	計算格子 . . . . .	45
3.4.3	翼面圧力分布 . . . . .	46

3.4.4	キャビティ表面圧力の補正 . . . . .	46
3.4.5	キャビテーション発生範囲の比較 . . . . .	47
3.4.6	SCPの性能計算結果の比較 . . . . .	47
3.4.7	高キャビテーション数における性能計算 . . . . .	49
3.4.8	翼弦中央からキャビテーションが発生するプロペラの 性能計算 . . . . .	50
3.4.9	バブル・キャビテーションの発生したプロペラの性能 計算 . . . . .	51
3.5	後流渦の変形を考慮に入れた計算 . . . . .	52
3.6	適用限界 . . . . .	52
3.7	まとめ . . . . .	53
4章	揚力面理論によるSCPの設計 . . . . .	55
4.1	はじめに . . . . .	55
4.2	SCPの設計法 . . . . .	55
4.2.1	基本概念 . . . . .	55
4.2.2	揚力線理論による初期設計 . . . . .	57
4.2.3	一次渦パネル法による翼断面の設計 . . . . .	57
4.2.4	渦格子法による揚力面の設計 . . . . .	59
4.2.5	プロペラ翼断面形状の決定 . . . . .	59
4.2.6	ピッチ分布の補正 . . . . .	60
4.2.7	翼根部の翼断面形状 . . . . .	61
4.3	模型プロペラの設計・製作と性能確認試験 . . . . .	62
4.3.1	高荷重度SCP . . . . .	62
4.3.2	小展開面積比SCP . . . . .	63
4.3.3	ハイブリッド型SCP . . . . .	65
4.3.4	実機強度を考慮したSCP . . . . .	66
4.4	既存SCPとの性能の比較 . . . . .	68

4.5	考察	68
4.5.1	ピッチ比がスラスト係数に与える影響	69
4.5.2	プロペラの翼強度	69
4.5.3	翼輪郭の選定	70
4.5.4	キャピテーション・パターン	70
4.5.5	翼断面形状	71
4.6	まとめ	71
5章	結言	73
	謝辞	76
	参考文献	77
Appendix-I	計算対象翼型	83
Appendix-II	荷重変化に基づく揚力面の変形法	90
Appendix-III	計算対象プロペラ	93
Appendix-IV	SRJNシリーズ翼型	114
Appendix-V	SRNEシリーズ翼型	120
	図表一覧	129
	附表・附図	135

記号表

A	パネルの面積	
$A_1$	線形理論による最適翼型の定数	
a	渦パネルの長さ	
$C_D$	翼型の抗力係数	$=D/\frac{1}{2}\rho U_0^2 c$
$C_{DF}$	翼型の抗力係数の摩擦成分	
$C_{DP}$	翼型の抗力係数の圧力成分	
$C_F$	摩擦応力係数	$=K_f Re_r^{-1/2}$
$C_L$	翼型の揚力係数	$=L/\frac{1}{2}\rho U_0^2 c$
$C_{L0}$	Johnson 5 項翼の、キャビテーション数=0、ショックフリー状態の時の揚力係数	
$C_{Ld}$	SRNE シリーズ翼型の設計揚力係数	
$C_{L\alpha}$	翼型の揚力係数のうち迎角による成分	
$C_p$	圧力係数	$=(p-p_0)/\frac{1}{2}\rho U_0^2$ (翼型) $=(p-p_0)/\frac{1}{2}\rho U_s^2$ (プロペラ)
$C_T$	プロペラ荷重度	$=8K_T/\pi J^2$
c	翼弦長	
D	翼の抗力	
$D_p$	プロペラ直径	
F	摩擦応力	
H	ピッチ	
h	翼とキャビティの厚さの合計	
J	前進率	$=U_s/nD_p$
K	プロペラの翼数	
$K_F$	摩擦応力の係数	
$K_Q$	トルク係数	$=\text{トルク}/\rho n^2 D_p^5$

$K_T$	スラスト係数	$= \text{スラスト} / \rho n^2 D_p^4$
$L$	翼の揚力	
$L/D$	翼の揚抗比	
$l_c$	キャビティ長さ	
$M$	プロペラ翼面上の半径方向格子分割数 (プロペラ解析) モーメント (設計)	
$N$	プロペラ翼面上の翼弦方向格子分割数	
$N_c$	キャビティ後端に置いたパネルの数	
$N_f$	翼型翼面上のパネル数	
$n$	プロペラ回転数	
$p$	静圧	
$p_0$	無限遠方の静圧	
$p_s$	剥離点の静圧	
$p_v$	水の蒸気圧	
$Q$	湧き出しの強さ	
$Q^B$	翼厚およびキャビティを表す湧き出し	
$Q^C$	後流中のキャビティを表す湧き出し	
$R$	プロペラ半径	
$Re$	一様流速に基づくレイノルズ数	$= U_0 c / \nu$
$Re_r$	各半径位置でのレイノルズ数	$= U_r c / \nu$
$r$	プロペラの半径位置	
$r_B$	ボス半径	
$r^L$	半径方向格子分割位置	
$r_{LE}$	翼の前縁半径	
$t_{cTE}$	翼後縁におけるキャビティ厚み	
$t_{c,min}$	キャビティ厚みのマージン	
$t_\theta$	平均キャンバ面から測った翼背面の高さ	



$t_u$	平均キャンパ面から測った翼正面の高さ
$U$	翼型周りの流速の絶対値
$U_0$	翼型に流入する一様流速
$U_a$	プロペラ前進速度
$U_r$	各半径位置でのプロペラ翼断面への流入速度
$v_{n,max}$	キャビティ表面を通過する法線方向流速の最大値
$w$	共役複素速度
$X$	翼前縁から一様流速の方向に測った空間固定座標 (翼型) プロペラ中心位置からシャフト後方に測った空間固定座標あ るいはプロペラ固定座標 (プロペラ)
$X_R$	プロペラ翼のレーキ
$x$	基線に添って測った翼型の翼弦長位置
$Y$	プロペラ固定座標 (プロペラ)
$Y'$	空間固定座標 (プロペラ)
$y_c$	基線から測ったキャビティ表面の高さ
$y_m$	基線から測った平均キャンパ面の高さ $= \frac{1}{2}(y_u + y_c)$
$y_o$	基線から測った翼背面の高さ
$y_u$	基線から測った翼正面の高さ
$Z$	翼前縁から一様流に垂直に測った空間固定座標 (翼型) 1番翼の母線を基に決めたプロペラ固定座標 (プロペラ)
$Z'$	空間固定座標 (プロペラ)
$z$	複素座標 (翼型解析) 断面係数 (設計)
$z^*_{min}$	無次元最小断面係数
$\alpha$	迎角
$\Gamma^c$	chordwise vortexの強さ
$\Gamma^s$	spanwise vortexの強さ
$\Gamma^T$	trailing vortexの強さ

$\Gamma^w$	shed vortexの強さ
$\gamma$	渦分布の強さ
$\eta_0$	プロペラ単独効率
$\Theta$	プロペラ翼角度位置
$\theta$	プロペラ固定円筒座標系の偏角
$\nu$	水の動粘性係数
$\rho$	水の密度
$\sigma$	翼型のキャビテーション数 $= (p_0 - p_v) / \frac{1}{2} \rho U_0^2$
$\sigma_{max}$	許容最大応力
$\sigma_v$	プロペラのキャビテーション数 $= (p_0 - p_v) / \frac{1}{2} \rho U_s^2$
$\phi$	ピッチ面のピッチ角
$\phi_m$	平均キャンバ面首尾線のピッチ角
$\phi_u$	翼正面側首尾線のピッチ角
$\omega$	プロペラ回転角速度
$e$	単位ベクトル
$n$	法線ベクトル
$U$	翼型周りの流速ベクトル
$V$	プロペラ周りの流速ベクトル
$V^S$	spanwise vortexによる誘起速度ベクトル
$V^C$	chordwise vortexによる誘起速度ベクトル
$V^T$	trailing vortexによる誘起速度ベクトル
$V^O$	後流渦面上の湧き出しによる誘起速度ベクトル
$V^B$	翼平均キャンバ面上の湧き出しによる誘起速度ベクトル
$V^I$	流入速度ベクトル
$v$	誘起速度ベクトル

添字等

^ 2次元翼型に関する量 (設計)

i	半径方向格子番号
j	翼弦方向格子番号
m	半径方向格子番号
n	翼弦方向格子番号

略語

BVC	ベース・ベンティド・キャビテーション (Base Vented Cavitation)
FEM	有限要素法 (Finite Element Method)
L. E.	翼前縁 (Leading Edge)
LVP M	一次渦パネル法 (Linear Vortex Panel Method)
SCP	スーパーキャビテーティング・プロペラ (Supercavitating Propeller)
SC-VLM	渦格子法によるSCPの解析法
SC翼型	スーパーキャビテーティング翼型 (Supercavitating Hydrofoil)
SC状態	スーパーキャビテーティング状態 (Supercavitating Condition)
SRI	船舶技術研究所 (Ship Research Institute)
T. E.	翼後縁 (Trailing Edge)
UT	東京大学 (University of Tokyo)

高速あるいは低圧下で作動する流体機器では、部分的に静圧が流体の蒸気圧以下になる箇所が生じ、そこではしばしばキャビテーションが発生する。船用プロペラも例外ではなく、主に周速の速い翼端部背面側を中心にキャビテーションが発生していることが多い。特に高速船用のプロペラでは、キャビテーションがプロペラ翼をほとんど覆い尽くしてしまい後流中にまで延びている、スーパーキャビテーション状態（以下SC状態という）になることが知られている。このSC状態では、通常のプロペラでは性能が著しく低下するので、高速船にはSC状態において効率が高くなるように設計されたプロペラである、スーパーキャビテーション・プロペラ（Supercavitating Propeller、以下SCPという）が用いられることが多い。

高速船用の推進器としては、SCPの他に、サーフェス・プロペラやウォーター・ジェット等がある。効率の観点からは、比較的軽荷重である荷重度 $C_T < 0.1$ ではサーフェス・プロペラが、また、高荷重である $C_T > 1.0$ ではウォーター・ジェットがそれぞれ有利であると言われている。レジャー、軍用などの特種用途を除いて、商用を中心とする実用域として最も使用頻度が高いと考えられる $0.1 < C_T < 1.0$ においては三者の中でSCPが最も性能が良い。また、サーフェス・プロペラは独自に設計されることは少なく、その作動条件の類似性からプロペラそのものにはSCPを用いることが多い。すなわち、SCPのプロペラ・シャフトを水面上に出した状態で運転することによりサーフェス・プロペラとして用いているのが現状である。ウォーター・ジェットは安全性、操船性の良さなどの利点から利用されることが多いが、効率の観点からはSCPに及ばず、高速時の旋回性能が舵に比べて劣るなどの問題点も指摘されている。

このような状況の中、近年の船舶の高速化にともない、その推進器としてSCPの重要性が増しており、将来的にも最も期待できる。しかし、現在SCPの利用率が予想外に低い裏には、幅広い用途に対応できる信頼性ある設計法が整備されていないという現状がある。

SCPの開発の歴史は古く、1940年代にソビエトのPosdunineが初めて本格的な研究を行っている<sup>1</sup>。その後1950年代にDTMBを中心にして、Tulin<sup>2</sup>、Tachmindji<sup>3,4</sup>、Venning<sup>5,6</sup>といった研究者らによってスーパー

キャビテーション翼型（以下SC翼型という）およびSCP設計法の研究が盛んになされた。他にも日本では谷口、谷林<sup>7,8</sup>が、NSMBではvan de Voorde<sup>9</sup>が同時代にDTMBの設計法を元にSCPの設計を行っている。しかし、この揚力線理論に基づくDTMBの設計法については、曲がり流れに対する修正が通常型プロペラに対するものでありSCPに適用するのは無理があること、これにより設計されたSCPは設計点において必ずしもSC状態とならないこと、スラストが設計値よりも15%低くなることなどの問題点が指摘されている。

SC翼型を用いず、オジバル翼型やクレセント翼型（ホロー・フェース翼型）といった、キャビテーションの発生をできるだけ遅らせることを目的とした断面を用いた高速船用のプロペラもBell<sup>10</sup>、Gawn&Burrill<sup>11</sup>、Newton&Rader<sup>12</sup>などにより開発されている。これらは全て系統試験に基づく設計チャートである。これらのプロペラは中速域では良い性能を示すが、どうしてもSC状態が避けられなくなる50ノット以上の高速域では急激に性能が落ちてしまうと言われ<sup>3</sup>、実際にはもっと低い速度域においてもSCPの方が良い性能を示すことも多い。

近年では、1979年にSSPAのRutgersson<sup>13</sup>が系統的な性能試験に基づく設計チャートをキャビテーション数 $\sigma_v=0.4, 0.6, 0.8$ について発表している。また、1980年代にはYim<sup>14,15,16</sup>が揚力面理論によるSCP設計法を開発しているが、出来上がったSCPのスラストはDTMBの設計法によるものと同様に設計値よりも3~8.5%低めになる。DTMBの設計法よりは精度が向上しているが設計法としてはまだ設計精度と出来上がったプロペラの効率に不満が残る。

このように、SCPの断面であるSC翼型の2次元理論解析や、SCPの設計法に関する論文が数多く発表されているのに比べて、SCPの理論的性能解析に関するものは僅少であり、精度の良い理論解析法は無い。キャビテーションが発生した通常プロペラの理論解析は少数の研究者が発表している<sup>17,18,19,20</sup>が、SC状態での性能解析の精度は悪く、通常プロペラの揚力面理論解析の精度に及ばない。

こうした背景の中、新しい時代のSCPの開発のため、精度の良いSC状態のプロペラ性能解析法の開発が必要であった。また同時に、既存のSCPの設計法は、実用的なものは系統試験に基づくチャートによるもので適用範囲が狭く、理論設計法は精度が悪く信頼性に欠けているため、信

類性あるSCP設計法の開発が望まれていた。

本論文では、こうしたSCPについて、実用上十分な精度を持つ理論解析法および理論設計法の開発を目的とする。

第2章では、SCPの翼断面であるSC翼型に関して、設計にも応用しやすい非線形理論解析法を開発し、これについて述べる。一次渦パネル法と呼ばれるこの解析法は、翼面およびキャビティ表面を強さが線形に分布した渦パネルで表し、キャビティ形状については圧力条件から逐次近似法により求める。そのため、性能解析では固定した面として扱う翼型表面を、キャビティ表面と同様に逐次変形させて扱うことにより、翼面圧力を与えられたときの翼形状を求めるという設計問題にも容易に応用することができる。いくつかのSC翼型について計算結果を模型実験結果と比較し、精度の検証と問題点の抽出を行う。

第3章では、渦格子法によるSCPの性能解析法を開発し、これについて述べる。この解析法はSC-VLMと称し、翼背面のキャビテーション領域における圧力条件の扱い方に特長がある。すなわち、キャビテーションの発生した領域の圧力が蒸気圧になるような揚力面（平均キャンバ面）形状を逐次近似法により求めることにより圧力条件を満たすと共にキャビティ形状を求める。この手法の開発により渦格子法によりSCPを扱うことが可能になった。翼型と同様にいくつかのSCPについて計算結果を模型実験結果と比較することにより、精度の検証を行うと共に、本計算法の適用限界を調べる。

第4章では、理論計算に基づいたSCPの新しい設計法を提案する。本論文で扱うのは、翼輪郭および翼断面についての設計法である。実際に設計した4つのSCPについて模型試験によりその性能を確かめ、本設計法の有効性を確認する。さらに、設計過程において得られた知見をまとめる。

## 2章 一次渦パネル法によるSC翼型の性能計算

### 2.1 はじめに

本章では、SCP（スーパーキャビテーション・プロペラ）の翼断面であるSC翼型（スーパーキャビテーション翼型）の2次元解析法について述べる。

まず、2.2節で既存のSC翼型性能計算法について調べる。

次に、2.3節では、本論文で開発したSC翼型の性能解析法、「一次渦パネル法」（LVPM; Linear Vortex Panel Method）について説明する。

2.4節では、一次渦パネル法を翼型設計に応用する方法について述べる。具体的に正面側圧力分布の与えられたSC翼型1つを設計する。

2.5節では、一次渦パネル法により具体的に2.4節で設計した翼型を含むいくつかのSC翼型の性能計算を行い、実験データと比較する。

### 2.2 既存のSC翼型性能計算

#### 2.2.1 写像法によるSC翼型理論

2次元のSC翼型の理論解析は、Helmholtz、Kirchhoffが自由流線理論を適用したのが初めである。その後、1950年代から60年代にかけて写像法を中心に数多くの研究がなされている。

Kirchhoffは、キャビテーション数 $\sigma=0$ で、一様流中に迎角 $\alpha$ で置かれた平板の周りの流れを、非線形理論である自由流線理論により解析した。キャビティは前縁から背面側に発生し、無限に長く下流に続いているとしている。この平板まわりの流れを解き、揚力係数 $C_L$ 、抗力係数 $C_D$ として次の厳密解を得ている。

$$C_L = \frac{2\pi \sin\alpha \cos\alpha}{4 + \pi \sin\alpha} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{2\pi \sin^2\alpha}{4 + \pi \sin\alpha} \quad (2.2)$$

Tulinは、 $\sigma=0$ の時のSC薄翼まわりの流れを、Tulin変換と呼ばれる写像によりキャビテーションの発生していない薄翼まわりの流れに変換して、

線形理論により流れ場を解いている。その結果、SC翼型では荷重分布が後縁に寄っているほうが揚抗比が高いという結論に達している。また、Tulin変換した荷重分布を級数展開し、その2項目までを考えたときの最適翼型を導いている。これはTulin2項翼と呼ばれ、翼正面形状は次の式で表される。

$$\frac{y}{c} = \frac{A_1}{2} \left[ \frac{x}{c} + \frac{8}{3} \left( \frac{x}{c} \right)^{3/2} - 4 \left( \frac{x}{c} \right)^2 \right] \quad (2.3)$$

ここに、 $x$ は前縁からの距離、 $y$ は基準線からの高さ、 $c$ は翼弦長、 $A_1$ は定数である。

Johnson<sup>21</sup>は、級数の3項目あるいは5項目まで考えたときの理論最適翼型を導いており、それぞれJohnson3項翼、Johnson5項翼と呼ばれる。翼正面形状は、それぞれ次の式で表される。

$$\frac{y}{c} = \frac{A_1}{10} \left[ 5 \left( \frac{x}{c} \right) - 20 \left( \frac{x}{c} \right)^{3/2} + 80 \left( \frac{x}{c} \right)^2 - 64 \left( \frac{x}{c} \right)^{5/2} \right] \quad (2.4)$$

$$\frac{y}{c} = \frac{A_1}{315} \left[ 210 \left( \frac{x}{c} \right) - 2,240 \left( \frac{x}{c} \right)^{3/2} + 12,600 \left( \frac{x}{c} \right)^2 - 30,912 \left( \frac{x}{c} \right)^{5/2} + 35,840 \left( \frac{x}{c} \right)^3 - 15,360 \left( \frac{x}{c} \right)^{7/2} \right] \quad (2.5)$$

キャビテーション数が0でない場合については、Geurst<sup>22</sup>、大場<sup>23</sup>が等角写像による線形理論で、Wu<sup>24,25</sup>が非線形理論で解析を行っている。

## 2.2.2 前縁の非線形性を考慮したSC翼型理論

線形理論では、理想迎角以外の時には圧力が翼前縁において発散するという不合理が生じ、これを避けるためにFuruya<sup>26</sup>は翼前縁の非線形性を考慮した計算法を提案しているが、キャビティ前縁位置に任意性が残る点に問題があった。

前縁からキャビティが発生する場合についてはKinnas<sup>27</sup>が線形理論による特異点分布法により解析しており、翼型形状とキャビティ長さから、キャビテーション数と渦および湧きだしの強さを陽に求める積分式を導いている。また、Kinnas<sup>28</sup>は前縁以外からキャビティが発生する場合については渦の強さの傾きが0となる点をキャビティ前縁とすることを提案している。

山口<sup>29</sup>は、キャビティ前縁は層流剥離点に一致するということが



Arakeri<sup>30</sup>の実験などにより検証されていることから、Furuyaの非線形理論とThwaitesの層流剥離点の計算法を組み合わせる計算法を提案した。この方法により、キャビティの前縁は一意に決定されることとなり、実験との対応も良い。

### 2.2.3 パネル法によるSC翼型性能計算

非線形特異点分布法の一つであるパネル法によるSC翼型の研究はUhlman<sup>31</sup>、C.-S.Lee<sup>32</sup>、Kinnas<sup>33</sup>、五通<sup>34</sup>により行われている。いずれもパネル内では一定の強さを持つ渦、湧き出し、あるいはダブレットからなるパネルを翼面およびキャビティ表面に配したモデルを用いている。渦分布が一次式で与えられるパネル法は馮(Feng<sup>35</sup>)が部分キャビテーションの発生した翼型に対して用いているが、キャビティ前端を圧力最小点に合わせており、実験との一致は必ずしもよくない。

## 2.3 一次渦パネル法

一次渦パネル法(LVPM: Linear Vortex Panel Method)は、翼およびキャビティの表面を渦を線形に分布させた線分(パネル)で表現して翼の周りの流れを解く方法である。渦の強さが連続であるために圧力分布も連続となり、キャビティ前端近傍の圧力変化が急激なところにも対応できる。そのため、圧力分布を与えて形状を求めるという逆問題への応用まで考える手法である。以下にこの方法を用いてSC状態にある2次元SC翼型の性能を計算する手法の概要を述べる。

一次渦パネル法の詳細を以下に述べる。

### 2.3.1 渦パネルによる誘起速度

両端の複素座標が $z_0$ 、 $z_1$ である線分上の点を

$$z_r = z_0 + r(z_1 - z_0) \quad (0 \leq r \leq 1) \quad (2.6)$$

で表す。この線分上に強さ $\gamma$ の渦が分布しているとき、この渦パネルにより任意の点 $z$ に誘起される複素速度 $w$ は、

$$w = \frac{ia}{2\pi} \int_0^1 \frac{\gamma}{z_0 + r(z_1 - z_0) - z} dr \quad (2.7)$$

である。ここに、 $a$ は線分の長さである。以下に数種類の渦分布について誘起複素速度を計算する。

(a) ゼロ次渦パネル

渦の強さが一定値  $\gamma_0$  であるとき、

$$w = \frac{ia}{2\pi} \cdot \frac{\gamma_0}{z_1 - z_0} \log \frac{z - z_1}{z - z_0} \quad (2.8)$$

である。

(b) 一次渦パネル

渦の強さが

$$\gamma = \gamma_0 + r(\gamma_1 - \gamma_0) \quad (2.9)$$

で表されるとき、

$$w = \frac{ia}{2\pi} \left[ \frac{\gamma_1 - \gamma_0}{z_1 - z_0} + \frac{(\gamma_1 - \gamma_0)z - \gamma_1 z_0 + \gamma_0 z_1}{(z_1 - z_0)^2} \log \frac{z - z_1}{z - z_0} \right] \quad (2.10)$$

である。

(c) 特異パネル

渦の強さが  $z_0$  で  $1/2$  乗の特異性を持つとき、すなわち、

$$\gamma = \gamma_0 + \sqrt{r}(\gamma_1 - \gamma_0) \quad (2.11)$$

で表されるとき、

$$w = \frac{ia}{2\pi} \left[ \frac{\gamma_0}{z_1 - z_0} \log \frac{z - z_1}{z - z_0} + \frac{\gamma_1 - \gamma_0}{z_1 - z_0} \left( 2 + \sqrt{s_0} \log \frac{\sqrt{s_0} - 1}{\sqrt{s_0} + 1} \right) \right] \quad (2.12)$$

ここに、

$$s_0 = \frac{z - z_0}{z_1 - z_0} \quad (2.13)$$

である。

(d) 平行無限渦パネル

$z_0$ 、 $z_1$ を起点として、実軸に平行な2本の平行半直線上にそれぞれ  $\gamma_0$ 、 $-\gamma_0$ の強さの渦が分布しているとき、これにより誘起される複素

速度は、

$$w = \frac{i\gamma_0}{2\pi} [\log(z_1 - z) - \log(z_0 - z)] \quad (2.14)$$

である。

### 2.3.2 計算モデル

計算モデルをFig.2.3.1に示す。翼面およびキャビティ表面を渦パネルで表す。翼面およびキャビティ表面を合わせると強さが連続な1つの閉じた渦面となり、内部領域には特異点を含まずパネル上にも湧き出しは無いので、パネルを貫く流れが0となるように境界条件が満たされた状態においては内部の流速はいたるところで0である。従って、パネル上の渦の強さ $\gamma$ は、翼あるいはキャビティ表面上の流速に等しくなる。

翼面上のパネルには一次渦パネルを用いる。一次渦パネルを用いることにより翼面上の渦の強さは連続となり、標点以外の点においても流速および圧力を合理的に定めることができる。これは、キャビティ発生点を決定する際に、前縁のように速度変化の大きな領域において境界層計算を行うにあたり必要である。

山口に倣い(2.2.2項参照)、キャビティは翼正面側では後縁から、翼背面では層流剥離点から発生するものとする。剥離点は、翼面上の流速分布(すなわち渦の強さの分布)にThwaitesの方法<sup>36</sup>を適用して求める。キャビティ前縁の位置が変われば翼面上の流速分布も変わるので、剥離点は逐次計算により求める。キャビティ表面上では圧力が一定、すなわち渦の強さが一定なので、ゼロ次渦パネルを用いる。

自由流線理論によれば、剥離を伴う非粘性流れでは、剥離点直前の圧力は

$$p(x') = p_s - k(x'_s - x')^{1/2} + O(x'_s - x'), \quad x' < x'_s \quad (2.15)$$

と表される<sup>37</sup>。ここに、 $x'$ は物体表面を含むゼロ流線に沿って測り、剥離点の位置を $x'_s$ 、圧力を $p_s$ とする。本計算法ではキャビティ表面はキャビティ前端で翼面から剥離した自由流線としての渦面で表されるので、キャビティ前縁の直前において圧力分布は1/2乗の特異性を持つ。一方、剥離点での渦の強さ(=流速)を $\gamma_s$ とし、剥離点の直前の渦の強さを $\gamma(x) = (1 + \varepsilon(x'))\gamma_s$ とすると、Bernoulliの式より

$$\frac{p(x')}{\rho} + \frac{(1+\varepsilon)^2 \gamma_s^2}{2} = \frac{p_s}{\rho} + \frac{\gamma_s^2}{2} \quad (2.16)$$

が成り立つ。ε ≪ 1として2乗の項を省略すると、

$$\varepsilon = \frac{k}{\gamma_s^2} (x'_s - x')^{1/2} + O(x'_s - x') \quad (2.17)$$

よって、

$$\gamma(x') = \gamma_s + \frac{k}{\gamma_s} (x'_s - x')^{1/2} + O(x'_s - x') \quad (2.18)$$

であり、圧力の1/2乗の特異性は渦分布の強さの1/2乗の特異性に置き換えられる。従って、キャビティ前端の直前のパネルだけを上記の特異渦パネルとする。

また、このとき、 $x' = x'_s$ において物体表面と自由流線は傾きは連続につながり、曲率は不連続となる。従って、キャビティの初期形状はキャビティ前端の直前の翼面のパネルに接するように置く。

キャビティ長さが無限の時は、翼より十分下流において、キャビティは一定幅で一樣流速に平行になるものとし、平行無限渦パネルで扱う。理論的にはキャビティ表面の曲率は常に正であり、無限に延びるキャビティが有限幅に納まることはないが、充分下流において平行であるとして扱っても翼の近傍の流場に与える影響は無視しうるほど小さい。

キャビティ長さが有限の時は、キャビティ長さを与えて、キャビティ終端にはRiabouchinskyのモデル<sup>38</sup>を少し変形して用いる。すなわち、キャビティの上面および下面と滑らかに接続するように、キャビティ前端から流線に添って変形されたキャビティパネルの上下の後端の開き幅と傾きに合うように小さな数枚の一次渦パネルを円弧状に並べ、これをキャビティ後端とする。上下のキャビティパネルの開き幅によってキャビティ後端のパネルの大きさは変化する。キャビティ後端のパネル上では渦の強さが変化し、表面圧力はキャビティ内圧よりも高くなることとなる。

また、非キャビテーション状態の計算では、翼後縁の正面側および背面側から2本の剥離渦層が下流に無限に延びているとして計算する。

### 2.3.3 境界条件

翼面上およびキャビティ面上で満たすべき境界条件として、以下のものを考える。

- (a) 水に接した翼面上では流れは翼面接線方向に流れる。
- (b) キャビティ表面では流れはキャビティ面の接線方向に流れる。
- (c) キャビティ表面上では圧力は一定である。

#### 2.3.4 解法

境界条件(a)は、翼表面の各パネルの midpoint において評価する。境界条件(c)はキャビティをゼロ次渦パネルで表し、上面側と下面側の渦の強さを異符号で絶対値を等しくする事により満足できる。キャビティの形状を与えれば、この2つの境界条件から渦の強さを求めることができる。

境界条件(b)は、キャビティ・パネルの向きを、得られた渦分布により計算される流速の向きに合わせてることにより満足させつつ、イタレーションにより解を得る。パネルの方向を表す単位長さの複素数を  $v_p$ 、パネル midpoint の複素速度を  $w$  とすると、新しいパネルの向きは

$$v_{p,new} = \frac{|w|}{w} \times \left( \frac{|w|}{w} \right)_{v_{p,old}} \quad (2.19)$$

で表される。ただし、 $r$  は 0.5 以下の実数で、イタレーションの初期には 0、10 回目以降には 0.5 となるように線形に増加させた。これにより新しいパネルは Fig. 2.3.2 の様な位置となり、収束を早めることができる。

翼面上のパネル数を  $N_f$ 、キャビティ後端のパネル数を  $N_c$  とすると、キャビティの上面側と下面側の圧力が等しいという条件によりそれぞれの渦の強さは独立ではないので未知数は  $N_f + N_c - 1$  個であり、境界条件(a)による方程式は  $N_f + N_c$  本である。従って方程式の方が 1 本多い事となるので、連立方程式の解法としては最小自乗法を用いる。そのため、翼面上での接線流れ条件(境界条件(a))は厳密には満たされず、翼面を通過する流れが存在する事になる。 $N_f$  を約 130 (キャビティ前端の位置によって変化する)、 $N_c$  を 15 とした計算では、この翼面に垂直な流速は一様流速の  $10^{-4}$  以下であり、翼およびキャビティ内部に生ずる内部流れも同程度以下である。パネル分割数を十分とれば、翼の性能計算値には実用上全く影響は無い。

計算のフローチャートを Fig. 2.3.3 に示す。全体は大きく 2 つの入れ子に

なったイタレーションから成っている。内側のイタレーションはキャビティの形状についてのイタレーションであり、境界条件(b)を満足するためのものである。外側のイタレーションはキャビティ発生点についてのイタレーションであり、キャビティ前端位置が層流剥離点に一致するまで繰り返される。

キャビティ形状についてのイタレーションの収束判定の基準としては、キャビティ表面を通過する法線方向流速の最大値 $v_{n,max}$ がある微小値以下になったら計算は収束したとみなした。具体的には、キャビティ発生点が決まらない間は $v_{n,max} < 10^{-3}$ とし、外側のイタレーションが収束してキャビティ発生点が決まったら $v_{n,max} < 10^{-4}$ を収束条件とした。この値は上記の最小自乗法による漏れと同等であり、これ以上収束条件をきつくしても意味はない。

### 2.3.5 翼に働く力の計算

翼に働く揚力 $L$ および抗力 $D$ は、圧力成分および粘性成分に分けて計算する。圧力成分は、各パネルに働く力について全翼面上でベクトル和をとることにより求める。粘性成分は、層流あるいは乱流境界層計算により求める。実験結果との比較を考える場合、翼弦長と一樣流速によるレイノルズ数は $10^6$ 程度であり、接水している翼正面側（正圧側）では後縁側が加速流となるために乱流遷移が送れることと、前縁の淀み点からキャビティ前縁（すなわち層流剥離点）までは層流と考えて問題ないと考えられることから、本論文中では層流の計算のみを行う。

翼面とキャビティ面を合わせた全周にわたって圧力を積分すると、ポテンシャル計算であるため抗力が0になる。しかし、翼面上で積分を行うと抗力が計算される。この差は、全周の積分では存在するキャビティ後端のパネルにかかる圧力（ $C_p > -\sigma$ ）が、翼面上の積分では存在しないためである。この差がキャビテーションによる圧力抗力となる。この圧力抗力はキャビティ後端のパネルの幅によりほぼ決まるが、この幅はキャビティ前縁から追った自由流線、すなわちキャビティ表面形状の開き幅により決定されるので、圧力抗力は一意に定まる。

翼の揚力係数 $C_L$ 、抗力係数 $C_D$ は以下の式で求められる。

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 c} \quad (2.20)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 c} \quad (2.21)$$

揚抗比は、 $L/D$ で求められる。

#### 2.4 一次渦パネル法による翼型の設計

一次渦パネル法では接水している翼面上では接線流れ条件が、キャビティ表面上では圧力一定の条件が境界条件として課される。キャビティ表面のパネルでは渦の強さが与えられていて、誘起速度の向きに沿ってパネルを逐次変形することによってキャビティ形状が求められる。

翼面のパネルについても、Fig.2.4.1に示すように、形状を与える代わりに圧力を与えて渦の強さを決定し、同様に誘起速度の向きに沿ってパネルを逐次変形すれば、与えられた圧力分布を持つ翼型形状を求めることができる。ただし、翼前縁の淀み点近傍では流速の絶対値が小さく、僅かな誘起速度の変化により流れの向きが大きく変わるので逐次近似が不安定になる。そのため、前縁近傍だけは形状を固定した方がよい。

手法としては一次渦パネル法による解析法の接線流れ条件が課される領域と圧力条件が課される領域の境目が移動するだけなので、ほとんど同じ計算プログラムにより翼型設計ができることになる。すなわち、Fig.2.4.1でも分かるように、この設計問題は、前縁部だけからなる非常に小さい翼型に、内圧が変化するキャビテーションが発生している解析問題を解くのと同等である。

実際に設計した例として、Fig.2.4.2の一点鎖線のような圧力分布を翼正面側の設計圧力分布として与えてSC翼型を設計した。前縁部の形状は半径が $0.1\%c$ の半円形とした。出来上がったSRJN-II翼型のオフセット、形状をAppendix-Iに示す。この翼型について一次渦パネル法により解析した圧力分布をFig.2.4.2に合わせて示す。与えられた前縁形状に対して与えられた前縁部圧力分布が必ずしも合理的に接続可能なものではないことと、2.3.4節に述べた様に最小二乗法と逐次近似法により解を求めるために境界条件が厳密には満足されないために、前縁部では解析結果の圧力が設計圧力よりも高くなるが、他は概ねあっており、設計条件はほぼ満足されている。

この翼型の性能等については2.5.4節に述べる。

## 2.5 一次渦パネル法によるSC翼型の性能計算

一次渦パネル法によりSC翼型の性能計算を行い、計算結果を実験結果と比較する。計算および実験に用いた翼型のオフセット、翼型形状および特長をAppendix-1に示す。

まず、パネル分割数等の計算条件についての検討を行う。

次に、Waidによって詳しい実験結果が得られているWaid翼型について計算および実験を行い、Waidの実験結果と比較する。

その次に、いくつかのSC翼型について計算と実験の比較を行う。比較は翼にかかる力（揚力、抗力）についての比較を主とする。本計算法では閉塞型のキャビティモデルを用いているためにキャビティ長さは実際よりも長くなることが予想され、実験と比較することによりその差を確認する。さらに、代表的な翼型について翼型周りの流場について詳細な比較を行う。

本計算法はキャビティ表面を渦層として扱っているために、剥離を伴う非キャビテーション状態の翼型についても揚力に関しては同じ計算法で扱うことが出来る。後縁近傍において剥離を起こしていると考えられるNewton-Rader翼型についての解析を試みる。

また、Newton-Rader翼型は揚抗比の高い低迎角において非定常クラウド・キャビテーションを起こす。そのような条件の時に本計算法が適用可能かどうかについて検討を加える。

### 2.5.1 検証用実験データ

検証用の実験データとしては、カリフォルニア工科大学（Waid翼型のみ）、東京大学、船舶技術研究所の各キャビテーション水槽において実施された実験結果を用いる。

船舶技術研究所において計測された抗力値は、キャビテーション数の低い領域において急激に増加を見せる。その一例をFig.2.5.1に示す。これは、他の機関での計測値、あるいは計算による予測とは定性的に異なるものである。三分力計による抗力計測値（○印）と、後流流場の流速分布から運動量理論に基づいて求めた抗力（×印）とが一致することから、これは単なる計測誤差では無いと考えられる。キャビテーションの観測では、キャビティ長さが100%翼弦長を越えるあたりから、シート・キャビティがストリーク状のキャビティに変わってくるなど、三次元性が強くなってきており、それがこの現象と関係があると考えられるので、二次元計算の検証



データとしては船舶技術研究所の抗力計測値は用いず、東京大学およびカリフォルニア工科大学のデータのみを用いることとした。揚力については3機関の実験データを全て用いる。

### 2.5.2 パネル分割

パネルの分割数は、2.3.4節に述べたように、最小二乗法により解くことの影響であるところの、パネルを通しての流体の漏れを考慮して定める必要がある。パネルに垂直な流速の最大値は、翼面上の接水しているパネル数が90の時約 $10^{-3}$ 、パネル数が130の時約 $10^{-4}$ であった。今回の計算ではパネル数の合計が130以上となるようにした。

パネル分割は、翼前縁部と、翼正面または翼背面では異なる方法を用いた。

翼前縁部では、前縁の曲率中心を中心として、放射状に分割を行った。すなわち、前縁の曲率半径を $r_{LE}$ とすると、前縁曲率中心点を通り等角度間隔の放射線群を引き、翼面の $0 \leq x \leq r_{LE}$ の部分との交点をパネルの分割点とした。角度間隔の値としては、10degでは圧力分布に振動現象が生じることがあり安定ではなく、5degにするとそのような現象が生じなかった。3degでも5degの結果と前縁部の圧力分布にほとんど差はなく、本論文の計算では5degで分割した。従って、前縁部は36分割される。

翼正面側は、最小分割幅は前縁の分割幅に等しくし、翼弦中央付近での最大分割幅を与えて、間は等比級数的につなぐ。前縁背面側からキャビテーションが起きることを仮定して接水パネル数を約130とするためには、正面側のパネル数を100とすれば良い。このとき、最大分割幅は3%翼弦長程度が適当である。後縁における分割幅は0.5%翼弦長とし、前縁と同様に等比級数的に接続する。

翼背面側は、正面側と同様に分割する。

キャビティ表面上は、分割の最小幅が翼正面側の分割最小幅と等しくなるように調整した余弦分割とする。分割数は正面側は50~200、背面側は200とした。実際にはもっと少なくとも計算精度にはほとんど影響がないが、キャビティ表面のパネル数は未知数の数とは無関係なので計算時間にはほとんど影響がなく、一方、分割数が多いほどキャビティの形状は安定して収束するので、このパネル数が適当である。キャビティの長さに無関係に背面側のパネル数が決まるのは、キャビティが短いほどキャビティ表面の曲率は大きくなり、より細かな分割を必要とするためである。キャビティ

の初期形状は、上面、下面それぞれ翼型に滑らかに接する楕円形の一部とする。

### 2.5.3 Waid翼型の三分力の比較

Appendix-Iに示すWaid翼型について計算と実験の比較を行う。この翼型についてはカリフォルニア工科大学（図中ではCITと略記する）においてWaid<sup>39</sup>が詳細な実験を行っている。

Waid翼型の揚力係数 $C_L$ 、効力係数 $C_D$ および揚抗比 $L/D$ について、Waidによる計測値と、東京大学、船舶技術研究所における実験結果および一次渦パネル法による計算値を比較して、Fig.2.5.2(a)~(c)に示す。横軸は一樣流速によるキャビテーション数 $\sigma$ であり、迎角は0,2,4,6degである。

$\alpha=0\text{deg}$ のときには実験ではフェイスキャビテーション状態であり、計算でも翼正面側の前縁が負圧になるため、SC状態の計算は行っていない。

2degではキャビティ長さ $L_c$ が翼弦長の1.2~1.3倍の時 $\sigma=0.22$ であり、それ以上に $\sigma$ の高いところの計算はできなかった。

$\alpha=4\text{deg}$  ( $\sigma<0.48$ )と6deg ( $\sigma<0.6$ )では、 $C_L$ の計算値は迎角に関わらず近い値となり、グラフが左下がりとなるSC領域ではWaidの実験値と良く一致している。それより右側の、計算値と実験値が大きく異なる領域では、計算ではキャビティ長さが105~110%翼弦長でかろうじてSC状態となっているが、実験では部分キャビテーションとベース・ベンティッド・キャビテーションに分かれてしまう。これは、キャビティ後端のモデルとして閉塞型モデルを用いているためと考えられる。

$C_D$ も $\alpha=6\text{deg}$ では計算値はWaidの実験値とSC状態の領域 ( $\sigma<0.55$ )で良く一致しており、特にキャビティ長さが翼弦長の120%を超える $\sigma<0.4$ では非常に良く一致している。 $\alpha=2\text{deg}$ および4degでは計算値は実験値より若干低めである。

実験で揚抗比が最大となる $\alpha=4\text{deg}$ の状態、計算でも揚抗比が最大となる $\sigma=0.37$ における計算によるキャビティ形状をFig.2.5.3に、圧力分布をFig.2.5.4に示す。この時のキャビティ長さは120%翼弦長である。圧力分布は、翼正面側の広い範囲にわたってほぼ一定であり、後に述べるJohnson 5項翼とは異なる、2項翼の特長を示している。

東京大学および船舶技術研究所の実験データは、 $C_L$ に関してはWaidの実

験値より若干高めであるが概ね良くあっている。これは、Waidの実験結果には側壁影響および翼型模型が揚力により変形する影響に対する修正が施されているが、東京大学と船舶技術研究所の実験結果には修正がなされていないためと考えられる。東京大学の $C_D$ の実験値は、グラフが左下がりとなるS C状態の内キャビティ長さが短い領域（ $\sigma$ が高い領域、例えば $\alpha=6\text{deg}$ の $0.2 < \sigma < 0.5$ ）ではWaidの実験値よりも大きい、 $\sigma$ が小さくなりキャビティ長さが長くなるに連れてWaidの実験値に合う傾向を示す。次節以降の計算値と実験値の比較においては、この東京大学と船舶技術研究所の実験結果の傾向を考慮する。

#### 2.5.4 S C翼型の三分力の比較

典型的なS C翼型についての計算例として、Johnson 5項翼型、SRJN-I翼型およびSRJN-II翼型の3つのS C翼型の翼型性能を一次渦パネル法により計算し、実験との比較を行った。各翼型のオフセット、形状図、特長はAppendix-Iに示す。

Johnson 5項翼型のキャビテーション状態での計算値と実験値の比較をFig.2.5.5に示す。計算は設計迎角である $\alpha=0.96\text{deg}$ と、S C状態となった $2\text{deg}$ 、 $3\text{deg}$ の各迎角について行なった。

実験では、設計迎角である $\alpha=0.96\text{deg}$ においては、ほとんどベース・ベンティド・キャビテーションしか出ず、 $\sigma=0.17$ まで下げてもシート・キャビテーションは15%までしか伸びない。これは、この翼型の背面形状はこの迎角における $\sigma=0$ の時の線形理論によるキャビティ形状に合わせて作られているためである。揚抗比は高くなく、最大で約6である。

$\alpha=2\text{deg}$ と $3\text{deg}$ ではベース・ベンティド・キャビテーションとシート・キャビテーションが同時に発生する。 $2\text{deg}$ で $\sigma=0.21$ 、 $3\text{deg}$ で $\sigma=0.38$ においてS C状態になり、 $C_L$ も最大となる。この時 $L/D$ も最大値約15となる。

この翼型では、前縁からS Cが発生している状態に計算が収束しても、翼の後縁がキャビティ表面を突き破っている状態である場合があった。これは、実験では前縁からの部分シート・キャビテーションと後縁からのベース・ベンティド・キャビテーションが同時に存在する場合に相当する。そこで、背面側のキャビティ前端を翼後縁に固定して、強制的にベース・ベンティド・キャビテーションの状態にすることにより計算を行なった。部分シートキャビテーションは計算に入っていないが、揚力等価法と同程

度の計算が可能であろうと考えられる。この方法による計算結果は図中に破線で示している。

$C_L$ については、計算値は迎角に関係なくSC状態においてほぼ1本の線になる。 $\alpha < 0.15$ において線が直線からはずれてくると、迎角による差が現われる。東京大学、船舶技術研究所の実験値と計算値はSC状態において良くあっている。ベース・ベンティド・キャビテーション状態の計算も、実験より約0.05計算値が実験値よりも高めであるが、定性的には部分キャビテーション+ベース・ベンティド・キャビテーション状態では揚力はほとんど変化せず、SC状態になると急に揚力が増加するという傾向が良く表されている。同じ $\alpha$ に対してSC状態とベース・ベンティド・キャビテーション状態の両方の状態が解として存在する領域もある。その一部は、実験でキャビティ長さが翼弦長の60%から100%の間で振動していた状態を含んでいる。

$C_D$ については、ベース・ベンティド・キャビテーション状態の計算は、部分シートキャビテーションによる抗力を考慮にいれていないので実験と比較しても意味は疑わしい。SC状態の計算結果を見ると、 $\alpha = 2\text{deg}$ と $3\text{deg}$ では $\sigma$ の高い側では東京大学の実験結果よりも小さく、 $\sigma$ が低くなるに連れて両者はあってくる。この傾向は前節のWaid翼型においてWaidの実験値と東京大学の実験値の間に見られた関係と同様であり、側壁影響および翼変形影響を考慮すると実験値は計算値に近づくものと考えられる。ベース・ベンティド・キャビテーション状態では、迎角 $3\text{deg}$ ではSC状態よりも低い値で、また、迎角 $2\text{deg}$ ではSC状態のほぼ延長線上に右上がりの曲線となり、この傾向は計算と実験で一致している。

$L/D$ は、計算上では、設計迎角である $\alpha = 0.96\text{deg}$ のSC状態、 $\sigma = 0.11$ （キャビティ長さ=200%翼弦長）において最大となり、その値は31.6である。この状態におけるキャビティ形状をFig.2.5.6に、圧力分布をFig.2.5.7に示す。この時、翼後縁においてキャビティ表面は翼表面とほとんど重なっており、細かく見ると約0.16%翼弦長（後縁の厚みの1/30）だけ翼表面がキャビティ面より上に出ている。同じ条件で、強制的にベース・ベンティド・キャビテーションとした場合のキャビティ形状と圧力分布をSC状態と比較してそれぞれFig.2.5.6およびFig.2.5.7に示す。キャビティの形状は正面側では全く変わらず、背面側ではベース・ベンティド・キャビテーションのときの方が僅かに厚くなっている。キャビテーション数は $\sigma = 0.12$ となりSCのときより0.01高くなる。圧力分布は正面側ではほとんど

と変化はないが、背面側の圧力が全体にキャビティ内圧より高く、 $C_L$ はSCの場合の75%である。反面、キャビティが厚くなることと背面が水に接するようになることの効果により、 $C_D$ はSCの場合の1.41倍となり、 $L/D$ はほぼ半減してしまう。

$\sigma=0$ では、線形理論による設計揚抗比である $L/D=32.3$ に対して、渦パネル法による計算値は25.4と低くなっているが、これは渦パネル法による計算値には層流境界層計算による摩擦抵抗が加わっていることと、模型のオフセットを使って計算しているために前縁に翼弦長の0.12%の厚みがあるためである。圧力のみによる抗力係数は0.00491、揚抗比は29.8である。前縁厚みを0として摩擦抵抗を無視して計算すると、 $L/D=34.6$ であり、線形理論による設計揚抗比に近い値が得られる。設計条件である、 $\alpha=0.96\text{deg}$ 、 $\sigma=0$ におけるキャビティ形状をFig.2.5.8に、圧力分布をFig.2.5.9に示す。翼の背面はこの条件において線形理論により計算されたキャビティ形状に合わせて作られている。一次渦パネル法による今回の計算では、キャビティ表面は翼背面とほぼ平行で、その翼後縁におけるキャビティ厚みは翼弦長の約0.5%であった。キャビティ表面が翼背面よりも僅かに上にあるのは、やはり前縁厚みの影響と考えられる。

Fig.2.5.10(a)~(c)にSRJN-1翼型についての一次渦パネル法による計算結果と実験結果との比較を示す。 $C_L$ は、計算結果と良く合っている。

設計迎角である $\alpha=1.14\text{deg}$ を含めて、 $\alpha<2\text{deg}$ では、設計の目論見通りのシートSC状態が得られず、特に設計迎角では、実験できた $\sigma=0.15$ に至るまで、背面側も正面側も前縁からはキャビティが出なかった。 $\alpha=1.5\text{deg}$ では、キャビティの長さが10%翼弦長( $\sigma=0.4$ )を超えるとキャビティがストリーク状に分離してしまった。これらのことから考えて、翼背面を設計迎角での計算上のキャビティ表面の包絡線に合わせたのでは、2次元翼型の試験ではシート・キャビテーションにはなりにくいことが分かる。

計算上はSC領域においても揚抗比が大きく減少することがないのが特徴であるが、実験値ではその傾向ははっきりとはしない。これは、計算では揚抗比が高いと予想された $\alpha<2\text{deg}$ において、SC状態が得られなかったことが原因である。

Fig.2.5.11(a)~(c)に2.4節において設計したSRJN-II翼型についての一次渦パネル法による計算結果と実験結果との比較を示す。 $C_L$ はSC状態では迎角にかかわらず $\sigma$ のみによってほとんど決まり、東京大学の実験値は若干高めであるが、計算値と船舶技術研究所の実験値とは良くあっている。 $C_D$ については、実験でSC状態となっている条件 ( $\alpha=1.5\text{deg}$ の $\sigma \leq 0.23$ 、 $\alpha=2\text{deg}$ の $\sigma \leq 0.32$ 、 $\alpha=3\text{deg}$ の $\sigma \leq 0.48$ 、および $\alpha=4\text{deg}$ の $\sigma \leq 0.57$ )では計算値は実験値より若干低めであるが、キャビテーション数が低くなりキャビティ長さが長くなるに従って計算値と実験値は近づいてくる。

以上の3つのSC翼型の各設計条件における表面圧力分布の計算値を比較してFig.2.5.12に示す。SRJN-Iの正面形状はJohnson5項翼なので、Johnson5項翼型とSRJN-I翼型の圧力分布はほとんど変わらない。SRJN-II翼型は2.4節で述べたように揚抗比の向上を狙って荷重分布を後縁側にずらしているため、他の2つの翼型に比べて正面側圧力分布のピークが後縁側に寄っている。SRJN-II翼型の揚抗比が他と比べて高いのは、この効果が出ているものと考えられ、2.2.1節のTulinの理論の結論が確認された。

### 2.5.5 キャビティ長さの比較

各翼型のキャビティ長さについて計算値と実験値を比較してFig.2.5.13に示す。図の軸の数値は翼弦長を1としたときのキャビティの長さを表し、逆数目盛りでプロットしてある。本計算法ではキャビティ後端のモデルとして閉塞型モデルを用いているため、キャビティ長さは同じキャビテーション数の時の実験よりも長くなることが予想され、図はこのことを裏付けている。翼型に関わらず、計算値は実験値の1~1.5倍になっている。全体に迎角が大きい方が計算は実験と合う傾向にある。

### 2.5.6 SC翼型周りの流場の比較

SRJN-I翼型を用いて、SC翼型周りの流速をLDV(レーザー・ドップラー流速計)により計測した。計測は船舶技術研究所の大型キャビテーション試験水槽第一計測部に2次元翼型計測部を取り付けて行った。非キャビテーション状態での流速ベクトル図をFig.2.5.14に示す。ベクトルの長さは20% $c$ ( $c$ は翼弦長)が一樣流速 $U_0$ に相当する。翼面近傍の境界層、翼後方の吹き下し、伴流などの存在が良く分かる。流速の絶対値の高さZ方

向分布をFig.2.5.15に示す。翼後縁の直下および $X=150\%c$ の $Z=-20\sim 25\%c$ に流速の速い領域が存在する。

同様に、 $\sigma=0.3$ における流速ベクトル図をFig.2.5.16に、流速の絶対値 $U=|U|$ をFig.2.5.17(a)~(i)に計算結果と比較して示す。Fig.2.5.17の $U/U_0=1.14$ のところの一点鎖線は、静圧が蒸気圧であるときの流速を示す。ポテンシャル流れを考えると、キャビティ表面に接する流体の静圧が蒸気圧に等しいとき、流速はこの値に等しくなる。 $X=25\%c\sim 100\%c$ の翼背面側の計算値にそのことが現われている。実験値では、翼背面側のキャビティのすぐ上の流速はほぼこの値に等しくなっている。しかし、翼前縁と後縁においては流速はこの値よりも小さ目である。また、ベクトル図では分りにくいが、Fig.2.5.17を見ると、キャビティ表面にも小さな境界層らしい部分が存在する。

翼前縁( $X=0$ )においては、正面側の流速は計算と実験で良くあっているが、背面側では計算値よりも実験値の方が流速が速い。 $X=25\%c$ でも同様の傾向である。ところが、下流に下って $X=50\%c$ および $X=75\%c$ においては実験値の翼面あるいはキャビティ表面近傍に小さな境界層のような部分が認められる以外は計算値と実験値は良くあっており、 $X=100\%c$ に至ると、前縁側とは逆に実験値の流速の方が計算値よりも遅い。このことは、実際の翼背面側の圧力をポテンシャル計算と比べると、前縁側ではより低く、後縁側ではより高いこと、すなわち、キャビティ表面流れの静圧は必ずしも蒸気圧ではないことを示している。今回の計測結果は、キャビティ前部では蒸発による温度低下のために蒸気圧が低くなり、キャビティ後部では逆に蒸気圧が高くなること<sup>9)</sup>と定性的には対応しているが、今回計測された流速差を蒸気圧差により説明しようとする<sup>10)</sup>と30℃以上の温度差が生じていることになるが、他の翼型における実験ではキャビティ内部に生ずる温度差はせいぜい1℃未満であり<sup>11)</sup>、不合理である。この圧力場を計算するためには、キャビティ表面における水の蒸発および凝縮を取り入れたモデルを考える必要がある。

また、 $X=100\%c\sim 200\%c$ までの実験値には、 $Z=5\%c$ 近傍に速度の逆転している箇所が認められる。本実験の計測精度は $U_0=8\text{m/s}$ の1.5%程度と考えられること、この速度の逆転が $X=100\%c\sim 200\%c$ まで連続して存在することを考え合わせると、これは単なる計測誤差とは考えにくい。これはキャビティ表面のすぐ外側に、キャビティ表面とは別に逆回りの渦層が存在し、それが後方まで延びていることを示唆している。シート・キャビ

ティの後方については流速分布に変曲点が存在することが指摘されている<sup>42</sup>が、今回の計測はこれをSC状態のキャビティ表面について確認し、渦層がキャビティ後端からではなくキャビティ前端から発していることを明らかにしている。また、この渦層の回転方向は非定常のクラウド・キャビテーション状態において周期的に放出される渦の回転方向と一致している。

キャビテーション状態でも、非キャビテーション状態と同様に、翼後縁の直下および $X=150\%$ の $Z=-20\sim 25\%$ に流速の速い領域が存在し、その流速は非キャビテーション状態の時よりも速い。

翼後縁直下の加速された領域は、Fig.2.5.16(b)に示すように一次渦パネル法によるポテンシャル計算結果にも現れている。これは翼正面側の静圧が後縁端において蒸気圧まで急激に低下するために、流れが加速されているためである。しかし、Fig.2.5.17(c)において、無次元流速が1.14(蒸気圧に対応する流速)まで加速されないのは粘性の影響であり、境界層の存在と関係すると考えられる。非キャビテーション状態においても同様の現象が起きるのは、翼後縁の正面側および背面側の角において流れが剥離しているためと考えられ、ベース面に続く剥離域がキャビティに相当するものと考えればよい。Fig.2.5.15の×印( $X=100\%$ )で背面側と正面側の流速のピーク値が一致していることもこれを裏付けている。

$X=150\%$ の正面側の増速域については、明確な理由は不明であるが、キャビティあるいは剥離域の後端の構造と関係があると考えられ、今後の研究課題である。

翼より後方においては、計算には粘性は考慮されていないので、粘性境界層による伴流が存在しないのは当然であるが、 $X=125\%$ で見られたキャビティの存在による減速領域が $X=150\%$ では痕跡も残さず消えている。これは、SC翼型の抗力の大部分を占める成分は摩擦成分ではなく圧力成分であることを考えると不合理であるが、その原因はキャビティ後端にRiabouchinskyのモデルを修正した閉塞型モデルを用いたために後流中においては運動量欠損が無くなっているためである。先に述べたキャビティ前端から放出される渦層を考慮し、キャビティ後方の減速域と $X=150\%$ 、 $Z=-20\%$ に見られる局所的な増速域を説明できるモデルができれば、キャビティ長さも、より実験に近づくことが予想される。

### 2.5.7 背面剥離を伴う翼型の性能計算



Newton-Rader翼型のノンキャビ状態での $C_L$ の計算値と実験値の比較をFig.2.5.18に示す。実線は、翼面上では流れが剥離せずに翼後縁端から剥離するとした時の計算値で、実験値と定性的には合っているが、定量的には全く合わない。迎角にして約2degのずれがある。これは、実際には途中で剥離を起こしているためと考えられる。このような翼型の性能を計算するには剥離まで考慮に入れた計算モデルが必要であろう。試みに、後縁近傍で剥離を起こしているとして強制的に剥離点の位置を固定して同じプログラムで計算すると剥離点の位置にしたがってグラフはほぼ平行に移動する。剥離点を94% $c$ とした時Fig.2.5.18の破線のようになり、実験値と近い値を得ることができる。Thwaitesの方法で層流剥離点を求めると前縁近傍になるため、今回の計算ではこの剥離点を決める理論的な根拠は特にないが、乱流境界層計算などにより剥離点を精度良く推定することができれば、このような剥離を伴う翼型の性能計算にも本計算法は有効である。

#### 2.5.8 非定常キャビテーションの発生した翼型の性能計算

前出のNewton-Rader翼型についてキャビテーション数 $\sigma$ を下げながらキャビテーション試験を行うと、迎角 $\alpha=1\text{deg}$ では、 $\sigma=0.6$ でシート・キャビテーションが前縁から初生し、 $\sigma=0.32$ でシート・キャビテーションが20% $c$ に達したときに60% $c$ から後縁側にバブル・キャビテーションが現われる。 $\sigma=0.3$ でシート・キャビテーションは30% $c$ に達した後再び短くなり、 $\sigma<0.26$ で消滅する。それと同時にバブル・キャビテーションの後端が翼後縁に達し、 $\sigma=0.17$ ではそれが120% $c$ にまで達する。この迎角で一次渦パネル法による計算を行うと、キャビティ前端位置が前縁と60% $c$ 付近の間で振動してしまい、計算が収束しなかった。

また、 $\alpha=1.5\text{deg}$ の実験では、 $\sigma=1.07$ でシート・キャビテーションが初生し、 $\sigma=0.41$ で長さが30% $c$ から100% $c$ にジャンプする。この時揚抗比は最大値約35を示すが、キャビティは30% $c$ と100% $c$ の間で激しく振動する。この迎角でキャビティ後端位置を105% $c$ に固定して一次渦パネル法による計算を行うと、キャビティ形状が次第に崩れてきて最後は発散してしまう。

同じ翼型について、実験で安定したSC状態が得られる迎角2deg以上では問題なく計算が実行でき、計算結果は実験結果と良くあっている。

本計算法により計算が実行できないような条件においては、実際の流れ

は非定常性を伴う場合であり、多くの場合振動をおこしていると判断することができる。

## 2.6 まとめ

非線形特異点分布法のひとつである一次渦パネル法をSC翼型の解析用に開発し、非キャビテーション状態およびSC状態について計算を行い、模型試験結果と比較した結果、次の結論を得た。

- (1) 本計算法は、キャビティ後端のモデルとして閉塞型モデルを用いているため、キャビテーション数とキャビティ長さの関係については実験とは異なったものとなるが、SC状態であれば広い条件範囲において安定に収束し、翼に働く力や流場に関しては計算精度も高く、実用的な解析手段となりうるものである。
- (2) 本計算法は、SC翼型の設計に応用することができる。正面側の圧力分布と前縁近傍の形状を与えて、翼型形状を求めた結果、設計圧力をほぼ満足する翼型が得られた。
- (3) 部分キャビテーションを伴うベース・ベントイド・キャビテーション状態の翼型については、ベース・ベントイド・キャビテーションのみが生じているものとして計算を行うことにより揚力については良い精度で計算可能である。
- (4) 本計算法は、剥離を伴う翼型の非キャビテーション状態の翼型性能解析にも有効となりうる。
- (5) 翼型周りの流場計測からは、現在の計算モデルでも翼から少し離れた周囲の流速分布は定量的にも良く合うが、キャビティ表面近傍およびキャビティ後方については合わないことが明らかとなった。実験により得られた流場を詳細に検討することにより、さらにモデルを改良するためのヒントとして

- ・キャビティのすぐ外側の静圧はキャビティ表面の静圧が蒸気圧であると仮定したときのそれと異なり、キャビティ表面における水の蒸発、凝縮を考慮する必要がある

- ・キャビティ表面の少し外側に前端から後流に延びる渦面が存在する
- ・キャビティ（あるいは剥離域）後方下側に局所的な増速域が存在し、閉塞型モデルでは説明できない

などの知見が得られた。

（一）

（二）

（三）

（四）

（五）

（六）

### 3章 渦格子法によるSCPの性能解析

#### 3.1 はじめに

本章では、SCP（スーパーキャビテーション・プロペラ）の性能解析法について述べる。

現在使われている、あるいは開発されているプロペラの解析法には、揚力線理論、揚力面理論、揚力体理論、直接解法（いわゆるCFD）などがある。これらの中で現在実用的に最も計算時間、必要な計算機の容量、計算精度などのバランスが取れているのは揚力面理論に基づく解法であろう。揚力体理論、直接解法などはもちろん基本的に優れた解法であるが計算時間、計算機容量などの観点からはまだ実用的とは言い難い。一方、揚力面理論は実用的に十分な精度を持ち、現在最も多用されている。特に渦格子法は様々なプロペラ幾何形状に対応しやすいので、キャビテーションが発生したプロペラを扱うのに適していると考えられる。本論文では、SCPの設計性能予測に用いることを第一の目的として、渦格子法を用いたSCPの性能解析法を開発する。

まず、3.2節において既存のSCP解析法を概観する。さらに、本論文で述べる解析法の基礎となる、通常プロペラの渦格子法をSCPに応用を試みた例についても触れる。

3.3節では、本論文において開発した渦格子法によるSCPの解析法、「SC-VLM」について詳しく説明する。この解析法では、キャビティ表面の圧力境界条件を、荷重変化に伴い揚力面を変形させることによって満足させるという新しい手法を提案している。この手法を用いることにより、大規模なキャビテーションの発生を伴うSCPを渦格子法で解析できるようになった。

3.4節では、このSC-VLMにより具体的にいくつかのSCPの性能計算を実施し、模型試験結果と比較する。計算は後流渦の変形を考えないモデルにより行う。ここでは、設計点近傍あるいは充分発達したSC状態における性能計算に加えて、キャビテーション数が高くキャビテーションがあまり発生していない状態、あるいは、実験ではバブル・キャビテーションが発生するような条件下での性能計算も試み、本計算法の適用限界を調査する。また、キャンバが比較的大きなプロペラや、翼後縁にカップの付いたプロペラについても性能計算を行い、非線形性の強い翼断面形状に対

しても本計算法が有効であるかどうかを確認する。

3.5節では、後流渦の変形を考慮した計算を行い、プロペラ後方のキャビティの形状等についても実験との比較を行う。

### 3.2 既存の解析法

#### 3.2.1 SC翼列理論を応用したSCP理論

SC翼列理論を応用したSCPの性能計算法は、1950年代に現われ、鬼頭や西山の理論がある。ともに、有限翼数のSCPの性能をSC翼列理論に基づく翼素理論により計算する理論である。2次元解析手法であるため、プロペラ後流渦等からの誘起速度を考慮していない。鬼頭<sup>43</sup>は、平板翼列における不連続流れを、Helmholz-Kirchhoffの非線形理論を応用してホドグラフ法により解いたBetz-Petersohnの結果を簡略化した式を用いた。一方、西山<sup>44</sup>は、加速度ポテンシャルを導入して任意翼型形状のSC翼列の性能計算法を示した。ともに先駆的な段階の研究であり、SCPの性能を精度良く推定するには至らなかった。

Furuya<sup>45</sup>は、SC翼列理論をプロペラ揚力線理論と組み合わせ、より高度なSCPの解析を行った。部分キャビテーション状態となる前進率の範囲を除いて、比較的良く実験値と合う結果を得ている。

#### 3.2.2 プロペラ揚力面理論によるSCPの性能解析

揚力面理論によるSCPの理論解析は、1960年代にCox、Nishiyamaらにより行われている。

Cox<sup>46</sup>は、プロペラとキャビティの干渉を考慮した揚力面理論に基づくSCP性能解析理論を展開した。ラプラスの方程式を満たす加速度ポテンシャルや攪乱速度ポテンシャルを導入するため、線形運動方程式を用いた。SCPの翼荷重を二重湧き出しで、キャビティを湧き出しで表す数学モデルをGreenの定理と線形境界条件を用いて定義し、圧力と誘導速度に関する揚力面方程式を定式化した。この二重湧き出しは、理解を容易にするために束縛渦と自由渦の分布に置き換えられている。また、具体的に計算できるように、揚力面方程式を揚力線方程式に置き換えているが、具体的な計算例は示していない。

Nishiyama<sup>47</sup>はCoxと同様の手法によりSCP揚力面理論を展開し、Lerbsの揚力線理論を応用した具体的解法を示した。

それ以来、SC翼型の理論解析やSCPの設計に関する研究に比べて、SCPの理論的解析はあまり行われなくなった。最近では、1980年代になって、右近<sup>48,49</sup>がキャビテーションの発生範囲に及ぼすキャビティとプロペラの干渉を考慮した3次元キャビテーションの影響を計算するために、定ピッチ非線形理論に基づくキャビテーション発生時の揚力面方程式を定式化し、渦と湧き出し分布に関する連立微分方程式を導いている。

### 3.2.3 通常プロペラの渦格子法(VLM)

渦格子法は、揚力面理論に基づく数値的プロペラ性能解析法のひとつである。Kerwinらによって始められたこの手法は、通常プロペラについてはすでに実用的なレベルにある。

何人かの研究者によって、この手法をSCPに応用する試みがなされている<sup>17,18,19,20</sup>が、計算精度が悪く、実用レベルには達していない。その主要な原因としては、どの研究においても渦格子を配置する揚力面として翼の平均キャンパ面をとっている事が挙げられる。ポテンシャル理論で流体の流場を考えると流体を排除しているものが翼のような固体であろうとキャビティのような気体であろうと扱いに差はない。従って翼面上にキャビテーションが発生している状態では後述するように翼とキャビティを併せて考えたときの厚みの中心に渦および湧き出しを配置すべきである。部分的なシート・キャビテーションが発生している場合はキャビティが薄いので翼のみの平均キャンパ面を揚力面としても問題は大きくないと考えられる。また、部分キャビテーション状態では、キャビティの存在による平均キャンパ面の変化は、キャンパ量が僅かに増すのみであり、迎角には差が生じない。一方SC状態ではキャビティが厚いことが多く、キャビティ厚みの方が翼厚よりもはるかに大きいことも稀ではなく、キャンパ量のみならず平均キャンパ面の迎角が大きく変化する。その場合、翼とキャビティを併せた厚みの中心は翼断面内に留まらず、背面側のキャビティの内部に存在することにもなる。そのために、翼断面の平均キャンパ面を揚力面とする従来の方法では有効な迎角もキャンパ量も大きく異なることになり、SC状態のプロペラ性能を計算することは出来なかった。

### 3.3 渦格子法によるSCPの性能解析法 (SC-VLM)

本論文で開発したSCP用の渦格子法 (SC-VLM) は、キャビテーションが発生していない通常プロペラ用の渦格子法と以下の点において異なる。

- (a) 翼面上の湧き出しは、翼厚のみではなく、キャビティの厚みをも含めて表し、渦および湧き出しは翼とキャビティを併せた厚みの中心面状に配置する。
- (b) 後流渦面上にもキャビティを表す湧き出しを置く。
- (c) 半径方向の渦糸を、分割パネルの1/4翼弦長に置かず、各パネルの前縁に置く。
- (d) 渦糸および湧き出しを配置する揚力面は、翼とキャビティを合わせて考えた時の平均キャンバ面とする。
- (e) キャビティ表面において圧力一定の条件が課される。これは、揚力面の逐次変形という手法により満たされる。
- (f) 後流渦は、その位置に生ずる誘起速度に従って変形を考慮する。

(a)および(b)は、SCPを扱う上で当然である。

(c)は、SCPでは翼の前縁が非常に薄く、そこに強い渦が集中することを考慮していると共に、渦糸の中間に配置する線湧き出しが各パネルの中央に位置することを意図している。これは、翼厚が既知であり湧き出しが補助的な存在である通常プロペラの揚力面解析に対し、SCPでは湧き出しの強さそのものがキャビティの厚みを表す未知数となるためである。

(d)および(e)は、本計算法に特徴的な手法であり、後に詳しく説明する。

(f)は、通常プロペラの解析でも考慮されることもあるが、後流渦面のピッチの修正と、縮流の考慮が一般的である。SCPの解析では、後流渦面上にキャビティを表す湧き出しが分布しているため、後流渦面の変形はキャビティの変形を意味する。特にティップ・ボルテックス・キャビテーション (Tip Vortex Cavitation) は、翼端に近い後流渦がお互いの誘起速度によりねじれて集まった太い翼端渦に生じるため、後流渦を自由渦とし

て扱うことにより渦面の変形を計算する。

以下に、SCPの性能解析用に開発した渦格子法に基づく計算法、SC-VLMについて述べる。

### 3.3.1 基本的仮定

本計算法では、以下の条件を仮定する。

- (a) 非粘性・非圧縮の無限流体中に一つのプロペラが置かれ、一定角速度 $\omega = 2\pi n$ で回転している。
- (b) プロペラは半径 $R$ 、ボス半径 $r_B$ で、ボスのまわりに $K$ 枚の同一形状の薄翼が軸対称にとりつけられている。
- (c) プロペラに流入する流れはプロペラ軸に平行な均一流とし、翼に流れ込む流れの流力的迎角は十分に小さい。
- (d) 翼背面側にはキャビテーションが定常的に発生しており、その一部は翼後縁から放出される後流渦面上にも存在する。
- (e) 翼正面側にはキャビテーションは発生していない。
- (f) キャビティ前後端の厚みは0である。
- (g) キャビティの内圧および表面圧力は蒸気圧に等しい。

(d)および(e)により、背面側にキャビテーションが起こった定常SC状態プロペラを計算対象としている。SC状態といっても、半径位置によっては部分キャビテーション状態であったり、翼前縁ではキャビテーションが発生せず翼弦中央付近からキャビテーションが発生する場合もあるが、本計算法はそのような場合も計算の対象としている。ただし、翼正面側に発生するフェイス・キャビテーションは計算できないため、前進率 $J$ の高い領域は誤差が大きくなることが予想される。また、クラウド・キャビテーションのような非定常キャビテーションも計算できない。

(f)では、いわゆる閉塞型キャビティモデルを考えている。2次流れ成分は流入流速に比べて小さいとして各半径位置ごとに独立に湧き出しの総和が0であるとしている。

(g)では、キャビティ内部の圧力変化や溶存気体の分圧などは無視して、



キャビティ内部は一律に蒸気圧であるとする。さらに表面張力も無視して、キャビティ表面の圧力も蒸気圧に等しいとする。

### 3.3.2 境界条件

運動学的境界条件として、以下の3つの条件を考える。

- (a) 翼面を貫く流れが無い。
- (b) 後流渦面を貫く流れが無い。
- (c) キャビティ表面の流体粒子はキャビティ表面に沿って流れる。

動力学的境界条件として、以下の2つの条件を考える。

- (d) 後流渦面の両側での圧力の差はない。
- (e) キャビティ表面の圧力は蒸気圧に等しい。

なお、通常、SCPでは翼の後縁が厚みを持っており、正面側と背面側の両方から流れが剥離するため、通常の意味でのKuttaの条件は成立しない。ただし、定常状態を考えているので翼後縁における剥離域の上面と下面の圧力は等しくなければならず、これは上記の境界条件(d)に含まれる。

### 3.3.3 座標系およびプロペラ幾何形状

まず、空間固定直交座標系 $O-XY'Z'$ を定義する。プロペラの1番翼の母線がプロペラ軸と交わる点を原点とし、プロペラ軸に沿って流れの主流の向きを正として $X$ 軸をとる。 $Z'$ 軸は鉛直上方にとり、 $Y'$ 軸は $O-XY'Z'$ が右手系直交座標系となるようにとる。

次に、プロペラ固定直交座標系を定義する。原点と $X$ 軸は空間固定座標系と共通とする。1番翼の母線が $XZ$ 平面内の $Z>0$ の領域にあるように $Z$ 軸をとる、 $Y$ 軸は $O-XYZ$ が右手系直交座標系となるようにとる。

さらに、プロペラ固定円筒座標系 $O-Xr\theta$ も定義する。 $r$ は $X$ 軸からの距離、 $\theta$ は $Z$ 軸から翼後縁に向かって計った偏角である。ここでは右回りプロペラのみを考えることにすれば、 $\theta$ は $Z$ 軸から $Y$ 軸の負の側に向かって計った角

度となる。

Z'軸からY'軸に向かって計った時のZ軸の偏角を $\theta$ とすると、

$$\begin{cases} Y = -r \sin \theta \\ Z = r \cos \theta \end{cases} \quad (3.1)$$

$$\begin{cases} Y' = -r \sin(\theta - \Theta) \\ Z' = r \cos(\theta - \Theta) \end{cases} \quad (3.2)$$

である。

プロペラ形状は通常プロペラ・オフセットによって与えられるので、オフセットからプロペラ固定座標への変換が必要となる。オフセットの座標系は一般に何種類かの座標系が使用されているようであるが、ここではFig.3.3.1の座標系を用いて考える。ピッチ $H(r)$ 、レーキ $X_R(r)$ が与えられた半径位置において、 $r$ 一定の円筒面で切った翼の切断面を平面に展開すると、ピッチ面は $r\theta$ 軸とピッチ角 $\phi(r)$ をなす直線となり、 $\phi$ は

$$\phi(r) = \tan^{-1} \frac{H(r)}{2\pi r} \quad (3.3)$$

で与えられる。この直線を $x$ 軸とし、 $\theta$ と同じに翼前縁から翼後縁に向かい正の向きをとる。原点は $X = X_R(r)$ であり、 $X$ 軸と母線の作る平面上にある。その原点から $x$ 軸から直角に、翼の背面側を正の向きとして $y$ 軸を定義する。翼の背面および正面の座標は、オフセットによりそれぞれ $y_o(r, x)$ 、 $y_a(r, x)$ で与えられる。1番翼から $\theta$ の正の向きに数えて $k$ 番目の翼の、 $(x, y)$ 座標とプロペラ固定座標との関係は、

$$\begin{cases} X = x \sin \phi - y \cos \phi + X_R \\ \theta = \frac{x}{r} \cos \phi + \frac{y}{r} \sin \phi + \frac{k-1}{K} 2\pi \end{cases} \quad (3.4)$$

となる。

### 3.3.4 揚力面および後流渦面

揚力面理論では、実際には厚みのあるプロペラ翼を、揚力面と呼ばれる厚みの無い曲面に置き換えて考える。渦格子法では、この揚力面に渦分布を離散化した渦格子を配置する。3.2.3に述べたように従来の渦格子法では揚力面として翼の平均キャンバ面をとるが、本計算法では、揚力面として翼とキャビティを合わせて考えた時の平均キャンバ面を用いる。Fig.3.3.2

に示すように、キャビティ表面の $y$ 座標が $y=y_c(r,x)$ である時、揚力面の $y$ 座標 $y_m(r,x)$ は、

$$y_m(r,x) = \frac{1}{2}(y_c(r,x) + y_a(r,x)) \quad (3.5)$$

で定義する。

後流渦面は、翼揚力面の後縁からつながってプロペラ後流中に放出される自由渦面である。その形状は、接線流れ条件により逐次近似的に求められることになる。その初期形状としては、いわゆるclassical wake（古典伴流）を用いることにする。classical wakeのピッチ角 $\phi_w(r)$ は、

$$\phi_w(r) = \frac{V_a}{2\pi nr} = \frac{J}{\pi(r/R)} \quad (3.6)$$

により定義される。

後流渦面の変形を考慮しない計算では、このclassical wakeを後流渦面として用いる。その場合、当然後流渦面上における接線流れ条件は満たされない。

### 3.3.5 格子分割および特異点・標点の配置

Fig.3.3.3に示すように、翼揚力面は半径方向および翼弦方向からなる $M \times N$ の格子パネルに分割される。翼揚力面は半径方向には翼根部と翼端部のそれぞれ格子幅の1/4を除き等分割とする。よって、半径方向の分割位置 $r_i$ は、

$$r_i = r_B + \frac{4i+1}{4M+2}(R-r_B), \quad 0 \leq i \leq M \quad (3.7)$$

となる。

翼弦方向には翼前縁から翼後縁までを等分割することとし、分割点の座標 $x_{ij}^v$ は

$$x_{ij}^v = x_{LE}(r_i) + \frac{j}{N}c(r_i) \quad (3.8)$$

とする。

後流渦面は半径方向には翼面と同様とし、翼弦方向の延長方向には等角度分割とする。ただし、後流渦の変形を考える場合はその限りではない。

分割された格子にはそれぞれ異なる強さの渦糸を配置する。渦はそれぞれ、以下のように呼ぶこととする。

		強さ
翼揚力面上	半径方向	spanwise vortex $\Gamma^S$
	翼弦方向	chordwise vortex $\Gamma^C$
後流渦面上	半径方向	shed vortex $\Gamma^W$
	翼弦方向	trailing vortex $\Gamma^T$

ただし、今回の計算では定常状態を仮定しているため、shed vortexは無く、一連のtrailing vortexは強さの等しい1本の渦糸である。また、循環の連続性より、chordwise vortexとtrailing vortexの強さはspanwise vortexの強さにより次のように表される。

$$\Gamma_{ij}^C = \begin{cases} \sum_{n=1}^j -\Gamma_{in}^S & , i=0 \\ \sum_{n=1}^j (\Gamma_{in}^S - \Gamma_{i+1,n}^S) & , i=1,2,\dots,M-1 \\ \sum_{n=1}^j \Gamma_{Mn}^S & , i=M \end{cases} \quad (3.9)$$

$$\Gamma_i^T = \Gamma_{iM}^C \quad , i=0,1,\dots,M \quad (3.10)$$

Fig.3.3.4のようにspanwise vortexの間に、各chordwise vortexの中心点を結んで線湧き出し (line source) を配置する。前縁からj番目のline sourceの端点のx座標 $x_{ij}^S$ は、

$$x_{ij}^S = \frac{1}{2}(x_{ij-1}^V + x_{ij}^V) \quad \dots \quad (3.11)$$

である。後流渦面上にも同様に配置する。このsourceは翼およびキャビティの厚みを表現するためのものである。線形化された運動学的境界条件から、プロペラ翼のベース面に垂直に計った翼およびキャビティの厚さの合計 $h$ より、sourceの総湧き出し量 $Q_{ij}$ は次の式によって求められる。

$$Q_{ij} = U_r \Delta r \Delta h \quad (3.12)$$

ここに、

$$U_r(r) = \sqrt{U_a^2 + (2\pi nr)^2} \quad (3.13)$$

であり、 $\Delta r$ は半径方向の格子間隔、 $\Delta h$ は線湧き出しをはさむ半径方向格子位置における翼とキャビティを合わせた厚みの差である。後流渦面上の湧き出しについても同様に、キャビティの厚みについて上式が成立する。

境界条件の標点としては、Fig. 3.3.4のように、運動学的条件に関する標点は湧き出しの中心、動力学的条件に関する標点は半径方向の渦糸の中心とする。

### 3.3.6 誘起速度の計算

速度を計算したい点から見た位置ベクトルが $r_0$ の点から $r_1$ の点に向かうベクトル上の、強さ $\Gamma$ の渦糸による誘起速度ベクトル $v^V$ は、Biot-Savartの法則により、

$$v^V = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{r_0 + r_1}{r_0 r_1} \frac{e_0 \times e_1}{1 + e_0 \cdot e_1} \quad (3.14)$$

ここに、 $r_i$ は $r_i$ の長さ、 $e_i$ は $r_i/r_i$ である。

湧き出しについても同様に、線分上に一様に分布した総湧き出し量が $Q$ である線湧き出しによる誘起速度ベクトル $v^S$ は、

$$v^S = -\frac{Q}{4\pi} \frac{1}{r_0 r_1} \frac{e_0 + e_1}{1 + e_0 \cdot e_1} \quad (3.15)$$

で計算できる。

流体中の任意の点における流速ベクトルは、次の式により計算できる。

$$V = v^S + v^C + v^T + v^Q + v^B + v^I \quad (3.16)$$

ここに、

$v^S$ : spanwise vortexによる誘起速度ベクトル

$v^C$ : chordwise vortexによる誘起速度ベクトル

$v^T$ : trailing vortexによる誘起速度ベクトル

$v^Q$ : 後流渦面上の湧き出しによる誘起速度ベクトル

$v^B$ : 翼平均キャンバ面上の湧き出しによる誘起速度ベクトル

$V^I$ : 流入速度ベクトル

である。流入速度ベクトルは計算条件として与えられ、それ以外の誘起速度は(3.14)式あるいは(3.15)式で計算される。

$V^C$ および $V^T$ は、(3.9)式および(3.10)式により $\Gamma^S$ で表すことができるから、(3.16)式右辺の初めの3項をまとめて $V^V$ として、

$$V = V^V(\Gamma^S) + V^Q(Q^C) + V^B(Q^B) + V^I \quad (3.17)$$

と表すことができる。ここに、 $Q^C$ は後流中のキャビティを表す湧き出し、 $Q^B$ は平均キャンパ面上の翼厚およびキャビティを表す湧き出しである。

流入速度場としては一様流を考えているので、点(X,Y,Z)における $V^I$ のXYZ各方向の成分は、それぞれ

$$\begin{cases} V_x^I = V_a \\ V_y^I = -\omega Z \\ V_z^I = \omega Y \end{cases} \quad (3.18)$$

となる。

### 3.3.7 圧力の計算

流体中任意の点における圧力は、Bernoulliの定理により計算する。

定常状態のBernoulliの定理は、重力場のポテンシャルを無視すると次のように表される。

$$p_0 + \frac{\rho}{2} |V^I|^2 = p + \frac{\rho}{2} |V^I + v|^2 \quad (3.19)$$

ここに、 $v$ は全ての特異点による誘起速度である。

$v$ を微小量として2次の項を省略して線形化すると、圧力は

$$p - p_0 = -\rho V^I v \quad (3.20)$$

により算出できる。

### 3.3.8 未知数および方程式

渦糸の強さの内、spanwise vortex以外の値はspanwise vortexより計算できるので、未知数としては $M \times N$ 個の $\Gamma^s$ だけを考えれば良い。

湧き出しの強さについては、キャビテーションの発生していない領域に関しては翼厚から湧き出し量を決定することができるが、キャビテーション領域ではキャビティの厚みが未知であるため湧き出し量は基本的には未知数となる。しかし、本計算法では、翼背面に発生しているキャビティの厚みは既知であるとし、後流渦面上の湧き出しの強さのみを未知数として扱うことにする。すなわち、(キャビティも含めて)形状が既知であるプロペラ翼の後ろにベース・ベンティド・キャビテーション(Base Vented Cavitation)が生じている場合を解くのと同じことになり、未知数の個数は後流渦面中でキャビティの存在するパネル数に等しい。翼面上のキャビティ厚みの決定方法については次節に述べる。

これらの未知数を解くための境界条件として、翼平均キャンパ面上では運動学的境界条件(平均キャンパ面を貫く流れは無い)より、

$$n_{ij}(V_{ij}^V + V_{ij}^Q) = -n_{ij}(V_{ij}^B + V_i^t) \quad (3.21)$$

が得られる。ここに、 $n_{ij}$ は $(i, j)$ 番目の分割パネルの法線ベクトルであり、パネルの4隅の位置ベクトル $X_{i-1, j-1}$ 、 $X_{i-1, j}$ 、 $X_{i, j-1}$ 、 $X_{i, j}$ より

$$n'_{ij} = (X_{i, j} - X_{i-1, j-1}) \times (X_{i, j-1} - X_{i-1, j}) \quad (3.22)$$

$$n_{ij} = \frac{n'_{ij}}{|n'_{ij}|} \quad (3.23)$$

により求める。左辺は未知数 $\Gamma_{mn}^s$  ( $1 \leq m \leq M$ ,  $1 \leq n \leq N$ ) および $Q_{mn}^c$  (キャビティの存在する後流中のみ)に関する一次式であり、右辺は既知の量である。

後流渦面上のキャビテーション領域では線形化された動学的境界条件(圧力が蒸気圧に等しい)より

$$V_i^t(V_{ij}^V + V_{ij}^Q) = -V_i^t \cdot V_{ij}^B + \frac{(p_0 - p_v)}{\rho} \quad (3.24)$$

が得られる。ここに、 $p_0$ は無遠方での静圧、 $p_v$ は水の蒸気圧である。やはり左辺は未知数の一次式、右辺は既知の量である。ただし、重力の影響は入っていない。

運動学的境界条件および動学的境界条件ともに、標点の数がそれぞれ

未知数の渦および湧き出しの個数と等しく、方程式を解くことができる。翼面上のキャビテーション領域での動力的境界条件は次節で扱う。

キャビテーション発生範囲が決まらなると未知数および方程式の数が決まらなると、これは、同一半径位置の湧き出し量の解を翼前縁より加算して0になるところをキャビティの後端とし、0になるところがなければキャビティを更に長くして、繰り返し計算を行って決定する。この際、キャビティ長さの振動を防止するために、一度キャビティが延びた半径位置では、その直後の回の繰り返し計算に限りキャビティが再び短くなることを禁止している。そのような措置をとらないと、隣合った半径位置のキャビティが交互に延びたり縮んだりを繰り返し、収束しない場合がある。

### 3.3.9 揚力面の変形

揚力面は、キャビティも含めた平均キャンパ面であるため、キャビティの厚みによりその形状は変化する。非キャビテーション状態に比べて、部分キャビテーション状態ではキャビティの厚みの半分に対応する分のキャンパが増す。SC状態では翼後縁でもキャンパが持ち上がる結果、一般にピッチ、キャンパともに減少することとなる。

本計算法では、翼面上のキャビテーション発生状態を決定するために、荷重分布より揚力面を求める方法を採用する。すなわち、まず、翼正面の圧力分布は前段階の計算結果から変えずに、翼背面の圧力を蒸気圧としたときの荷重分布より渦の強さを求め、揚力面、すなわちキャビティを含めた翼平均キャンパ面上の運動学的境界条件の評価点において流速を計算する。その流向に合うように揚力面を変形し、その結果、求めた揚力面が翼だけの幾何学的平均キャンパ面（プロペラの幾何形状より既知）より下になっていればその場所にはキャビテーションは起きないと考え、揚力面を幾何学的平均キャンパ面で置き換える。揚力面の方が上に在れば、その差の2倍がキャビティの厚さであると考え。さらに今一度非キャビテーション領域と判定された場所の背面側圧力を元に戻して同様の計算を行い、翼面上のキャビティの発生範囲および厚み分布が決定され、(3.15)式より翼面上の湧き出しの強さ $Q^0$ が決定される。

具体的な計算法をAppendix IIに示す。

こうして求めた揚力面形状およびその上の湧き出し分布にたいして、3.3.8節の方程式を解き、繰り返し計算によりSCPのまわりの流場が解析でき



る。

### 3.3.10 後流渦の変形

後流渦は各半径位置の翼後縁から放出された trailing vortex について、各線分の中点における誘起速度を計算し、その点の流向に渦糸の方向を合わせるにより変形し、逐次計算により最終的な後流渦形状を求める。誘起速度を計算する点として渦糸線分の上流側端点を選ぶと、全く特異点のない一様流場であっても後流の流線が次第にその半径を広げていくという現象が起きる。これは、本来螺旋状である渦糸を線分に離散化したことの影響である。これを避けるためには、強制的に内向きの流れを加えて補正する方法もあるが、各渦糸の中点において誘起速度を計算し、プロペラ軸から見た渦糸のなす角を一定に保つ（すなわち、端点の $\theta$ 座標を不変とする）ことにより容易に補正無しにこの不都合を避けることができる。当然渦糸の長さは変化するが、定常状態では trailing vortex は強さ一様な一連の渦糸であるので、問題はない。

この様な手法で渦を変形させると、翼端側などの強い渦の存在するところでは、数本の渦糸同士がお互いの誘起速度によりお互いの周りに捻れるような形で絡み合う現象が生じる。SCPの計算では、このことにより翼端渦近傍での湧き出しの密度が高くなり、ティップ・ボルテックス・キャビテーションが形成されるようになる。渦糸の変形を考慮しない計算ではティップ・ボルテックス・キャビテーションは形成されにくい。

### 3.3.11 力の計算

渦および湧き出しの強さが求まると、Bernoulliの定理により翼面上の圧力分布を求めることができる。圧力を動力学的境界条件の標点で計算し、得られた圧力分布を翼正面、背面、ベース面について積分する事によりプロペラの推力、トルクが求まり、プロペラ単独効率 $\eta_0$ を計算することができる。

通常の渦格子法では、それぞれの渦、湧き出しに働く流体力を足し合わせるによりプロペラ全体に働く力の圧力成分（ポテンシャル成分）を求める。SCPでは流れは翼面あるいはキャビティ表面において剥離しているために抵抗が生じるが、この値はポテンシャル計算では計算できない。従って、上記のように圧力積分により力を求める必要がある。すなわち、

ポテンシャル計算では翼後縁あるいはキャビティ後端のいずれかの場所に生ずる淀み点近傍の正圧が、圧力積分では存在せず、その分が抵抗として算出される。

粘性による摩擦力 $F$ は、次式により計算する。

$$F_{ij} = C_F \frac{1}{2} \rho U_r^2 A_{ij} \quad (3.25)$$

ここに、 $\frac{1}{2} \rho U_r^2$ は各半径位置の局所的な動圧、 $A_{ij}$ は $(i, j)$ 番目の分割パネルの面積であり、接水しているパネルに関してのみ足し合わせる。ここで、摩擦力を摩擦係数を用いて(3.25)式の形で求めることには2つの理由がある。1つは、部分キャビテーション状態となる翼根側等では、キャビティ後方において接水している翼面部分における境界層がキャビティの影響で複雑であり計算できないことである。もう1つは、SC状態ではキャビティも含めた翼後縁の厚みが大きいので翼断面抗力に占める圧力抗力の割合が大きく、逆に接水面積は非キャビテーション状態に比べて約半分なので摩擦抗力は小さく、圧力抗力に比べて摩擦抗力は1ケタ小さい値であるため摩擦抗力がプロペラ性能に及ぼす影響も小さいと考えられることである。そのため、本論文では3次元境界層計算などの手法は用いずに摩擦係数により摩擦力を求めることとした。

摩擦係数 $C_F$ は翼弦長によるレイノルズ数 $Re_r$ により、

$$C_F = K_F Re_r^{-1/2} \quad (3.26)$$

と表し、比例常数 $K_F$ は、第2章に述べた、用いたプロペラ翼断面シリーズ（正面形状はJohnsonの5項翼型）の2次元非線形SC翼型計算において積分型層流境界層計算から得られた摩擦抗力成分から求めたものを平均し、本論文での計算では一律に $K_F=1.3$ とする。

### 3.4 SC-VLMによるSCPの性能計算

SC-VLMにより、SCPについて性能計算を行い、計算結果を模型試験結果と比較する。本節では、後流渦の変形を考慮に入れていない計算について述べる。後流渦の変形を考慮に入れた計算については、次節で述べる。

計算対象とするSCPの主要目、オフセット、展開図、特長等をAppendix-IIIに示す。SSPAプロペラはSSPAのチャートにより設計された

SCPであり、SRIJ-IプロペラおよびSRIJ-IIプロペラはSSPAプロペラと同じ設計条件の下で揚力線理論に基づくSCP設計法<sup>30</sup>で設計されたSCPである。

まず、計算格子数の影響、翼面圧力分布などについてSRIJ-IIプロペラを用いて検討する。キャビテーション発生範囲についてもSRIJ-IおよびSRIJ-IIを用いて検討する。

その後、SSPAプロペラ、SRIJ-IプロペラおよびSRIJ-IIプロペラのキャビテーション・パターンおよびプロペラ性能値について計算結果を実験結果と比較し、本計算法の有効性を調べる。SSPAプロペラについては後縁にカップを付けたものについても性能計算を行い、キャンパが大きいSRIJ-Iプロペラの計算とともに、非線形性の強い翼断面形状を持つSCPに対する本計算法の有効性を調べる。キャビテーションの発生量の少なくなる高キャビテーション数についても計算を行い、本計算法の適用範囲を調べる。

以上のプロペラは前縁からシート状のスーパー・キャビテーションが発生する典型的なSCPである。これに対し、翼弦中央からのキャビテーション発生が主となり、全体にキャビテーション発生量が少ないNewton-Raderプロペラについて本計算法が適用できるかどうかを調べる。

さらに、実験ではバブル・キャビテーションが発生したDTMBプロペラについても計算を行い、本計算法の適用の可否を調べる。

#### 3.4.1 模型試験

試験は船舶技術研究所の大型キャビテーション試験水槽の第一計測部において行った。動力計は主動力計(K&R,J26;スラスト容量600kg、トルク容量30kg-m)を用い、試験プロペラ回転数は40rpsとした。各プロペラについて、曳航水槽におけるプロペラ単独性能試験およびキャビテーション水槽における斜流動力計による計測結果との比較、また、回転数変更試験を実施して、計測値の信頼性を確認している。

#### 3.4.2 計算格子

SRIJ-IIプロペラについて、翼面上の渦格子の分割数についての検討を行った。格子分割数を変えて計算した時、スラスト係数は以下のようになった。

半径方向分割数	翼弦方向分割数	スラスト係数
8	12	.1619
10	16	.1603
12	18	.1605
15	20	.1604

この結果より、格子分割数としては、10x16を採用することとした。

後流渦面については、5回転分くらい取れば理想的であるが、計算機の容量の制限および計算時間短縮の目的から、必要最小限の2回転分とした。通常のキャビテーション発生範囲はこれにより十分カバーできる。また、後流渦の変形を計算するときには、2回転目以降、さらに1回転分が周期的に繰り返されているものとしてその誘起速度を考慮にいれている。

後流渦の分割角度としては、3deg、5deg、10degについて試算を行った結果、3degと5degではほとんど差が無く、10degではキャビテーション発生範囲が安定に計算できなかった。よって、分割角度は5degとした。

### 3.4.3 翼面圧力分布

Fig.3.4.1にSRJ1-IIプロペラの設計条件における半径位置 $r=0.71R$ における翼面圧力分布を示す。

正面側は設計に用いた2次元翼断面であるSRJN-I翼型の圧力分布（Fig.2.5.12）とほぼ相似であり、揚力面補正が適切になされたことが示されている。

背面側では、計算された圧力はほぼ蒸気圧（ $C_p = -\sigma_v$ ）に収束しており、揚力面の逐次変形により圧力条件を満足するという本計算法の手法が有効であることを示している。

### 3.4.4 キャビティ表面圧力の補正

Fig.3.4.1をより詳細に見ると、境界条件が完全に満たされれば蒸気圧に等しくなるべき翼背面側のキャビティ表面圧力が、わずかに蒸気圧からずれている。そこで、翼背面側のキャビティに覆われた部分の圧力を蒸気圧に置き換えて圧力積分を実行することにより、より精度良く力の計算を行うことが考えられる。

SRIJ-IIプロペラの設計点 ( $J=1.1$ ,  $\sigma_v=0.4$ ) において、この蒸気圧による圧力補正を行った計算結果を、補正前の計算結果および実験結果と比較して示すと次のようになる。括弧内は実験値に対する差を表す。

	実験値	計算値 (圧力補正無し)	計算値 (圧力補正有り)
スラスト係数	0.165	0.159(-3.6%)	0.162(-1.8%)
トルク係数	0.0420	0.0386(-8.1%)	0.0391(-6.9%)
効率	0.707	0.720(+1.8%)	0.726(+2.7%)

スラスト、トルク共に補正を行うことにより計算値は実験値に近づく。効率に関してはほとんど影響がない。以降の本論文中の計算結果としては、この圧力補正を行った値を用いる。

### 3.4.5 キャビテーション発生範囲の比較

キャビテーションの発生範囲について、計算結果と実験結果を比較する。

Fig.3.4.2(a)および(b)に、それぞれSRIJ-IおよびSRIJ-IIの設計点におけるキャビテーション発生範囲を計算と実験で比較して示す。翼より後方のキャビティの長さは、一様流のピッチ面に垂直に投影した長さで表している。

SRIJ-Iプロペラでは、半径位置が0.7Rより内側では計算結果は実験結果と非常に良くあっている。0.7Rより外側では定量的には0.1~0.25 $D_p$ の差があるが、定性的には良くあっている。また、SRIJ-IIについても、0.3Rの近傍の部分キャビテーションの領域で計算値と実験値にずれが見られるほかは、全体に良くあっている。

これにより、本計算法のキャビテーション発生範囲の求め方が適切であることが示された。

### 3.4.6 SCPの性能計算結果の比較

各プロペラについてのスラスト係数、トルク係数、効率の計算値を実験結果と共に示す。計算は全て後流渦の変形は考慮せずにクラシカル・

ウェークを用い、3.4.4節に述べた圧力補正を施した結果である。また、各プロペラの実験において観測されたキャビテーション発生期のスケッチ、および設計点におけるキャビティ発生範囲の計算結果も示す。

まず、Fig.3.4.3～5にSSPAプロペラのキャビテーション・パターンおよびプロペラ性能について実験と計算の結果を示す。キャビテーション数は設計値である $\sigma_v=0.4$ である。Fig.3.4.4のキャビテーション・パターンの計算結果において、翼のある領域の平均キャンパ面は破線の格子で示され、キャビテーションの生じている領域は黒の塗りつぶしにより表現されている。キャビテーションは1番翼から発生したもののみを図示している。

$J=0.8\sim 0.9$ では翼後縁におけるキャビティが厚く、揚力面の形状が半径方向に振動してしまっている。これはキャビティの厚みが半径方向に振動していることになる。それ以外の $J$ ではキャビテーション・パターンは概ねあっており、スラストの計算値は実験値とほぼ一致している。トルクに関しては計算値は実験値よりも若干低めであり、その分効率が高めに計算されている。実験で大きなフェイス・キャビテーションが発生した $J=1.4$ は本計算法の計算対象外であるが、スラスト、トルク共に計算値と実験値は良くあっており、このプロペラではフェイス・キャビテーションの発生がプロペラ性能にはあまり大きな影響を与えていないことが示されている。

本計算法が非線形影響の強い翼断面形状のプロペラに適用できるかどうかを調べるため、SSPAプロペラの後縁に翼弦長の1%～3%のカップを付けたプロペラについて計算を行う。3%カップ付きのプロペラの形状図をFig.3.4.6に示す。カップはKatoら<sup>21</sup>の論文に倣い90%翼弦長位置から後縁にかけて直線的に付けた。すなわち、90%翼弦長位置において翼型は折れており、翼後縁においてはオリジナルのSSPAプロペラよりもカップ量分だけ翼正面および背面の座標が正面側に移動している。カップは0.7Rよりも翼端側においてつけ、0.5Rよりも翼根側には付けない。0.6Rは0.7Rの半分のカップとして0.5%～1.5%翼弦長のカップを付けて0.5Rに接続した。

Fig.3.4.7にカップ付きプロペラのプロペラ性能の計算結果を示す。カップ量が0のプロペラはSSPAプロペラであり、白丸は実験値を表す。スラストの一点鎖線はKatoら<sup>21</sup>の論文の推定チャートにより推定したカップ付きプロペラのスラストである。推定値と計算結果は良くあっており、カップの付いたSCPに対して本計算法が有効であると言える。また、カップを付けることによりトルクの増加も大きく、効率は減少する様子が示されている。

Fig.3.4.8は各カップ付きSCPの0.71Rにおける翼面圧力分布を比較したものである。カップを付けることにより正面側の正圧のピークが後縁側に寄り、ピーク値も高くなる。背面側の圧力は蒸気圧に収束しておりカップによる変化はないので、正面側の圧力の差の分だけカップを付けると揚力が増している。

Fig.3.4.9～11には、SRIJ-Iプロペラのキャビテーション・パターンおよびプロペラ性能について実験と計算の結果を示す。このプロペラは正面側キャンバの翼弦長に対する比の最大値が約4.8%という大キャンバの翼断面形状を持っている。そのため非線形影響が強いと考えられるが、計算結果は設計点である $J=1.1$ 以下ではスラスト、トルク共に実験値と良くあっている。前のカップ付きSCPの結果と併せて、非線形影響の強い翼断面形状（正面側のキャンバ量にして約5%）のプロペラについても本計算法は有効であると言える。

Fig.3.4.12～14には、SRIJ-IIプロペラのキャビテーション・パターンおよびプロペラ性能について実験と計算の結果を示す。SSPAプロペラと同様にキャビティの厚くなる $J=0.8$ において揚力面の形状が半径方向に振動しているが、 $J=0.8\sim 1.1$ のSC状態においては、キャビテーション・パターンとスラストに関して、計算結果は実験結果と良くあっている。トルクは若干低めであり、その効率は少し計算値の方が高めとなっている。実験においてキャビティがストリーク状に分かれた $J=1.2$ でも計算ではSC状態であり、この時もスラストは計算と実験はあっており、トルクは計算値の方が実験値よりも少し低い。さらにキャビテーションの発生量の少なくなる $J=1.3\sim 1.4$ においても、ルート・キャビテーションおよびフェイス・キャビテーションを除いてキャビテーション・パターンは概ねあっているが、計算ではシート・キャビテーションとなる所が実験ではバブル・キャビテーションとなっており翼面が水に接している。この時、スラスト、トルク共に計算値は実験値より小さめである。この傾向については3.4.9節において詳細に検討する。

総じて、キャビティが非常に厚い時に半径方向に解が振動するという問題点は有るが、本計算法はSC状態にあるプロペラについてはキャビテーション・パターン、プロペラ性能共に精度良く計算でき、特に実際に使用される設計条件の近傍における計算精度は高い。

### 3.4.7 高キャビテーション数における性能計算

本計算法が、キャビテーションの発生量が少なくなる高キャビテーション数領域において適用可能かどうかを調べる。

まず、Fig.3.4.15~17にはSSPAプロペラについてキャビテーション数 $\sigma_v$ を変化させた時のキャビテーション・パターンおよびプロペラ性能の実験結果および計算結果を示す。 $\sigma_v=1.0$ のときは計算が収束しなかった。それ以外の $\sigma_v$ ではキャビティ長さもあっており、スラスト、トルクも良くあっている。

同様に、Fig.3.4.18~20にはSRIJ-IIプロペラについての結果を示す。やはり $\sigma_v=0.6$ および1.0では計算は発散してしまった。計算できた $\sigma_v=0.4$ および0.5ではキャビティ長さ、スラスト、トルク共に計算値は実験値と良い一致を示す。

どちらのプロペラでも計算が発散してしまった条件の時、実験では0.6Rより翼根側は部分キャビテーション状態であり、その領域のキャビティの後端は翼面より浮いている。本計算法ではキャビティは翼面に付着したシートあるいはベース・ベンティッド・キャビティを仮定してモデル化しているためにこのような条件では計算できないと考えられる。

### 3.4.8 翼弦中央からキャビテーションが発生するプロペラの性能計算

いわゆるSCPと異なり、圧力分布をフラットにすることにより極力キャビテーションの発生を遅らせようとする高速艇用プロペラに、Newton-Raderプロペラがある。翼断面はAppendix-IIIの展開図に示すように後縁に厚みの無い円弧翼を元とするホロー・フェース型である。そのため、Newton-Raderプロペラでは、その設計点の近傍において前縁からのSC状態とはならず、翼弦中央からキャビテーションが発生する。このプロペラについての実験結果および計算結果をFig.3.4.21~23に示す。設計点においてSC状態になっていないため、本計算法で計算できるかどうかの疑問があったが、プロペラ性能に関する計算結果は実験結果と非常に良く合っている。Fig.3.4.22を見ると、計算においてもキャビテーションはほとんど発生しておらず、翼端および後縁のベース・ベンティッド・キャビテーションのみである。同じ条件では、実験の方がキャビテーションの発生量が多い。しかし、このようなほとんど非キャビテーション状態に近い状態



においても、Fig.3.4.24(b)または(c)のように翼後縁のベース面\*がキャビティに覆われているか、このNewton-Raderプロペラのようにベース面そのものが小さい場合 (Fig.3.4.24(d)) には本計算法は有効であると考えられる。

### 3.4.9 バブル・キャビテーションの発生したプロペラの性能計算

DTMBの設計法により設計されたDTMBプロペラは、設計点を含めて広範な条件において翼面上広い部分でバブル・キャビテーションが発生する。このプロペラについてキャビテーション・パターンとプロペラ性能の実験結果および計算結果をFig.3.4.25～27に示す。

$J=0.775$ および $0.8$ について実験と計算によるキャビテーション・パターンを比較すると、計算ではシート・キャビティに覆われている $0.5R$ より翼端側の翼弦中央から後縁側において、実験ではバブル・キャビテーションが発生している。この状態で、スラストおよびトルクの計算値は実験値よりも約25%も小さくなった。このことから、(翼正面側の圧力分布には計算と実験で大きく差は無いとすると、)バブル・キャビテーションの発生している領域は、蒸気圧以下に圧力が下がっていると考えられる。3.4.6節で、SRIJ-IIプロペラの $J=1.3\sim 1.4$ でスラスト、トルクの計算値が実験値よりも小さかったのも、同じ原因と考えられる。このことは、第2章においてキャビティの前端を層流剥離点に一致させたことを考えると理解できる。すなわち、バブル・キャビテーションが発生する状況というのは、圧力は蒸気圧よりも低くなっているのだが流れが剥離しないために膜状のシート・キャビティとしては存在できず、水中の気泡核の表面において水が水蒸気となることにより気泡が急激に成長してバブル・キャビティとなるのである。したがって、本計算法ではバブル・キャビテーション領域の圧力分布が実際より高い値(=蒸気圧)となるため、スラスト、トルク共に低く計算することとなる。

翼面の圧力分布から3次元剥離の評価を行い、本計算のアルゴリズムではシート・キャビテーション領域と判断される部分で剥離が起こらないためにバブル・キャビテーションとなることが予想される領域に対しては、翼

---

\*SC翼型にみられるように後縁に厚みを持つ翼型の、後縁において背面と正面を結ぶ面

面の圧力を別に評価することにより、この様な条件下のプロペラ性能も計算することができる可能性がある。その場合、バブル・キャビテーション領域の圧力は、非キャビテーション状態としたときの圧力と、蒸気圧との間の値となるべきであろうが、具体的にどの圧力とするべきかは、今後の課題である。

### 3.5 後流渦の変形を考慮に入れた計算

SRIJ-IIの設計点について、後流渦の変形を考慮に入れた計算を行った。キャビテーション・パターンおよびプロペラ性能の結果をFig.3.5.1~3に示す。

Fig.3.5.3には比較のために後流渦の変形を考慮にいれずに古典伴流を用いて計算結果も共に記す。ただし、後流渦の変形を考慮した計算と条件を合わせるために蒸気圧の補正は施していない。スラスト係数およびトルク係数に関しては後流渦の変形を考慮にいれていない計算結果よりも後流渦の変形を考慮に入れた計算結果の方が実験値に近づく。効率に関しては逆に実験値から離れる方向であるが、後流渦の変形を考慮にいれない計算ではスラスト、トルクともに実験値より小さめであったためにその商に比例する効率が結果的に実験値に近い値となったものであり、スラスト、トルクの計算精度を重視すると、後流渦の変形を考慮に入れることにより計算精度は高くなっていると言える。

Fig.3.5.2のキャビテーション・パターンに関する大きな特長は、翼端近傍の渦が互いの誘起速度により振れながら寄り集まってティップ・ボルテックス・キャビテーションを形成していることである。Fig.3.5.1の同じ条件の時の写真と比較しても、全体に良く一致している。写真では分かりにくいですが、ティップ・ボルテックス・キャビテーションの振れの周期も実験と一致していた。

後流渦の変形を考慮に入れた計算は、渦の変形を求める繰り返し計算等に非常に時間がかかるため、計算時間は変形を考慮しない場合の約5倍かかった。この計算時間の長さを考えると、プロペラ性能の計算には古典伴流による計算結果に圧力補正を施したもので実用上は充分であると考えられる。後流渦の変形を考慮に入れた計算は、プロペラ後流の流場やキャビティ形状など、より細かな議論に用いることができる。

### 3.6 適用限界

本計算法の適用限界についてまとめると、以下の通りである。

#### (1) プロペラ形状

翼輪郭形状に関しては制限はないが、スキューが大きくなると翼端において2次流れが大きくなるため、各半径位置ごとに湧き出し量の合計が0とする仮定が成立しなくなり、キャビティ形状の計算精度が悪くなる。

断面形状については3.4.6節において確認したとおり、約5%までの正面側キャンパ量のある大キャンパプロペラやカップ付きのプロペラでも精度を損なうことなく計算が可能である。

ボス比に関しては、ボスの影響が本計算には取り入れられていないので、ボス比の大きいSCPでは計算精度が落ちることが予想される。

#### (2) キャビテーションの発生の仕方

発生しているキャビテーションがシート・キャビテーション、ベース・ベントイド・キャビテーションおよびティップ・ボルトックス・キャビテーションであるSC状態のプロペラについて計算が可能である。ベース面がキャビティに覆われていない状態およびバブル・キャビテーションが発生している状態ではそれらの場所の圧力が正しく評価できないため、計算精度は悪くなる。キャビティが翼から浮いている状態では計算が収束しない。

#### (3) キャビテーション数

3.4.7節において調べたとおり、キャビテーション数が高くなると部分キャビテーションが翼から浮いた状態になる、ベース面がキャビティの外になるなどのために計算精度が悪くなることが多い。

#### (4) プロペラ前進率

前進率が大きくなると、フェイス・キャビテーションが発生する、キャビテーションの発生が不安定になるなどのために計算の対象外となる。ただし、部分的なフェイス・キャビテーションが発生しても、それを無視した性能計算は可能であり、得られた結果も実験値から大きくはずれることはない。

### 3.7 まとめ

本章では、渦格子法を用いたSCPの性能解析法、SC-VLMを開発

し、いくつかのSCPについて計算を行い、実験と比較した結果、以下の結論を得た。

- (1) 本解析法では、発生しているキャビテーションがシート・キャビテーション、ベース・ベンティド・キャビテーションおよびティップ・ボルトテックス・キャビテーションであるSC状態のプロペラについては、キャビテーション・パターン、スラスト、トルク、効率などについて精度良く計算できる。
- (2) 本解析法は、キャンバの大きいSCPやカップ付きSCPなど、非線形影響の強い翼断面形状のプロペラについても計算が可能である。
- (3) フェイス・キャビテーションが発生したプロペラについては、本来計算対象ではないが、キャビティがそれほど大きくない時には、大きく精度を損なうことなくスラストおよびトルクの計算が可能である。
- (4) 部分キャビテーション状態、あるいは、ほとんどキャビテーションの発生していない状態のプロペラでも、翼面上に発生しているキャビテーションが翼面に付着したシート・キャビテーションであり、ベース面がベース・ベンティド・キャビテーションに覆われていればSC状態と同様に精度の良い計算ができる。しかし、キャビテーションが翼面から浮いた状態となる条件では、本計算法では計算が発散してしまい、計算できない。
- (5) バブル・キャビテーションが発生する条件では、実験でバブル・キャビテーションとなる領域について本計算法ではシート・キャビテーションと判断され、スラスト、トルク共に実験より小さく計算される。
- (6) 後流渦の変形を考慮に入れない計算でも、キャビティに覆われた領域に対して蒸気圧の補正を施すことにより実用上十分な精度でスラスト、トルクの計算ができる。後流渦の変形を考慮に入れて計算することにより、プロペラ後方のキャビティ形状など、より細かな現象も実験と合う結果が得られる。
- (7) 総合的に見て、設計条件を中心とする通常のSCPの作動領域において、本計算法は概ねスラストについては3%以内、トルクについては5%以内の精度で計算が可能であり、充分実用に耐える計算法であると言える。

## 4章 揚力面理論によるSCPの設計

### 4.1 はじめに

本章では、SCP（スーパーキャビテーション・プロペラ）の設計法について述べる。本章で取り扱うのは、翼数 $Z$ 、プロペラ直径 $D_p$ 、回転数 $n$ 、プロペラ前進率 $J$ 、キャビテーション数 $\sigma_v$ およびスラスト係数 $K_T$ が与えられたときの、翼輪郭形状、翼断面形状等の幾何形状の設計であり、定常均一流中のみを考える。主要目の決定については触れない。

4.2節では、本論文で提案する設計法について手順を追って述べる。

4.3節では、本設計法により目的の異なる4つのSCPを設計し、それぞれ模型試験により性能の確認を行う。

4.4節では、本設計法により設計されたSCPの性能を既存の設計法により設計されたSCPと比較する。

4.5節では、4.3節のSCP設計を通じて得られたいくつかの知見について述べる。通常プロペラの常識に反するような興味深い知見も得られている。

### 4.2 SCPの設計法

#### 4.2.1 基本概念

プロペラを揚力面理論により扱うとき、SCPが通常プロペラと大きく異なる点が3点ある。

第1点は、キャビテーションによる翼面形状の変形である。ポテンシャル流で考えたとき、キャビテーションが翼背面に発生するということは、周りの流体からみれば翼背面そのものが変形したことと同じである。キャビティの長さが翼弦長を越えれば、翼面積そのものが増大したのと同じになるが、増えた部分は正面側、背面側ともにキャビティ内圧であり揚力を発生しないので、揚力面として扱う必要は無い。

第2点は、キャンパ面形状の変形である。キャビティにより背面形状が変われば、当然キャンパ面が変形する。部分キャビテーション状態では前縁と後縁の位置は変わらず、キャビティが背面側に発生すればその部分だけキャンパ量は増加する。SC状態では、前縁の位置は変わらないが、キャンパ面後縁は発生したキャビティの厚みの半分だけ背面方向に移動する。

その結果キャンパ面の首尾線が変わり、全体のキャンパ量は減少することになる。

第3点は、ピッチの変化である。上で述べたのと同じ理由により、部分キャビテーション状態ではピッチは変化しないが、SC状態ではキャンパ面のピッチは減少する。

以上を総合すると、非キャビテーション状態に比べて、部分キャビテーション状態ではピッチは不変、キャンパは不変あるいは若干の増加であり、断面の揚力はほとんど変わらないかわずかに増加する。一方、SC状態ではピッチ、キャンパ共に減少するため、揚力は大幅に減少し、いわゆるスラスト・ブレイクダウンを引き起こす。SCPを設計するに当たっては、このSC状態でのキャンパ面を設計しなくてはならない。すなわち、プロペラ幾何形状を決定するためには、キャビテーションの断面形状を精度良く推定する必要がある。

そこで、本論文では以下の3段階を骨子とするSCP設計法について述べる。

- (1)揚力線理論による初期設計
- (2)一次渦パネル法による断面設計
- (3)渦格子法による揚力面の設計

まず、揚力線理論では翼輪郭、半径方向の循環分布などのグローバルな量を決定する。

次に翼展開形状および翼弦長方向の荷重分布を与え、各半径位置においてローカルなキャビテーション数、圧力分布を元に翼断面形状とキャビティ形状を設計する。あるいは、予め用意されたシリーズ翼断面から所定の揚力係数を満たす形状を求め、その圧力分布を第2章に示した一次渦パネル法により求める。

最後に、翼面上の圧力分布に基づき、渦格子法により揚力面（キャビティを含めたキャンパ面）の形状を決定する。先に求めた各断面のキャンパが、この揚力面に一致するように翼面の形状を決定する事によりプロペラの設計が完了する。

以下に各段階について詳しく述べる。

#### 4.2.2 揚力線理論による初期設計

設計条件として、プロペラ前進率 $J$ と荷重度 $C_T$ （あるいはスラスト係数 $K_T$ ）が与えられているものとする。SCPも通常プロペラも、これを揚力線として近似して扱う際にはなんら差がないので、揚力線理論による初期設計は通常プロペラのそれを用いることができる。例として、Goldsteinの方法<sup>52</sup>、Lerbsの方法<sup>53</sup>等がある。どちらも各半径位置における翼断面の揚抗比を与えて、所定のスラストを発生しかつ最も効率の良い半径方向循環分布を求める方法であるが、Goldsteinの方法では翼端の循環は0であるが翼根の循環が0にならないのに対し、Lerbsの方法では翼端、翼根共に端において循環が0となる。翼根部の循環が0ではない場合翼根における循環の変化率が無限大となり、4.2.4節において渦格子法により揚力面設計を行うにあたり、最も内側の渦糸の強さのみが他に比べて大きくなり不都合を生じる。従って、本論文中ではLerbsの方法を用いることとする。

ただし、SCPは一般に翼面積が大きいものが多く、揚力線近似による誤差が大きいことが考えられるので、最終的に揚力面理論による確認は必要である。

また、翼断面としてはSC状態の翼型を考えなければならないので、揚力線理論設計において想定する翼断面の揚抗比は通常のプロペラ設計時よりも小さな値を用いる必要がある。

揚力線理論による設計により、半径方向の循環分布から揚力分布が求められ、各半径位置における誘起速度からローカルなキャビテーション数が求められる。

#### 4.2.3 一次渦パネル法による翼断面の設計

揚力線理論により各半径位置における揚力 $L(r)$ が決定されると、翼輪郭形状を仮定することによって各半径位置における翼弦長 $c(r)$ が決まり、各断面の揚力係数 $C_L(r)$ は

$$C_L(r) = L(r) / \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c(r) \quad (4.1)$$

で定まる。その値とキャビテーション数より、各半径位置における相当2次元翼を求めることができる。

2次元翼断面の求め方には2通りの方法がある。

1つは、揚力係数とローカルなキャビテーション数を元に、次式を満たすように翼正面側の圧力係数分布  $C_{p_u}(r, x)$  を決定する。

$$\frac{1}{c(r)} \int_{L.E.}^{T.E.} (\alpha(r) + C_{p_u}(r, x)) dx = C_L(r) \quad (4.2)$$

この式を満たしていれば  $C_{p_u}$  はどのような分布でもよいが、その分布の良否により翼型の性能が変化する。どのような分布が良いかについては本論文では詳しくは触れないが、例えば2.2.1節に述べたTulinの解析による結論が一つの指針になる。

第2章に述べたように、一次渦パネル法ではキャビティ表面についてはその圧力条件（蒸気圧）を与え、形状を逐次近似法により求める。翼面についても、圧力分布を与えて渦の強さの分布を決定し、逐次近似法により接線流れ条件を満たすように翼形状およびキャビティ形状を求めることができる。

もう1つの方法は、シリーズ化された翼型について、予め一次渦パネル法により性能計算を行い、そのシリーズ翼型の性能チャートを作っておく方法である。プロペラ設計時には各断面ごとに必要な揚力係数、強度などを基にチャートより適切な断面形状を求める。それらの断面について一次渦パネル法により性能計算を行い、キャビティ形状および圧力分布を求める。

以上いずれかの方法により翼正面側形状  $\hat{y}_u(r, x)$ 、キャビティ形状  $\hat{y}_c(r, x)$ 、および圧力分布が求められる。ここに、 $\hat{y}$  は2次元翼型に関して翼正面側首尾線から計った高さを表す。翼背面側形状  $\hat{y}_o(r, x)$  はキャビティ表面を突き破らないように、かつ強度的な要求を考慮して定められる。

まず、キャビティ表面を突き破らないためには、

$$\hat{y}_o(r, x) < \hat{y}_c(r, x) - t_{c, \min}(r, x) \quad (4.3)$$

を満たさなければならない。ここに、 $t_{c, \min}$  は実際にキャビテーションを安定して発生させるために設けたキャビティ厚みのマージンである。これを考慮せずにキャビティ形状ぎりぎりに翼背面を設計すると、表面張力等の影響によりキャビティが筋状に分裂したり、消滅したりするおそれがある。

強度的な要求に対しては、厳密には有限要素法 (FEM) などの方法により翼に発生する応力を計算することにより検討するべきであるが、設計段階では簡便に翼断面の断面係数により評価することとする。翼の基準線に対して角度  $\alpha$  を成す中立軸に対する断面係数を  $z(\alpha)$  とする。  $\alpha$  を変化さ



せたときの $z(\alpha)$ の最小値を翼弦長 $c$ により無次元化し、

$$z^*_{\min} = \min(z(\alpha))/c^3 \quad (4.4)$$

を定義する。一方、翼の半径方向の荷重分布から梁理論により求められる各半径位置にかかるモーメントを $M(r)$ 、翼の材質から定まる許容最大応力を $\sigma_{\max}$ とすると、強度条件は

$$z^*_{\min}(r) > M(r)/\sigma_{\max}c(r)^3 \quad (4.5)$$

と表される。

翼とキャビティを併せて考えたときの平均キャンバ線は、

$$\hat{y}_m = \frac{1}{2}(\hat{y}_u(r, x) + \hat{y}_c(r, x)) \quad (4.6)$$

である。 $\hat{y}_m$ を基準とした翼背面と正面の位置をそれぞれ

$$\begin{cases} \hat{i}_o(r, x) = \hat{y}_o(r, x) - \hat{y}_m(r, x) \\ \hat{i}_u(r, x) = \hat{y}_u(r, x) - \hat{y}_m(r, x) \end{cases} \quad (4.7)$$

と表すこととする。これは、後にプロペラの設計において、翼の厚みに関する情報を与えることになる。

#### 4.2.4 渦格子法による揚力面の設計

2次元計算で求められた各半径位置における圧力分布 $C_{p_a}(r, x)$ より翼面上の荷重分布が決定される。この荷重分布より、渦格子法により平均キャンバ面形状を決定する。その方法は第3章において用いられた揚力面を变形する手法と全く同じである。すなわち、荷重分布に比例させて渦の強さを求め、その渦による誘起速度を計算して評価点における流速を求め、その流向に平行になるように平均キャンバ面を逐次変形により求める。

求めた平均キャンバ面の、首尾線から計った高さを $y_m(r, x)$ 、首尾線のピッチ角を $\phi_m(r)$ とする。 $y_m(r, x)$ はキャビテーションが発生した状態での、翼とキャビティを併せて考えた平均キャンバ面であり、 $\phi_m(r)$ はそのピッチ角である。

#### 4.2.5 プロペラ翼断面形状の決定

以上により、翼厚に関する情報が2次元計算より、また、キャンバ面形状に関する情報が揚力面計算より得られた。最終的なプロペラ翼断面形状は、

$$\begin{cases} y_o(r,x) = y_m(r,x) + \tilde{t}_o(r,x) \\ y_u(r,x) = y_m(r,x) + \tilde{t}_u(r,x) \end{cases} \quad (4.8)$$

で与えられる。4.2.3節による2次元翼断面と4.2.4節によるプロペラキャンバ面、およびここで得られた最終的なプロペラ翼断面の関係をFig.4.2.1に示す。

翼正面側首尾線のピッチ角  $\phi'_a(r)$  は

$$\phi'_a(r) = \phi_m(r) + \tan^{-1} \frac{\tilde{t}'_u(r, TE)}{c(r)} \quad (4.9)$$

となるが、これは最終的な値ではなく、次節に述べる補正が必要である。

#### 4.2.6 ピッチ分布の補正

揚力面理論により求められたピッチには、他の半径位置からの3次元的な誘起速度の影響や、他の翼による翼列効果の影響などは入っているが、翼とキャビティ厚みを表す湧き出しの3次元影響や、キャビティの存在により流れがせき止められ流場が変化する止堰効果の影響が入っていない。また、翼面に発生するキャビティの形状は、3次元影響により2次元計算におけるそれとは異なってくる。そこで、ここではピッチ分布に補正を施し、これらの影響を考慮する。

まず、前節までで、得られた翼ピッチのプロペラについて S C - V L M により性能計算を行う。この計算により求められた翼後縁位置におけるキャビティの厚みが  $t_{cTE}(r)$  の時、ピッチ角の補正量  $\Delta\phi_c$  は、

$$\Delta\phi_c = \tan^{-1} \frac{t_{cTE}(r) - \tilde{y}_c(r, TE) + \tilde{y}_o(r, TE)}{c(r)} \quad (4.10)$$

とする。これは、3次元計算でのキャビティの厚みと、2次元計算でのキャビティの厚みを揃えることを目的としている。当然このピッチ補正によりキャビテーションの発生の仕方も変化するので、この補正を数回繰り返してピッチ分布を得る。

以上の補正により、キャビティによる止堰効果の他、翼列効果、2次流れの影響などを考慮したピッチが決定され、キャンバ補正と合わせて、設

計2次元翼断面の性能と流体力学的に同等な3次元プロペラ翼形状が得られたことになる。

実際の設計では、さらにキャビテーションの発生パターン、効率などを総合的に考慮してピッチを修正し、渦格子法による性能計算で確認し、最終的なピッチを決定する。

#### 4.2.7 翼根部の翼断面形状

第3章において典型的なSCPとして計算対象としたSRIJ-IおよびIIプロペラでは、翼断面形状としては翼根から翼端に至るまで全てSRJN翼型という同系統のSC翼型が統一して使用されている。しかし、各半径位置の流入流速に基づくキャビテーション数は翼根ほど高く、設計条件によっては翼根ではSC状態にならない場合も多い。実際、SRIJ-IおよびIIプロペラでも、実験、計算共に翼根から0.4Rまでは部分キャビテーション状態あるいはベース・ペンティッド・キャビテーション状態であった。

SC翼型は一般に後縁が厚く、非キャビテーション状態、あるいは部分キャビテーション状態では、後縁の薄い通常のエアロfoil翼型に比べて抗力が大きい。従って、SC状態にならない翼根部にSC翼型を用いることは効率の観点からは不利であると言える。翼強度の観点からも、同じ最大翼厚比で比較した場合、SC翼型よりもエアロfoil翼型の方が断面係数が大きい傾向にあり、有利である。

このような理由から翼根側と翼端側で翼型を変えたSCPとしては、翼断面を滑らかに変化させる千葉<sup>54</sup>の特許や、翼断面を不連続に変化させるYimの特許に基づきVorus<sup>55</sup>が設計した“ハイブリッド・プロペラ”がある。後者は通常型プロペラを出発点として、0.75Rより翼端側のSC状態となることが避けられない半径領域において翼断面にSC翼型を採用している。エアロfoil翼型とSC翼型はその境界で不連続に接続されている。実際に設計されたプロペラは4翼の滑走艇用であり、可変ピッチプロペラであるためボス比は0.321と大きい。同じ設計条件（荷重量 $C_T=0.197$ ）で設計したボス比0.165で3翼のNewton-Raderプロペラの効率0.717と比べて、Vorusのハイブリッド・プロペラの効率は0.715とほぼ同程度であり、オフ・デザインでのスラスト低下はNewton-Raderプロペラより格段に少ない結果を得ている。

本論文の設計法では、エアロfoil翼型からSC翼型へはなめらかに

連続的に変化させる。これは、本設計法が対象としている設計領域は、翼の大部分がSC状態となるような高荷重あるいは低キャビテーション数（すなわち高速）の状態であり、SC状態の領域と部分キャビテーション状態の領域の境界半径が翼根に近く、不連続な断面では応力集中などの強度的な問題が予想されるためである。境界部分に当たる半径位置の翼断面は、その上下の翼断面の座標値を、同じ翼弦長位置ごとに2次式で補間して決定した。得られた翼型についてはその断面係数を求めて強度的に問題の無いことを確認する。

#### 4.3 模型プロペラの設計・製作と性能確認試験

本設計法により、Table 4.3.1に示す4つのSCPを設計し、模型試験により性能を確認した。

設計条件をTable 4.3.2に示す。SRIJ-Aプロペラは船速60kts、キャビテーション数0.3、プロペラ荷重度0.465を設計条件とし、設計点は $J=1.10$ 、 $K_T=0.221$ である。それ以外の3つのSCPの設計条件、設計点は第3章に述べたSSPAプロペラ、SRIJ-IプロペラおよびSRIJ-IIプロペラと同じである。強度的には、SRIJ-IVプロペラを除いて、比較対象であるSSPAプロペラと同程度とした。これはTable 4.3.2の条件で使用する実機プロペラを考えると現在普通に使われているプロペラ材料では強度不足となるが、模型試験には十分な強度を持つ。SRIJ-IVプロペラでは実機プロペラでも強度条件を満足するSCPを考える。

以下にそれぞれのSCPについて、その設計の狙い、計算による予測性能、実験により確認された性能とその評価を述べる。

##### 4.3.1 高荷重度SCP

SRIJ-IIプロペラ等より高速・高荷重での使用を想定したSCPとしてSRIJ-Aプロペラ（M.P.No.365）の設計を行った。設計手法としてはキャンパの揚力面補正法およびピッチ補正法は用いているが、4.2.7節に述べた翼根部へのエアロフォイル翼断面の適用は行っていない。

プロペラの主要目、オフセット、展開図をAppendix-IIIに示す。また、SC-VLMによる設計点におけるキャビテーション・パターンの予測をFig. 4.3.1に、その時の性能予測値をTable 4.3.3に示す。設計荷重が大きいため翼展開面積比は0.825とかなり大きくなった。また、キャビテーション

数が低く翼後縁におけるキャビティが厚いので、その分翼正面側のピッチ比は大きくなっている。

このプロペラの直径200mmの模型を製作し、船舶技術研究所の大型キャビテーション水槽第一計測部においてキャビテーション試験を行った。観測されたキャビテーション・パターンをFig.4.3.2に、性能計測結果をTable4.3.3およびFig.4.3.3に示す。Table4.3.3には比較のためにSRIJ-IIプロペラの計測結果も共に記載してある。計測結果はプロペラ回転数 $n=40\text{rps}$ での値である。

スラストに関しては、設計予測値に対して実験値は約6.5%小さくなってしまった。その原因として、翼面積が大きいプロペラであるにもかかわらず、計算時間の都合から翼面上の格子分割を $8 \times 10$ と粗くせざるを得なかったことが考えられる。後流渦面も通常2回転分以上とるところを1回転分しかとっておらず、このために計算精度が大幅に落ちたものと考えられる。設計点 $J=1.1$ におけるキャビテーション・パターンについてFig.4.3.1の予測とFig.4.3.2の観測結果を比較すると、全体として定性的に合っているものの、翼根部において実験の方がキャビティが厚く、全体的な発生量も実験の方が多い。この差がスラストの差となって現れたものと考えられる。

改めて格子分割数を $10 \times 16$ とし、後流渦面も5deg毎に2回転分として性能解析計算を実施したところ、結果はTable4.3.3の一番下のとおりになり、スラスト、トルク共に実験値より約1.5%の誤差しか無かった。

プロペラ効率については予測と実験はほぼ一致した。本プロペラより低荷重度のSRIJ-IIに比べて設計点では2.7%ほど劣るものの、高荷重度のSCPとしては高い効率が得られた。

#### 4.3.2 小展開面積比SCP

SC翼型の揚力係数のうち、キャンバによる成分を $C_{L0}$ 、迎角による成分を $C_{L\alpha}$ とすると、キャビテーション数が0の時の揚抗比 $L/D$ は、線形SC翼型理論によれば

$$L/D = \frac{\pi}{2} \frac{C_{L0} + C_{L\alpha}}{(A^* C_{L0} + C_{L\alpha})^2} \quad (4.11)$$

で与えられる<sup>56</sup>。ここに、 $A^*$ は翼型に固有の定数で、SRJN翼型では0.3である。迎角を一定とし、キャンバを変化させて考えると、

$$\frac{\partial(L/D)}{\partial C_{L0}} = \frac{\pi}{2} \frac{-A^* C_{L0} + (1-2A^*) C_{L\alpha}}{(A^* C_{L0} + C_{L\alpha})^3} \quad (4.12)$$

であり、

$$C_{L\alpha} = \frac{\pi}{2} \alpha \quad (4.13)$$

であるので、 $A^*=0.3$ 、 $\alpha=2.5 \text{ deg}$ を代入すると、

$$\frac{\partial(L/D)}{\partial C_{L0}} = -17.5 \frac{C_{L0} - 0.0914}{(C_{L0} + 0.145)^3} \quad (4.14)$$

となり、 $L/D$ は $C_{L0}=0.0914$ の時に最大値をとる。SRJN翼型では $C_{L0}$ に比例して翼正面キャンバが決まる。

0より大きいキャビテーション数で粘性も考慮すると、この値はもう少し大きくなり、SRJ-IIプロペラの設計条件の下で一次渦パネル法で計算した結果では、 $C_{L0}$ が0.16~0.17で $L/D$ は最大値をとる。翼根側では強度上の制限から $C_{L0}$ は最小0.02という小さい値しかとれないので大きな揚抗比は期待できないが、より自由度の大きい翼端側においてもSRJ-IIではFig.4.3.4に示すように0.08~0.13程度の値であり、上記の理想値よりも小さい。これは翼断面の必要 $C_L$ が小さいために $C_{L0}$ を小さな値に押さえる必要があったためである。

そこで、 $C_{L0}$ が理想値の時の $C_L$ に各翼断面の揚力係数が一致するように翼弦長を短くすることによって効率向上を図ることが考えられる。このことは同時に、翼の展開面積比を小さくしアスペクト比を大きくするので、3次元的にも効率向上の効果も期待できる。

以上の考えに基づき、SRJ-IIプロペラと同じ設計条件でSRJ-IIIプロペラ(M.P.No.366)を設計した。設計条件をTable4.3.2、主要目、オフセットおよび展開図をAppendix-IIIに示す。展開面積比はSRJ-IIの約0.83倍であり、小さくなった。

翼断面の $C_{L0}$ はFig.4.3.4に示すようにSRJ-IIプロペラのそれよりも大きく、翼根側の強度的な制限を受ける領域を除いては約0.16前後になっている。そのためSRJ-IIプロペラに比べてキャンバが全体に大きくなっている。また、翼根側の0.2R~0.3Rでは断面強度に若干の余裕があったため、翼後縁の背面側を削り落とし、抗力を少しでも減らすようにしている。逆に翼端側ではキャビテーション数が低く翼後縁におけるキャビティが充分厚い

ため、設計では模型寸法で1mm以下になっていた翼後縁の厚みを増して強度的な補強を図った。いずれの場合も翼正面形状は変えなかった。

最終的な翼正面ピッチ分布は、翼背面上に生ずるキャビテーションが翼前縁から発生するような最小のピッチとして決定した。これでも翼端側のキャビティ厚みは2次元の設計値よりもまだ厚いが、これ以下にピッチを落とすとキャビティが前縁から発生せずに翼弦中央から発生するようになる。その状態の方が若干効率は高かったが、本プロペラの設計では前縁からシート・キャビテーションが発生するパターンに絞って考えた。

SC-VLMによる計算ではFig.4.3.5に示すようなキャビテーション・パターンが得られた。この状態でのスラスト予測値はTable4.3.3に示すように設計値よりも若干小さく、効率の予測値は0.750と極めて高かった。

このプロペラの模型を製作し、キャビテーション水槽でキャビテーション試験を行った。キャビテーション・パターンをFig.4.3.6に、性能計測結果をTable4.3.3およびFig.4.3.7に示す。

スラスト、効率ともに実験結果は予測値を僅かに下回るものの良く合っていた。キャビテーション・パターンについてもFig.4.3.5はFig.4.3.6の $J=1.1$ と合っており、SC-VLMによる予測計算法の有効性が確かめられた。効率は0.738という高い値を得ることができ、翼面積を小さくして翼正面側キャンバにより揚力を稼ぐという設計方針の妥当性が確認できた。

### 4.3.3 ハイブリッド型SCP

4.2.7節の考え方に基づき、翼端側にSC翼型、翼根側にエアロfoil翼型を用いたSCPとしてSRNJプロペラ(M.P.No.367)を設計した。SC翼型としては、SRIJ-IIプロペラなどと同じくAppendix-IVに示すSRJN翼型シリーズを用い、翼根側の翼型としてはAppendix-Vに示すSRNE翼型を用いた。SRNE翼型はNewton-Rader翼型の圧力分布を改良して山口<sup>57</sup>が作った高速船プロペラ用の翼型でありエアロfoil翼型ではないが、翼後縁の翼厚が0であり、本設計法のハイブリッド型SCPの設計思想に合致する。さらに、この翼型は部分キャビテーション状態からSC状態に移る領域において非常に高い揚抗比を示すため、SCPの翼根側の翼型として適している。

翼型試験結果より、SRNEシリーズ翼型はキャビテーション数が約0.15よりも高い時にSRJNシリーズ翼型よりも揚抗比が高く、それ以下の時には

SRJNシリーズ翼型の方が揚抗比が高いことが分かっている。そこで、キャビテーション数が0.15になる半径位置0.5Rを境に、0.2R~0.4RではSRNEシリーズ翼型、0.6R~0.95RではSRJNシリーズ翼型を用いた。両者の間の0.5Rは0.4Rと0.6Rの断面のオフセット値より、半径方向に線形補間して翼断面形状を決定した。

翼輪郭形状、強度等の設計条件はTable 4.3.2に示すように全てSRIJ-IIプロペラと同一とした。従って、0.6Rより翼端側の断面形状はSRIJ-IIプロペラと同一となっている。ただし、SRIJ-IIプロペラのオフセット値は0.8Rにおいて半径方向に滑らかではなかったのを修正して、SRNJプロペラでは滑らかにしている。この修正による0.8Rのオフセット値の変化は、模型の寸法にして約0.1mm以下の僅かな量である。

設計されたプロペラの主要目、オフセット、展開図をAppendix-IIIに示す。翼根側のSRNEシリーズ翼型と、翼端側のSRJNシリーズ翼型では、翼型全体の形状は大きく異なるものの、正面側は似た形状であり、境界である0.5Rにおいて滑らかに接続されている。

SC-VLMによる計算ではFig. 4.3.8に示すようなキャビテーション・パターンが得られた。この状態でのスラスト予測値はTable 4.3.3に示すように設計値を若干上回る。これは、SRIJ-IIIプロペラではスラストの実験値が予測値より若干小さかったことを考慮したものである。予測効率率は0.771であり、本論文で設計したSCPの中で最も高い。

このプロペラの模型を製作し、キャビテーション水槽でキャビテーション試験を行った。キャビテーション・パターンをFig. 4.3.9に、性能計測結果をTable 4.3.3およびFig. 4.3.10に示す。

#### 4.3.4 実機強度を考慮したSCP

SRIJ-IIプロペラを含め、他のSCPが直径200mmの模型の大きさレベルでの強度条件しか満足していなかったのに対して、直径3.34mの実機レベルでの強度条件を満足するSCPとしてSRIJ-IVプロペラ(M.P.No.369)を設計した。プロペラ材料としてはアルミ・ブロンズを想定し、降伏応力(25kg/mm<sup>2</sup>)に対して安全係数を3として設計した。SRNJプロペラと同様に4.2.7節の考え方に従い、翼根部にはエアロfoil翼型を用いた。設計条件をTable 4.3.2に、示す。主要目、オフセット、展開図をAppendix-IIIに示す。



翼根部の翼型としては、SRNJプロペラと異なり、NACA16系の翼型を用いた。これは、本プロペラを設計する時点においては、まだSRNEシリーズ翼型が完成していなかったためである。NACA16系翼型はエアロfoil翼型としては比較的前縁半径が小さく、SC翼型との接続に際して困難が少ないことが期待できるために採用した。必要強度を満たすために翼根部の最大翼厚は9%としNACA16-109( $a=0.8$ )を0.2Rの断面形状とした。

0.6Rより翼端側ではSRJN翼型を従来通りの方法で用いた。中間の0.3Rから0.5Rは0.2R、0.6R、0.7Rのデータから同じ翼弦長位置の点を半径方向に2次式補間し、オフセットを決定した。その結果得られた0.3Rから0.5Rの翼断面係数は、それぞれの半径位置においての必要な最小断面係数を上回っていた。

SC-VLMにより計算されたキャビテーション・パターンをFig.4.3.11に示す。この状態での性能予測値はTable4.3.3に示す通りであり、スラスト係数 $K_T$ は設計値を満たすが、プロペラ単独効率 $\eta_0$ はSRIJ-IIIプロペラのそれを下回り、0.726であった。これは、実機レベルの強度条件を満足するために全体に翼を大きくかつ厚くせざるを得なかったためである。しかし、予測計算で僅かにSRIJ-IIプロペラを上回る効率が得られたのは、翼根部にエアロfoil翼型を採用した効果であると考えられる。

このプロペラについてもキャビテーション水槽においてキャビテーション試験を行った。観察されたキャビテーション・パターンをFig.4.3.12に、性能計測結果をTable4.3.3およびFig.4.3.13に示す。

このプロペラについてもスラストは実験値と予測値は良く合っている。しかし、トルクについては実験値は計算値より大きいため、効率は予測値よりも約5%小さくなってしまった。これは、翼根近くの後縁側において、計算では翼後縁厚みが無いために非常に翼断面抗力が小さくなるのに対して、実際には前縁部に発生するキャビテーションの影響などを受けて後縁側には非常に厚い境界層あるいは剥離域が存在しており、翼断面抗力が計算値ほど小さくはならないためではないかと考えられる。しかし、それでも翼根部にエアロfoil翼型を用いた効果はあり、強度条件が厳しいにも拘らず、SRIJ-IVプロペラのプロペラ効率はTable4.3.3に示すようにSRIJ-IIのそれよりも僅かに1.7%劣るにとどまり、大型高速船用のプロペラとして非常に高効率のSCPの設計が可能であることが明らかになった。

翼強度に関する本設計の妥当性を検討するために、有限要素法(FEM)による強度解析を行った。設計時に与えられた翼面上荷重分布

を元に計算した結果をFig.4.3.14に示す。本プロペラの設計に当たっては、簡単な梁理論により強度計算を行い、流体力により発生する最大応力が $8.33\text{kg/mm}^2$ を超えないことを強度条件とした。これに対してFEMによる計算結果では、Fig.4.3.14(a)に示すように最大応力は $8.99\text{kg/mm}^2$ であり、7.9%過大ではあるが同程度の値であった。さらに、設計時には無視していた遠心力による応力が、流体力による応力とほぼ同じオーダーで発生することが分かり、双方を合わせた最大応力はFig.4.3.14(b)に示すように $14.84\text{kg/mm}^2$ であった。この値は設計値の1.78倍、降伏応力に対してその59%に相当する。本プロペラの想定実機の直径は3.318m、設計回転数は423rpmであり、このように極めて大型かつ高回転のSCPの場合、遠心力による応力も考慮に入れて設計することが必要である。

なお、SRIJ-IVプロペラには10degのレーキを付けたが、レーキ角を無くすることにより遠心力を含めた最大応力は $10.75\text{kg/mm}^2$ まで低減できる。ただし、レーキ無しのプロペラの性能をSC-VLMで計算すると、効率はSRIJ-IVプロペラとほとんど変わらないが、スラストが $K_T=0.155$ となり約5%低下する。

#### 4.4 既存SCPとの性能の比較

本設計法により設計されたSCPのうち、SRIJ-IIIプロペラおよびSRNJプロペラの2つのSCPを、同一の設計条件の下で既存の設計法により設計されたSCPであるSSPAプロペラと性能を比較する。

Fig.4.4.1は横軸に荷重度をとり、設計条件である $\sigma_v=0.4$ において3つのSCPの効率を比較したものである。設計点である $C_T=0.334$ においてはSSPAプロペラの効率が0.664であるのに対しSRIJ-IIIの効率は0.709、SRNJの効率は0.741であり、それぞれ6.8%、11.6%の効率向上が見られた。また、SRIJ-IIIの最高効率は0.784に達し、既存のSCPには見られない高い効率を示した。

#### 4.5 考察

SRIJ-IおよびIIプロペラと合わせて6つのSCPの設計および模型試験を行った結果を踏まえ、本設計法によってSCPを設計するに当たって留意すべき点、および、今後考慮すべき課題について考察を行う。

#### 4.5.1 ピッチ比がスラスト係数に与える影響

本設計法では、カスケード効果の影響、三次元影響等を含めてピッチ補正を行うために、SC-VLMによる性能計算を行い、その結果を見てピッチを変更する。その際、ピッチ比を変えたことによってスラスト係数が変わってしまい、設計条件が満たされなくなるのでは意味がない。従ってピッチ比の変更がスラスト係数にどのような影響を与えるかを把握する必要がある。

キャビテーションが発生していないか、あるいは部分キャビテーションのみ発生しているプロペラでは、ピッチ比を増すと断面の迎角が増加し、それが失速するほど極端でなければ揚力係数が増すため、結果としてプロペラのスラスト係数は増加する。従ってピッチ比の変更によってスラスト係数をコントロールすることは比較的簡単である。

SCPの断面であるSC状態の翼型の場合、キャビテーション数が非常に0に近く、キャビティが長い場合には迎角 $\alpha$ により約 $\pi\alpha/2$ の揚力係数が発生するが、キャビティが翼弦長の数倍程度の場合は迎角を変えても揚力係数はほとんど変化せず、キャビテーション数のみで揚力係数が決定する。これは、Fig.4.5.1に示すように、翼の迎角を増すと発生するキャビティが厚くなるために、翼とキャビティを合わせて考えた平均キャンパ線の首尾線の迎角にはほとんど変化がないためである。ただし、迎角を増すと、キャビティが厚くなる分、抗力は増加する。

従って、SCPではピッチ比を増すことはスラスト増加にはつながらない。それどころか、SCPは比較的ピッチ比の大きいものが多いため、ピッチ比の増加による翼断面の抗力増加がスラストを減少させる影響の方が大きく、「ピッチ比を増すとスラストが減る」という、通常型プロペラの常識とは逆の現象が起きることが多い。本論文で設計したSCPの設計過程においても、ピッチ比を修正した後にSC-VLMにより性能計算を行ってスラストを確認すると、そのような結果になることが多かった。これは特にSC状態にある翼根部のピッチ比を変更した場合に多かった。もちろん、翼根部がSC状態でない場合にはその限りではない。

#### 4.5.2 プロペラの翼強度

本設計法では、プロペラ翼を片持ち梁として扱い、設計荷重分布により生ずる応力を計算することにより強度の検討を行った。しかし、4.3.4節に

述べたように今回の設計条件のような過酷な条件下で用いられるSCPでは遠心力による影響も無視できず、また、FEM計算で確認した結果では梁理論による計算結果よりも大きな応力が生じていた。翼根部のNACA翼型からSC翼型への内挿変形時にも十分な強度検討が必要であり、梁理論では簡単化され過ぎていることから、局所的な強度検討も考慮の対象としなければならない。SCPの設計では、翼厚を薄くできればそれだけプロペラ効率が高くなるので、今後、より正確な強度検討を設計過程に入れることが重要な課題となるであろう。

#### 4.5.3 翼輪郭の選定

SCPの翼断面は、4.5.1節にも述べたように揚力係数がキャビテーション数によってほとんど決まってしまう。翼正面側の形状によってある程度変えることはできるが、なるべく揚抗比の良い形状を使うためには、各半径位置ごとの局所的なキャビテーション数に従って断面揚力係数は強く制限される。断面全体の揚力については揚力線理論による循環分布により決定されているので、翼弦長が決まっていることになる。すなわち、4.3.2節のSRIJ-IIIの設計におけるような翼輪郭の決定法が良いと考えられる。

一方、翼根側においては強度的な条件が厳しくなるので、高揚抗比のみを求めることはできない。強度を増すために翼弦長を長くすると翼根側の循環が強くなり設計循環分布からはずれてしまう。また逆に翼弦長を短くすると強度を満たすために翼を厚くせざるをえず、抗力の増加がプロペラ効率の低下を招く。これを避けるためには4.2.7節に述べたようにエアロfoil型翼断面を翼根部に用いることが有効である。この場合、SC翼型とは異なり、ピッチ比の修正により翼断面の揚力係数を調整する事が可能である。

#### 4.5.4 キャビテーション・パターン

本論文の4つのSCPは全て、設計条件におけるキャビテーション・パターンが前縁からシート・キャビテーションであることを前提に設計された。これは、翼断面として主に使用したSRJN翼型の性能チャートが、前縁からのシート・キャビテーション状態を前提として作成されたためである。しかし、4.3.2節のSRIJ-IIIの設計過程において見られたように、キャビテーションが翼弦中央から発生するようなキャビテーション・パターンの

方が効率が高いことが予想される場合もあった。そのような状態で使用することを前提として設計されたSC翼型を断面に用いて設計することにより、より高性能なSCPの実現の可能性が高く、今後の研究課題である。

#### 4.5.5 翼断面形状

本論文のSCPの設計には、その翼断面としてSRJN翼型が用いられた。4.3.3節に述べたハイブリッド型のSCPでは、翼根部にSRNEシリーズ翼型を用いてSRJNシリーズ翼型との間は直線補間し、4.3.4節のSRIJ-IVプロペラではエアロfoil翼型であるNACAの翼型を用い、間は2次式補間により接続した。そのため、接続部の翼断面は流体力学的に最適な翼型とはなっていない。性能計測結果を見る限り、そのことが大きくプロペラ性能を損なうことはないようであるが、接続部の断面形状も含めて非キャビテーション状態の半径位置からSC状態の半径位置まで統一して扱える翼型シリーズを作ることができれば、より良い性能のSCPを作れる可能性がある。これも今後の重要な課題の一つであろう。

上記の他、翼数、翼のスキュー角、レーキ角やボス比、さらに最適循環分布について、本論文では詳しい検討を行っていない。これらも今後の課題として検討されるべきであろう。荷重度の異なる設計についても、検討は2例のみであり、今後対象実機が主に想定される軽荷重プロペラについても研究を行っていく必要がある。実用上では最適直径、最適プロペラ回転数の検討が課題となっていく。さらに、SCPは斜流状態で使用される事も充分考えられるので、ルート・キャビテーションについて、また、空気吸込み時の性能等とも、今後の研究で明らかにされていくものと考えられる。

#### 4.6 まとめ

本章では、SCPの新しい理論的設計法を提案した。第2章に述べたSC翼型解析法と、第3章に述べたSCP性能解析法を取り入れた設計法により、4個のSCPを設計して本設計法の有効性を調べ、次の結論を得た。

- (1) 本設計法により、与えられたスラストを発生し、かつ従来より格段に効率の高いSCPを設計することができた。設計点においては従来の代表的な設計法であるSSPAのチャートによるSCPよりも11.6%効率が高く74.1% (SRNJプロペラ)であり、設計点以外では最高効率

78.4% (SRJ-IIIプロペラ)であった。

- (2) 実機レベルでの強度をもつSCPの設計においても、与えられたスラストを発生し、高効率のSCPを設計することが可能である。
- (3) SCPにおいて、翼根部にはエアロfoil型翼断面を用いる、ハイブリッド型のプロペラが、効率の観点からは有効である。
- (4) SC状態の翼型では、キャビテーション数により揚力係数がほぼ決定されるので、揚抗比の高い翼型形状を断面に使用するためには翼弦長が制限される。この目的のためには、4.3.2節の小翼展開面積比SCPで用いた設計法が有効である。
- (5) 通常のプロペラとは逆に、SCPではピッチ比を増すとスラストが減ることが多い。

さらに、SCP設計に適した翼型2種 (SRJNおよびSRNE) をシリーズ化し、巻末にAppendixとして付した。

本論文の主題は、従来理論的な解析があまりなされていなかったスーパーキャビテーション・プロペラ（SCP）について渦格子法による性能解析の有効性を示し、さらに、現在実験に基づく性能チャートにより設計されているSCPに対して、信頼性のある理論設計法を提案することであった。

そのため、まず第2章においてはSCPの翼断面であるSC翼型の2次元解析法として一次渦パネル法を開発し、その有用性を示した。この手法は翼面を強さが線形に変化する渦パネルで、キャビティ表面を強さが一定の渦パネルで表し、境界条件から渦の強さを求める非線形解析法であり、キャビティ形状は逐次計算により求められる。キャビティ前縁の位置は層流境界層計算に基づき合理的に定められ、前縁から発生するスーパーキャビテーションの他に、翼弦中央から発生するスーパーキャビテーションやベース・ベントイド・キャビテーションも計算することができる。キャビティを閉塞型モデルにより扱っているためにキャビティ長さについては実験と合わないが、翼に働く力については精度良く計算できる。さらに、同手法を用いて圧力分布の与えられたSC翼型の設計が可能であることを示した。

次に、第3章では渦格子法をSCPに適用するため、揚力面を翼とキャビティを併せて考えた平均キャンバ面とする計算モデルを提案し、翼表面上のキャビテーション領域の圧力条件を揚力面を变形させることにより満足させるという新しい手法を用いたSCP性能解析法、SC-VLMを開発した。後流渦の变形を考慮にいけない古典伴流による計算結果を模型実験結果と比較した結果、シート・キャビテーション、ベース・ベントイド・キャビテーション、ティップ・ホルテクス・キャビテーションの発生したSC状態のプロペラを対象として、本解析法は概ねスラストについては3%以内、トルクについては5%以内の精度で計算が可能であり、充分実用に耐える精度を持つ解析法であることが明らかとなった。この計算法はキャンバの大きいSCP、カップ付きのSCPなど、非線形影響の強い翼断面形状を持ったプロペラにも適用が可能である。さらに、後流渦の变形を考慮に入れた計算ではプロペラ後方のキャビティ形状をも含めて実験と良く合う結果が得られ、より詳細な解析が可能である。

最後に、第4章ではSCPの新しい理論設計法を提案した。本設計法では、半径方向の循環分布等の初期設計を揚力線理論により行い、断面設計を2次元の一次渦パネル法および3次元の渦格子法により行う。さらに前出のSC-VLMによりピッチ修正と性能確認を行う。本設計法により4つのSCPを設計し、性能の良いSCPを設計しうる信頼性ある設計法であることを確認した。SCPの効率向上には、翼根部にエアロfoil型翼断面を用いてハイブリッド型にすること、および断面に揚抗比の高い翼型を使用できるように翼弦長を決めて小翼展開面積比にすることが有効であることが明かとなった。既存の代表的なSCP設計法であるSSPAチャートによるSCPと同じ設計条件の下で本設計法によりSCPを設計し、ハイブリッド型SCPではSSPAプロペラよりも設計点において11.6%効率が向上した。小翼展開面積比SCPでは最高効率78.4%に達した。設計過程において、SCPでは通常プロペラとは逆にピッチ比を増すことによりスラストが減少する場合が多いなどの興味深い知見も得られた。

また、本研究の過程においてSCPの翼断面に適した2種類の翼型をシリーズ化し、設計に用いやすいチャートとして整理することができたので、それらをAppendixとして付した。

本研究により、これからの高速船の時代に向け、その推進器として最も期待されるSCPについて、信頼性ある理論設計法と精度の良い理論解析法が提供された。今後の課題としては以下の様なことが考えられる。

SC翼型の解析では、揚力、抗力などについては計算と実験は合うが、キャビティの長さなどについては合わない。これはキャビティを後端の閉じた自由流線として扱い、キャビティ表面での物質の出入り、キャビティ内部の蒸気の動きなどは無視しているためである。キャビティのモデルについては、まだまだ研究の余地が残されている。

SCPの解析結果は、実用的には十分な精度を達成できた。今後の改良点としては、不均一流への拡張、非定常流への拡張、ボス影響の考慮などが考えられる。特に、船外機用のSCPはボス比が大きいことが多いので、そのようなSCPを扱うにはボス比の影響を考慮しなければならない。SCPに対するボス比の影響の大きさは、Yimも指摘している。また、高速艇でSCPを使う場合には、斜流中で使用されることが多いので、不均一流中の性能解析法の開発も望まれる。

設計法に関しては、翼数、直径、ボス比、回転数などの決定については



本論文では触れておらず、従来設計法による値を使用している。設計されたプロペラの特性が異なる以上、これら主要目の最適値も従来とは異なる値となるはずであり、本論文において設計されたプロペラよりもさらに性能の良いSCPを開発できる可能性は多分に残っている。

また、今回の設計ではプロペラ材料として現在よく使われているアルミ・ブロンズを想定した。しかし、以前からSCPでは翼はできるだけ薄いほうが性能が良いと言われ、本論文でもそのことは確認できた事に加え、翼根近くの翼断面の抗力を小さくするためにはその半径位置の翼弦長を短くする必要がある。これらを実現するためにはより強度の高いSCP用の材料の開発が非常に重要となる。現在、ステンレス鋼、チタン合金などの材料がSCP用に検討されているが、加工の困難さ、価格の高さなどのため、ほとんど実用にはなっていない。強度の高い材料を使用することにより如何にSCPの性能が向上するか認識が広まれば、高強度材料の開発および使用に対してもっと積極的になり、SCPの使用率が高まるものと思う。

本研究の成果により、今後性能の良いSCPの開発・使用が促進され、SCPを装着した高性能高速船の開発が推進されることを願う。

## 謝辞

東京大学の加藤洋治教授には、本論文の構成から細部に至るまで丁寧かつ的確な助言を賜わると共に、完成に至るまでご指導をいただきました。ここに厚く御礼申し上げます。

本研究の一部は社団法人日本造船技術研究所協会第214研究部会（スーパー・キャビテーション・プロペラに関する研究、平成3年度～5年度、部会長：加藤洋治教授）の研究活動として行われました。関係者各位に感謝の意を表します。

また、本研究の一部は船舶技術研究所の指定研究（SCプロペラの設計に関する研究、平成4年度～6年度）として行われました。先の日本造船技術研究所協会の活動と合わせて、本研究活動の成立に御尽力いただくとともに、研究当初より適切にご指導いただいた船舶技術研究所の北川弘光所長（前推進性能部長）および右近良孝キャビテーション研究室長に深く感謝いたします。

東京大学の山口一助教授には、研究の細部にわたる討論に付き合っていたいただき、的を得た解答あるいは進むべき方向を示唆していただきました。また、前田正二技官を始めとする東京大学工学部船舶海洋工学科船舶流体工学研究室の方々には、翼型の実験を行っていただきました。ここに感謝いたします。

船舶技術研究所推進性能部プロパルサ研究室およびキャビテーション研究室の鈴木茂氏、岡本三千男氏、黒部雄三氏、松田登氏には数多くの実験を始めとして、研究の多方面にわたりご助力いただきました。また、竹内マリ氏には、膨大な実験データの整理およびグラフ作成にご協力いただきました。ここに感謝の意を表します。

参考文献

1. 佐藤隆一: 第6章 高速船用プロペラ, 第3回船用プロペラに関するシンポジウム, 日本造船学会, 1987年7月, pp.235-261
2. Tulin, M. P. & Burkart, M. P.: Linearized Theory for Flows about Lifting Foils at Zero Cavitation Number, DTMB Report C-638, Feb. 1955
3. Tachmindji, A. J., Morgan, W. B., Miller, M. L. & Hecker, R.: The Design and Performance of Supercavitating Propellers, DTMB Report, C-807, Feb. 1957
4. Tachmindji, A. J. & Morgan, W. B.: The Design and Estimated Performance of a Series of Supercavitating Propellers, Proc. of 2nd Symp. on Naval Hydrodynamics, Washington DC, Aug. 1958, pp.489-532
5. Venning, E.: Applicability of a Supercavitating Propellers to a Small Speedboat, DTMB Report 1432, Jan. 1964
6. Venning, E. & Harberman, W. L.: Supercavitating Propeller Performance, Trans. of SNAME, Vol. 70, 1962, pp.354-417
7. Taniguchi, K. & Tanibayashi, H.: Cavitation Test on a Series of Supercavitating Propellers, Proc. of IAHR, Sendai, 1962, pp.475-497
8. Taniguchi, K. & Tanibayashi, H.: Investigation into the Propeller Cavitation in Oblique Flow, J. of SNAJ, Vol. 121, June 1967, pp.81-94
9. van de Voorde, C. B. & Esveldt, J.: Tunnel Tests on Supercavitating Propellers, Proc. of 4th Symp. on Naval Hydrodynamics, Washington DC, Aug. 1962, pp.287-317
10. Bell, L. G.: Some Model Experiments on the Effect of Blade Area on Propeller Cavitation, Quart. Trans. of Inst. of Naval Architects, Vol. 90, No. 2, Apr. 1948, pp.79-91
11. Gawn R. W. & Burill, L. C.: Effect of Cavitation on the Performance of a Series of

- 16in. Model Propellers, TINA, Mar. 1957, pp.690-728
12. Newton R. N. & Rader, H. P.: Performance Data of Propellers for High-Speed Craft, RINA, Vol. 103, No. 2, Apr. 1961, pp.93-129
  13. Rutgersson, O.: Supercavitating Propeller Performance. Influence of Propeller Geometry and Interaction between Propeller, Rudder and Hull, Publication of SSPA, No. 82, 1979
  14. Yim, B.: A Preliminary Design Theory for Polyphase Impellers in Unbounded Fluid, DTNSRDC Report 82/004, Jan. 1982
  15. Yim, B., Larimer, G. & Peck, J.: Supercavitating Propellers - Design Theory and Experimental Evaluation - , DTNSRDC Report 82/068, Jan. 1983
  16. Yim, B., Dobay, G., Larimer, G. & Peck, J.: Supercavitating Propellers - Design Theory and Experimental Evaluation - , Proc. of Int. Symp. on Cavitation, Vol. 1, Sendai, Apr. 1986, pp.239-245
  17. Lee, C.-S.: Prediction of the Transient Cavitation on Marine Propellers by Numerical Lifting-Surface Theory, 13th Symp. on Naval Hydrodynamics, Tokyo, 1980
  18. Yuasa, H.: Application of the Vortex Lattice Method to the Three-Dimensional Theory of a Cavitating Propeller, J. of SNAJ, Vol. 156, Dec. 1984, pp.69-81
  19. Kerwin, J. E., et al.: Experimental and Analytical Techniques for the Study at Unsteady Propeller Sheet Cavitation, 16th Symp. on Naval Hydrodynamics, Berkley, 1986
  20. 石井規夫: プロペラキャビテーションの3次元数値解析, 日本造船学会論文集, 第170号, 1991年12月, pp.125-136
  21. Johnson, V. E., Jr.: Theoretical and Experimental Investigation of Supercavitating Hydrofoils Operating near the Free Water Surface, NASA Report TR R-93, 1961

22. Geurst, J. A.: Linearized Theory for Fully Cavitated Hydrofoils, Int. Shipbuilding Progress, Vol. 7, No. 65, Jan. 1960, pp.17-27
23. 大場利三郎: 任意の空洞の長さを有するスーパーキャビテーション翼型の理論, 速研報告, Vol. 19, No. 186, 1963, pp.113-132
24. Wu, T. Y.: A Wake Model for Free-Streamline Flow Theory (Part 1. Fully and Partially Developed Wake Flows and Cavity Flows past an Oblique Flat Plate), J. of Fluid Mech., Vol. 13, Nov. 1961, pp.161-181
25. Wu, T. Y. & Wang, D. P.: A Wake Model for Free-Streamline Flow Theory (Part 2. Cavity Flows past Obstacles of Arbitrary Profile), J. of Fluid Mech., Vol. 18, June 1963, pp.65-93
26. Furuya, O. & Acosta, A. J.: A Note on the Calculation of Supercavitating Hydrofoils with Rounded Noses, J. of Fluids Eng., ASME, Vol. 95, June 1973, pp.221-228
27. Kinnas, S. A.: Inversion of the Source and Vorticity Equations for Supercavitating Hydrofoils, J. of Engineering Mathematics, 26, 1992, pp.349-361
28. Kinnas, S. A. & Fine, N. E.: Analysis of the Flow around Supercavitating Hydrofoils with Midchord and Face Cavity Detachment, J. of Ship Research, Vol. 35, No. 3, Sep. 1991, pp.198-209
29. 山口一, 加藤洋治: 前縁形状のスーパーキャビテーション特性に対する影響, 日本造船学会論文集, Vol. 149, June 1981, pp.80-87
30. Arakeri, V. H.: Viscous Effects on the Position of Cavitation Separation from Smooth Bodies, J. of Fluid Mech., 1975, pp.779-799
31. Uhlman, J. S., Jr.: The Surface Singularity or Boundary Integral Method applied to Supercavitating Hydrofoils, J. of Ship Research, Vol. 33, No. 1, Mar. 1989, pp.16-20

32. Lee, C.-S., et al.: A Potential-Based Panel Method for the Analysis of a Two-Dimensional Super- or Partially-Cavitating Hydrofoil, *J. of Ship Research*, Vol. 36, No. 2, 1993
33. Kinnas, S. A. & Fine, N. E.: Non-linear Analysis of the Flow around Partially or Super-cavitating Hydrofoils by a Potential Based Panel Method, Morino and Piva(cds), *Boudery Integral Methods - Theory and Applications*, Proc. of the IABEM-90 Symp., Rome, Oct. 1990
34. 五通貴司, 加藤洋治, 山口一: スーパーキャビテーション翼の非線形理論, *日本造船学会論文集*, Vol. 172, 1992, pp.237-246
35. Feng, Pifu: Exploration of Cavitation Character of Thick Foil Section, *Shipbuilding of China*, Trans. of the Chinese Soc. of Naval Arch. and Marine Eng., No. 95, 1986, pp.22-35 (in Chinese)
36. Curle, N. & Skan, S. W.: Approximate Method for Predicting Separation Properties of Laminar Boundary Layers, *Aeronautical Quarterly*, Vol. 8, 1957
37. 谷一郎: 流体力学の進歩 境界層, 丸善株式会社, 1984
38. 加藤洋治: キャビテーション, 槇書店, 1979, p.122
39. Waid, R. L. & Lindberg, Z. M.: Experimental and Theoretical Investigations of a Supercavitating Hydrofoil, CIT, Report No. 47-8, 1957
40. Kato, H.: Thermodynamic Effect on Incipient and Developed Sheet Cavitation, Int. Symp. on Cavitation Inception, ASME, FED-Vol. 16, 1984, pp.127-136
41. 鴨野博道: 熱力学的影響を考慮したキャビテーションの研究: 東京大学修士論文, 1994年2月
42. 久保田晃弘, 他: キャビテーション後方流場の乱流構造, 日本学術会議, 第4回キャビテーションに関するシンポジウム, 1985年6月, pp.89-98

43. 鬼頭史城: 全面的空洞を生じた推進器の性能について, 造船協会論文集, Vol.87, Apr. 1950, pp.31-37
44. 西山哲男: 超空洞翼列の線型理論におけるMunkの積分とその応用, 造船協会論文集, Vol.122, Nov. 1967, pp.66-76
45. Furuya, O.: Off-Design Performance Prediction Method for Supercavitating Propellers, Proc. of 13th Symp. on Naval Hydrodynamics, Tokyo, 1981, pp.133-156
46. Cox, G. G.: Supercavitating Propeller Theory - the Derivation of Induced Velocity, Proc. of 7th Symp. on Naval Hydrodynamics, Rome, Aug. 1968, pp.929-960
47. Nishiyama, T.: Lifting-Line Theory of Supercavitating Propellers at Non-zero Cavitation Numbers, ZAMM, Vol. 51, No. 8, 1971, pp.577-586
48. 右近良孝: 三次元定常翼の圧力分布とキャビテーション, 日本造船学会論文集, 第138号, 1975年12月, pp.93-104
49. Ukon, Y.: Calculation of Three-Dimensional Steady Cavitation on Marine Propeller by Continuous Vortex/Source Panel Method, Ship Research Institute, Ship Propulsion Div., Tech. Memo 18, Sep. 1983
50. 右近良孝, 工藤達郎, 黒部雄三, 星野徹二: スーパー・キャビテーション・プロペラの設計, 日本造船学会論文集, 第174号, 1993年12月, pp.101-111
51. Kato, H., Yamaguchi, H., Maeda, M., Hiraiwa, N. & Yamamoto, T.: Performance of a Supercavitating Propeller with Lip-Cup, Proc. of the 2nd International Conference on Fast Sea Transportation (FAST '93), Vol. 1, SNAJ, Yokohama, Dec. 1993, pp.777-790
52. Eckhardt, M. & Morgan, W. B.: A Propeller Design Method, Trans. of SNAME, Vol. 63, 1955, pp.325-374

53. Lerbs, H. W.: Moderately Loaded Propellers with a Finite Number of Blades and an Arbitrary Distribution of Circulation, Trans. of SNAME, Vol. 60, Nov. 1952, pp.73-117
54. 千葉規胤: 特許第670162号公告公報, 特許出願公告, 昭47-18136, 1972年5月
55. Vorus, W. S. and Kress, R. F.: The Subcavitating/Supercavitating Hybrid Propeller, Proc. of Propeller '88 Symp., SNAME, Pittsburgh, June 1988
56. 工藤達郎, 右近良孝: 「第5章 高速船用プロペラの理論とその応用」, 次世代船開発のための推進工学シンポジウム, 日本造船学会 (1991.4), pp.127-166
57. 日本造船研究協会第214研究部会「スーパー・キャビテーション・プロペラに関する研究」報告書(第2年度), 1993年3月



## Appendix-I 計算対象翼型

計算対象として用いた5個の翼型について、それぞれの特長を述べる。

**Waid翼型**は、もともとTulin 2項翼型であるが、WaidがTulin 2項翼型の実験を行うために製作した翼型模型がTulin 2項翼とは僅かに異なっており、今回の計算にはWaidの模型の実測値によるオフセットを用いている。Tulin 2項翼は、キャビティ長さ無限大（キャビテーション数 $\sigma=0$ ）のSC状態の翼の周りの流れをTulin変換を用いて線形理論で解き、その変換された平面上で級数展開して表した翼型形状の第2項目までをとったときの理論的最適翼型である。設計迎角は2.722degである。

**Johnson 5項翼型**は、Tulin 2項翼型と同様にJohnsonが求めたもので、級数展開の5項目までを用いている。この翼型を使ったVenningのプロペラ設計法の中では、設計迎角 $\alpha_d[\text{deg}]=10C_{L0}$ を推奨しているが、強度的に不安があるため $\alpha_d=12C_L$ として設計・製作した。設計揚力係数はWaid翼型の設計迎角における値と一致させ、設計迎角 $\alpha_d=2.0736\text{deg}$ 、設計揚力係数 $C_{L0}=0.1728$ とした。ただし、前縁から7.5%翼弦長位置までの背面側は、厚みを持たせるために最大0.17mmの修正を加えている。

**SRJN-I翼型**は、Johnson 5項翼型を元に、背面形状を一次渦パネル法により設計した翼型である。すなわち、正面形状にはJohnson 5項翼型を用い、前縁は半円形状とする。背面形状については、キャビティ長さを105%翼弦長から500%翼弦長まで変えて一次渦パネル法により計算によりキャビティ形状を求め、その内側包絡線をもって背面形状とした。正面形状は設計揚力係数 $C_{L,d}$ により、また、前縁形状は前縁半径 $r_{LE}$ により決定される。この2つの値をパラメータとして、基線の迎角を2degのときの性能計算を行い、強度条件（最小無次元断面係数 $z>0.667\times 10^{-4}$ ）を満たし、最も揚抗比が高い翼型形状を求めると、 $C_{L,d}=0.09$ 、 $r_{LE}=0.1\%c$ であった。この時、正面側首尾線の設計迎角は1.14degである。

**SRJN-II翼型**は、正面側の圧力分布を与えて、一次渦パネル法により正面側形状を求めた翼型である。2.2.1節のTulinの指摘に基づき、圧力分布としてはSRJN-I翼型よりも着力点を後縁側に寄せることにより、揚抗比の

向上を図った。背面側形状についてはSRJN-I翼型と同様に決定した後、強度条件の許す範囲内で翼背面を削り取った。これは前縁からのシート・キャビテーションの発生を、より確実にして計算予測どおりの性能を得ることを狙いとしたものであり、特に翼前縁直後は凹面となっている。設計条件は $\alpha=0.2$ で $C_L=0.3$ であり、設計迎角は $0.43\text{deg}$ である。

**Newton-Rader翼型**は、Newton-Raderプロペラ・シリーズのうち、翼展開面積比B.A.R.=0.48のプロペラの0.7R断面である。この断面は、基本的には円弧翼型であるが、フェイス・キャビテーションの発生を避けるために前縁側5%が切り落とされたために図のような形状となっている。

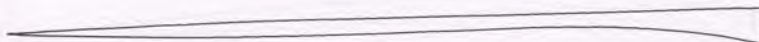
オフセットおよび翼型形状を次ページ以降に示す。

## Waid翼型 (M.W.No.32)

X	Yo	Yu	t	X	Yo	Yu	t
[% c]	[% c]	[% c]	[% c]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
0.000	0.107	0.000	0.107	0.00	0.16	0.00	0.16
0.333	0.160	0.000	0.160	0.50	0.24	0.00	0.24
0.667	0.220	0.000	0.220	1.00	0.33	0.00	0.33
1.000	0.273	0.020	0.253	1.50	0.41	0.03	0.38
2.000	0.407	0.087	0.320	3.00	0.61	0.13	0.48
3.000	0.520	0.153	0.367	4.50	0.78	0.23	0.55
4.000	0.633	0.227	0.407	6.00	0.95	0.34	0.61
5.000	0.740	0.293	0.447	7.50	1.11	0.44	0.67
6.000	0.847	0.360	0.487	9.00	1.27	0.54	0.73
7.000	0.953	0.427	0.527	10.50	1.43	0.64	0.79
8.000	1.060	0.493	0.567	12.00	1.59	0.74	0.85
9.000	1.167	0.567	0.600	13.50	1.75	0.85	0.90
10.000	1.273	0.633	0.640	15.00	1.91	0.95	0.96
15.000	1.780	0.973	0.807	22.50	2.67	1.46	1.21
20.000	2.253	1.287	0.967	30.00	3.38	1.93	1.45
25.000	2.700	1.560	1.140	37.50	4.05	2.34	1.71
30.000	3.127	1.793	1.333	45.00	4.69	2.69	2.00
35.000	3.547	1.980	1.567	52.50	5.32	2.97	2.35
40.000	3.960	2.127	1.833	60.00	5.94	3.19	2.75
45.000	4.373	2.227	2.147	67.50	6.56	3.34	3.22
50.000	4.780	2.280	2.500	75.00	7.17	3.42	3.75
55.000	5.180	2.287	2.893	82.50	7.77	3.43	4.34
60.000	5.547	2.247	3.300	90.00	8.32	3.37	4.95
65.000	5.860	2.147	3.713	97.50	8.79	3.22	5.57
70.000	6.073	2.000	4.073	105.00	9.11	3.00	6.11
75.000	6.173	1.800	4.373	112.50	9.26	2.70	6.56
80.000	6.167	1.553	4.613	120.00	9.25	2.33	6.92
85.000	6.087	1.247	4.840	127.50	9.13	1.87	7.26
90.000	5.987	0.887	5.100	135.00	8.98	1.33	7.65
95.000	5.860	0.473	5.387	142.50	8.79	0.71	8.08
97.000	5.800	0.313	5.487	145.50	8.70	0.47	8.23
98.000	5.767	0.233	5.533	147.00	8.65	0.35	8.30
99.000	5.733	0.160	5.573	148.50	8.60	0.24	8.36
99.333	5.720	0.133	5.587	149.00	8.58	0.20	8.38
99.667	5.707	0.113	5.593	149.50	8.56	0.17	8.39
100.000	5.693	0.100	5.593	150.00	8.54	0.15	8.39

## Johnson 5 項翼型 (M.W.No.34)

X	Yo	Yu	t	X	Yo	Yu	t
[% c]	[% c]	[% c]	[% c]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
0.000	0.115	0.000	0.115	0.00	0.17	0.00	0.17
0.500	0.161	0.007	0.154	0.75	0.24	0.01	0.23
1.000	0.207	0.012	0.195	1.50	0.31	0.02	0.29
2.000	0.298	0.020	0.278	3.00	0.45	0.03	0.42
3.000	0.390	0.029	0.361	4.50	0.59	0.04	0.54
4.000	0.482	0.040	0.442	6.00	0.72	0.06	0.66
5.000	0.573	0.052	0.521	7.50	0.86	0.08	0.78
7.500	0.802	0.089	0.713	11.25	1.20	0.13	1.07
10.000	1.031	0.132	0.899	15.00	1.55	0.20	1.35
15.000	1.467	0.230	1.237	22.50	2.20	0.35	1.86
20.000	1.862	0.344	1.518	30.00	2.79	0.52	2.28
25.000	2.223	0.478	1.745	37.50	3.33	0.72	2.62
30.000	2.558	0.642	1.916	45.00	3.84	0.96	2.87
35.000	2.873	0.843	2.030	52.50	4.31	1.26	3.05
40.000	3.174	1.087	2.087	60.00	4.76	1.63	3.13
45.000	3.465	1.373	2.091	67.50	5.20	2.06	3.14
50.000	3.751	1.700	2.051	75.00	5.63	2.55	3.08
55.000	4.035	2.055	1.979	82.50	6.05	3.08	2.97
60.000	4.320	2.425	1.894	90.00	6.48	3.64	2.84
65.000	4.607	2.788	1.820	97.50	6.91	4.18	2.73
70.000	4.899	3.115	1.784	105.00	7.35	4.67	2.68
75.000	5.195	3.371	1.824	112.50	7.79	5.06	2.74
80.000	5.496	3.517	1.979	120.00	8.24	5.28	2.97
85.000	5.800	3.504	2.296	127.50	8.70	5.26	3.44
90.000	6.105	3.279	2.827	135.00	9.16	4.92	4.24
95.000	6.410	2.780	3.630	142.50	9.61	4.17	5.45
100.000	6.711	1.940	4.770	150.00	10.07	2.91	7.16



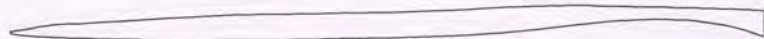
## SRJN-I翼型 (M.W.No.36)

X	Yo	Yu	t	X	Yo	Yu	t
[% c]	[% c]	[% c]	[% c]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
0.000	0.119	0.119	0.000	0.00	0.18	0.18	0.00
0.500	0.354	0.006	0.348	0.75	0.53	0.01	0.52
1.000	0.458	0.009	0.449	1.50	0.69	0.01	0.67
2.000	0.623	0.016	0.607	3.00	0.93	0.02	0.91
3.000	0.763	0.023	0.741	4.50	1.14	0.03	1.11
4.000	0.889	0.031	0.858	6.00	1.33	0.05	1.29
5.000	1.006	0.041	0.965	7.50	1.51	0.06	1.45
6.000	1.117	0.051	1.065	9.00	1.67	0.08	1.60
7.000	1.222	0.063	1.159	10.50	1.83	0.09	1.74
8.000	1.323	0.076	1.247	12.00	1.98	0.11	1.87
9.000	1.421	0.089	1.332	13.50	2.13	0.13	2.00
10.000	1.516	0.103	1.413	15.00	2.27	0.15	2.12
12.500	1.743	0.139	1.603	18.75	2.61	0.21	2.41
15.000	1.958	0.179	1.779	22.50	2.94	0.27	2.67
20.000	2.361	0.267	2.094	30.00	3.54	0.40	3.14
25.000	2.739	0.371	2.368	37.50	4.11	0.56	3.55
30.000	3.097	0.498	2.599	45.00	4.65	0.75	3.90
35.000	3.439	0.654	2.785	52.50	5.16	0.98	4.18
40.000	3.769	0.843	2.926	60.00	5.65	1.27	4.39
45.000	4.088	1.066	3.022	67.50	6.13	1.60	4.53
50.000	4.398	1.319	3.078	75.00	6.60	1.98	4.62
55.000	4.694	1.595	3.098	82.50	7.04	2.39	4.65
60.000	4.969	1.883	3.087	90.00	7.45	2.82	4.63
65.000	5.232	2.164	3.068	97.50	7.85	3.25	4.60
70.000	5.459	2.418	3.041	105.00	8.19	3.63	4.56
75.000	5.664	2.617	3.047	112.50	8.50	3.93	4.57
80.000	5.799	2.730	3.069	120.00	8.70	4.09	4.60
85.000	5.842	2.720	3.122	127.50	8.76	4.08	4.68
90.000	5.740	2.545	3.195	135.00	8.61	3.82	4.79
95.000	5.344	2.157	3.187	142.50	8.02	3.24	4.78
97.500	5.035	1.868	3.167	146.25	7.55	2.80	4.75
100.000	4.647	1.506	3.141	150.00	6.97	2.26	4.71



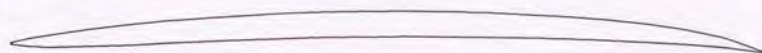
## SRJN-II翼型 (M.W.No.38)

X	Y <sub>o</sub>	Y <sub>u</sub>	t	X	Y <sub>o</sub>	Y <sub>u</sub>	t
[% c]	[% c]	[% c]	[% c]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
0.000	0.000	0.000	0.000	0.00	0.00	0.00	0.00
0.100	0.100	-0.126	0.226	0.15	0.15	-0.19	0.34
0.500	0.100	-0.243	0.343	0.75	0.15	-0.37	0.52
1.000	0.200	-0.316	0.516	1.50	0.30	-0.47	0.77
2.000	0.400	-0.410	0.810	3.00	0.60	-0.62	1.22
3.000	0.600	-0.475	1.075	4.50	0.90	-0.71	1.61
4.000	0.800	-0.526	1.326	6.00	1.20	-0.79	1.99
5.000	0.955	-0.567	1.522	7.50	1.43	-0.85	2.28
6.000	1.065	-0.602	1.667	9.00	1.60	-0.90	2.50
7.000	1.130	-0.632	1.761	10.50	1.69	-0.95	2.64
8.000	1.194	-0.657	1.852	12.00	1.79	-0.99	2.78
9.000	1.259	-0.680	1.939	13.50	1.89	-1.02	2.91
10.000	1.324	-0.700	2.024	15.00	1.99	-1.05	3.04
12.500	1.486	-0.739	2.225	18.75	2.23	-1.11	3.34
15.000	1.648	-0.767	2.415	22.50	2.47	-1.15	3.62
20.000	1.972	-0.798	2.770	30.00	2.96	-1.20	4.15
25.000	2.296	-0.801	3.097	37.50	3.44	-1.20	4.64
30.000	2.527	-0.780	3.307	45.00	3.79	-1.17	4.96
35.000	2.664	-0.736	3.400	52.50	4.00	-1.10	5.10
40.000	2.731	-0.669	3.400	60.00	4.10	-1.00	5.10
45.000	2.823	-0.577	3.400	67.50	4.23	-0.87	5.10
50.000	2.948	-0.452	3.400	75.00	4.42	-0.68	5.10
55.000	3.115	-0.285	3.400	82.50	4.67	-0.43	5.10
60.000	3.348	-0.052	3.400	90.00	5.02	-0.08	5.10
65.000	3.710	0.310	3.400	97.50	5.56	0.46	5.10
70.000	3.928	0.829	3.099	105.00	5.89	1.24	4.65
75.000	4.034	1.430	2.605	112.50	6.05	2.14	3.91
80.000	4.000	1.975	2.024	120.00	6.00	2.96	3.04
85.000	3.935	2.300	1.635	127.50	5.90	3.45	2.45
90.000	3.832	2.217	1.615	135.00	5.75	3.33	2.42
95.000	3.679	1.521	2.158	142.50	5.52	2.28	3.24
97.500	3.587	0.874	2.713	146.25	5.38	1.31	4.07
100.000	3.486	0.000	3.486	150.00	5.23	0.00	5.23



## Newton-Rader翼型 (M.W.No.33)

X	Yo	Yu	t	X	Yo	Yu	t
[% c]	[% c]	[% c]	[% c]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
0.000	2.219	2.002	0.216	0.00	3.33	3.00	0.32
2.632	2.787	1.759	1.028	3.95	4.18	2.64	1.54
5.263	3.247	1.623	1.623	7.89	4.87	2.44	2.44
10.526	4.004	1.732	2.273	15.79	6.01	2.60	3.41
15.789	4.600	1.867	2.733	23.68	6.90	2.80	4.10
21.053	5.032	2.083	2.949	31.58	7.55	3.12	4.42
26.316	5.384	2.273	3.111	39.47	8.08	3.41	4.67
31.579	5.655	2.408	3.247	47.37	8.48	3.61	4.87
36.842	5.844	2.516	3.328	55.26	8.77	3.77	4.99
42.105	5.952	2.570	3.382	63.16	8.93	3.86	5.07
47.368	5.979	2.570	3.409	71.05	8.97	3.86	5.11
52.632	5.952	2.570	3.382	78.95	8.93	3.86	5.07
57.895	5.844	2.516	3.328	86.84	8.77	3.77	4.99
63.158	5.655	2.408	3.247	94.74	8.48	3.61	4.87
68.421	5.384	2.273	3.111	102.63	8.08	3.41	4.67
73.684	5.032	2.083	2.949	110.53	7.55	3.12	4.42
78.947	4.600	1.867	2.733	118.42	6.90	2.80	4.10
84.211	4.004	1.569	2.435	126.32	6.01	2.35	3.65
89.474	3.220	1.218	2.002	134.21	4.83	1.83	3.00
94.737	2.056	0.731	1.326	142.11	3.08	1.10	1.99
100.000	0.135	0.000	0.135	150.00	0.20	0.00	0.20



## Appendix-II 荷重変化に基づく揚力面の変形法

荷重変化から揚力面の変形を求めるには、次の2つの段階による。

第1段階：荷重分布より渦の強さの分布を求める

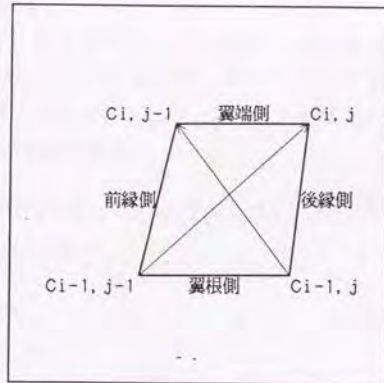
第2段階：渦分布による流れに沿うように揚力面の形状を求める

第1段階では、まず前段階の解を元に、キャビティに覆われた翼面上の動学的境界条件の標点 (= spanwise vortexの中点) における圧力を計算し、背面側圧力を $p_o$ 、正面側圧力を $p_u$ とする。その点を中点とするspanwise vortexの強さを $\Gamma_{old}^s$ とし、新しい渦の強さ $\Gamma_{new}^s$ を

$$\Gamma_{new}^s = \frac{p_u - p_o}{p_u - p_o} \Gamma_{old}^s \quad (A2.1)$$

とする。この渦の強さよりchordwise vortexおよびtrailing vortexの強さも定められる。

第2段階では、まず、新しい渦分布により運動学的境界条件の標点の流速ベクトル $V_{ij}$ を3.3.6節に従い計算する。この標点を中心とする四辺形パネルの4隅の位置ベクトルを右の図のようにそれぞれ $c_{i-1, j-1}$ 、 $c_{i-1, j}$ 、 $c_{i, j-1}$ 、 $c_{i, j}$ とすると、このパネルの単位法線ベクトル $n$ を



$$n = \frac{(c_{ij} - c_{i-1, j-1}) \times (c_{i, j-1} - c_{i-1, j})}{|(c_{ij} - c_{i-1, j-1}) \times (c_{i, j-1} - c_{i-1, j})|} \quad (A2.2)$$

とする。接線流れの条件は、

$$V \cdot n = 0 \quad (A2.3)$$

であるから、

$$V \cdot (c_{ij} - c_{i-1, j-1}) \times (c_{i, j-1} - c_{i-1, j}) = 0 \quad (A2.4)$$



となる。ここで、点の座標を

$$c_{ij} = c_{ij}^b + c_{ij}^y \quad (\text{A2.5})$$

と分けて考える。ここに、

$$c_{ij}^b = \begin{pmatrix} \frac{x_{ij} \sin \phi_i + X r_i}{r_i} \\ -r_i \sin \left( \frac{x_{ij} \cos \phi_i - y_{ij} \sin \phi_i}{r_i} \right) \\ r_i \cos \left( \frac{x_{ij} \cos \phi_i - y_{ij} \sin \phi_i}{r_i} \right) \end{pmatrix} \quad (\text{A2.6})$$

は既知の座標より計算し、

$$c_{ij}^y = \begin{pmatrix} X_{ij}^y \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{A2.7})$$

はパネルの前縁側（前ページ図の左側）の2点については既知、後縁側の2点については未知数とする。 $r_i$ は半径、 $\phi_i$ はピッチ角、 $X r_i$ はレーキであり、 $X_{ij}^y$ は座標のX方向の修正量を表す。(A2.5)~(A2.7)式を(A2.4)式に代入して $X_{ij}^y$ および $X_{i-1,j}^y$ を未知数とする方程式に整理すると、

$$(V \times c^1)_X \cdot X_{ij}^y + (V \times c^0)_X \cdot X_{i-1,j}^y = -V \cdot (c^0 \times c^1) + (V \times c^1)_X \cdot X_{i-1,j-1}^y + (V \times c^0)_X \cdot X_{ij-1}^y \quad (\text{A2.8})$$

となる。ここに、添字のXは外積のX成分を表し、

$$\begin{cases} c^0 = c_{ij}^b - c_{i-1,j-1}^b \\ c^1 = c_{ij-1}^b - c_{i-1,j}^b \end{cases} \quad (\text{A2.9})$$

である。

$j$ を固定して考えると未知数は $X_{ij}^y (0 \leq i \leq M)$ の $M+1$ 個に対して方程式はパネルの数に等しく $M$ 本である。そこで、方程式(A2.8)を満たす解の内、半径方向の変動が小さいものを選ぶために、

$$I = \sum_{i=1}^M \left( \frac{X_{ij}^y}{\cos \phi_i} - \frac{X_{i-1,j}^y}{\cos \phi_{i-1}} \right)^2 \quad (\text{A2.10})$$

を最小とする解をラグランジェの未定乗数法を用いて求める。(A2.8)の各式に対する未定乗数を $\lambda$ とすると、方程式は

$$\begin{aligned}
 & 2\left(\frac{X_{ij}^y}{\cos\phi_i} - \frac{X_{i-1,j}}{\cos\phi_{i-1}}\right) + \lambda_i(V_{ij} \times (c_{ij-1}^b - c_{i-1,j}^b)) \\
 & + 2\left(\frac{X_{ij}^y}{\cos\phi_i} - \frac{X_{i+1,j}}{\cos\phi_{i+1}}\right) + \lambda_{i+1}(V_{i+1,j} \times (c_{i+1,j}^b - c_{i,j-1}^b)) = 0
 \end{aligned}
 \tag{A2.11}$$

となる。ただし、 $i=0$ の時は後ろ2項のみ、 $i=M$ の時は前2項のみとする。

方程式(A2.8)および(A2.11)を前縁側パネルから順次後縁側に向かって解くことにより修正量 $X_{ij}^y$ を翼面上の全点について求めることができる。この修正は節点をX方向に動かすことによりなされているので、新しい揚力面のy座標 $y_{new}$ は次式により求める。

$$y_{new} = y_{old} + \cos\phi(X^y - y_{old}\cos\phi) \tag{A2.12}$$

## Appendix-III 計算対象プロペラ

第3章において計算を行った5つのSCPは、全て次の条件により設計されたものである。

船速	50kts
プロペラ直径	3.318m
プロペラ荷重度	0.334
キャビテーション数	0.4

SSPAプロペラは、SSPAの設計法により設計したプロペラである。

SRIJ-IプロペラおよびSRIJ-IIプロペラは、揚力線理論に揚力面補正を加えたSCP設計法により設計されたSCPである。翼輪郭はSSPAプロペラをベースとして修正を加え、設計前進率はSSPAプロペラと同じとした。

Newton-Raderプロペラは、Newton-Raderの設計チャートにより設計した。このプロペラは高速船用に多く用いられるプロペラであるが、翼断面は円弧翼が基本となっており、非キャビテーション状態において背面側の圧力分布がフラットになることを狙っている。すなわち、キャビテーションの発生を極力遅らせることが目的であり、いわゆるSCPとは設計思想が異なる。

DTMBプロペラは、DTMBの設計法により設計を行ったが、DTMBの設計法で設計したSCPはスラストが設計値よりも15%低くなることが知られていたため、予め設計スラストを上記の条件よりも15%高い値に想定して設計を行った。

上記の設計条件に対し、最終的な設計点は次のようになった。

	プロペラ前進率	スラスト係数
SSPA	1.10	0.159
SRIJ-I	1.10	0.160

SRIJ-II	1.10	0.160
Newton-Rader	1.34	0.235
DTMB	0.775	0.0928

第4章において設計した4つのSCPと合わせて、それぞれのプロペラの主要目を次ページに、オフセットおよび展開図をそれ以降に示す。オフセットは計算に用いたもので、模型製作用のオフセットとは翼根および翼端において若干異なり、内挿が不自然にならないように翼端において現実には存在しない厚みがある。オフセット中の記号は巻頭の記号表に従う。

## 主要目表

名称	N-R	DTMB	SSPA	SRJ-I	SRJ-II	SRJ-A	SRJ-III	SRNJ	SRJ-IV
M.P.No.	339	341	345	354	356	365	366	367	369
直径[mm]	200.0	200.0	200.0	200.0	200.0	200.0	200.0	200.0	200.0
ピッチ比 (0.7R)	1.650	1.054	1.600	1.533	1.470	1.749	1.379	1.370	1.487
展開面積比	0.950	0.512	0.500	0.641	0.641	0.825	0.529	0.641	0.833
ボス比	0.19	0.19	0.19	0.19	0.19	0.19	0.19	0.19	0.19
レーキ角 [deg]	0	10	10	10	10	10	10	10	10
スキュー角 [deg]	0	0	0	0	0	0	0	0	0
翼数	3	3	3	3	3	3	3	3	3
翼 断面	N-R 翼端側 翼根側	DTMB	SSPA	SRJN (2deg)	SRJN (2.5deg)	SRJN (2.5deg)	SRJN (2.5deg)	SRJN (2.5deg) SRNE	SRJN (2.5deg) NACA16
回転方向	右	右	右	右	右	右	右	右	右
材料	NiAlBr	SUS303	NiAlBr	SUS303	SUS303	SUS303	SUS303	SUS303	SUS303
設計法	N-R チャート	DTMB法	SSPA チャート	SC揚力線	SC揚力線	SC揚力面	SC揚力面	SC揚力面	SC揚力面

## SSPAプロペラ (M.P.No.345) オフセット

		0%	2.5%	5%	10%	20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	90%	95%	100%
		(L.E.)													(T.E.)
0.19R	r= 19.00 H= 383.72 Xr= 3.38	x= -27.62 y= 0.00 z= 0.00	-26.24 0.71 0.00	-24.86 1.33 0.00	-22.10 2.33 0.00	-16.57 3.97 0.00	-11.05 5.10 0.00	-5.52 6.15 0.00	0.00 5.69 0.00	5.52 6.01 0.00	11.05 6.20 0.00	16.57 6.20 0.00	22.10 5.85 0.00	24.86 5.68 0.00	27.62 5.49 0.00
0.20R	r= 20.00 H= 380.60 Xr= 3.53	x= -27.82 y= 0.00 z= 0.00	-26.43 0.72 0.00	-25.04 1.31 0.00	-22.26 2.28 0.00	-16.69 3.88 0.00	-11.13 4.99 0.00	-5.56 5.57 0.00	0.00 5.57 0.00	5.56 5.90 0.00	11.13 6.12 0.00	16.69 6.06 0.00	22.26 5.83 0.00	25.04 5.67 0.00	27.82 5.50 0.00
0.25R	r= 25.00 H= 364.80 Xr= 4.41	x= -28.82 y= 0.00 z= 0.00	-27.38 0.65 0.00	-25.94 1.17 0.00	-23.66 2.03 0.02	-17.29 3.44 0.05	-11.53 4.46 0.13	-5.76 5.06 0.13	0.00 5.45 0.16	5.76 5.70 0.18	11.53 5.87 0.18	17.29 5.92 0.16	23.66 5.78 0.10	25.94 5.65 0.05	28.82 5.52 0.00
0.30R	r= 30.00 H= 349.20 Xr= 5.29	x= -29.82 y= 0.00 z= 0.00	-28.33 0.58 0.01	-26.84 1.04 0.02	-23.86 1.79 0.06	-17.89 3.05 0.18	-11.93 4.04 0.33	-5.96 4.71 0.48	0.00 5.22 0.61	5.96 5.60 0.68	11.93 5.89 0.68	17.89 6.01 0.58	23.86 5.88 0.36	26.84 5.73 0.20	29.82 5.53 0.00
0.40R	r= 40.00 H= 334.40 Xr= 7.05	x= -32.00 y= 0.00 z= 0.00	-30.40 0.49 0.01	-28.80 0.87 0.02	-25.60 1.49 0.13	-19.20 2.58 0.38	-12.80 3.57 0.71	-6.40 4.36 1.03	0.00 5.05 1.30	6.40 5.60 1.45	12.80 6.01 1.45	19.20 6.18 1.03	25.60 6.00 0.77	28.80 5.71 0.47	32.00 5.44 0.00
0.50R	r= 50.00 H= 321.00 Xr= 8.82	x= -34.00 y= 0.00 z= 0.00	-32.20 0.42 0.01	-30.60 0.81 0.02	-27.20 1.27 0.18	-20.40 2.37 0.57	-14.60 3.54 0.96	-8.60 4.30 1.40	0.00 4.87 1.77	8.60 5.30 2.00	14.60 5.94 2.34	20.40 6.18 1.58	27.20 6.00 1.05	30.60 5.58 0.58	34.00 5.27 0.00
0.60R	r= 60.00 H= 312.60 Xr= 10.58	x= -35.82 y= 0.00 z= 0.04	-34.03 0.38 0.04	-32.24 0.77 0.08	-28.66 1.17 0.21	-21.49 2.17 0.63	-14.33 3.32 1.14	-7.16 4.31 1.66	0.00 4.64 2.10	7.16 5.30 2.34	14.33 6.01 2.71	21.49 6.18 2.00	28.66 5.55 1.24	32.24 5.18 0.68	35.82 4.67 0.00
0.70R	r= 70.00 H= 302.00 Xr= 12.34	x= -36.90 y= 0.00 z= 0.04	-35.06 0.30 0.04	-33.21 0.53 0.09	-29.52 1.02 0.23	-22.14 1.74 0.69	-14.76 2.66 1.27	-7.38 3.54 1.85	0.00 4.38 2.34	7.38 5.04 2.61	14.76 5.97 2.61	22.14 6.18 2.23	29.52 5.53 1.58	33.21 4.64 0.76	36.90 4.05 0.00
0.80R	r= 80.00 H= 316.40 Xr= 14.11	x= -36.50 y= 0.00 z= 0.04	-34.68 0.24 0.04	-32.85 0.42 0.09	-29.20 0.74 0.24	-21.90 1.45 0.71	-14.60 2.30 1.32	-7.30 3.14 1.91	0.00 3.14 2.43	7.30 5.94 2.71	14.60 6.45 2.71	21.90 6.91 2.31	29.20 4.90 1.43	33.21 4.37 0.79	36.50 3.50 0.00
0.90R	r= 90.00 H= 313.60 Xr= 15.87	x= -31.82 y= 0.00 z= 0.04	-30.23 0.28 0.04	-28.64 0.48 0.08	-25.46 0.51 0.21	-19.09 1.06 0.63	-12.73 1.74 1.16	-6.36 2.43 1.69	0.00 3.08 2.14	6.36 3.56 2.71	12.73 5.83 2.39	19.09 6.18 2.04	25.46 4.25 1.26	28.64 3.25 0.70	31.82 2.81 0.00
0.95R	r= 95.00 H= 312.00 Xr= 16.78	x= -25.82 y= 0.00 z= 0.03	-24.53 0.11 0.07	-23.24 0.20 0.07	-20.66 0.37 0.18	-15.46 0.80 0.53	-10.33 1.34 0.98	-5.16 1.90 1.43	0.00 1.90 1.81	5.16 2.42 2.02	10.33 2.80 2.62	15.46 2.99 2.02	20.66 2.44 1.72	23.24 2.06 1.07	25.82 1.55 0.00
0.975R	r= 97.50 H= 311.40 Xr= 17.19	x= -19.32 y= 0.00 z= 0.02	-18.36 0.14 0.08	-17.39 0.14 0.05	-15.46 0.26 0.14	-11.59 0.58 0.40	-7.23 0.99 0.74	-3.86 1.40 1.08	0.00 1.79 1.37	3.86 2.07 2.53	7.23 2.53 3.53	11.59 2.20 4.53	15.46 1.77 3.31	17.39 1.47 2.81	19.32 1.08 0.45
1.00R	r= 100.00 H= 310.80 Xr= 17.63	x= 0.00 y= 0.00 z= 0.01	0.00 0.04 0.01	0.00 0.07 0.03	0.00 0.13 0.07	0.00 0.29 0.20	0.00 0.50 0.37	0.00 0.70 0.54	0.00 0.90 0.69	0.00 1.04 0.77	0.00 1.10 0.77	0.00 1.06 0.66	0.00 0.89 0.41	0.00 0.74 0.23	0.00 0.54 0.00

1 unit = mm

SSPAプロペラ (M.P.No.345) 展開図



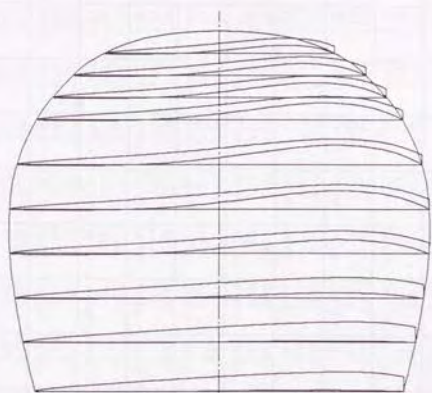
## SR11-プロペラ (M.P.No.354) オフセット

		0%	1%	3%	5%	10%	15%	20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	90%	95%	97.5%	100%
		(L.E.)																(U.E.)
0.99R	r = 19.00 H = 310.53 Xr = 3.35	x = -41.40 y = 0.10 z = 0.10	-40.99 0.29 0.00	-38.92 0.61 0.00	-37.26 0.81 0.00	-33.12 1.21 0.00	-28.98 1.55 0.00	-24.84 1.87 0.05	-16.56 2.45 0.19	-8.28 3.47 0.16	0.00 3.47 0.24	8.28 4.57 0.35	16.56 4.57 0.41	24.84 4.57 0.40	33.12 4.53 0.47	37.26 4.20 0.40	39.33 3.93 0.34	41.40 3.59 0.28
0.90R	r = 30.00 H = 305.61 Xr = 5.29	x = -44.00 y = 0.10 z = 0.10	-43.56 0.28 -0.01	-41.36 0.62 -0.01	-39.60 0.83 -0.01	-35.30 1.25 0.00	-30.80 1.62 0.02	-26.40 1.96 0.04	-17.60 2.57 0.09	-8.88 3.14 0.16	0.00 3.07 0.27	8.80 4.17 0.39	17.60 4.58 0.51	26.40 4.87 0.57	35.20 4.83 0.53	39.60 4.47 0.44	41.80 4.13 0.29	44.00 3.80 0.20
0.80R	r = 40.00 H = 304.38 Xr = 7.05	x = -45.80 y = 0.12 z = 0.09	-45.34 0.25 -0.03	-43.05 0.61 -0.02	-41.22 0.82 -0.02	-36.64 1.27 0.02	-32.06 1.66 0.07	-27.45 2.02 0.13	-18.32 2.69 0.26	-9.16 3.34 0.56	0.00 3.07 0.94	9.16 3.97 1.39	18.32 4.58 1.81	27.45 5.1 2.05	36.64 5.34 2.51	41.22 4.89 1.86	43.51 4.54 1.51	45.80 4.09 1.26
0.70R	r = 50.00 H = 303.50 Xr = 8.82	x = -47.00 y = 0.12 z = 0.12	-46.53 0.28 -0.06	-44.18 0.66 -0.05	-42.30 0.89 -0.04	-37.60 1.38 0.04	-32.80 1.81 0.15	-28.20 2.21 0.28	-18.80 2.99 0.66	-9.40 3.79 1.29	0.00 3.20 2.19	9.40 4.08 2.49	18.80 5.54 3.28	28.20 6.84 4.31	37.60 7.98 5.30	42.30 8.87 6.46	44.65 8.24 5.21	47.00 7.54 4.55
0.60R	r = 60.00 H = 303.43 Xr = 10.58	x = -48.50 y = 0.09 z = 0.09	-48.33 0.32 -0.06	-46.16 0.71 -0.06	-44.18 0.98 -0.05	-40.30 1.47 0.04	-35.40 1.97 0.16	-28.30 2.81 0.31	-18.80 3.80 0.77	-9.40 4.79 1.53	0.00 3.20 2.66	9.40 4.79 3.20	18.80 6.83 5.30	28.30 8.58 6.83	37.60 10.58 8.58	42.30 12.51 10.58	44.65 11.35 9.40	47.00 10.15 8.15
0.50R	r = 70.00 H = 303.69 Xr = 12.34	x = -49.50 y = 0.09 z = 0.09	-49.50 0.32 -0.08	-47.48 0.75 -0.08	-45.40 1.05 -0.07	-41.30 1.55 0.01	-36.32 2.05 0.12	-29.24 3.22 0.28	-19.16 4.19 0.74	-9.88 5.12 1.52	0.00 3.20 2.69	9.88 5.12 3.20	19.16 7.98 6.13	29.24 10.58 8.58	36.32 12.51 10.58	41.30 14.41 12.51	45.40 13.35 11.35	49.50 12.15 10.15
0.40R	r = 80.00 H = 304.05 Xr = 14.11	x = -49.50 y = 0.09 z = 0.09	-49.50 0.32 -0.09	-47.48 0.75 -0.09	-45.40 1.05 -0.08	-41.30 1.55 0.01	-36.32 2.05 0.12	-29.24 3.22 0.28	-19.16 4.19 0.74	-9.88 5.12 1.52	0.00 3.20 2.69	9.88 5.12 3.20	19.16 7.98 6.13	29.24 10.58 8.58	36.32 12.51 10.58	41.30 14.41 12.51	45.40 13.35 11.35	49.50 12.15 10.15
0.35R	r = 85.00 H = 309.83 Xr = 14.99	x = -37.40 y = 0.09 z = 0.09	-37.03 0.17 -0.09	-36.65 0.46 -0.09	-35.16 0.64 -0.09	-29.92 1.02 -0.09	-26.18 1.36 -0.03	-22.44 1.69 0.11	-14.96 2.35 0.25	-7.48 3.09 0.52	0.00 3.05 2.02	7.48 3.95 3.10	14.96 5.71 4.12	22.44 7.98 5.71	29.92 10.58 8.58	36.65 12.51 10.58	37.40 13.35 11.35	41.00 12.15 10.15
0.30R	r = 90.00 H = 309.83 Xr = 15.87	x = -32.80 y = 0.09 z = 0.09	-32.47 0.16 -0.09	-32.14 0.42 -0.09	-29.52 0.58 -0.09	-26.24 0.91 -0.04	-22.96 1.22 0.03	-19.68 1.50 0.12	-13.12 2.08 0.41	-6.56 2.72 0.90	0.00 2.80 1.62	6.56 3.45 2.50	13.12 4.93 3.33	19.68 7.98 5.71	26.24 10.58 8.58	32.14 12.51 10.58	32.80 11.35 9.40	37.40 10.15 8.15
0.25R	r = 95.00 H = 310.70 Xr = 16.78	x = -25.82 y = 0.14 z = 0.09	-25.56 0.20 -0.09	-24.27 0.36 -0.09	-23.24 0.49 -0.09	-20.66 0.76 -0.06	-18.07 1.00 0.06	-15.49 1.23 0.26	-10.33 1.68 0.59	-5.16 2.16 1.09	0.00 2.71 1.69	5.16 3.28 2.55	10.33 4.93 3.33	15.49 7.98 5.71	20.66 10.58 8.58	23.24 12.51 10.58	25.82 11.35 9.40	30.00 10.15 8.15
1.00R	r = 100.00 H = 311.60 Xr = 17.63	x = 0.00 y = 0.09 z = 0.09	0.00 0.10 -0.09	0.00 0.31 -0.09	0.00 0.44 -0.09	0.00 0.56 -0.08	0.00 0.69 -0.07	0.00 0.88 -0.04	0.00 1.04 -0.04	0.00 1.23 -0.03	0.00 1.38 0.03	0.00 1.54 0.03	0.00 1.73 0.10	0.00 1.92 0.13	0.00 2.11 0.12	0.00 2.30 0.11	0.00 2.46 0.11	0.00 2.61 0.11

Unit = mm



SRIJ-Iプロペラ (M.P.No.354) 展開図

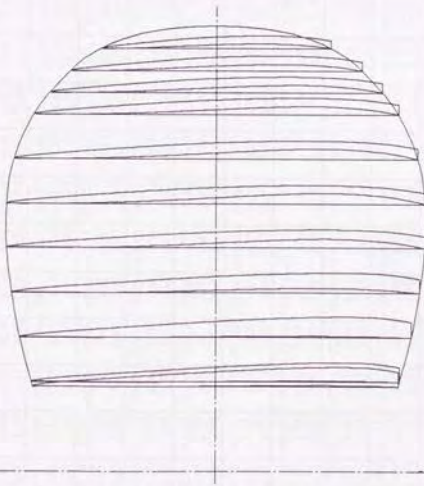


## SRIJ-IIプロベラ (M.P.No.356) オフセット

	0.5% (L.E.)	1% (L.E.)	3% (L.E.)	5% (L.E.)	10% (L.E.)	15% (L.E.)	20% (L.E.)	30% (L.E.)	40% (L.E.)	50% (L.E.)	60% (L.E.)	70% (L.E.)	80% (L.E.)	90% (L.E.)	95% (L.E.)	97.5% (L.E.)	100% (L.E.)
0.19R	r = 19.00 H = 284.86 N = 3.35	-40.73 0.19 -0.10	-38.68 0.51 -0.10	-37.03 0.70 -0.10	-32.91 1.08 -0.10	-28.80 1.42 -0.09	-24.68 1.73 -0.09	-16.46 2.28 -0.06	-8.23 2.79 -0.02	0.00 3.26 0.03	8.23 3.70 0.14	16.46 4.06 0.34	24.68 4.30 0.25	32.92 4.24 0.23	37.03 3.92 0.34	39.08 3.64 0.67	41.14 3.29 0.00
0.20R	r = 20.00 H = 285.11 N = 3.53	-40.99 0.19 -0.10	-38.92 0.51 -0.10	-37.26 0.70 -0.10	-33.12 1.09 -0.10	-28.98 1.43 -0.09	-24.84 1.74 -0.08	-16.56 2.28 -0.01	-8.28 2.79 -0.01	0.00 3.29 0.06	8.28 3.73 0.15	16.56 4.09 0.33	24.84 4.33 0.26	33.12 4.27 0.21	37.26 3.94 0.13	39.33 3.66 0.07	41.40 3.00 0.00
0.30R	r = 30.00 H = 287.57 N = 5.29	-43.96 0.20 -0.10	-41.36 0.54 -0.10	-39.60 0.74 -0.10	-35.30 1.16 -0.08	-30.80 1.54 -0.06	-26.40 1.89 -0.03	-17.60 2.52 0.04	-8.80 3.09 0.11	0.00 3.60 0.20	8.80 4.06 0.28	17.60 4.41 0.33	26.40 4.63 0.43	35.30 4.54 0.54	39.60 4.17 0.38	41.80 3.87 0.00	44.00 3.51 0.00
0.40R	r = 40.00 H = 288.12 N = 7.05	-45.80 0.19 -0.09	-44.88 0.54 -0.10	-43.05 0.72 -0.10	-41.82 1.17 -0.07	-37.64 1.56 -0.03	-32.48 1.91 0.03	-27.48 2.57 0.17	-18.32 3.14 0.36	0.00 3.64 0.59	9.16 4.05 0.83	18.32 4.34 1.01	27.48 4.48 1.03	36.64 4.28 0.75	41.23 3.82 0.45	43.51 3.55 0.24	45.80 3.16 0.00
0.50R	r = 50.00 H = 288.99 N = 8.82	-46.53 0.19 -0.09	-44.18 0.53 -0.10	-42.30 0.71 -0.11	-40.00 1.17 -0.08	-37.60 1.56 -0.03	-32.91 1.92 0.03	-28.20 2.58 0.32	-18.80 3.14 0.65	0.00 3.60 1.10	9.40 4.06 1.56	18.80 4.34 1.99	28.20 4.45 1.97	37.60 4.32 1.47	42.30 3.82 0.88	44.65 3.34 0.38	47.00 2.61 0.00
0.60R	r = 60.00 H = 291.44 N = 10.58	-46.53 0.19 -0.09	-44.18 0.53 -0.11	-42.30 0.71 -0.11	-40.00 1.17 -0.08	-37.60 1.56 -0.03	-32.91 1.92 0.03	-28.20 2.58 0.32	-18.80 3.14 0.65	0.00 3.60 1.10	9.40 4.06 1.56	18.80 4.34 1.99	28.20 4.45 1.97	37.60 4.32 1.47	42.30 3.82 0.88	44.65 3.34 0.38	47.00 2.61 0.00
0.70R	r = 70.00 H = 292.14 N = 12.34	-44.95 0.18 -0.09	-44.49 0.53 -0.10	-42.68 0.71 -0.11	-40.86 1.17 -0.08	-38.34 1.57 -0.03	-34.78 1.94 0.14	-27.24 2.59 0.39	-18.16 3.16 0.84	0.00 3.66 1.32	9.08 4.03 1.82	18.16 4.33 2.19	27.24 4.52 2.27	36.32 4.38 1.61	40.86 3.68 1.06	43.13 3.03 0.52	45.40 2.27 0.00
0.80R	r = 80.00 H = 293.07 N = 14.11	-41.00 0.17 -0.09	-40.59 0.53 -0.09	-39.52 0.71 -0.10	-37.40 1.17 -0.09	-34.80 1.57 -0.04	-30.80 1.93 0.07	-24.60 2.59 0.72	-16.40 3.16 0.79	0.00 3.66 1.12	8.20 4.03 1.53	16.40 4.32 1.82	24.60 4.52 2.82	33.66 4.38 1.84	36.90 3.62 1.34	38.95 3.03 0.79	41.00 2.53 0.43
0.85R	r = 85.00 H = 299.28 N = 14.99	-37.03 0.17 -0.09	-36.65 0.53 -0.10	-35.16 0.71 -0.09	-33.66 1.17 -0.09	-29.92 1.57 -0.04	-26.18 1.93 0.05	-22.44 2.59 0.72	-14.96 3.16 0.79	0.00 3.66 1.15	7.48 4.03 1.48	14.96 4.32 1.70	22.44 4.52 1.66	29.92 4.38 1.17	31.66 3.03 0.69	33.66 2.53 0.37	37.40 2.01 0.00
0.90R	r = 90.00 H = 301.89 N = 15.87	-32.47 0.16 -0.09	-32.14 0.53 -0.10	-30.83 0.71 -0.09	-29.52 1.17 -0.09	-26.24 1.57 0.03	-19.68 1.93 0.07	-13.12 2.59 0.46	-6.56 3.16 0.76	0.00 3.66 1.06	6.56 4.03 1.31	13.12 4.32 1.43	19.68 4.52 1.37	26.24 4.38 0.94	29.52 3.03 0.53	31.16 2.53 0.29	32.80 2.01 0.00
0.95R	r = 95.00 H = 305.88 N = 16.75	-25.56 0.15 -0.09	-25.30 0.53 -0.10	-24.27 0.71 -0.08	-23.24 1.17 -0.08	-20.66 1.57 0.02	-15.49 1.93 0.06	-10.33 2.59 0.39	-5.16 3.16 0.62	0.00 3.66 0.83	5.16 4.03 0.99	10.33 4.32 1.04	15.49 4.52 0.95	20.66 4.38 0.63	23.24 3.03 0.36	24.53 2.53 0.19	25.82 2.01 0.00
1.00R	r = 100.00 H = 310.70 N = 17.63	-0.00 0.14 -0.09	-0.00 0.53 -0.10	0.00 0.71 -0.06	0.00 1.17 -0.04	0.00 1.57 0.10	0.00 1.93 0.04	0.00 2.59 0.25	0.00 3.16 0.34	0.00 3.66 0.37	0.00 4.03 0.35	0.00 4.32 0.33	0.00 4.52 0.11	0.00 4.38 0.11	0.00 3.03 0.01	0.00 2.53 0.00	0.00 2.01 0.00

[unit: mm]

SRIJ-IIプロペラ (M.P.No.356) 展開図

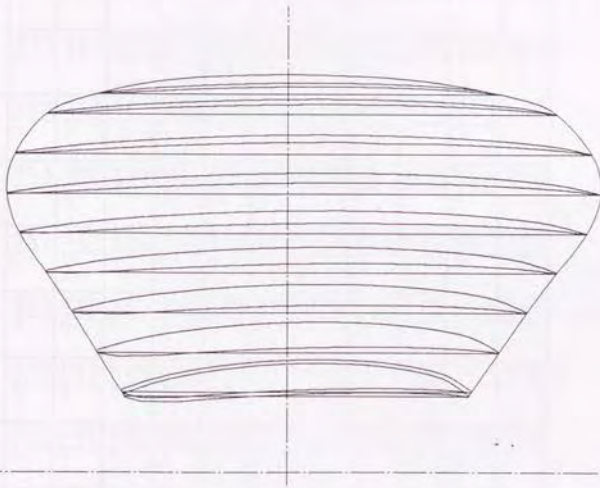


## Newton-Raderプロベラ (M.P.No.339) オフセット

		0095	25095	5095	2095	15095	3095	35095	4095	45095	5095	6095	65095	7095	75095	8095	85095	9095	95095		
0.19R	$r = 19.00$	-41.22	-38.88	-36.60	-27.40	-22.82	-18.24	-13.66	-9.10	-4.55	0.00	4.52	9.05	13.62	18.20	22.79	27.37	31.98	36.57	41.18	45.76
	$r = 330.00$	4.04	5.68	6.93	7.86	8.58	9.13	9.49	9.81	9.96	9.91	9.69	9.13	8.58	7.86	6.93	5.71	4.31	3.71	3.00	2.25
	$N = 0.00$	1.99	1.78	1.66	1.88	2.02	2.12	2.22	2.25	2.26	2.25	2.22	2.12	2.02	1.88	1.66	1.40	1.06	0.66	0.00	0.00
0.20R	$r = 20.00$	-41.84	-39.47	-37.15	-27.82	-23.17	-18.52	-13.87	-9.24	-4.62	0.00	4.59	9.20	13.84	18.48	23.14	27.79	32.47	37.12	41.80	46.48
	$r = 330.00$	4.00	5.63	6.87	7.80	8.51	9.06	9.42	9.74	9.89	9.64	9.89	9.74	9.42	9.06	8.51	7.80	6.87	5.66	4.08	3.29
	$N = 0.00$	3.52	2.59	2.00	1.80	1.69	1.91	2.06	2.16	2.26	2.30	2.31	2.30	2.16	2.06	1.91	1.69	1.33	1.08	0.67	0.00
0.30R	$r = 30.00$	-48.02	-45.34	-42.68	-32.01	-26.68	-21.34	-16.02	-10.67	-5.35	0.00	5.34	10.66	16.01	21.33	26.68	32.00	37.34	42.67	48.01	53.34
	$r = 330.00$	3.61	4.46	5.15	6.31	7.18	7.85	8.37	8.74	9.03	9.18	9.24	9.18	9.03	8.74	8.37	7.85	7.18	6.31	5.17	3.34
	$N = 0.00$	2.08	2.21	2.28	2.01	1.71	1.78	1.85	1.92	1.97	2.00	2.00	1.97	1.85	1.71	1.59	1.41	1.29	0.79	0.00	0.00
0.40R	$r = 40.00$	-54.22	-51.21	-48.21	-42.22	-36.20	-30.21	-24.18	-18.62	-12.13	-6.08	0.00	6.07	12.11	18.16	24.18	30.20	36.19	42.21	48.20	54.22
	$r = 330.00$	3.22	4.02	4.67	5.75	6.56	7.19	7.68	8.06	8.32	8.47	8.54	8.47	8.32	8.06	7.68	7.19	6.56	5.75	4.68	3.00
	$N = 0.00$	2.88	2.43	2.41	2.19	2.33	2.61	2.84	3.02	3.09	3.27	3.25	3.09	2.97	2.80	2.61	2.33	1.97	1.50	0.91	0.00
0.50R	$r = 50.00$	-60.86	-57.46	-54.09	-47.34	-40.57	-33.81	-27.04	-20.29	-13.52	-6.77	0.00	6.78	13.53	20.30	27.05	33.82	40.57	47.35	54.10	60.87
	$r = 330.00$	2.84	3.59	4.19	5.19	5.94	6.52	6.98	7.35	7.58	7.74	7.79	7.72	7.58	7.35	6.98	6.52	5.94	5.19	4.19	2.62
	$N = 0.00$	2.57	2.33	2.20	2.39	2.60	2.91	3.16	3.36	3.49	3.57	3.61	3.57	3.49	3.36	3.16	2.91	2.60	2.20	1.68	1.02
0.60R	$r = 60.00$	-67.47	-63.69	-59.92	-52.38	-44.83	-37.30	-29.77	-22.26	-14.79	-7.37	0.00	7.38	14.79	22.26	29.77	37.30	44.83	52.38	59.92	67.47
	$r = 330.00$	2.48	3.16	3.71	4.63	5.32	5.86	6.27	6.59	6.81	6.92	6.98	6.92	6.81	6.59	6.27	5.86	5.32	4.63	3.70	2.34
	$N = 0.00$	2.29	2.20	2.15	2.44	2.76	3.09	3.35	3.54	3.67	3.75	3.77	3.75	3.67	3.54	3.35	3.09	2.76	2.34	1.79	1.09
0.70R	$r = 70.00$	-70.66	-66.73	-62.81	-54.96	-47.11	-39.25	-31.40	-23.55	-15.70	-7.85	0.00	7.86	15.71	23.56	31.41	39.26	47.11	54.97	62.82	70.67
	$r = 330.00$	2.16	2.76	3.26	4.09	4.73	5.23	5.61	5.90	6.12	6.23	6.27	6.23	6.12	5.90	5.61	5.23	4.73	4.09	3.26	2.14
	$N = 0.00$	2.01	2.03	2.10	2.47	2.78	3.11	3.40	3.59	3.74	3.82	3.84	3.82	3.74	3.59	3.40	3.11	2.78	2.35	1.81	1.04
0.80R	$r = 80.00$	-84.07	-81.12	-78.17	-68.22	-58.27	-48.32	-38.37	-28.42	-18.47	-10.62	0.00	10.63	18.48	28.53	38.58	48.63	58.68	68.73	78.78	88.83
	$r = 330.00$	1.85	2.37	2.87	3.56	4.25	4.84	5.34	5.74	6.04	6.18	6.20	6.18	6.04	5.74	5.34	4.84	4.25	3.56	2.87	2.04
	$N = 0.00$	1.24	1.81	1.95	2.34	2.65	3.01	3.29	3.50	3.58	3.58	3.51	3.49	3.50	3.29	3.11	3.01	2.65	2.34	1.71	1.05
0.90R	$r = 90.00$	-90.86	-87.40	-83.84	-73.89	-63.94	-54.00	-44.05	-34.10	-24.15	-14.20	0.00	14.21	24.26	34.31	44.36	54.41	64.46	74.51	84.56	94.61
	$r = 330.00$	1.49	1.91	2.28	2.87	3.34	3.70	3.99	4.21	4.36	4.46	4.46	4.46	4.36	4.21	3.99	3.70	3.34	2.87	2.26	1.43
	$N = 0.00$	1.41	1.50	1.60	2.01	2.28	2.57	2.80	2.98	3.07	3.14	3.16	3.14	3.07	2.98	2.80	2.57	2.28	1.93	1.49	0.91
0.95R	$r = 95.00$	-88.27	-84.59	-80.91	-70.96	-61.01	-51.06	-41.11	-31.16	-21.21	-11.26	0.00	11.27	21.32	31.37	41.42	51.47	61.52	71.57	81.62	91.67
	$r = 330.00$	1.12	1.48	1.72	2.18	2.55	2.82	3.05	3.20	3.32	3.40	3.41	3.40	3.32	3.20	3.05	2.82	2.55	2.18	1.72	1.18
	$N = 0.00$	1.06	1.10	1.25	1.54	1.77	1.99	2.10	2.28	2.37	2.43	2.43	2.37	2.28	2.10	1.99	1.77	1.49	1.14	0.69	0.00
1.00R	$r = 100.00$	-90.00	-86.00	-82.00	-72.00	-62.00	-52.00	-42.00	-32.00	-22.00	-12.00	0.00	12.00	22.00	32.00	42.00	52.00	62.00	72.00	82.00	92.00
	$r = 330.00$	0.56	0.73	0.86	1.09	1.28	1.41	1.53	1.60	1.66	1.70	1.71	1.70	1.66	1.60	1.53	1.41	1.28	1.09	0.86	0.54
	$N = 0.00$	0.53	0.58	0.63	0.77	0.82	0.85	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86

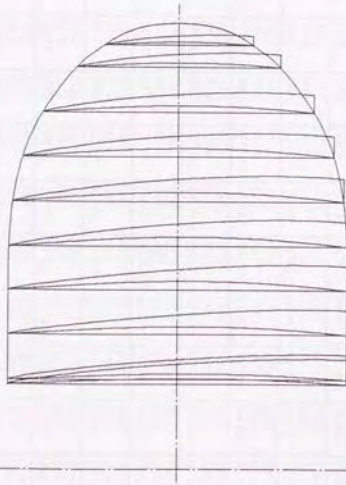
1 unit = mm

Newton-Raderプロペラ (M.P.No.339) 展開図





DTMBプロペラ (M.P.No.341) 展開図



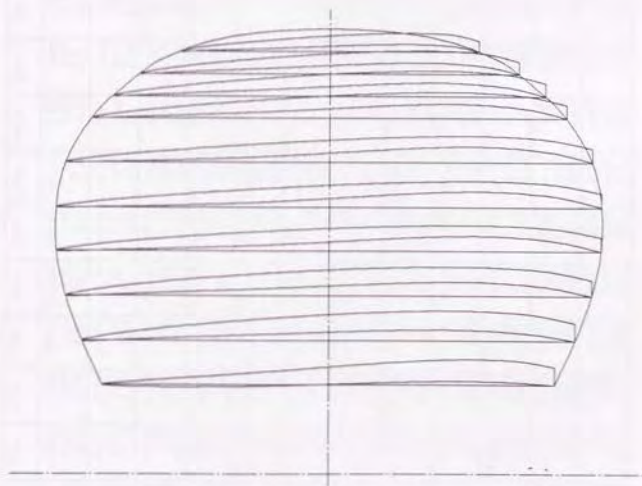
## SRJ-Aプロベラ (M.P.No.365) オフセット

		0%	5%	10%	15%	20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	90%	95%	97.5%	100%	100%
		(J.E.)														(T.L.)	
0.19R	r= 19.00 H= 31.82 X= 3.35	-50.32	-47.78	-45.75	-40.66	-35.58	-30.50	-20.33	-10.17	0.00	10.17	20.33	30.50	40.66	45.75	48.29	50.83
0.20R	r= 20.00 H= 32.82 X= 3.53	-50.83	-48.30	-46.27	-41.18	-36.09	-31.00	-20.83	-10.67	0.00	10.67	20.83	31.00	41.18	46.27	48.81	51.35
0.30R	r= 30.00 H= 305.15 X= 5.29	-54.33	-51.80	-49.77	-44.68	-39.59	-34.50	-24.33	-14.17	0.00	14.17	24.33	34.50	44.68	49.77	52.31	54.85
0.40R	r= 40.00 H= 299.04 X= 7.05	-58.33	-55.80	-53.77	-48.68	-43.59	-38.50	-28.33	-18.17	0.00	18.17	28.33	38.50	48.68	53.77	56.31	58.85
0.50R	r= 50.00 H= 293.48 X= 8.82	-61.33	-58.80	-56.77	-51.68	-46.59	-41.50	-31.33	-21.17	0.00	21.17	31.33	41.50	51.68	56.77	59.31	61.85
0.60R	r= 60.00 H= 290.22 X= 10.58	-64.33	-61.80	-59.77	-54.68	-49.59	-44.50	-34.33	-24.17	0.00	24.17	34.33	44.50	54.68	59.77	62.31	64.85
0.70R	r= 70.00 H= 289.79 X= 12.54	-67.33	-64.80	-62.77	-57.68	-52.59	-47.50	-37.33	-27.17	0.00	27.17	37.33	47.50	57.68	62.77	65.31	67.85
0.80R	r= 80.00 H= 292.51 X= 14.11	-70.33	-67.80	-65.77	-60.68	-55.59	-50.50	-40.33	-30.17	0.00	30.17	40.33	50.50	60.68	65.77	68.31	70.85
0.85R	r= 85.00 H= 292.07 X= 14.92	-73.33	-70.80	-68.77	-63.68	-58.59	-53.50	-43.33	-33.17	0.00	33.17	43.33	53.50	63.68	68.77	71.31	73.85
0.90R	r= 90.00 H= 302.39 X= 15.87	-76.33	-73.80	-71.77	-66.68	-61.59	-56.50	-46.33	-36.17	0.00	36.17	46.33	56.50	66.68	71.77	74.31	76.85
0.95R	r= 95.00 H= 306.93 X= 16.72	-79.33	-76.80	-74.77	-69.68	-64.59	-59.50	-49.33	-39.17	0.00	39.17	49.33	59.50	69.68	74.77	77.31	79.85
1.00R	r= 100.00 H= 312.47 X= 17.63	-82.33	-79.80	-77.77	-72.68	-67.59	-62.50	-52.33	-42.17	0.00	42.17	52.33	62.50	72.68	77.77	80.31	82.85

Unit = mm



SRIJ-Aプロペラ (M.P.No.365) 展開図

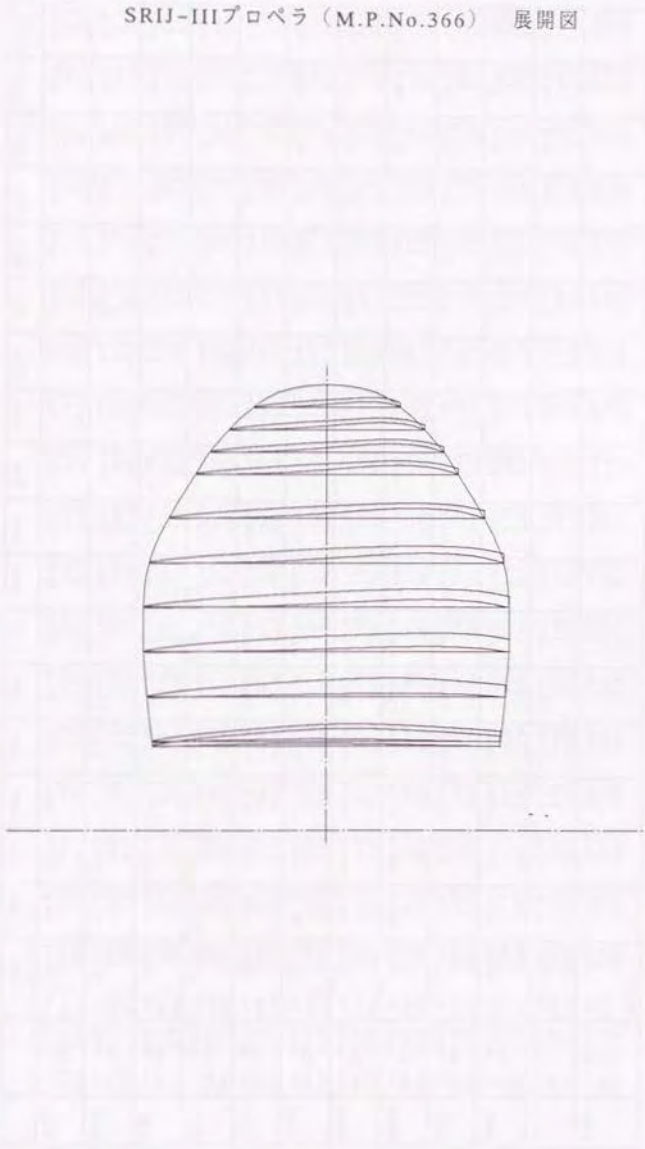


## SRIJ-IIIプロベラ (M.P.No.366) オフセット

		0.5%	1%	3%	5%	10%	15%	20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	90%	95%	97.5%	100%	
0.19R	r = 19.00 H = 305.07 X = 3.35	x = -38.60 y = 0.00 z = 0.00	-38.21 -0.30 -0.19	-36.65 0.57 -0.10	-35.09 1.17 -0.10	-31.19 0.83 0.05	-27.29 1.81 0.29	-23.39 2.23 0.59	-15.60 2.92 0.55	-7.80 3.47 0.46	0.00 3.87 0.5	7.80 3.87 0.47	15.60 3.68 0.33	23.39 3.30 0.16	31.19 2.85 0.02	35.09 2.60 -0.01	37.05 2.45 -0.01	39.00 2.02 0.00	
0.20R	r = 20.00 H = 304.00 X = 3.53	x = -39.10 y = 0.00 z = 0.00	-38.71 -0.30 -0.19	-37.15 0.57 -0.10	-35.59 1.17 -0.10	-31.28 0.83 0.05	-27.37 1.81 0.29	-23.46 2.23 0.59	-15.64 2.92 0.55	-7.82 3.46 0.46	0.00 3.86 0.5	7.82 3.86 0.47	15.64 3.36 0.21	23.46 2.90 0.07	31.28 2.64 -0.02	35.59 2.19 -0.02	37.15 1.75 0.01	39.10 1.15 0.00	
0.30R	r = 30.00 H = 293.30 X = 5.29	x = -40.20 y = 0.00 z = 0.00	-39.40 -0.23 -0.18	-37.79 0.59 -0.17	-36.18 1.16 -0.12	-32.16 0.84 0.02	-28.14 1.78 0.11	-24.12 2.17 0.22	-16.08 2.83 0.39	-8.04 3.35 0.53	0.00 3.75 0.64	8.04 3.75 0.64	16.08 3.48 0.73	24.12 2.78 0.73	32.16 2.39 0.53	36.18 1.66 0.31	37.79 1.06 0.16	39.40 0.40 0.00	
0.40R	r = 40.00 H = 285.10 X = 7.05	x = -41.00 y = 0.00 z = 0.00	-40.59 0.24 -0.19	-38.54 0.83 -0.19	-36.90 1.32 -0.15	-32.80 1.71 0.02	-28.70 2.06 0.26	-24.60 2.51 0.26	-16.40 3.14 0.43	-8.20 3.54 0.66	0.00 3.99 0.82	8.20 3.99 0.82	16.40 4.11 1.13	24.60 3.21 0.94	32.80 2.55 0.58	36.90 1.33 0.31	38.54 0.85 0.16	41.00 0.23 0.00	
0.50R	r = 50.00 H = 279.10 X = 8.82	x = -41.00 y = 0.00 z = 0.00	-40.59 0.23 -0.18	-38.54 0.83 -0.19	-36.90 1.32 -0.15	-32.80 1.71 0.02	-28.70 2.06 0.26	-24.60 2.51 0.26	-16.40 3.14 0.43	-8.20 3.54 0.66	0.00 3.99 0.82	8.20 3.99 0.82	16.40 4.11 1.13	24.60 3.21 0.94	32.80 2.55 0.58	36.90 1.33 0.31	41.00 0.23 0.00		
0.60R	r = 60.00 H = 275.60 X = 10.58	x = -39.80 y = 0.00 z = 0.00	-39.40 0.27 -0.18	-37.41 0.50 -0.17	-35.83 0.71 -0.11	-31.84 1.12 -0.05	-23.88 1.77 0.21	-15.92 2.27 0.23	-7.96 2.77 0.56	0.00 3.48 1.01	7.96 3.48 1.01	15.92 3.71 1.54	23.88 3.48 2.00	31.84 2.77 1.70	35.83 2.00 1.04	37.41 1.29 0.85	39.40 0.54 0.56	41.00 0.11 0.00	
0.70R	r = 70.00 H = 275.80 X = 12.34	x = -35.40 y = 0.00 z = 0.00	-34.69 0.22 -0.13	-33.38 0.43 -0.14	-31.86 0.60 -0.12	-28.32 1.28 0.09	-21.24 1.55 0.23	-14.16 2.03 0.41	-7.08 2.44 0.65	0.00 3.08 1.11	7.08 3.08 1.11	14.16 3.43 1.64	21.24 3.10 2.10	28.32 2.44 1.25	31.86 1.55 0.85	33.38 0.65 0.58	35.40 0.11 0.00	37.00 0.00 0.00	
0.80R	r = 80.00 H = 272.70 X = 14.11	x = -29.50 y = 0.00 z = 0.00	-28.91 0.25 -0.12	-27.53 0.52 -0.12	-26.55 0.72 -0.11	-21.60 1.13 -0.04	-17.70 1.33 0.11	-11.80 1.93 0.32	-5.90 2.44 0.64	0.00 3.08 1.06	5.90 3.08 1.06	11.80 3.44 1.54	17.70 3.10 2.04	21.60 2.44 1.25	26.55 1.55 0.85	27.53 0.65 0.58	29.50 0.11 0.00	31.00 0.00 0.00	
0.85R	r = 85.00 H = 274.30 X = 14.92	x = -26.30 y = 0.00 z = 0.00	-25.77 0.14 -0.11	-24.72 0.48 -0.11	-23.67 0.68 -0.10	-18.41 1.02 -0.04	-13.78 1.24 0.11	-10.52 1.63 0.32	-5.26 2.23 0.61	0.00 2.77 0.99	5.26 2.77 0.99	10.52 3.08 1.42	13.78 2.87 1.87	18.41 2.44 1.44	23.67 1.55 0.85	24.72 0.65 0.58	26.30 0.11 0.00	28.00 0.00 0.00	
0.90R	r = 90.00 H = 269.90 X = 15.87	x = -22.00 y = 0.00 z = 0.00	-21.78 0.13 -0.11	-20.68 0.31 -0.11	-19.80 0.44 -0.09	-15.40 0.92 0.04	-11.24 1.12 0.29	-8.80 1.46 0.54	-4.40 1.75 0.79	0.00 2.51 0.87	4.40 2.51 0.87	8.80 2.87 1.51	11.24 2.59 1.34	15.40 2.24 1.00	19.80 1.44 0.75	20.68 0.65 0.58	22.00 0.11 0.00	24.00 0.00 0.00	
0.95R	r = 95.00 H = 262.80 X = 16.75	x = -16.50 y = 0.00 z = 0.00	-16.34 0.17 -0.10	-15.51 0.27 -0.11	-14.85 0.36 -0.10	-11.55 0.74 0.05	-9.90 1.18 0.21	-6.60 1.42 0.41	-3.30 1.62 0.52	0.00 2.03 0.65	3.30 2.03 0.65	6.60 2.17 1.14	9.90 1.96 1.20	11.55 1.60 0.95	14.85 1.00 0.58	15.51 0.65 0.58	16.50 0.11 0.00	18.00 0.00 0.00	
1.00R	r = 100.00 H = 285.00 X = 17.63	x = 0.00 y = 0.00 z = 0.00	0.00 0.23 -0.09	0.00 0.28 -0.11	0.00 0.44 -0.11	0.00 0.68 0.03	0.00 1.09 0.13	0.00 1.25 0.28	0.00 1.51 0.44	0.00 1.75 0.78	0.00 2.03 0.94	0.00 2.24 1.34	0.00 2.51 1.59	0.00 2.87 1.87	0.00 3.14 2.00	0.00 3.43 2.00	0.00 3.75 1.43	0.00 4.00 1.00	0.00 4.25 0.84

[mm = mm]

SRIJ-IIIプロペラ (M.P.No.366) 展開図

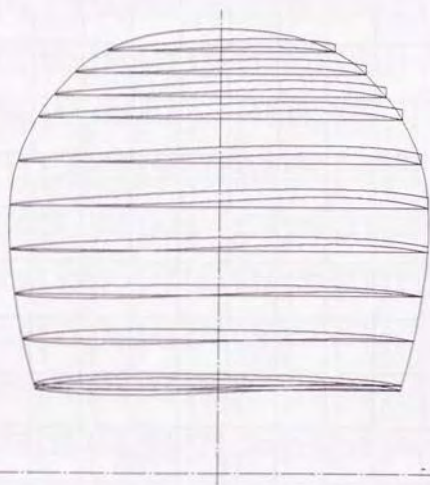


## SRNJプロベラ (M.P.No.367) オフセット

		0.5%	1%	3%	5%	10%	15%	20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	90%	95%	97.5%	100%	
0.19R	r = 19.00 H = 259.85 X = 3.35	-40.73	-40.32	-38.68	-37.03	-32.91	-28.80	-24.68	-16.46	-8.23	0.00	8.23	16.46	24.68	32.91	37.03	39.08	41.14	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.45 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.45	0.86	1.16	1.69	2.13	2.26	2.50	2.59	2.38	2.24	2.01	1.79	1.51	1.31	0.85	0.54	0.18
	μ = -0.33 μ <sub>0</sub> = -0.53 μ <sub>100</sub> = -1.01	-0.33	-0.53	-0.73	-1.01	-1.24	-1.24	-1.21	-0.98	-0.63	-0.27	0.10	0.28	0.34	0.35	0.34	0.25	0.14	0.03
0.20R	r = 20.00 H = 260.00 X = 3.35	-40.99	-40.57	-38.92	-37.26	-33.12	-28.98	-24.84	-16.56	-8.28	0.00	8.28	16.56	24.84	33.12	37.26	39.33	41.40	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.45 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.45	0.86	1.16	1.68	2.02	2.25	2.49	2.58	2.24	2.10	1.79	1.51	1.31	0.85	0.54	0.18	
	μ = -0.33 μ <sub>0</sub> = -0.55 μ <sub>100</sub> = -1.00	-0.33	-0.55	-0.72	-1.00	-1.15	-1.12	-1.09	-0.84	-0.59	-0.24	0.03	0.30	0.35	0.35	0.25	0.14	0.00	
0.30R	r = 30.00 H = 261.50 X = 5.29	-43.56	-43.12	-41.36	-39.60	-35.20	-30.80	-26.40	-17.60	-8.80	0.00	8.80	17.60	26.40	35.20	39.60	41.80	44.00	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.44 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.44	0.85	1.13	1.63	1.95	2.17	2.41	2.44	2.36	2.25	2.11	1.80	1.51	1.31	0.84	0.52	0.16
	μ = -0.51 μ <sub>0</sub> = -0.66 μ <sub>100</sub> = -1.00	-0.51	-0.66	-0.88	-1.00	-1.18	-1.27	-1.24	-0.98	-0.65	-0.34	0.08	0.28	0.48	0.46	0.29	0.16	0.00	
0.40R	r = 40.00 H = 263.00 X = 7.05	-45.48	-44.88	-43.05	-41.22	-36.64	-32.06	-27.48	-18.32	-9.16	0.00	9.16	18.32	27.48	36.64	41.22	43.51	45.80	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.42 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.42	0.80	1.07	1.53	1.84	2.06	2.32	2.42	2.44	2.43	2.37	2.10	1.52	1.06	0.58	0.14	
	μ = -0.20 μ <sub>0</sub> = -0.27 μ <sub>100</sub> = -0.46	-0.20	-0.27	-0.46	-0.58	-0.74	-0.76	-0.72	-0.49	-0.33	0.28	0.64	0.87	0.99	0.79	0.49	0.27	0.00	
0.50R	r = 50.00 H = 276.22 X = 8.82	-46.53	-46.06	-44.18	-42.30	-37.60	-32.90	-28.20	-18.80	-9.40	0.00	9.40	18.80	28.20	37.60	42.30	44.65	47.00	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.44 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.44	0.86	1.13	1.55	1.71	1.94	2.47	2.80	3.04	3.19	3.24	3.09	2.59	2.05	1.09	1.28	
	μ = -0.14 μ <sub>0</sub> = -0.18 μ <sub>100</sub> = -0.34	-0.14	-0.18	-0.28	-0.34	-0.40	-0.38	-0.30	-0.03	0.35	0.80	1.24	1.56	1.65	1.24	0.75	0.41	0.00	
0.60R	r = 60.00 H = 271.44 X = 10.58	-46.53	-46.06	-44.18	-42.30	-37.60	-32.90	-28.20	-18.80	-9.40	0.00	9.40	18.80	28.20	37.60	42.30	44.65	47.00	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.44 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.44	0.86	1.13	1.55	1.71	1.94	2.47	2.80	3.04	3.19	3.24	3.09	2.59	2.05	1.09	1.28	
	μ = -0.11 μ <sub>0</sub> = -0.11 μ <sub>100</sub> = -0.11	-0.11	-0.11	-0.11	-0.11	-0.07	0.01	0.32	0.42	0.87	1.32	1.84	2.25	2.30	1.69	1.01	0.55	0.00	
0.70R	r = 70.00 H = 273.91 X = 12.34	-44.95	-44.49	-42.68	-40.86	-36.32	-31.78	-27.24	-18.16	-9.08	0.00	9.08	18.16	27.24	36.32	40.86	43.13	45.40	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.42 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.42	0.80	1.07	1.53	1.84	2.06	2.32	2.42	2.44	2.43	2.37	2.10	1.52	1.06	0.58	0.14	
	μ = -0.11 μ <sub>0</sub> = -0.11 μ <sub>100</sub> = -0.11	-0.11	-0.11	-0.11	-0.11	-0.06	0.14	0.45	0.84	1.32	1.82	2.19	2.22	1.61	0.96	0.52	0.00	0.00	
0.80R	r = 80.00 H = 277.07 X = 14.11	-41.00	-40.59	-38.54	-36.90	-32.80	-28.70	-24.60	-16.40	-8.20	0.00	8.20	16.40	24.60	32.80	36.90	39.98	41.00	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.48 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.48	0.67	1.06	1.43	1.77	2.39	2.92	3.33	3.33	3.62	3.77	3.73	3.37	2.92	2.63	2.28	
	μ = -0.09 μ <sub>0</sub> = -0.09 μ <sub>100</sub> = -0.10	-0.09	-0.09	-0.10	-0.10	-0.05	0.04	0.16	0.45	0.82	1.24	1.65	1.95	1.90	1.36	0.79	0.43	0.00	
0.85R	r = 85.00 H = 279.28 X = 14.99	-37.03	-36.65	-35.16	-33.66	-29.92	-26.18	-22.44	-14.86	-7.48	0.00	7.48	14.86	22.44	29.92	33.66	35.53	37.40	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.42 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.42	0.80	1.07	1.53	1.84	2.06	2.32	2.42	2.44	2.43	2.37	2.10	1.52	1.06	0.58	0.14	
	μ = -0.09 μ <sub>0</sub> = -0.09 μ <sub>100</sub> = -0.10	-0.09	-0.09	-0.10	-0.09	-0.04	0.05	0.17	0.45	0.79	1.15	1.48	1.70	1.66	1.11	0.69	0.37	0.00	
0.90R	r = 90.00 H = 281.87 X = 15.87	-32.47	-32.14	-30.83	-29.52	-26.24	-22.96	-19.68	-13.12	-6.56	0.00	6.56	13.12	19.68	22.96	26.24	28.52	31.36	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.42 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.42	0.80	1.07	1.53	1.84	2.06	2.32	2.42	2.44	2.43	2.37	2.10	1.52	1.06	0.58	0.14	
	μ = -0.09 μ <sub>0</sub> = -0.09 μ <sub>100</sub> = -0.10	-0.09	-0.09	-0.09	-0.09	-0.03	0.07	0.19	0.48	0.76	1.06	1.31	1.43	1.37	0.94	0.59	0.29	0.00	
0.95R	r = 95.00 H = 285.88 X = 16.75	-25.56	-25.30	-24.27	-23.24	-20.66	-18.07	-15.49	-10.33	-5.16	0.00	5.16	10.33	15.49	20.66	23.24	24.53	25.82	
	σ = 0.30 σ <sub>0</sub> = 0.46 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.30	0.46	0.59	0.79	1.08	1.35	1.58	2.27	2.58	2.77	2.84	2.76	2.48	2.17	1.98	1.75	1.58	
	μ = -0.09 μ <sub>0</sub> = -0.09 μ <sub>100</sub> = -0.10	-0.09	-0.09	-0.08	-0.08	-0.02	0.08	0.16	0.39	0.62	0.83	0.99	1.04	0.95	0.63	0.36	0.19	0.00	
1.00R	r = 100.00 H = 299.70 X = 17.63	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
	σ = 0.00 σ <sub>0</sub> = 0.13 σ <sub>100</sub> = 0.00	0.00	0.13	0.14	0.24	0.34	0.51	0.70	0.87	1.19	1.47	1.66	1.77	1.82	1.76	1.60	1.41	1.34	
	μ = -0.09 μ <sub>0</sub> = -0.09 μ <sub>100</sub> = -0.10	-0.09	-0.09	-0.06	-0.04	0.00	0.04	0.10	0.25	0.34	0.37	0.35	0.22	0.11	0.01	0.00	0.00	0.00	

out = mm

SRNJプロペラ (M.P.No.367) 展開図

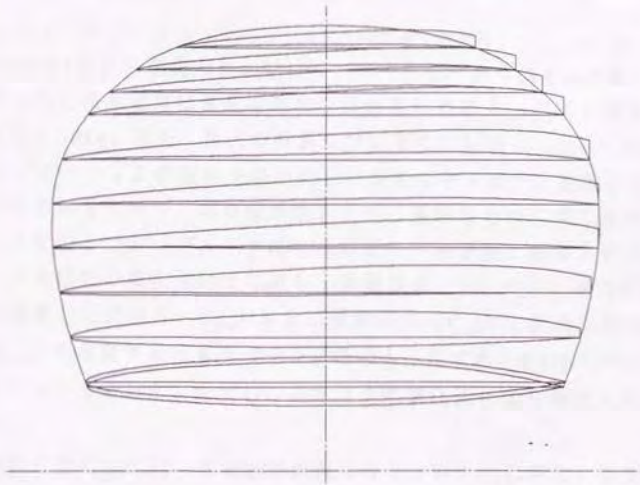


## SRIJ-IVプロペラ (M.P.No.369) オフセット

		0%	1%	3%	5%	10%	15%	20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	90%	95%	97.5%	100%
0.19R	r = 19.00 H = 258.21 X = 3.35	x = -53.48 y = 0.00 z = 0.00	-52.41 1.75 -1.91	-50.27 2.26 -2.57	-48.14 3.02 -3.40	-42.79 3.17 -3.82	-37.43 3.84 -4.21	-32.09 4.33 -4.51	-21.40 5.04 -4.21	10.69 5.45 -4.31	0.00 5.57 -4.31	10.69 5.40 -4.21	21.40 5.40 -3.78	32.09 5.38 -3.78	42.79 5.38 -3.87	48.14 5.38 -3.87	50.81 5.38 -3.87	53.48 5.38 -3.87
0.20R	r = 20.00 H = 259.57 X = 3.53	x = -53.82 y = 0.00 z = 0.00	-52.74 1.71 -1.83	-50.59 2.44 -2.85	-48.44 3.12 -3.25	-43.06 3.77 -4.26	-37.67 4.28 -4.74	-32.29 5.00 -5.21	-21.53 5.43 -4.02	10.76 5.57 -4.02	0.00 5.57 -4.11	10.76 5.43 -4.00	21.53 5.43 -3.61	32.29 5.30 -3.61	43.06 5.29 -3.58	48.44 5.29 -3.58	51.13 5.29 -3.58	53.82 5.29 -3.58
0.30R	r = 30.00 H = 273.16 X = 5.29	x = -57.20 y = 0.00 z = 0.00	-56.63 1.81 -1.39	-54.94 2.63 -1.77	-51.59 3.37 -2.31	-45.76 4.04 -3.19	-34.72 4.63 -3.80	-22.88 5.21 -4.63	-11.44 5.58 -5.21	11.44 5.58 -5.21	0.00 5.58 -5.21	11.44 5.58 -5.21	22.88 5.60 -5.21	34.72 5.60 -5.21	45.76 5.60 -5.21	51.59 5.60 -5.21	54.34 5.60 -5.21	57.20 5.60 -5.21
0.40R	r = 40.00 H = 283.58 X = 7.05	x = -59.54 y = 0.00 z = 0.00	-58.94 1.81 -1.07	-55.97 2.63 -1.44	-51.59 3.37 -2.11	-41.68 4.04 -3.19	-35.72 4.63 -3.80	-23.82 5.21 -4.63	-11.91 5.58 -5.21	11.91 5.58 -5.21	0.00 5.58 -5.21	11.91 5.58 -5.21	23.82 5.60 -5.21	35.72 5.60 -5.21	47.63 5.60 -5.21	53.59 5.60 -5.21	56.56 5.60 -5.21	59.54 5.60 -5.21
0.50R	r = 50.00 H = 290.82 X = 8.82	x = -61.10 y = 0.00 z = 0.00	-60.49 1.27 -0.18	-59.88 2.02 -0.44	-54.99 2.63 -0.86	-42.77 3.20 -1.27	-36.66 4.17 -2.02	-24.44 5.04 -2.85	-12.22 5.64 -3.61	12.22 5.64 -3.61	0.00 5.64 -3.61	12.22 5.64 -3.61	24.44 5.64 -3.61	36.66 5.64 -3.61	48.88 5.64 -3.61	54.99 5.64 -3.61	58.04 5.64 -3.61	61.10 5.64 -3.61
0.60R	r = 60.00 H = 294.90 X = 10.58	x = -61.10 y = 0.00 z = 0.00	-60.49 0.25 -0.12	-59.88 0.37 -0.12	-54.99 0.82 -0.12	-42.77 1.96 -0.29	-36.66 2.59 -0.44	-24.44 3.16 -0.58	-12.22 4.14 -0.81	12.22 4.97 -1.02	0.00 5.68 -1.21	12.22 5.68 -1.21	24.44 5.68 -1.21	36.66 5.68 -1.21	48.88 5.68 -1.21	54.99 5.68 -1.21	58.04 5.68 -1.21	61.10 5.68 -1.21
0.70R	r = 70.00 H = 297.39 X = 12.34	x = -59.02 y = 0.00 z = 0.00	-57.84 0.24 -0.12	-55.48 0.81 -0.12	-51.12 1.20 -0.12	-41.31 1.93 -0.32	-35.41 2.56 -0.49	-24.61 3.12 -0.64	-11.80 4.08 -0.91	11.80 4.90 -1.15	0.00 5.60 -1.38	11.80 5.60 -1.38	24.61 5.60 -1.38	36.66 5.60 -1.38	48.88 5.60 -1.38	54.99 5.60 -1.38	58.04 5.60 -1.38	61.10 5.60 -1.38
0.80R	r = 80.00 H = 299.43 X = 14.11	x = -51.30 y = 0.00 z = 0.00	-53.23 0.25 -0.09	-50.10 0.76 -0.09	-47.97 1.11 -0.11	-42.64 1.79 -0.33	-31.98 2.37 -0.50	-21.37 3.29 -0.65	-10.66 4.56 -0.91	10.66 5.23 -1.16	0.00 5.23 -1.40	10.66 5.23 -1.40	21.37 5.23 -1.62	31.98 5.23 -1.62	42.64 5.23 -1.62	47.97 5.23 -1.62	50.64 5.23 -1.62	53.30 5.23 -1.62
0.85R	r = 85.00 H = 302.00 X = 14.99	x = -48.62 y = 0.00 z = 0.00	-48.11 0.21 -0.06	-47.65 0.76 -0.06	-45.70 1.13 -0.05	-41.03 1.94 -0.34	-29.17 2.89 -0.63	-19.45 4.13 -0.88	-9.45 5.11 -1.11	9.45 5.23 -1.33	0.00 5.23 -1.60	9.45 5.23 -1.60	19.45 5.23 -1.60	29.17 5.23 -1.60	38.90 5.23 -1.60	43.76 5.23 -1.60	46.19 5.23 -1.60	48.62 5.23 -1.60
0.90R	r = 90.00 H = 299.14 X = 15.87	x = -42.64 y = 0.00 z = 0.00	-42.21 0.29 -0.08	-41.79 0.64 -0.08	-40.08 1.04 -0.08	-38.38 1.51 -0.34	-25.58 2.41 -0.48	-17.06 3.59 -0.81	-8.53 4.56 -1.11	8.53 5.09 -1.33	0.00 4.33 -1.16	8.53 4.33 -1.16	17.06 4.33 -1.28	25.58 4.33 -1.28	34.11 4.33 -1.28	38.38 4.33 -1.28	40.51 4.33 -1.28	42.64 4.33 -1.28
0.95R	r = 95.00 H = 298.10 X = 16.75	x = -33.57 y = 0.00 z = 0.00	-33.23 0.25 -0.04	-32.89 0.55 -0.04	-30.21 0.82 -0.04	-26.85 1.28 -0.19	-20.14 2.00 -0.45	-13.43 2.58 -0.69	-6.71 3.43 -0.79	6.71 3.95 -0.84	0.00 3.43 -0.84	6.71 3.43 -0.84	13.43 3.43 -0.84	20.14 3.43 -0.84	26.85 3.43 -0.84	30.21 3.43 -0.84	31.89 3.43 -0.84	33.57 3.43 -0.84
1.00R	r = 100.00 H = 297.05 X = 17.63	x = 0.00 y = 0.00 z = 0.00	0.00 0.21 -0.04	0.00 0.47 -0.04	0.00 0.70 -0.04	0.00 1.06 -0.04	0.00 1.33 -0.04	0.00 1.60 -0.04	0.00 1.88 -0.04	0.00 2.31 -0.04	0.00 2.54 -0.04	0.00 2.54 -0.04	0.00 2.54 -0.04	0.00 2.54 -0.04	0.00 2.54 -0.04	0.00 2.54 -0.04	0.00 2.54 -0.04	0.00 2.54 -0.04

Units = mm.

SRIJ-IVプロペラ (M.P.No.369) 展開図



## Appendix-IV SRJNシリーズ翼型

本論文中のSCP (SRIJプロペラシリーズおよびSRNJプロペラ)の断面として用いられた翼型は、SRJN-I翼型をシリーズ化した翼型であり、これをSRJNシリーズ翼型と呼ぶ。

このシリーズ翼型の正面形状はJohnson 5項翼であり、背面はSRJN-I翼型と同様に基線迎角 $2\text{deg}$ の時の種々の長さのキャビティの内側包絡線として決定される。形状は次の2つのパラメータにより決定する。

$$\sigma = 0, \text{ ショックフリーの時の揚力係数 } C_{L0}$$

$$\text{前縁半径 } r_{LE}$$

この2つのパラメータの、 $C_{L0}=0.2\sim 2.0$  (0.2毎)、 $r_{LE}=0.06\sim 0.30\%c$  (0.06% c毎)の全組み合わせについて一次渦パネル法により翼の性能計算を行った。基線迎角は翼背面形状を求めるためのキャビティ形状計算においては $2.0\text{deg}$ 、揚力、抗力の計算については $2.5\text{deg}$ とした。 $0.5\text{deg}$ の差は、キャビテーションの発生を確実にし、安定なキャビティを得るためである。その計算結果に対し、適当な関数を最小二乗法を用いて当て嵌めることにより上記の2つのパラメータにキャビテーション数 $\sigma$ を加えた3つのパラメータの任意の組み合わせに対して翼型形状 ( $y_a$ 、 $y_b$ )、揚力係数 ( $C_L$ )、抗力係数の圧力成分 ( $C_{DP}$ ) および摩擦成分 ( $C_{DF}$ )、無次元最小断面係数 ( $z'_{min}$ ) を決定する式を次ページ以降のように求め、SRJNシリーズ翼型の性能チャートとした。ただし、長さは全て翼弦長により無次元化した値である。

設計に当たっては、各半径位置毎に与えられた $C_L$ に等しい揚力係数を持ち、与えられた $z'_{min}$ 以上の無次元最小断面係数を持つ翼型の中から、最も揚抗比の高くなるような $C_{L0}$ と $r_{LE}$ の組合せを選び、翼断面とする。



## 背面側翼型形状

$$y_o(x) = (b_{11}r_{LE} + b_{10})C_{L0} + b_{01}r_{LE} + b_{00}$$

ここに

x	b00	b10	b01	b11
0.0E-02	0.00000000E+00	0.00000000E+00	1.00000000E+00	0.00000000E+00
0.5E-02	1.12648148E-03	1.11597222E-03	1.97647222E+00	-2.89583333E-01
1.0E-02	1.90056991E-03	1.62665278E-03	2.16003009E+00	-3.12430556E-01
3.0E-02	4.35044282E-03	3.06617361E-03	2.52875810E+00	-1.80034722E-01
5.0E-02	6.38699444E-03	4.33886111E-03	2.73912963E+00	-2.40277778E-02
10.0E-02	1.07713773E-02	7.16076389E-03	3.06829861E+00	3.68402778E-01
15.0E-02	1.46416551E-02	9.64743056E-03	3.28413194E+00	7.46180556E-01
20.0E-02	1.82181898E-02	1.18906944E-02	3.44585648E+00	1.11180556E+00
30.0E-02	2.48100000E-02	1.58475000E-02	3.68453704E+00	1.79861111E+00
40.0E-02	3.09007199E-02	1.92682639E-02	3.85806713E+00	2.44201389E+00
50.0E-02	3.66297708E-02	2.23403472E-02	3.99554398E+00	3.03020833E+00
60.0E-02	4.18154236E-02	2.62829861E-02	4.18547454E+00	3.11284722E+00
70.0E-02	4.57896458E-02	3.66082639E-02	4.58116898E+00	-3.42708333E-01
80.0E-02	4.91623171E-02	4.01575694E-02	4.34295139E+00	-1.03506944E+00
90.0E-02	4.96753125E-02	3.57782639E-02	3.60677083E+00	3.97569444E-01
95.0E-02	4.63782870E-02	3.60094444E-02	3.06231481E+00	6.59722222E-01
97.5E-02	4.32868310E-02	3.89593750E-02	2.86635417E+00	5.29513889E-01
100.0E-02	3.93741343E-02	4.29195833E-02	2.62891204E+00	3.56250000E-01

## 正面側翼型形状

$$y_u = (((((-15360x^{1/2} + 35840)x^{1/2} - 30912)x^{1/2} + 12600)x^{1/2} - 2240)x^{1/2} + 210)x \times C_{L0} / 262.5 \pi$$

( (2.5)式に  $A_1 = 6C_{L0} / 5 \pi$  を代入した形状)

揚力係数 $\sigma \geq 0.05$ の場合

$$C_L = ((A\sigma + B)\sigma + C)^{1/2}$$

 $\sigma < 0.05$ の場合

$$C_L = C_L(\sigma = 0.05) \times (1 + \sigma) / 1.05$$

ここに、

$$\begin{aligned} A = & (((-1.86998E+06r_{LE} + 5.81105E+03)r_{LE} + 8.38142E-01)C_{L0} \\ & + (4.12424E+05r_{LE} - 1.41612E+03)r_{LE} + 8.93317E-01)C_{L0} \\ & + (2.71400E+04r_{LE} + 1.02314E+02)r_{LE} + 1.95662E+00 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} B = & (((4.23832E+05r_{LE} - 9.49126E+02)r_{LE} - 2.77053E+00)C_{L0} \\ & + (-9.78681E+04r_{LE} + 3.06465E+02)r_{LE} + 1.20507E+00)C_{L0} \\ & + (9.12116E+03r_{LE} - 5.84121E+01)r_{LE} - 1.43241E-01 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C = & (((-2.02992E+04r_{LE} + 1.80916E+00)r_{LE} + 6.24738E-01)C_{L0} \\ & + (3.65662E+03r_{LE} - 1.43473E+01)r_{LE} + 9.99375E-02)C_{L0} \\ & + (-3.23501E+02r_{LE} + 1.60397E+00)r_{LE} + 9.58739E-03 \end{aligned}$$

抗力係数（圧力成分） $\sigma \geq 0.05$ の場合

$$C_{DP} = ((A\sigma + B)\sigma + C)^{1/2}$$

 $\sigma < 0.05$ の場合

$$C_{DP} = C_{DP}(\sigma = 0.05) \times (1 + \sigma) / 1.05$$

ここに、

$$\begin{aligned} A = & (((-2.08662E+03r_{LE} + 8.73153E+00)r_{LE} + 6.17127E-02)C_{L0} \\ & + (5.19069E+02r_{LE} - 3.47152E+00)r_{LE} - 2.88641E-02)C_{L0} \\ & + (-2.28500E+01r_{LE} + 3.62508E-01)r_{LE} + 3.56443E-03 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} B = & (((4.85601E+02r_{LE} - 2.40065E+00)r_{LE} - 1.17273E-02)C_{L0} \\ & + (-1.21275E+02r_{LE} + 7.40127E-01)r_{LE} + 3.20586E-03)C_{L0} \\ & + (9.33735E+00r_{LE} - 9.88167E-03)r_{LE} - 2.53839E-04 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C = & (((-8.38420E+01r_{LE} + 1.30348E-01)r_{LE} + 1.14776E-03)C_{L0} \\ & + (1.81807E+00r_{LE} + 1.26937E-02)r_{LE} + 6.48354E-05)C_{L0} \\ & + (-4.88156E-01r_{LE} + 2.89202E-03)r_{LE} + 1.82207E-05 \end{aligned}$$

## 抗力係数 (摩擦成分)

$$C_{DF} = (((A\sigma + B)\sigma + C) \times 1.2E+06/Re)^{1/2}$$

ここに、

Re = レイノルズ数

$$\begin{aligned} A = & ((((((2.9394E+04r_{LE} - 1.3762E+02)r_{LE} + 1.6296E-01)C_{L0} \\ & + (-1.2984E+04r_{LE} + 6.0135E+01)r_{LE} - 7.2743E-02)C_{L0} \\ & + (1.8888E+03r_{LE} - 8.6659E+00)r_{LE} + 1.0744E-02)C_{L0} \\ & + (-9.8425E+01r_{LE} + 4.4524E-01)r_{LE} - 5.3543E-04)C_{L0} \\ & + (1.3285E+00r_{LE} - 5.1022E-03)r_{LE} - 1.4419E-06 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} B = & (((((-1.1629E+04r_{LE} + 5.3980E+01)r_{LE} - 5.9996E-02)C_{L0} \\ & + (5.0762E+03r_{LE} - 2.3323E+01)r_{LE} + 2.7274E-02)C_{L0} \\ & + (-7.1949E+02r_{LE} + 3.2887E+00)r_{LE} - 4.0982E-03)C_{L0} \\ & + (3.5235E+01r_{LE} - 1.6159E-01)r_{LE} + 2.0322E-04)C_{L0} \\ & + (-3.9844E-01r_{LE} + 1.7097E-03)r_{LE} + 2.0892E-06 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C = & ((((((9.3014E+02r_{LE} - 4.2635E+00)r_{LE} + 3.4935E-04)C_{L0} \\ & + (-4.0628E+02r_{LE} + 1.8341E+00)r_{LE} - 3.3355E-04)C_{L0} \\ & + (5.6729E+01r_{LE} - 2.5480E-01)r_{LE} + 9.9476E-05)C_{L0} \\ & + (-2.5819E+00r_{LE} + 1.1974E-02)r_{LE} - 1.3676E-05)C_{L0} \\ & + (2.0035E-02r_{LE} - 1.6117E-04)r_{LE} + 1.4854E-06 \end{aligned}$$

## 断面係数

$$\begin{aligned}
 z^*_{\min} = & ((((-1.5660E+02r_{LE} + 1.7208E+00)r_{LE} - 1.5642E-02)C_{L0} \\
 & + (1.1049E+02r_{LE} - 4.8908E-01)r_{LE} + 9.1694E-03)C_{L0} \\
 & + (-2.8715E+01r_{LE} - 6.5250E-02)r_{LE} - 1.9382E-03)C_{L0} \\
 & + (3.2813E+00r_{LE} + 2.5667E-02)r_{LE} + 1.5600E-04
 \end{aligned}$$

## Appendix-V SRNEシリーズ翼型

SRNJプロペラの翼根側の翼断面として用いられたSRNEシリーズ翼型は、山口の開発したSRNE翼型をシリーズ化したものである。翼型形状は2つのパラメータ

$C_{Ld}$  = 設計揚力係数 (背面側圧力が平坦になる非キャビテーション状態における揚力係数)

$t$  = 翼厚比

により決定される。山口の元の翼型形状は $C_{Ld}$ と $t$ の変化に対して滑らかに変化しないので、シリーズ化するに当り、次ページ以降に示すような式により形状を決定した。パラメータの範囲は

$C_{Ld} = 0.10 \sim 0.30$

$t = 2\% c \sim 6\% c$

である。設計時の取り扱いにはAppendix-IVのSRJNシリーズ翼型と同様である。

## 背面側翼型形状

$$y_o(x) = (((b_{22}t + b_{21})t + b_{20})C_{L,d} \\ + (b_{12}t + b_{11})t + b_{10})C_{L,d} \\ + (b_{02}t + b_{01})t + b_{00}$$

ここに

x	b22	b21	b20
	b12	b11	b10
	b02	b01	b00
0.0E-02	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
0.5E-02	-6.48214E+00	4.31429E-01	-8.08571E-03
	2.42732E+00	-1.48886E-01	6.99229E-03
	-2.97750E-01	6.20800E-02	2.74600E-04
1.0E-02	-9.08036E+00	6.23750E-01	-1.01357E-02
	3.37884E+00	-2.20612E-01	1.06921E-02
	-4.23875E-01	8.95275E-02	3.90700E-04
3.0E-02	-1.07411E+01	6.96250E-01	-6.10000E-03
	3.97366E+00	-2.58659E-01	1.90367E-02
	-6.16875E-01	1.55358E-01	6.59200E-04
5.0E-02	-7.91071E+00	4.03929E-01	3.10000E-03
	2.93946E+00	-1.63475E-01	2.36184E-02
	-6.36750E-01	1.96855E-01	7.59400E-04
10.0E-02	-9.37500E-01	-2.46250E-01	2.24857E-02
	3.84554E-01	5.02875E-02	3.16637E-02
	-5.84875E-01	2.68958E-01	7.09600E-04
15.0E-02	2.26786E+00	-5.26071E-01	3.45500E-02
	-7.07321E-01	1.22939E-01	3.89549E-02
	-6.02000E-01	3.24970E-01	5.03700E-04
20.0E-02	4.83929E+00	-7.56071E-01	4.44786E-02
	-1.53446E+00	1.76496E-01	4.50736E-02
	-6.32250E-01	3.69535E-01	2.34300E-04

30.0E-02	4.66071E+00	-7.05000E-01	5.28714E-02
	-2.34839E+00	2.13321E-01	5.39367E-02
	-5.88250E-01	4.26600E-01	-2.60800E-04
40.0E-02	-1.45804E+01	1.16911E+00	2.56714E-02
	1.55955E+00	-1.69888E-01	6.37024E-02
	-5.24875E-01	4.49023E-01	-3.66800E-04
50.0E-02	-3.98036E+01	3.49643E+00	-1.94214E-02
	7.20911E+00	-6.25736E-01	7.17644E-02
	-4.23000E-01	4.28335E-01	9.30000E-06
60.0E-02	-5.28750E+01	4.42464E+00	-3.63286E-02
	1.03170E+01	-7.18725E-01	6.53933E-02
	-2.80000E-01	3.66480E-01	1.20380E-03
70.0E-02	1.61670E+02	-1.31620E+01	2.52536E-01
	-6.82422E+01	5.78053E+00	-5.70858E-02
	4.26513E+00	-7.30725E-02	9.02570E-03
80.0E-02	-3.87857E+01	2.50357E+00	3.82071E-02
	8.72286E+00	-2.58179E-01	6.53664E-03
	-2.07750E-01	2.01675E-01	5.59690E-03
90.0E-02	-1.31339E+01	4.08750E-01	3.41857E-02
	2.92045E+00	1.29780E-01	-3.28614E-03
	-6.03750E-02	1.16103E-01	4.04020E-03
95.0E-02	-4.87500E+00	-1.75000E-02	1.65786E-02
	1.23268E+00	1.12911E-01	-1.50821E-03
	-5.02500E-02	8.32750E-02	2.12750E-03
97.5E-02	-2.55357E+00	-1.10714E-02	8.02857E-03
	7.54464E-01	4.78321E-02	-7.61429E-04
	-4.62500E-02	6.79950E-02	1.10300E-03
100.0E-02	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	5.00000E-02	0.00000E+00



## 正面側翼型形状

$$y_u(x) = (((b_{22}t + b_{21})t + b_{20})C_{Ld} \\ + (b_{12}t + b_{11})t + b_{10})C_{Ld} \\ + (b_{02}t + b_{01})t + b_{00}$$

ここに

x	b22	b21	b20
	b12	b11	b10
	b02	b01	b00
0.0E-02	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
0.5E-02	1.25000E-01	2.61786E-01	1.63571E-03
	-2.53036E-01	-1.24639E-01	-1.55357E-04
	1.32250E-01	-5.16350E-02	-2.95500E-04
1.0E-02	-2.62500E+00	6.63571E-01	-1.49286E-03
	6.52321E-01	-2.92607E-01	2.38879E-03
	1.14750E-01	-7.02000E-02	-4.52100E-04
3.0E-02	-1.26607E+01	2.05536E+00	-1.28929E-02
	4.15768E+00	-8.83304E-01	1.28274E-02
	-1.52500E-02	-1.18675E-01	-8.82100E-04
5.0E-02	-1.89464E+01	3.01393E+00	-1.66714E-02
	6.51411E+00	-1.31479E+00	2.07127E-02
	-1.08250E-01	-1.57365E-01	-1.13360E-03
10.0E-02	-2.44196E+01	4.33054E+00	-5.05714E-03
	8.81759E+00	-1.95387E+00	3.29266E-02
	-1.71125E-01	-2.38018E-01	-1.33040E-03
15.0E-02	-2.88929E+01	5.44607E+00	-2.06429E-03
	1.04439E+01	-2.42818E+00	4.77065E-02
	-2.18000E-01	-2.95565E-01	-1.59770E-03
20.0E-02	-3.52054E+01	6.62696E+00	-3.03571E-02
	1.26004E+01	-2.86375E+00	7.24107E-02
	-3.09375E-01	-3.37783E-01	-2.37800E-03

30.0E-02	-3.55625E+01	7.31946E+00	-1.57564E-01
	1.38140E+01	-3.14321E+00	1.41455E-01
	-4.38625E-01	-4.08293E-01	-4.94030E-03
40.0E-02	-1.40625E+01	4.97339E+00	-3.02171E-01
	9.33902E+00	-2.45669E+00	2.07722E-01
	-5.08625E-01	-4.59038E-01	-7.21480E-03
50.0E-02	1.12857E+01	1.37036E+00	-3.99914E-01
	3.79143E+00	-1.34022E+00	2.46991E-01
	-6.62250E-01	-4.73120E-01	-8.30120E-03
60.0E-02	2.75982E+01	-1.74982E+00	-4.01886E-01
	-2.45804E-01	-2.53034E-01	2.39268E-01
	-7.67375E-01	-4.55893E-01	-7.22240E-03
70.0E-02	3.10268E+01	-3.40768E+00	-2.89529E-01
	-2.24438E+00	5.14045E-01	1.77023E-01
	-7.00125E-01	-4.07388E-01	-3.18740E-03
80.0E-02	2.12679E+01	-3.13714E+00	-1.27557E-01
	-1.77518E+00	7.32343E-01	8.93141E-02
	-5.09500E-01	-3.15835E-01	1.49340E-03
90.0E-02	7.33036E+00	-1.59411E+00	-1.97857E-02
	-6.16339E-01	4.91009E-01	2.39004E-02
	-2.02375E-01	-1.81638E-01	2.65380E-03
95.0E-02	1.93750E+00	-6.78036E-01	2.30000E-03
	-1.13125E-01	2.48470E-01	5.84986E-03
	-7.26250E-02	-9.53775E-02	1.76440E-03
97.5E-02	2.67857E-02	-2.54464E-01	4.86429E-03
	1.53482E-01	1.06548E-01	1.02264E-03
	-3.91250E-02	-4.71725E-02	1.02410E-03
100.0E-02	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00

## 揚力係数

$$C_L = (A\sigma + B)\sigma + C$$

ここに、

$$A = (((-3.09706E+04t \quad -1.31490E+03)t \quad +1.58068E+02)C_{Ld}$$

$$+ (1.24121E+04t \quad +7.81719E+02)t \quad -7.23214E+01)C_{Ld}$$

$$+ (-3.75573E+03t \quad +4.97631E+01)t \quad +7.17821E+00$$

$$B = (((1.42080E+04t \quad -2.92582E+02)t \quad -2.00991E+01)C_{Ld}$$

$$+ (-4.28986E+03t \quad -1.47964E+01)t \quad +1.02002E+01)C_{Ld}$$

$$+ (1.11327E+03t \quad -3.29757E+01)t \quad +5.62570E-01$$

$$C = (((-1.81188E+03t \quad +9.10781E+01)t \quad -1.07029E+00)C_{Ld}$$

$$+ (4.77415E+02t \quad -2.07793E+01)t \quad +3.30323E-01)C_{Ld}$$

$$+ (-7.99717E+01t \quad +5.49579E-01)t \quad -4.53391E-03$$

抗力係数 (圧力成分)

$$C_{DF} = (A\sigma + B)\sigma + C$$

ここに、

$$A = (((-4.13387E+02t \quad +6.96975E+01)t \quad -4.21428E+00)C_{Ld} \\ + (6.33166E+02t \quad -6.13598E+01)t \quad +2.18391E+00)C_{Ld} \\ + (-8.60540E+01t \quad +6.62823E+00)t \quad -1.93217E-01$$

$$B = (((-4.49721E+02t \quad +2.15309E+01)t \quad +3.57065E-01)C_{Ld} \\ + (3.08690E+01t \quad +2.18940E+00)t \quad -3.11696E-01)C_{Ld} \\ + (5.19071E+00t \quad +5.17667E-02)t \quad +3.28094E-02$$

$$C = (((8.76278E+01t \quad -5.27036E+00)t \quad +6.39614E-02)C_{Ld} \\ + (-2.32683E+01t \quad +1.23067E+00)t \quad -1.51583E-03)C_{Ld} \\ + (1.53876E+00t \quad -8.90132E-02)t \quad +2.34965E-04$$

## 抗力係数 (摩擦成分)

$$C_{DF} = ((A\sigma + B)\sigma + C) \times (1.2E+06/Re)^{1/2}$$

ここに、

Re = レイノルズ数

$$A = ((( 3.81057E+03t \quad -3.33530E+02)t \quad +5.36679E+00)C_{Ld} \\ +(-1.74073E+03t \quad +1.49282E+02)t \quad -2.48276E+00)C_{Ld} \\ +( 2.15709E+02t \quad -1.70830E+01)t \quad +2.69930E-01$$

$$B = (((-6.92176E+02t \quad +6.24074E+01)t \quad -9.68386E-01)C_{Ld} \\ +( 2.98017E+02t \quad -2.65096E+01)t \quad +4.38739E-01)C_{Ld} \\ +(-3.88404E+01t \quad +3.07011E+00)t \quad -4.94971E-02$$

$$C = ((( 3.14978E+01t \quad -2.43493E+00)t \quad +3.21359E-02)C_{Ld} \\ +(-1.20115E+01t \quad +9.50100E-01)t \quad -1.34677E-02)C_{Ld} \\ +( 1.51109E+00t \quad -1.04536E-01)t \quad +2.99311E-03$$

断面係数

$$\begin{aligned}
 z_{\min}^* = & ((( 8.80357E+03t \quad -6.20071E+02)t \quad +1.52829E+01)C_{Ld} \\
 & +(-3.60968E+03t \quad +2.89694E+02)t \quad -6.58134E+00)C_{Ld} \\
 & +( 1.00985E+03t \quad -2.23890E+01)t \quad +4.20080E-01
 \end{aligned}$$

迎角

$$\begin{aligned}
 \alpha = & ((( 6.25000E+03t \quad -4.82143E+02)t \quad +1.35714E+01)C_{Ld} \\
 & +(-1.83036E+03t \quad +1.07321E+02)t \quad -4.07143E-01)C_{Ld} \\
 & +( 1.87500E+02t \quad -1.75000E+00)t \quad -3.10000E-01
 \end{aligned}$$

図表一覧

Table4.3.1 設計した4つのSCP

Table4.3.2 SCPの設計条件

Table4.3.3 設計点におけるプロペラ性能

Fig.2.3.1 一次渦パネル法の計算モデル

Fig.2.3.2 キャビティパネルの変形方法

Fig.2.3.3 一次渦パネル法のフローチャート

Fig.2.4.1 一次渦パネル法による解析と設計のモデルの対比

Fig.2.4.2 SRJN-II翼型正面側の設計圧力分布と  
一次渦パネル法による予測圧力分布

Fig.2.5.1 船舶技術研究所における翼型抗力の計測例  
(SRJN-I翼型、迎角=4deg)

Fig.2.5.2 Waid翼型の三分力についての計算と実験の比較  
(a)揚力係数  
(b)抗力係数  
(c)揚抗比

Fig.2.5.3 Waid翼型のキャビティ形状  
( $\alpha=4\text{deg}$ 、 $L_c=120\%c$ 、 $\sigma=0.37$ )

Fig.2.5.4 Waid翼型の表面圧力分布  
( $\alpha=4\text{deg}$ 、 $L_c=120\%c$ 、 $\sigma=0.37$ )

Fig.2.5.5 Johnson 5項翼型の三分力についての計算と実験の比較  
(a)揚力係数  
(b)抗力係数  
(c)揚抗比

Fig.2.5.6 SC状態とベース・ベンティッド状態の時の  
Johnson 5項翼型のキャビティ形状の比較

( $\alpha=0.96\text{deg}$ 、 $L_c=200\%c$ 、 $\sigma=0.11(\text{SC})$ 、 $0.12(\text{BVC})$ )

Fig.2.5.7 S C 状態とベース・ベンティッド状態の時の

Johnson 5 項翼型の表面圧力分布の比較

( $\alpha=0.96\text{deg}$ 、 $L_c=200\%c$ 、 $\sigma=0.11(\text{SC})$ 、 $0.12(\text{BVC})$ )

Fig.2.5.8 設計条件のときの Johnson 5 項翼型のキャビティ形状

( $\alpha=0.96\text{deg}$ 、 $L_c=\infty$ 、 $\sigma=0$ )

Fig.2.5.9 設計条件のときの Johnson 5 項翼型の表面圧力分布

( $\alpha=0.96\text{deg}$ 、 $L_c=\infty$ 、 $\sigma=0$ )

Fig.2.5.10 SRJN-I 翼型の三分力についての計算と実験の比較

(a)揚力係数

(b)抗力係数

(c)揚抗比

Fig.2.5.11 SRJN-II 翼型の三分力についての計算と実験の比較

(a)揚力係数

(b)抗力係数

(c)揚抗比

Fig.2.5.12 Johnson 5 項翼型、SRJN-I 翼型、SRJN-II 翼型の

設計条件における表面圧力分布の比較

Fig.2.5.13 キャビティ長さについての計算と実験の比較

Fig.2.5.14 S C 翼型周りの流速ベクトル図

(SRJN-I 翼型、 $\alpha=2\text{deg}$ 、非キャビテーション状態)

Fig.2.5.15 S C 翼型周りの流速分布

(SRJN-I 翼型、 $\alpha=2\text{deg}$ 、非キャビテーション状態)

Fig.2.5.16 S C 翼型周りの流速ベクトル図の計算と実験の比較

(SRJN-I 翼型、 $\alpha=2\text{deg}$ 、 $\sigma=0.3$ )

(a)実験結果

(b)計算結果

Fig.2.5.17 S C 翼型周りの流速分布の計算と実験の比較



(SRJN-I翼型、 $\alpha=2\text{deg}$ 、 $\sigma=0.3$ )

(a)  $X=0$  (翼前縁)

(b)  $X=25\%c$

(c)  $X=50\%c$

(d)  $X=75\%c$

(e)  $X=100\%c$  (翼後縁)

(f)  $X=125\%c$

(g)  $X=150\%c$

(h)  $X=175\%c$

(i)  $X=200\%c$

Fig.2.5.18 Newton-Rader翼型の非キャビテーション状態における揚力係数の計算と実験の比較

Fig.3.3.1 プロペラ翼断面の座標系

Fig.3.3.2 揚力面 (平均キャンバ面) の定義

Fig.3.3.3 計算格子

Fig.3.3.4 渦糸、湧き出し、標点の配置

Fig.3.4.1 翼面圧力分布の計算例

(SRIJ-II、 $J=1.10$ 、 $\sigma=0.4$ 、 $r=0.71R$ )

Fig.3.4.2 キャビテーション発生範囲についての計算と実験の比較

(a) SRIJ-I ( $J=1.10$ 、 $\sigma_v=0.4$ )

(b) SRIJ-II ( $J=1.10$ 、 $\sigma_v=0.4$ )

Fig.3.4.3 SSPAプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ

( $\sigma_v=0.4$ )

Fig.3.4.4 SSPAプロペラのキャビテーション・パターンの計算値

( $\sigma_v=0.4$ )

Fig.3.4.5 SSPAプロペラのプロペラ性能についての計算と実験の比較

( $\sigma_v=0.4$ )

Fig.3.4.6 3%カップ付きSSPAプロペラの形状

- Fig.3.4.7 カップ付きSSPAプロペラのプロペラ性能についての実験値を元にした推定値と計算結果との比較 ( $J=1.10$ ,  $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.8 カップ付きSSPAプロペラの0.71R断面における翼面圧力分布
- Fig.3.4.9 SRIJ-Iプロペラのキャビテーション・パターン・スケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.10 SRIJ-Iプロペラのキャビテーション・パターン・計算値 ( $\sigma_v=0.4$ ,  $J=1.1$ )
- Fig.3.4.11 SRIJ-Iプロペラのプロペラ性能についての計算と実験の比較 ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.12 SRIJ-IIプロペラのキャビテーション・パターン・スケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.13 SRIJ-IIプロペラのキャビテーション・パターン・計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.14 SRIJ-IIプロペラのプロペラ性能についての計算と実験の比較 ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.15 SSPAプロペラの高キャビテーション数におけるキャビテーション・パターン・スケッチ ( $J=1.10$ )
- Fig.3.4.16 SSPAプロペラの高キャビテーション数におけるキャビテーション・パターン・計算値 ( $J=1.10$ )
- Fig.3.4.17 SSPAプロペラの高キャビテーション数におけるプロペラ性能についての計算と実験の比較 ( $J=1.10$ )
- Fig.3.4.18 SRIJ-IIプロペラの高キャビテーション数におけるキャビテーション・パターン・スケッチ ( $J=1.10$ )
- Fig.3.4.19 SRIJ-IIプロペラの高キャビテーション数におけるキャビテーション・パターン・計算値 ( $J=1.10$ )
- Fig.3.4.20 SRIJ-IIプロペラの高キャビテーション数におけるプロペラ性能についての計算と実験の比較 ( $J=1.10$ )

- Fig.3.4.21 Newton-Raderプロペラのキャビテーション・パターンの  
スケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.22 Newton-Raderプロペラのキャビテーション・パターンの計算値  
( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.23 Newton-Raderプロペラのプロペラ性能についての  
計算と実験の比較 ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.24 S C - V L Mで扱えるキャビテーション・パターン
- Fig.3.4.25 DTMBプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ  
( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.26 DTMBプロペラのキャビテーション・パターンの計算値  
( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.4.27 DTMBプロペラのプロペラ性能についての  
計算と実験の比較 ( $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.5.1 SRIJ-IIプロペラのキャビテーションの写真  
(設計点:  $J=1.10$ ,  $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.5.2 SRIJ-IIプロペラのキャビテーション・パターンの計算結果  
(後流渦変形有り、 $J=1.10$ ,  $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.3.5.3 SRIJ-IIプロペラのプロペラ性能についての計算と実験の比較  
(後流渦変形有り、 $\sigma_v=0.4$ )
- Fig.4.2.1 S C P翼断面形状の設計法
- Fig.4.3.1 SRIJ-Aプロペラの予想キャビテーション・パターン
- Fig.4.3.2 SRIJ-Aプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ
- Fig.4.3.3 SRIJ-Aプロペラのプロペラ性能
- Fig.4.3.4 翼断面のキャンパ分布
- Fig.4.3.5 SRIJ-IIIプロペラの予想キャビテーション・パターン
- Fig.4.3.6 SRIJ-IIIプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ
- Fig.4.3.7 SRIJ-IIIプロペラのプロペラ性能

Fig.4.3.8 SRNJプロペラの予想キャビテーション・パターン

Fig.4.3.9 SRNJプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ

Fig.4.3.10 SRNJプロペラのプロペラ性能

Fig.4.3.11 SRIJ-IVプロペラの予想キャビテーション・パターン

Fig.4.3.12 SRIJ-IVプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ

Fig.4.3.13 SRIJ-IVプロペラのプロペラ性能

Fig.4.3.14 SRIJ-IVプロペラの翼応力分布

Fig.4.4.1 既存の設計法と新しい設計法により設計した

SCPのプロペラ性能の比較

Fig.4.5.1 SCPの性能に対するピッチ修正の影響

Table4.3.1 設計した4つのSCP

名称	SRIJ-A	SRIJ-III	SRNJ	SRIJ-IV
M.P.No.	365	366	367	369
特長	高荷重度 低キッピング数	小翼展開面積比	ハイブリッド型 (SRJN/ SRNE)	実機強度 ハイブリッド型 (SRJN/ NACA16)

Table4.3.2 SCPの設計条件

名称	SRIJ-II	SRIJ-A	SRIJ-III	SRNJ	SRIJ-IV
M.P.No.	356	365	366	367	369
船速[knots]	50	60	50	50	50
直径[m]	3.318	3.318	3.318	3.318	3.318
推力[ton]	100	200	100	100	100
$C_T$	.334	.465	.334	.334	.334
$\sigma_v$	0.40	0.30	0.40	.40	0.40
J	1.10	1.10	1.10	1.10	1.10
$K_T$	.159	.221	.159	.159	.159
材質	-	-	-	-	Al-Br

Table 4.3.3 設計点におけるプロペラ性能

名称	SRIJ-II	SRIJ-A	SRIJ-III	SRNJ	SRIJ-IV
M.P.No.	356	365	366	367	369
設計予測値					
J	1.10	1.10	1.10	1.10	1.10
$K_T$	0.160	0.217	0.156	0.164	0.163
$K_Q$	0.0360	0.0545	0.0364	0.0373	0.0393
$\eta_o$	0.772	0.696	0.750	0.771	0.726
計測値					
J	1.10	1.10	1.10	1.10	1.10
$K_T$	0.165	0.203	0.150	0.160	0.169
$K_Q$	0.0420	0.0516	0.0356	0.0378	0.0427
$\eta_o$	0.707	0.688	0.738	0.741	0.695
SC-VLMによる計算値					
J	1.10	1.10	1.10	1.10	1.10
$K_T$	0.162	0.206	0.148	0.164	0.172
$K_Q$	0.0391	.0524	0.0347	0.0373	0.0410
$\eta_o$	0.726	.0691	0.747	0.771	0.734

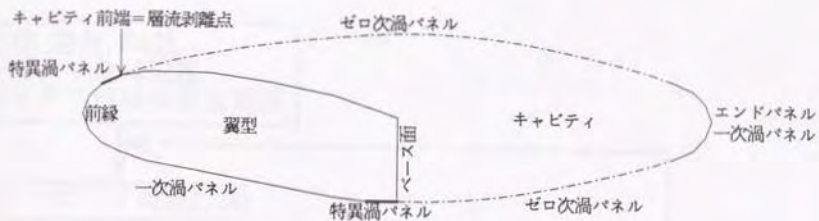


Fig. 2.3.1 一次渦パネル法の計算モデル

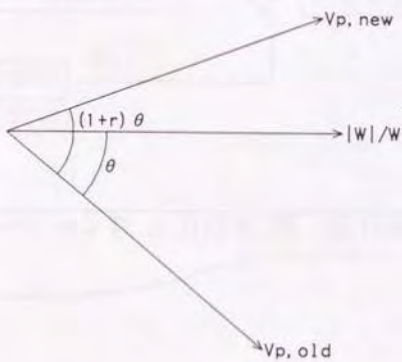


Fig. 2.3.2 キャビティパネルの変形法

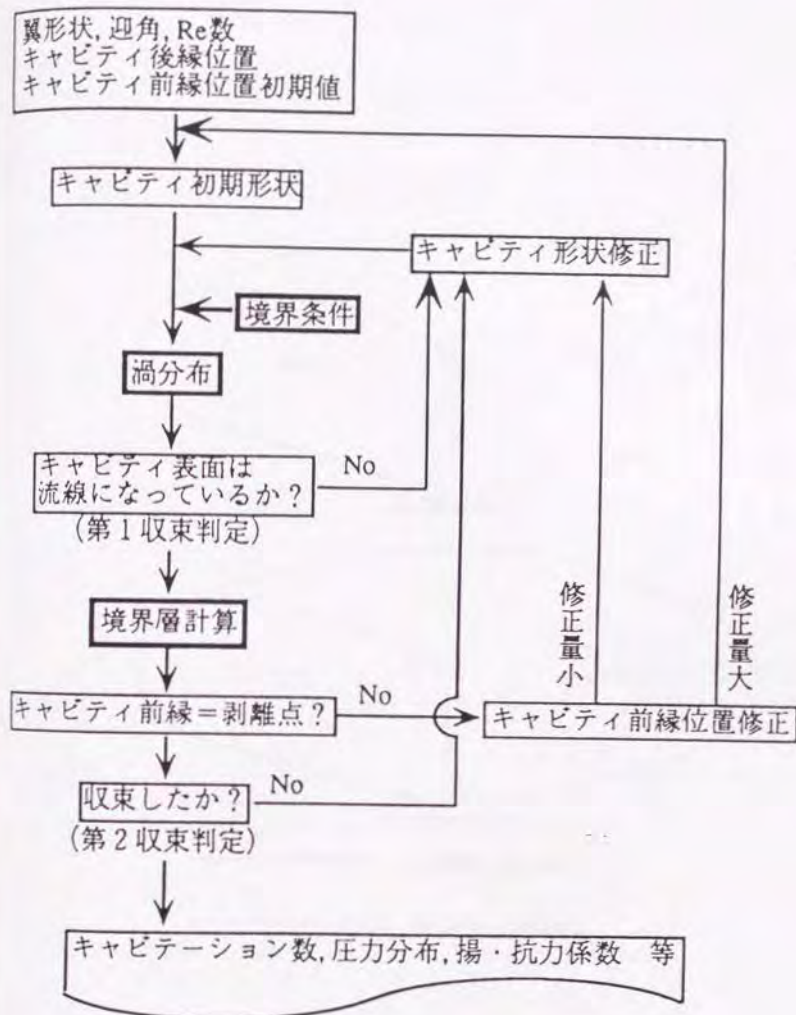
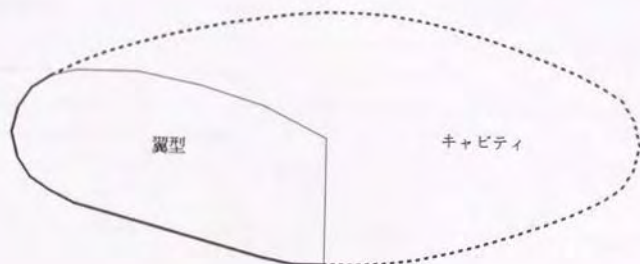
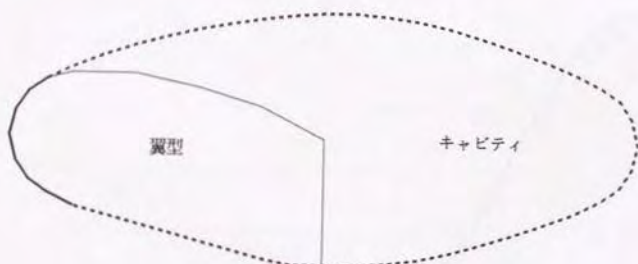


Fig.2.3.3 一次渦パネル法のフローチャート





(a) 解析のモデル



(b) 設計のモデル

————— 形状固定、圧力未知

----- 圧力既知、形状未定

Fig. 2.4.1 一次渦パネル法による解析と設計のモデルの対比

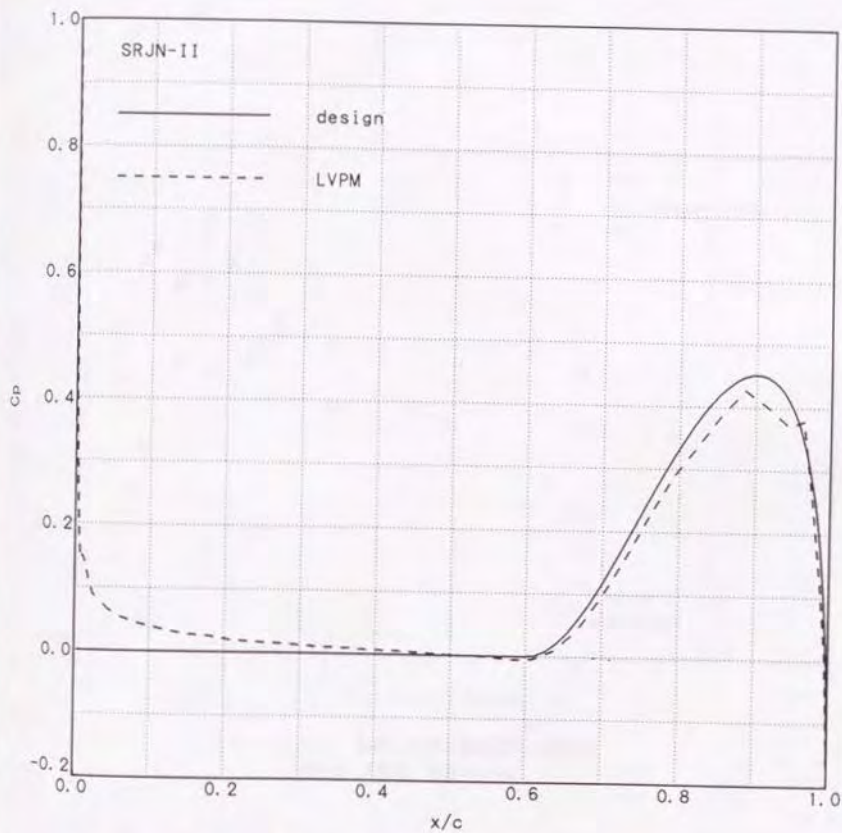


Fig. 2.4.2 SRJN-II翼型正面側の設計圧力分布と  
一次渦パネル法による予測圧力分布

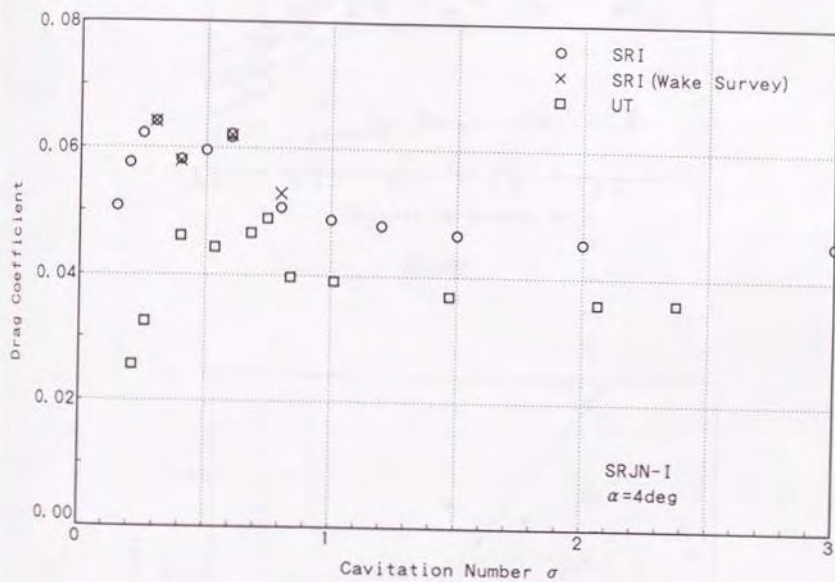
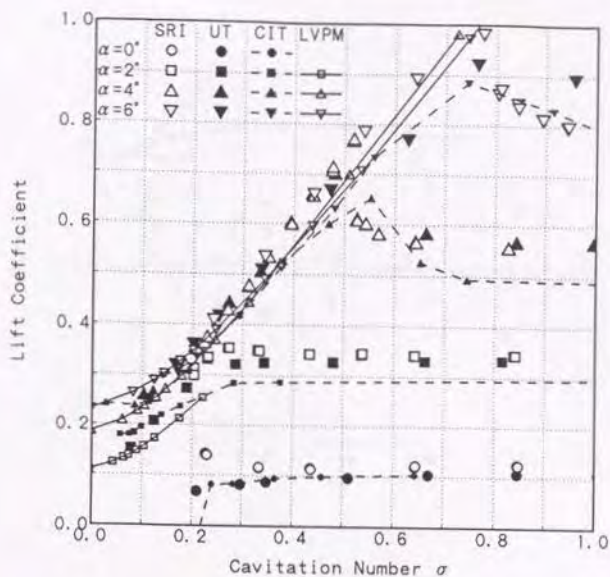
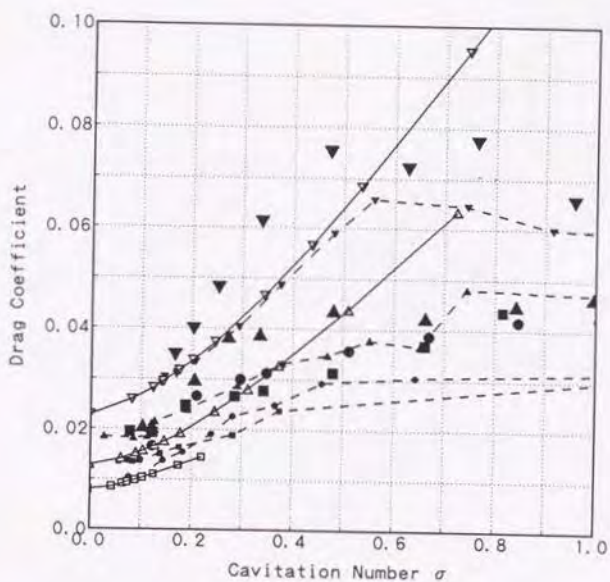


Fig. 2. 5. 1 船研における翼型抗力の計測例  
(SRJN-1翼型、迎角=4deg)

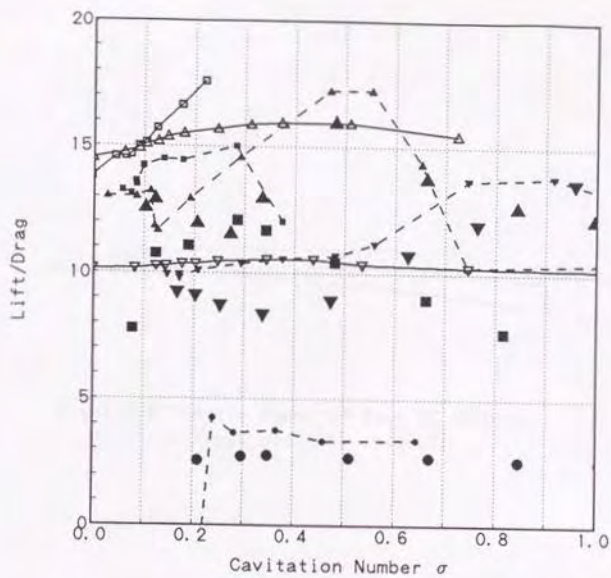


(a) 揚力係数



(b) 抗力係数

Fig. 2. 5. 2 Waid翼型の三分力についての計算と実験の比較



(c) 揚抗比

Fig. 2.5.2 Waid翼型の三分力についての計算と実験の比較



Fig. 2.5.3 Cavity Shape of Waid SC Hydrofoil  
( $\alpha=4\text{deg}$ ,  $L_c=120\%c$ ,  $s=0.37$ )

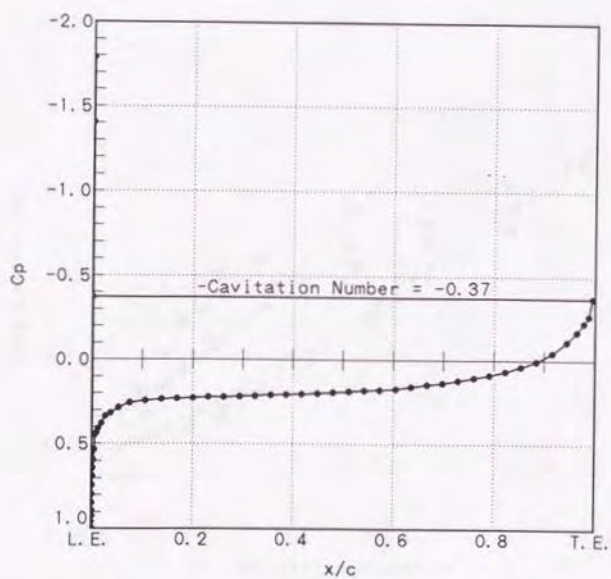
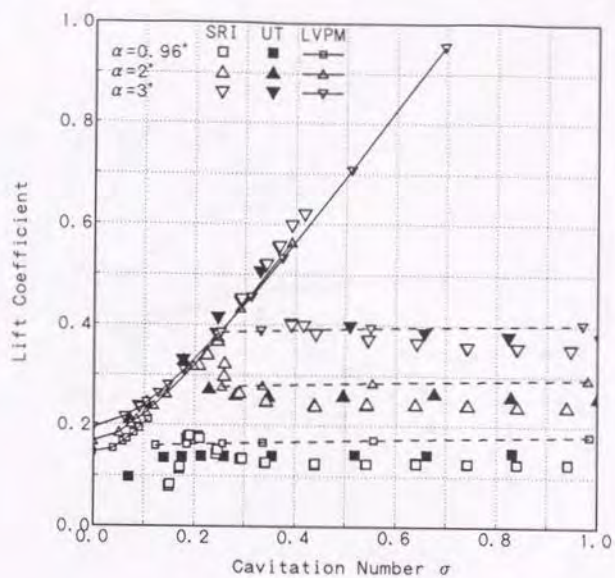
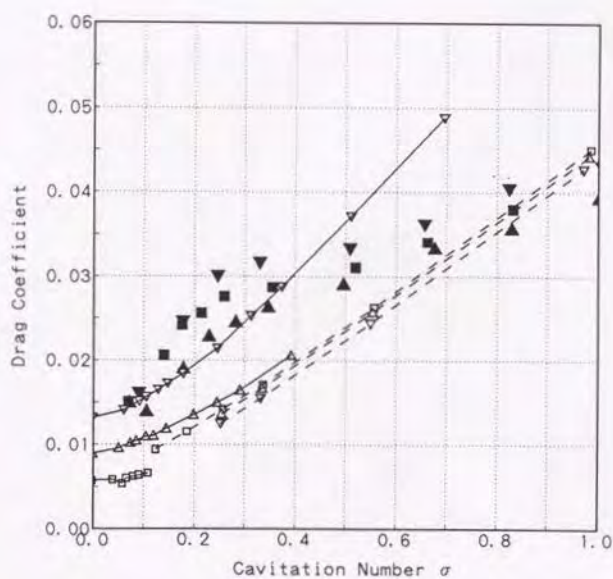


Fig. 2.5.4 Pressure Distribution on Waid SC Hydrofoil  
( $\alpha=4\text{deg}$ ,  $L_c=120\%c$ ,  $S=0.37$ )

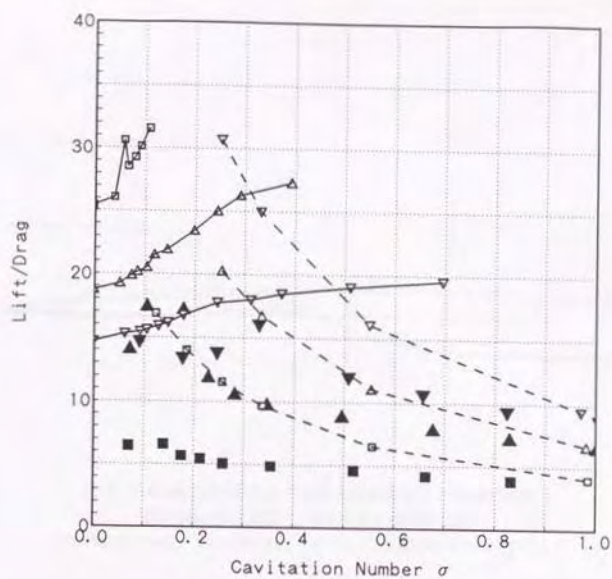


(a) 揚力係数



(b) 抗力係数

Fig. 2. 5. 5 Johnson5項翼型の三分力についての計算と実験の比較



(c) 揚抗比

Fig. 2.5.5 Johnson5項翼型の三分力についての計算と実験の比較





Fig. 2.5.6 SC状態とベース・ベンティッド状態の時の  
Johnson5項翼型のキャビティ形状の比較  
( $\alpha=0.96\text{deg}$ ,  $L_c=200\%c$ ,  $\sigma=0.11$  (SC) or  $0.12$  (BVC))

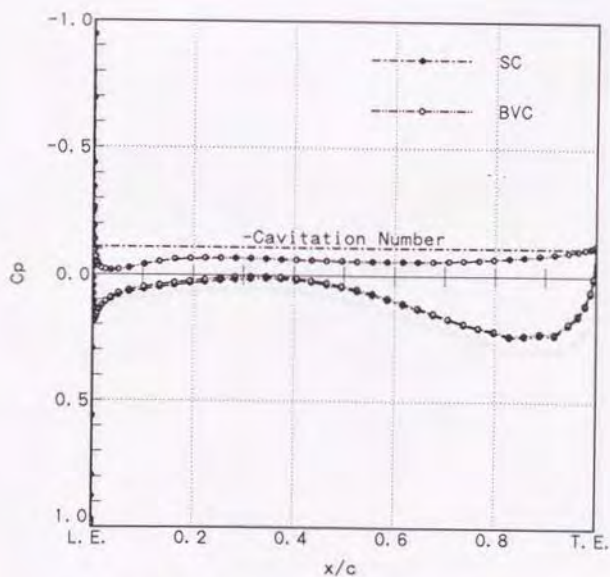


Fig. 2.5.7 SC状態とベース・ベンティッド状態の時の  
Johnson5項翼型の表面圧力分布の比較  
( $\alpha=0.96\text{deg}$ ,  $L_c=200\%c$ ,  $\sigma=0.11$  (SC) or  $0.12$  (BVC))

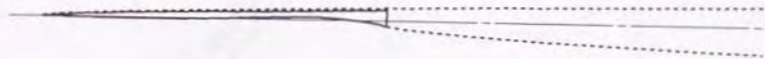


Fig. 2. 5. 8 設計条件のときのJohnson5項翼型のキャビティ形状  
 ( $\alpha=0.96\text{deg}$ ,  $L_c=\infty$ ,  $\sigma=0$ )

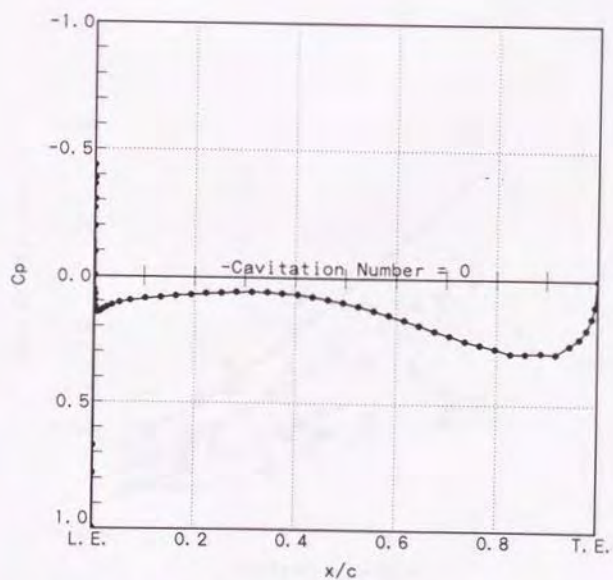
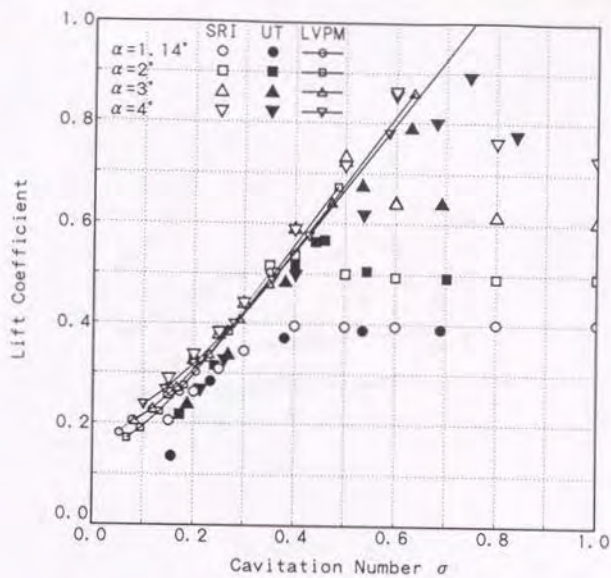
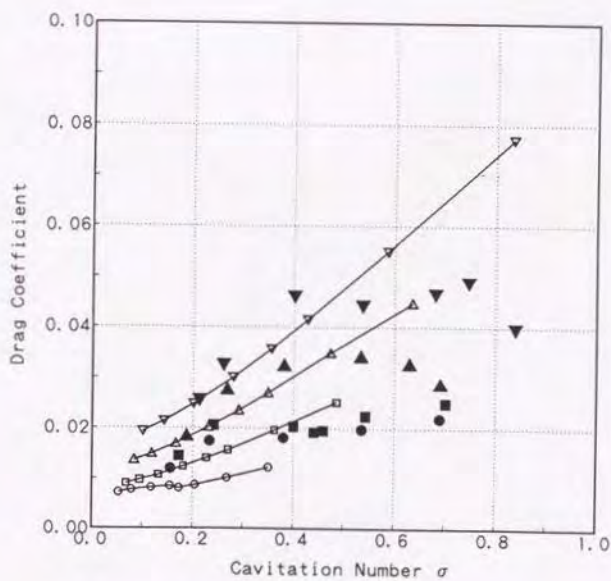


Fig. 2. 5. 9 設計条件のときのJohnson5項翼型の表面圧力分布  
 ( $\alpha=0.96\text{deg}$ ,  $L_c=\infty$ ,  $\sigma=0$ )

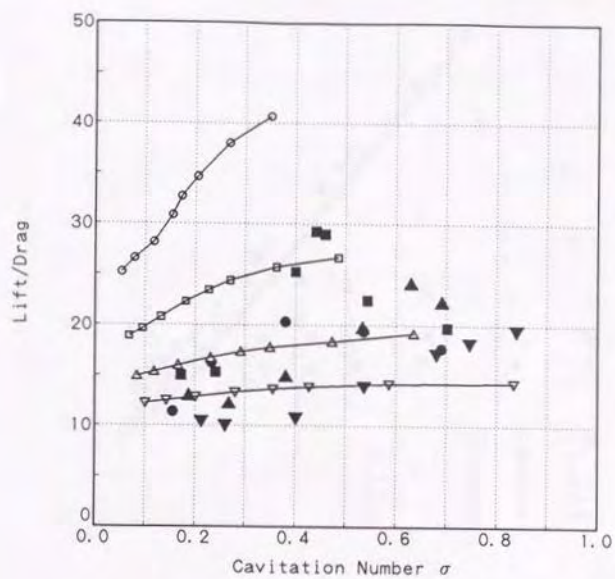


(a) 揚力係数



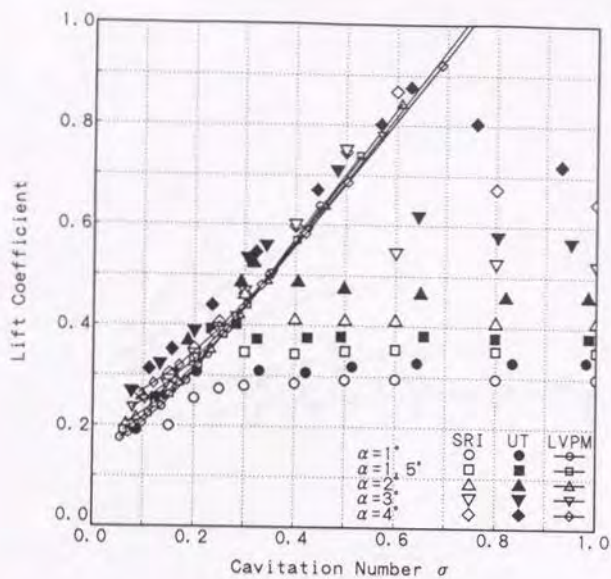
(b) 抗力係数

Fig. 2.5.10 SRJN-I翼型の三分力についての計算と実験の比較

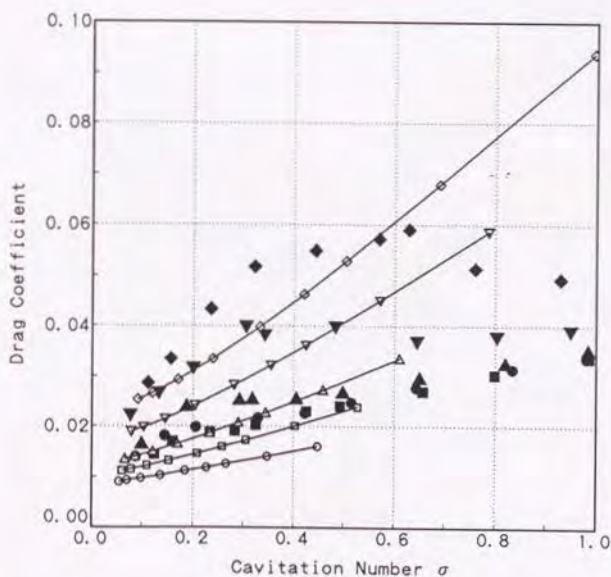


(c) 揚抗比

Fig. 2. 5. 10 SRJN-I翼型の三分力についての計算と実験の比較

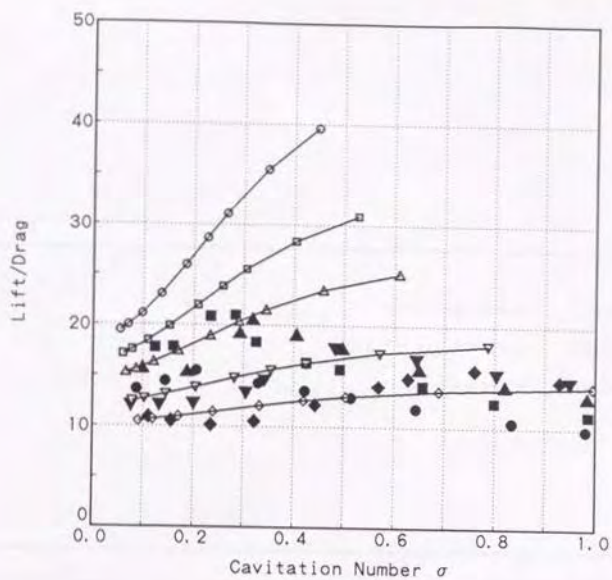


(a) 揚力係数



(b) 抗力係数

Fig. 2.5.11 SRJN-II翼型の三分力についての計算と実験の比較



(c) 揚抗比

Fig. 2. 5. 11 SRJN-II翼型の三分力についての計算と実験の比較

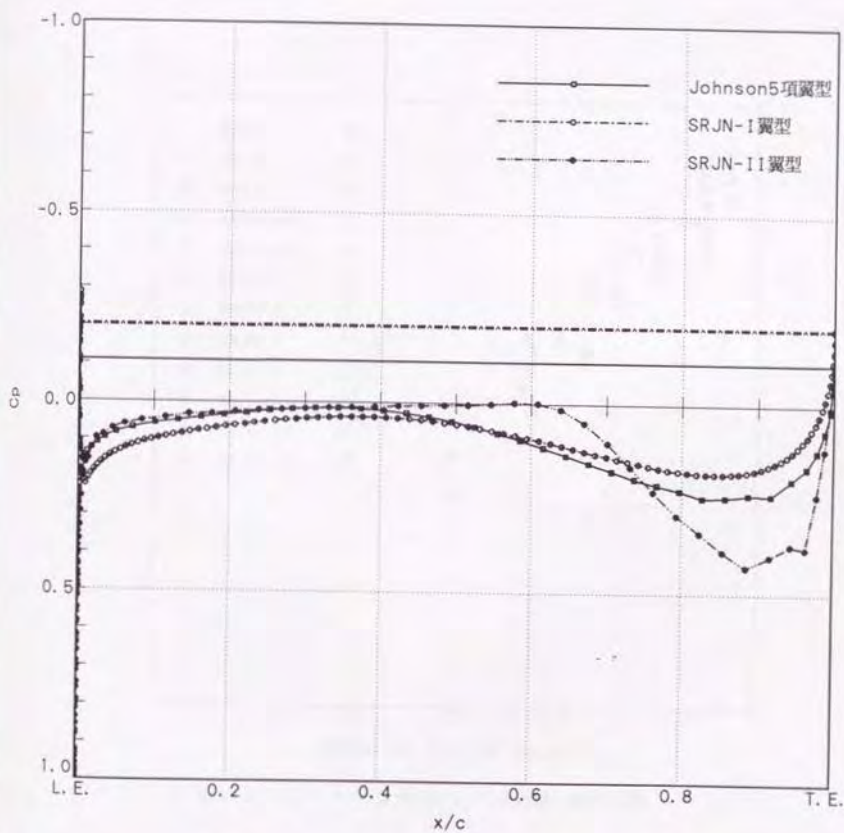


Fig. 2.5.12 Johnson5項翼型、SRJN-I翼型、SRJN-II翼型の設計条件における表面圧力分布の比較

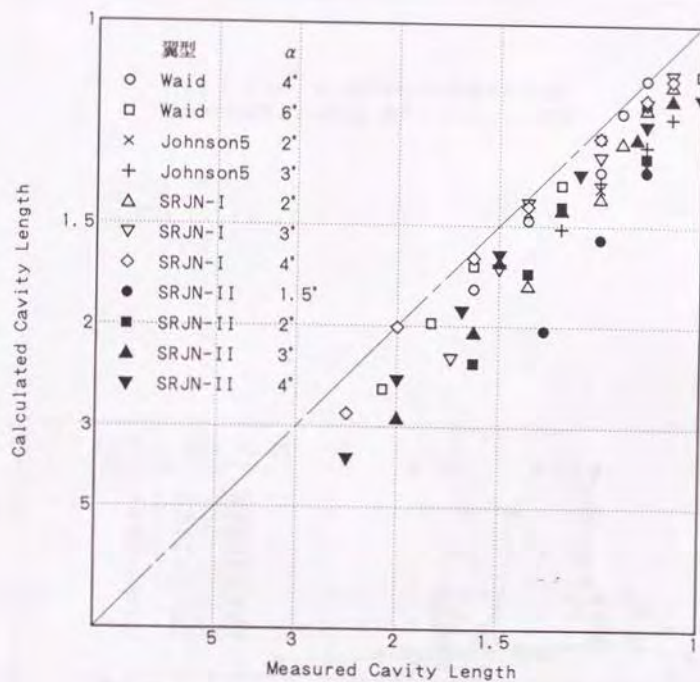


Fig. 2. 5. 13 キャビティ長さについての計算と実験の比較



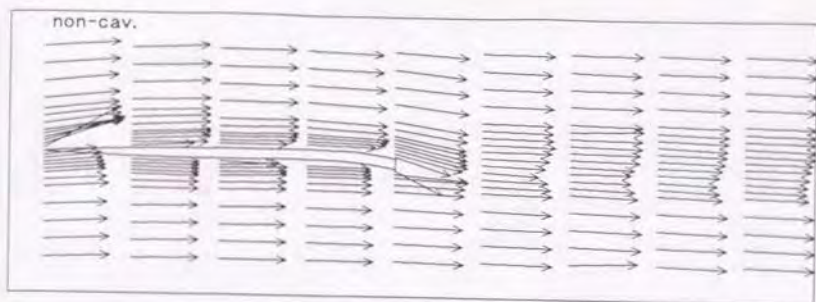


Fig. 2.5.14 SC翼型まわりの流速ベクトル図  
(SRJN-I翼型、 $\alpha=2\text{deg}$ 、非キャビテーション状態)

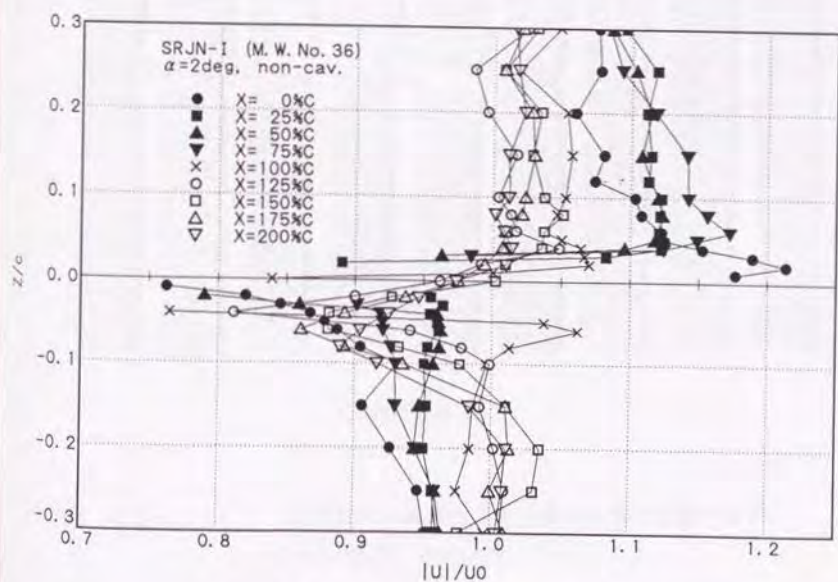
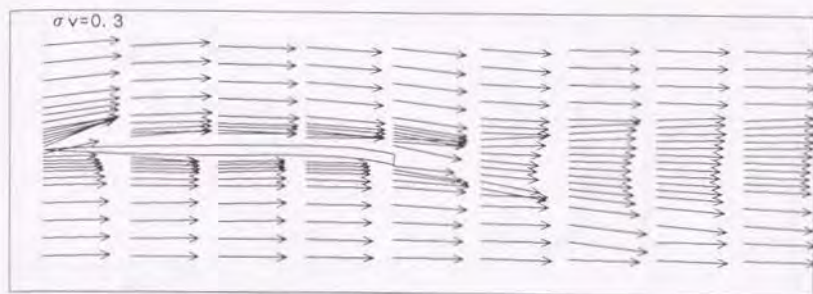
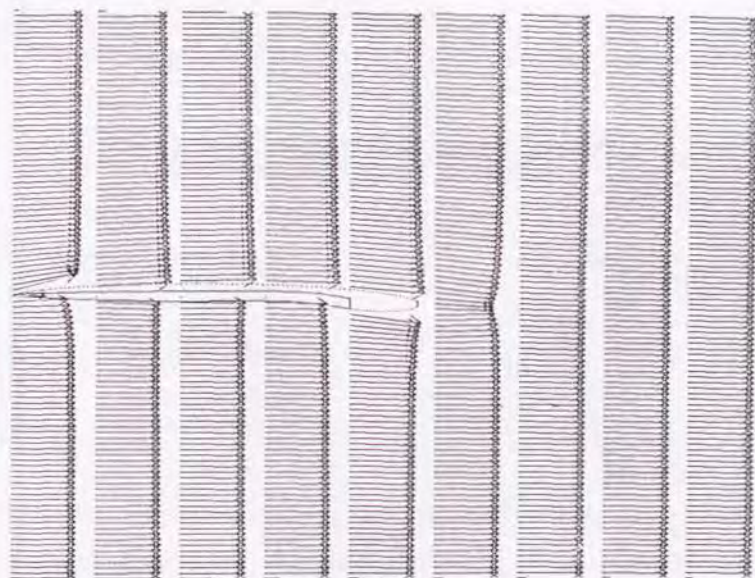


Fig. 2.5.15 SC翼型周りの流速分布  
(SRJN-I翼型、 $\alpha=2\text{deg}$ 、非キャビテーション状態)



(a) 実験結果



(b) 計算結果

Fig.2.5.16 SC翼型周りの流速ベクトル図の計算と実験の比較  
(SRJN-1翼型、 $\alpha = 2\text{deg}$ 、 $\sigma = 0.3$ )

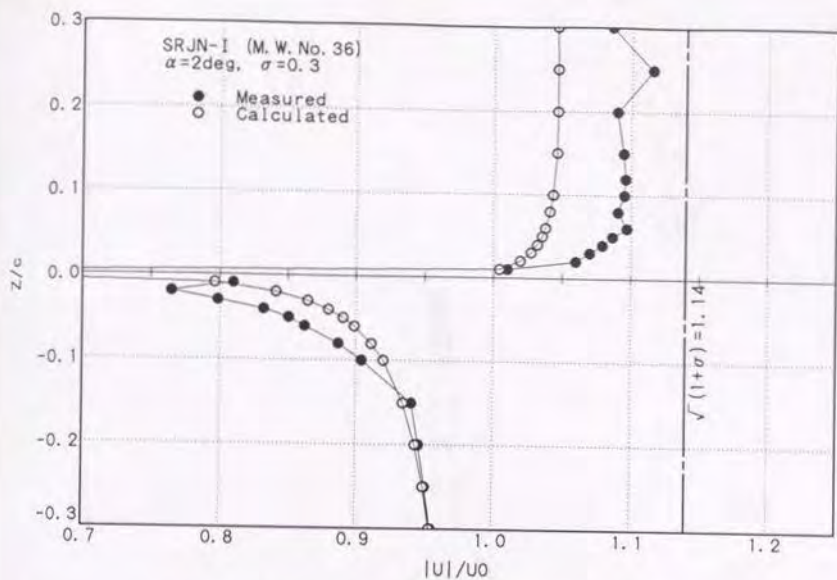


Fig. 2.5.17 (a) SC翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=0$  (翼前縁))

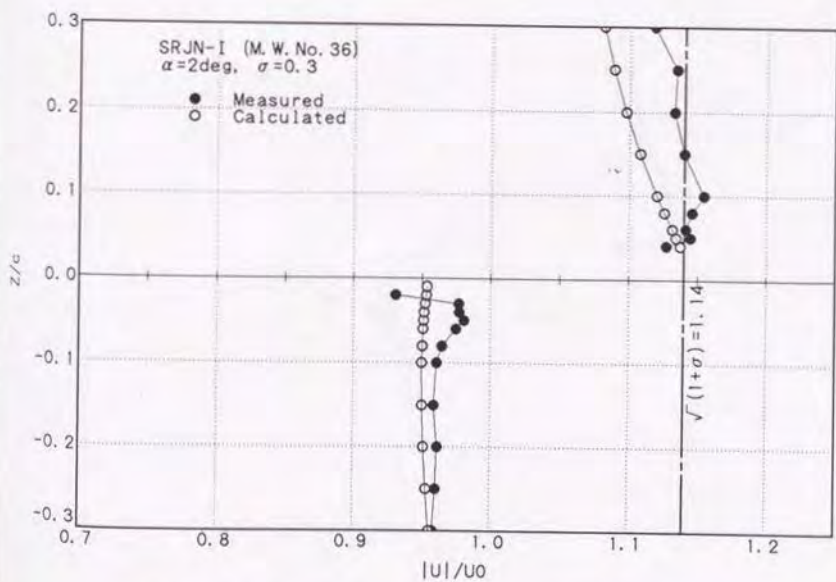


Fig. 2.5.17 (b) SC翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=25\%c$ )

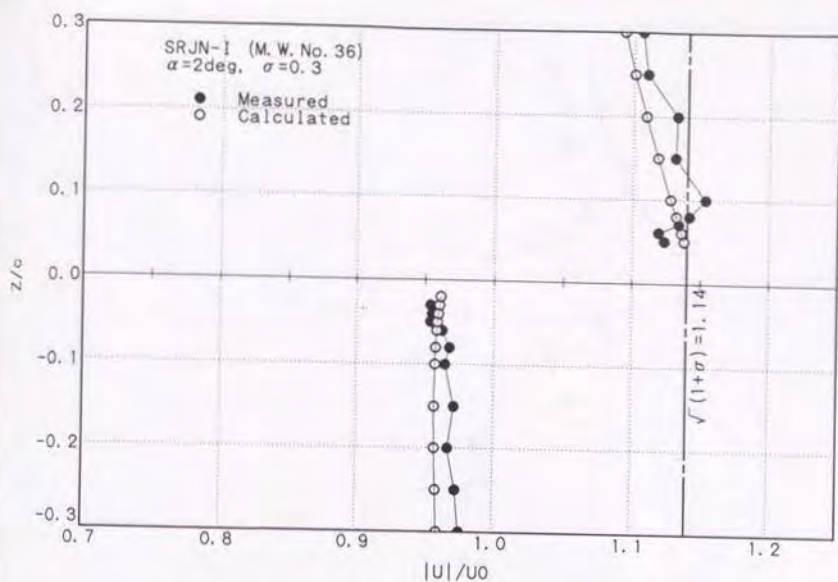


Fig. 2.5.17 (c) SC翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=50\%$ )

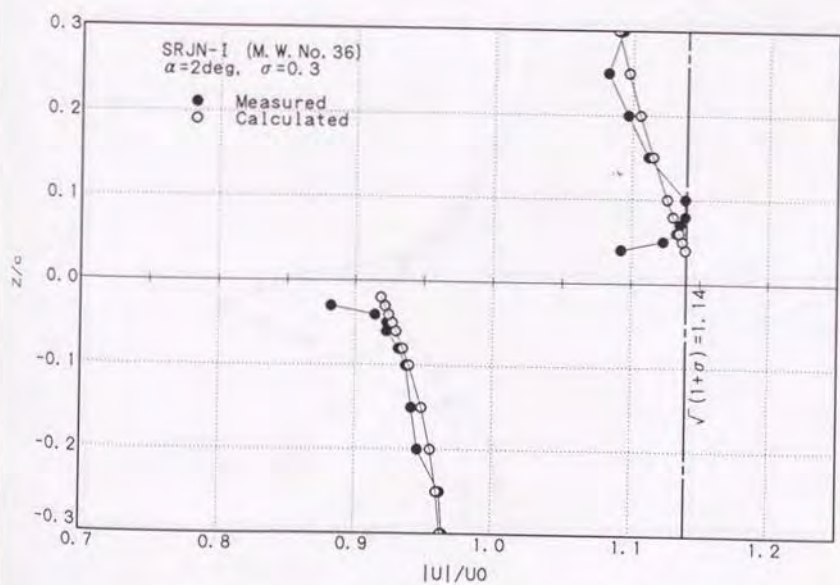


Fig. 2.5.17 (d) SC翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=75\%$ )

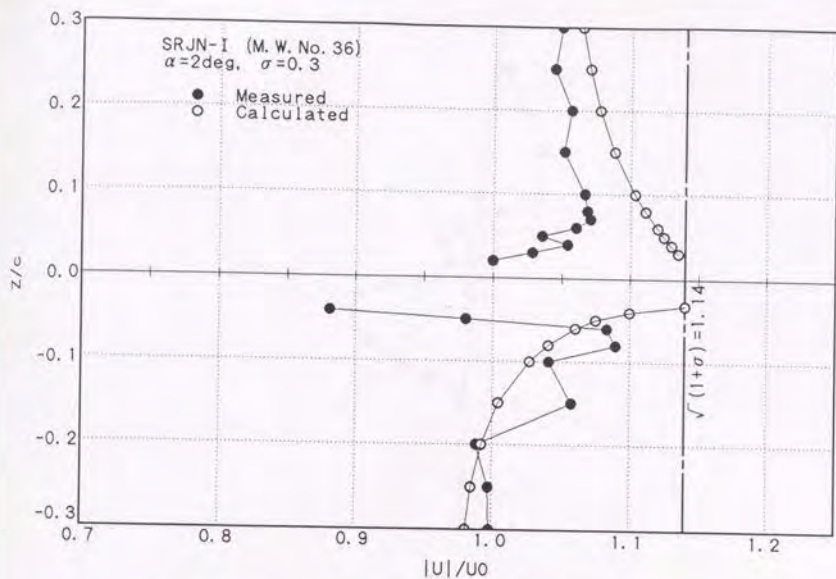


Fig. 2.5.17 (e) S C翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=100\%$ )

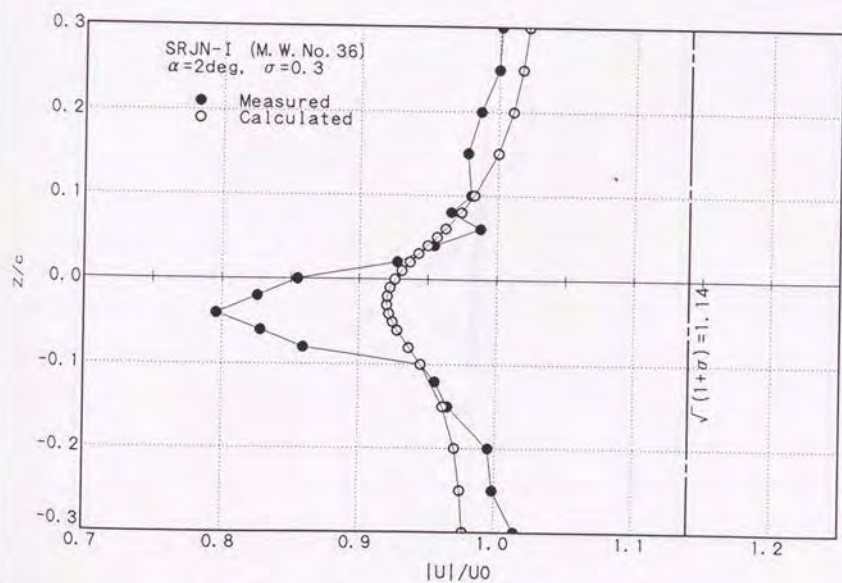


Fig. 2.5.17 (f) S C翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=125\%c$ )

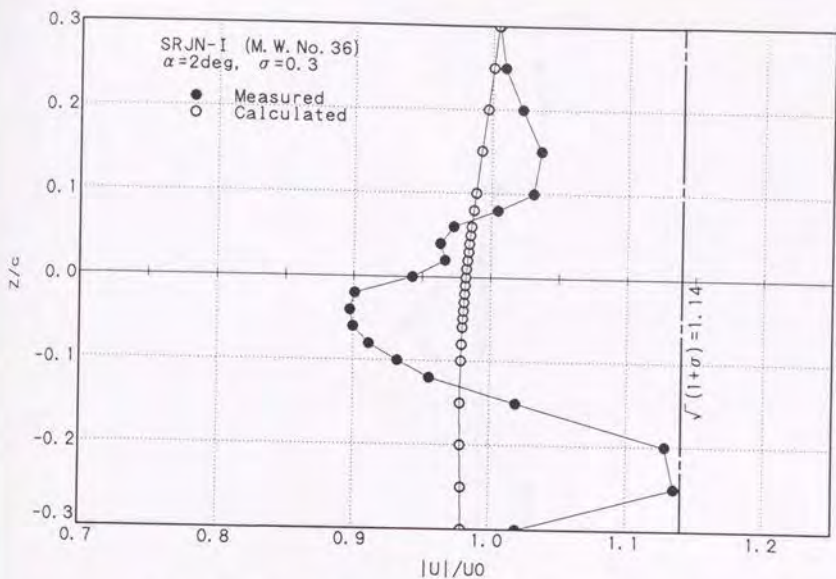


Fig. 2.5.17 (g) SC翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=150\%$ )

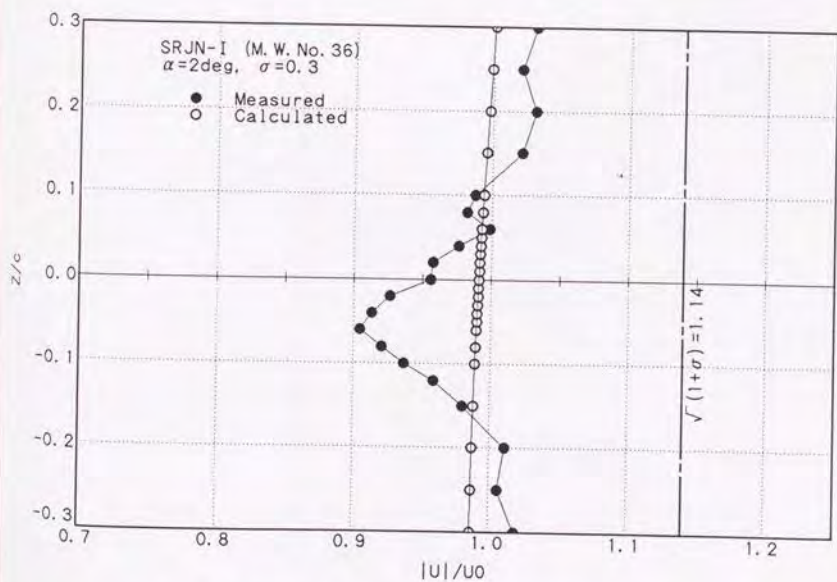


Fig. 2.5.17 (h) SC翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
 (SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=175\%$ )

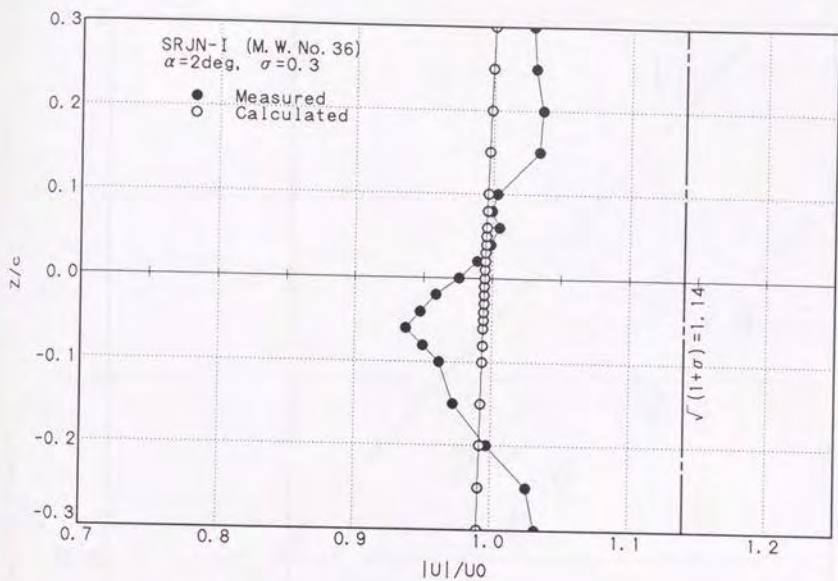


Fig. 2. 5. 17 (i) SC翼型周りの流速分布の計算と実験の比較  
(SRJN-I翼型,  $\alpha=2\text{deg}$ ,  $\sigma=0.3$ ,  $X=200\%$ )

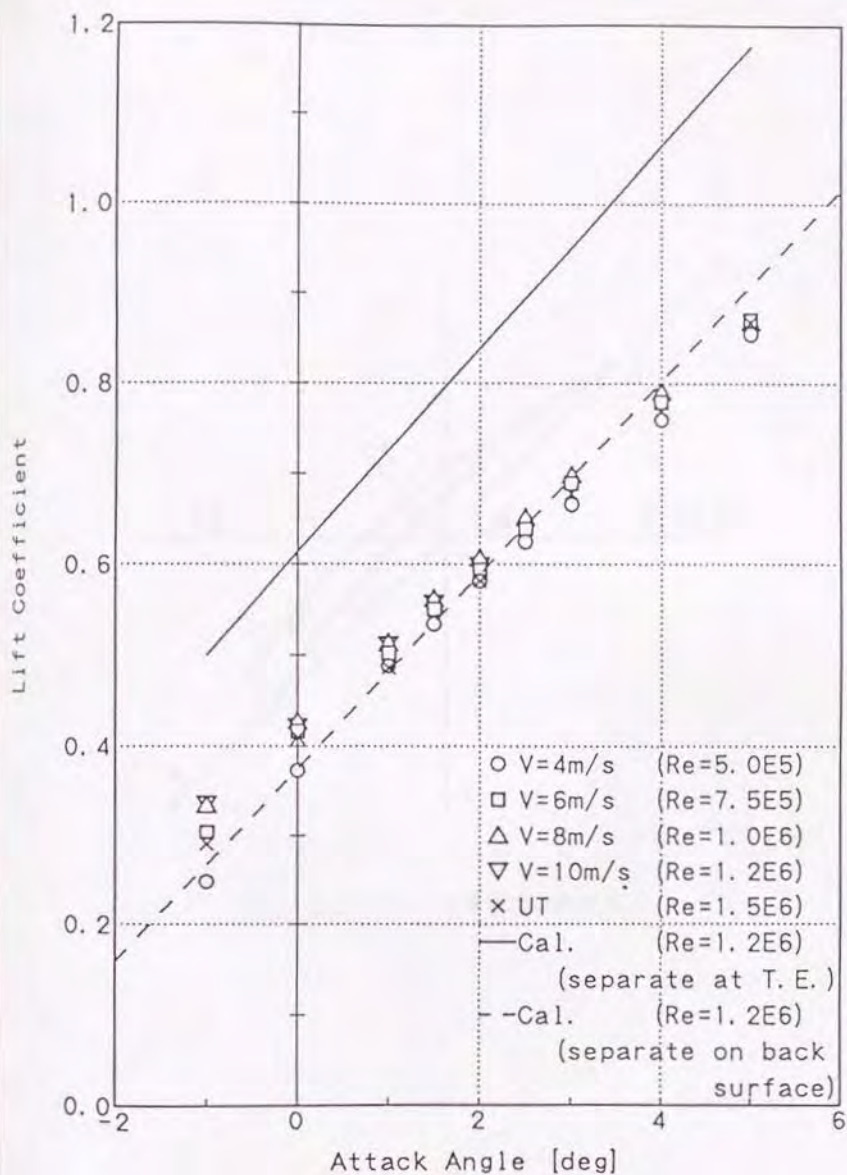


Fig.2.5.18 Newton-Rader翼型の非キャビテーション状態における揚力係数の計算と実験の比較



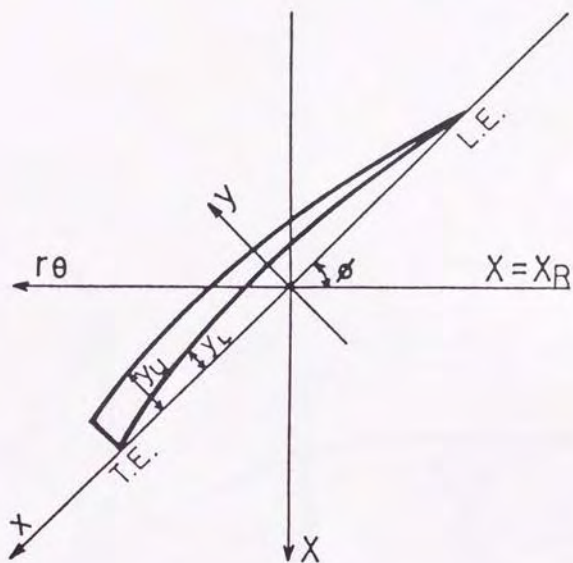


Fig.3.3.1 プロペラ翼断面の座標系

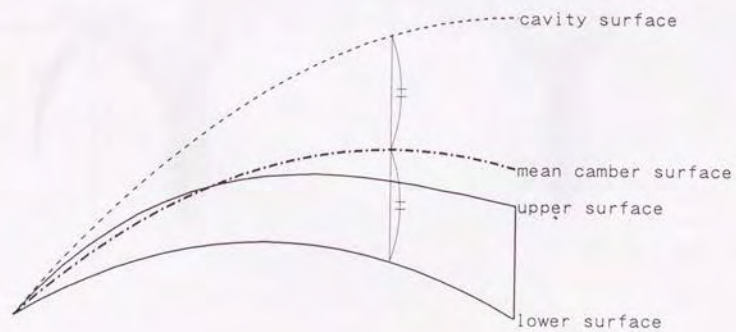


Fig. 3. 3. 2 揚力面 (平均キャンバ面) の定義

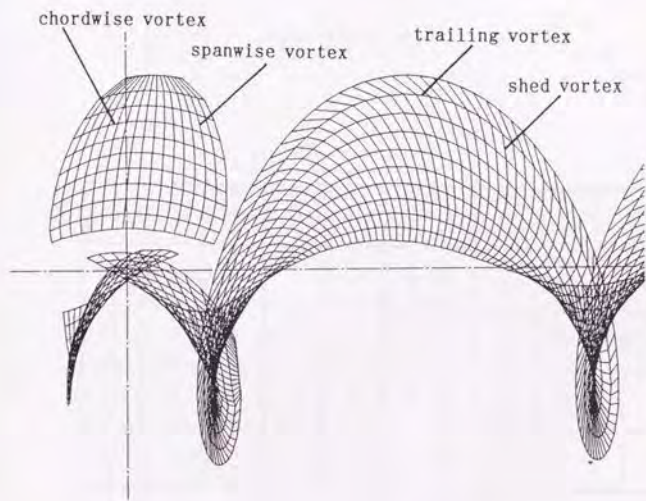


Fig.3.3.3 計算格子

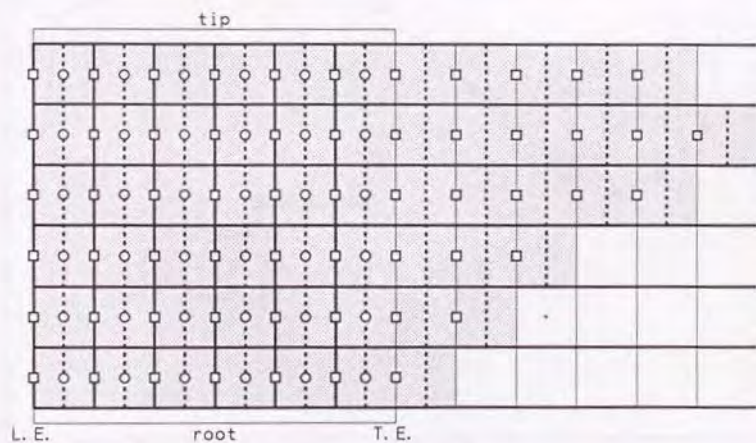
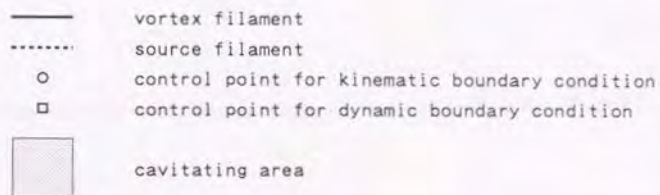


Fig. 3. 3. 4 渦糸、湧き出し、標点の配置

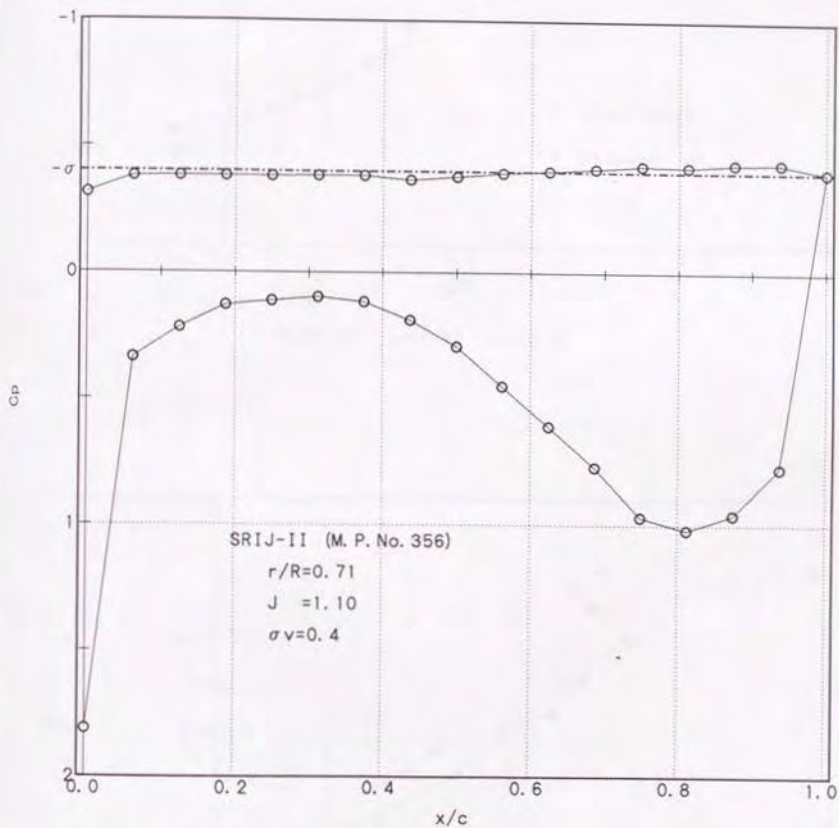
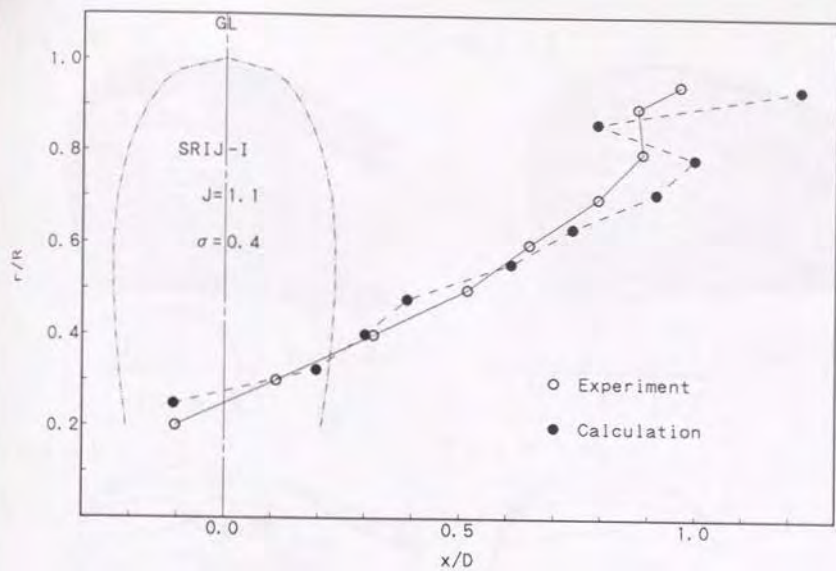
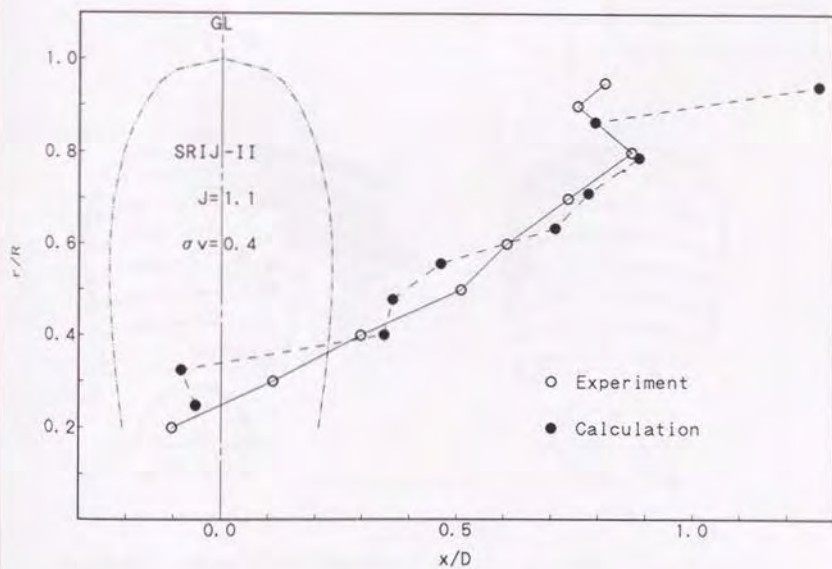


Fig. 3. 4. 1 翼面圧力分布の計算例  
 (SRIJ-II,  $r=0.71R$ ,  $J=1.10$ ,  $\sigma v=0.4$ )



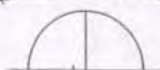
(a) SRIJ-I ( $J=1.10$ ,  $\sigma v=0.4$ )



(b) SRIJ-II ( $J=1.10$ ,  $\sigma v=0.4$ )

Fig. 3. 4. 2 キャピテーション発生範囲についての計算と実験の比較

Back



$l_c \sim 3C$

$J = 1.1$

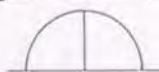
Back



$l_c \sim 2.3C$

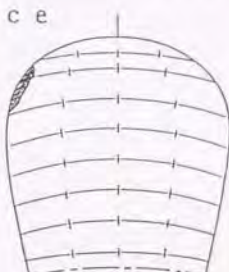
$J = 1.2$

Back



$J = 1.3$

Face



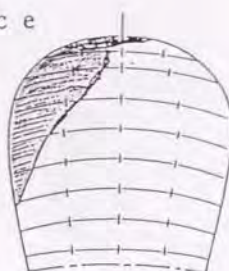
$J = 1.3$

Back



$J = 1.4$

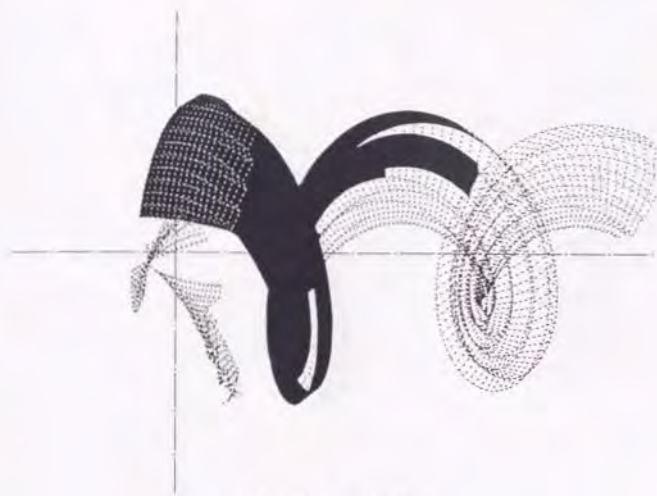
Face



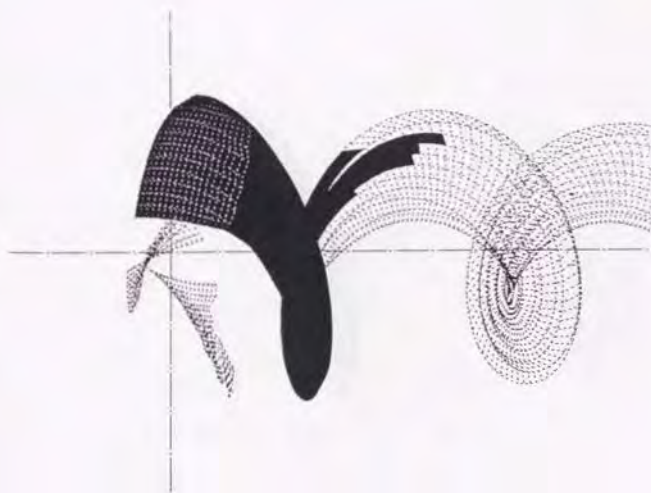
$J = 1.4$

Fig.3.4.3 SSPAプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ

( $\sigma_v = 0.4$ )



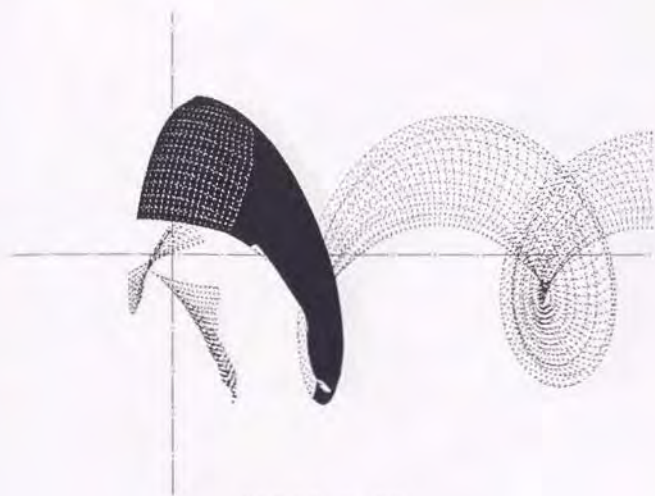
(a)  $J=0.8, \sigma_v=0.4$



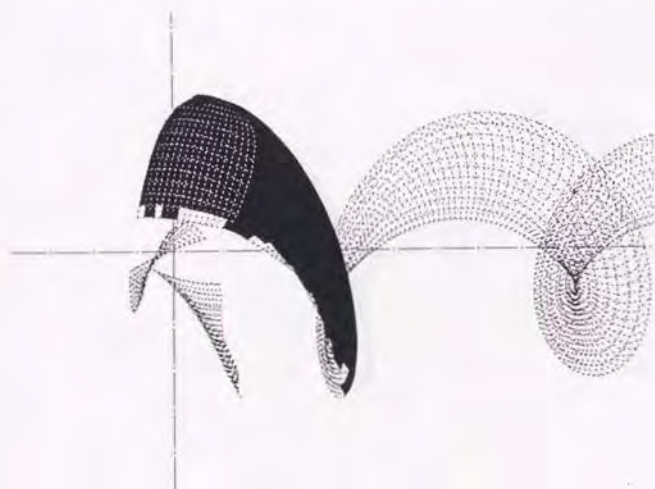
(b)  $J=0.9, \sigma_v=0.4$

Fig.3.4.4 SSPAプロペラのキャピテーション・パターンの計算値



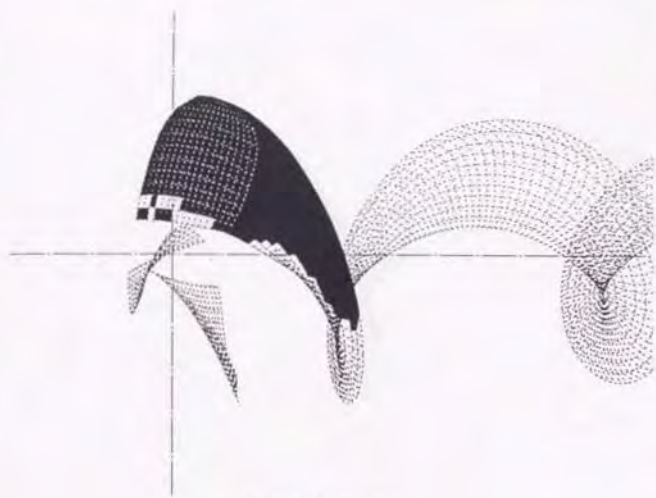


(c)  $J=1.0, \sigma_v=0.4$

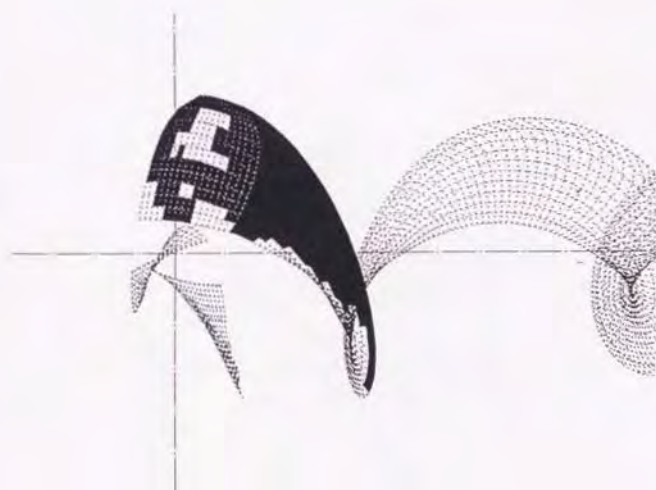


(d)  $J=1.1, \sigma_v=0.4$

Fig.3.4.4 SSPAプロペラのキャビテーション・パターンの計算値

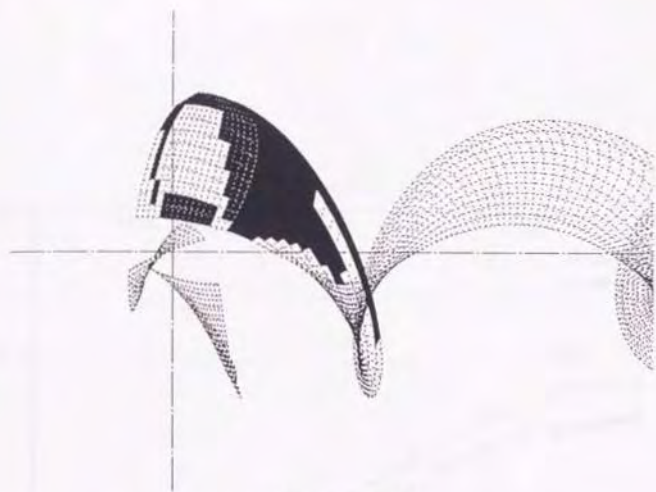


(c)  $J=1.2, \sigma_v=0.4$



(f)  $J=1.3, \sigma_v=0.4$

Fig.3.4.4 SSPAプロペラのキャビテーション・パターンの計算値



(g)  $J=1.4, \sigma_v=0.4$

Fig.3.4.4 SSPAプロペラのキャピテーション・パターンの計算値

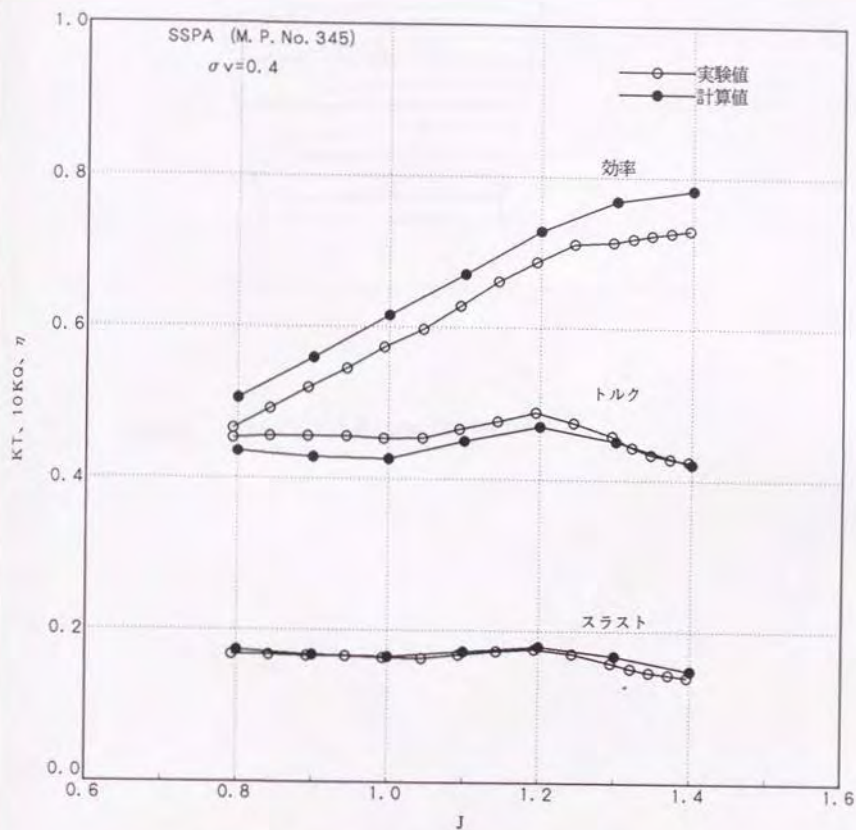


Fig. 3. 4. 5 SSPAプロペラのプロペラ性能についての  
 計算と実験の比較 ( $\sigma v = 0.4$ )

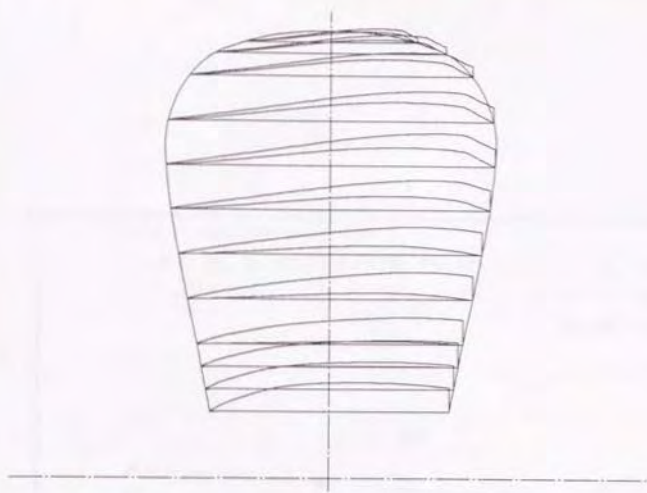


Fig.3.4.6 3%カップ付きSSPAプロペラの形状

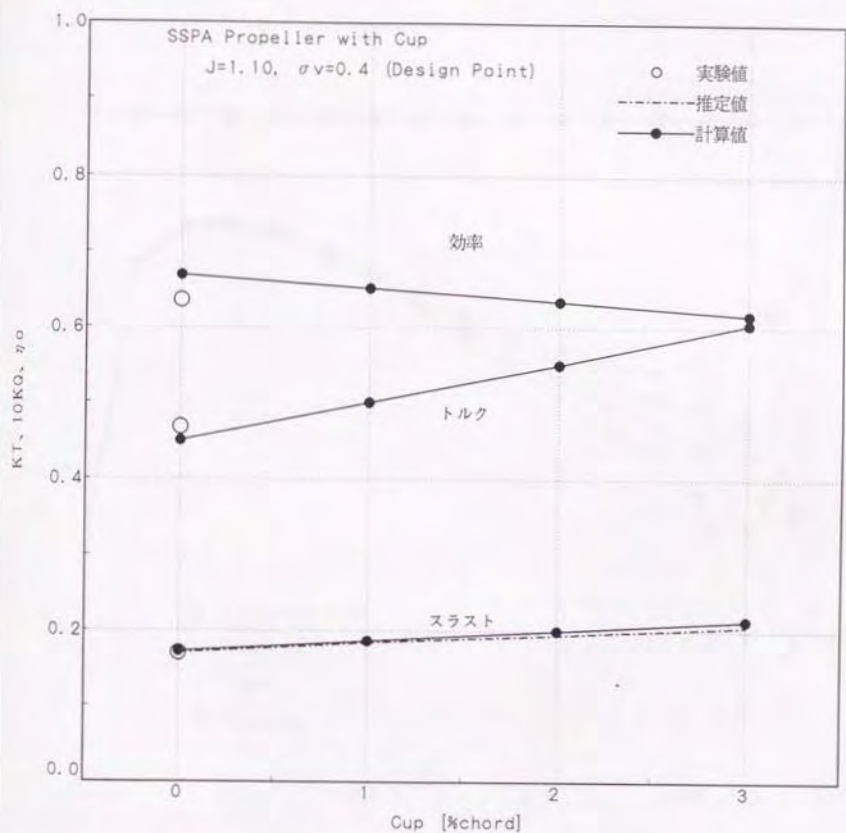


Fig. 3.4.7 カップ付きSSPAプロペラのプロペラ性能についての  
 実験値を元にした推定値と計算結果との比較 ( $J=1.10, \sigma v=0.4$ )

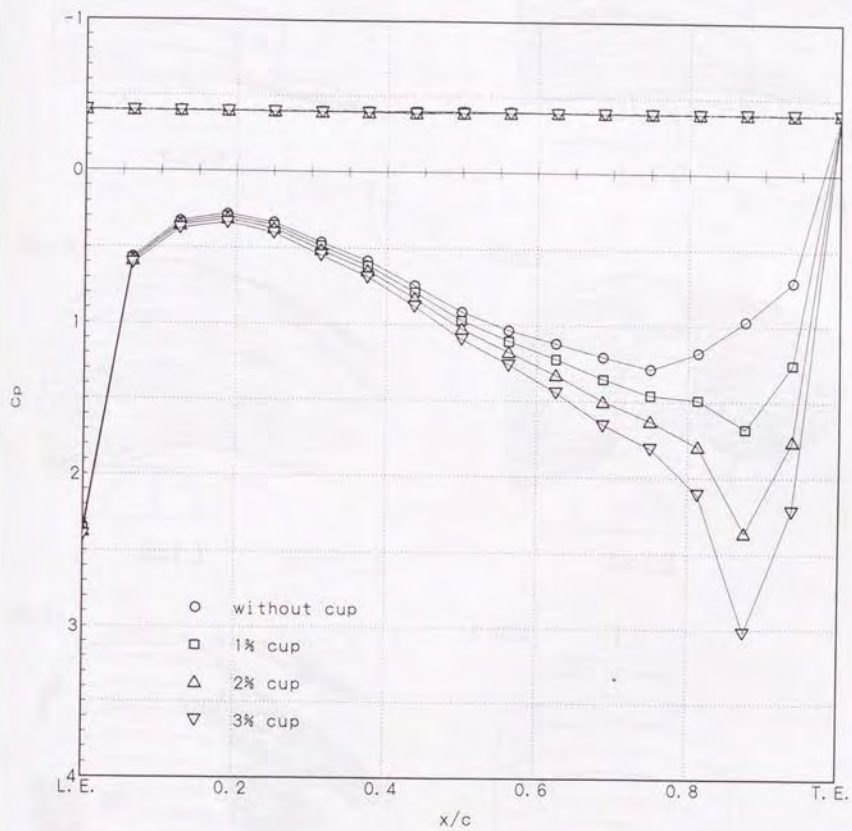
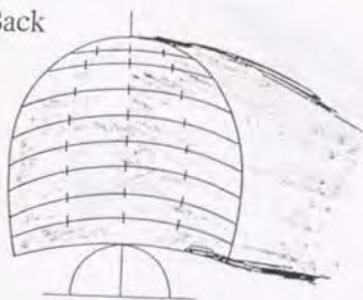


Fig. 3.4.8 カップ付きSSPAプロペラの0.71R断面における圧力分布

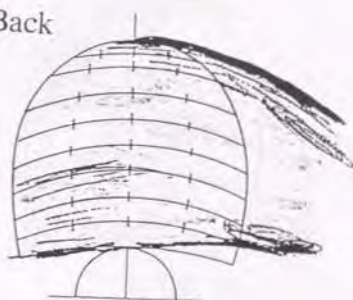
Back



J=0.9

lc/c~3.5

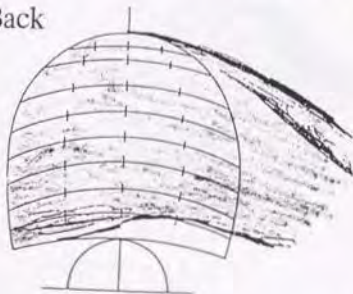
Back



J=1.0

lc/c~3.0

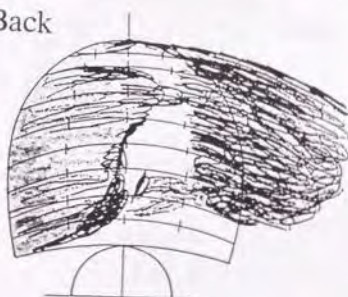
Back



J=1.1

lc/c~2.5

Back



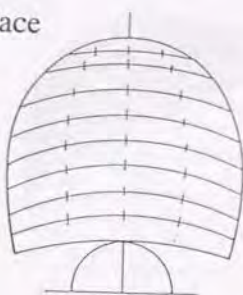
J=1.2

Back



J=1.3

Face

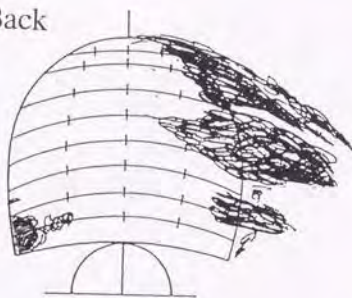


J=1.3

Fig.3.4.9 SRIJ-1プロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

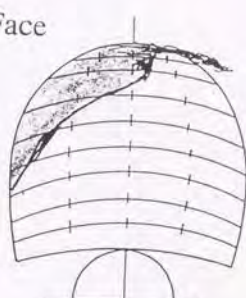


Back



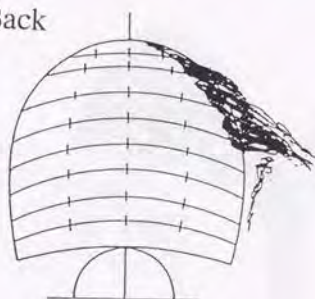
J=1.4

Face



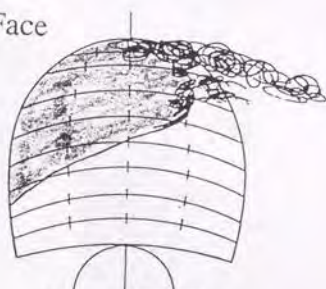
J=1.4

Back



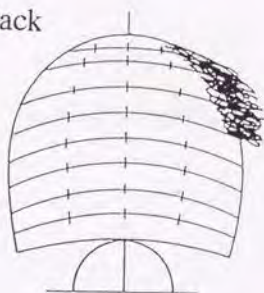
J=1.5

Face



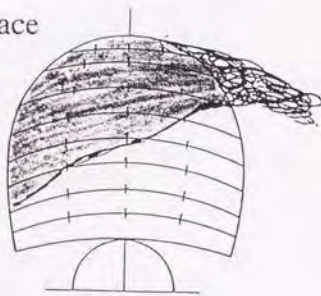
J=1.5

Back



J=1.6

Face



J=1.6

Fig.3.4.9(続) SRIJ-1プロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

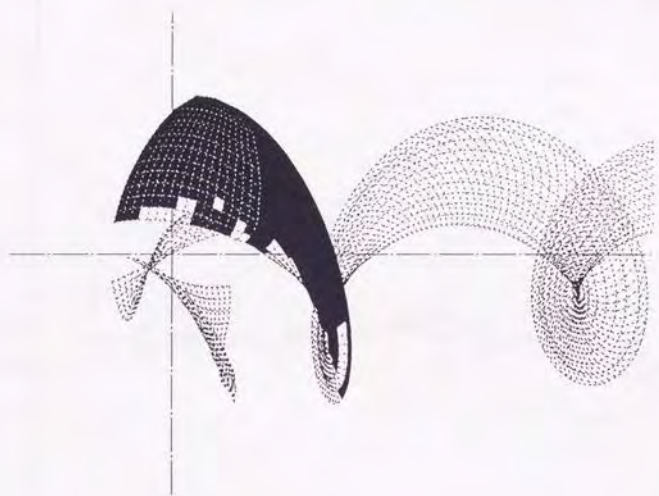


Fig.3.4.10 SRJ-Iプロベラのキャビテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4, J=1.1$ )

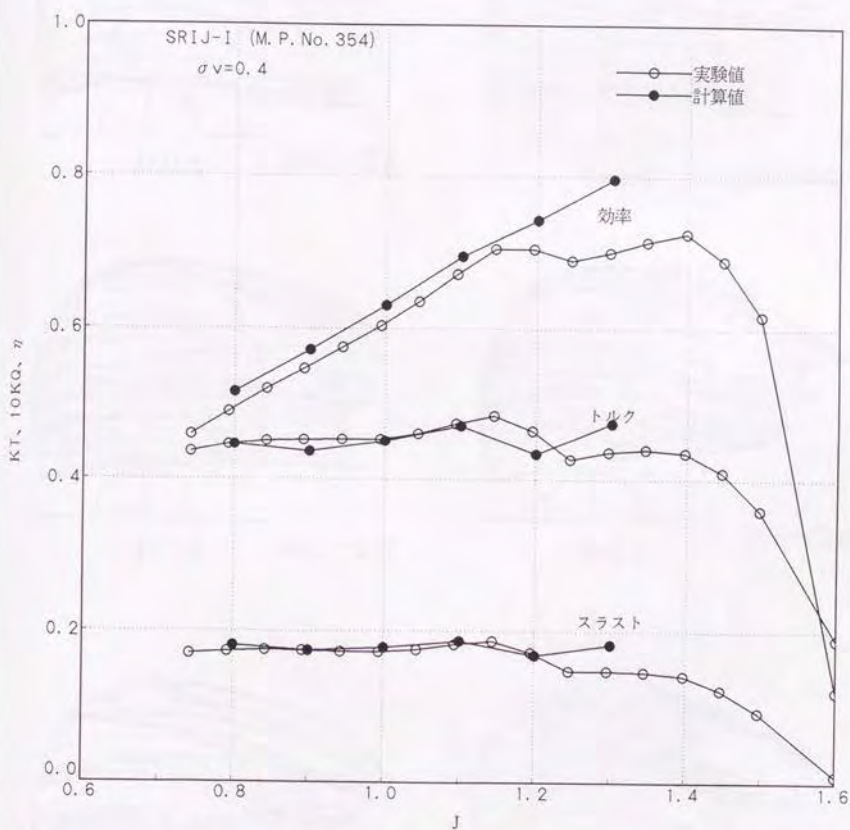


Fig. 3.4.11 SRIJ-Iプロペラのプロペラ性能についての  
 計算と実験の比較 ( $\sigma v = 0.4$ )

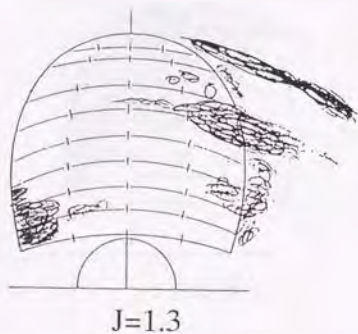
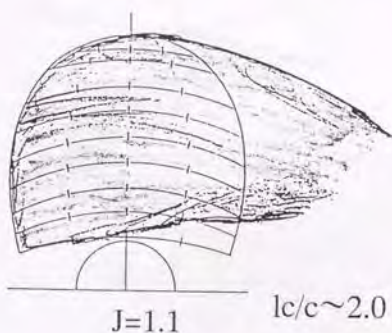
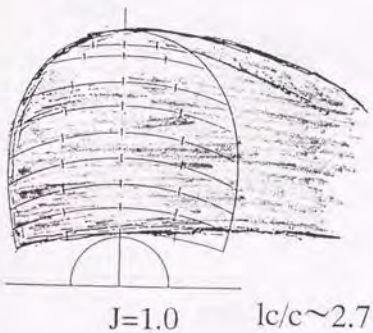
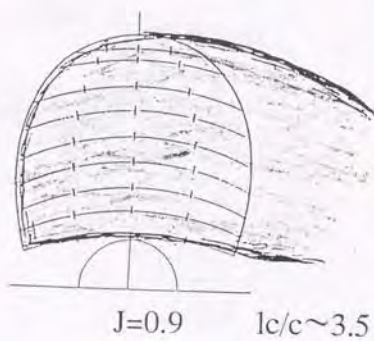
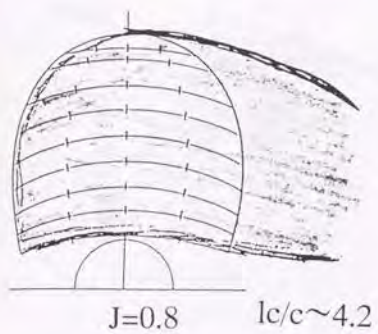
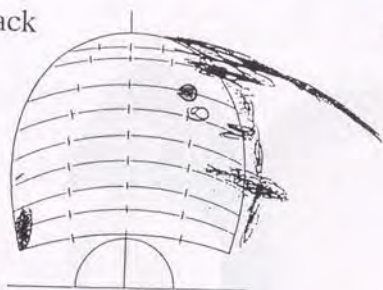


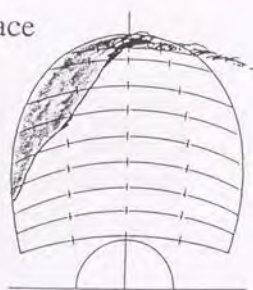
Fig.3.4.12 SRII-IIプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

Back



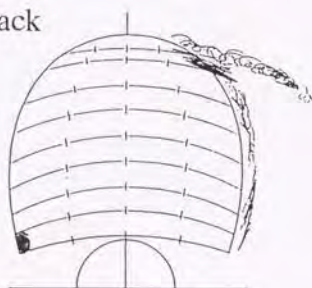
J=1.4

Face



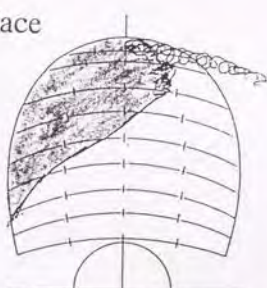
J=1.4

Back



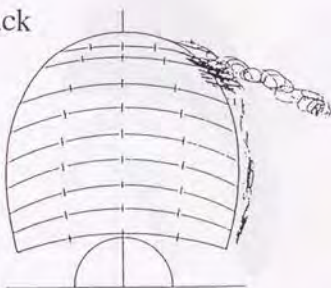
J=1.5

Face



J=1.5

Back



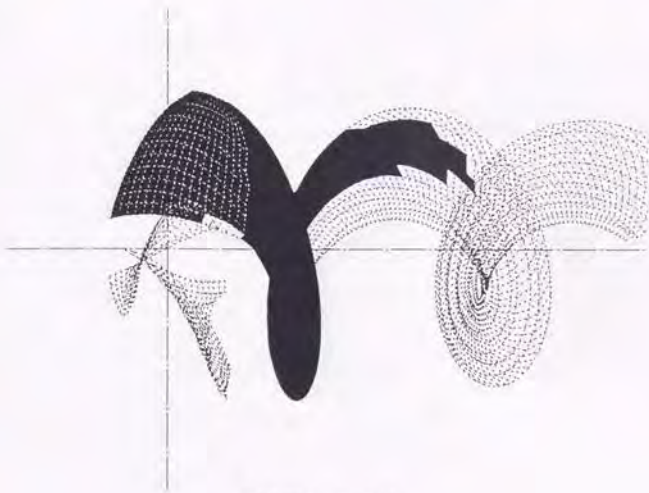
J=1.6

Face

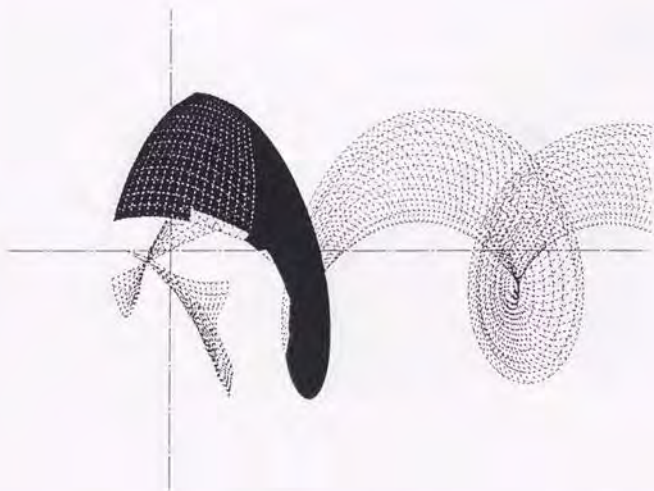


J=1.6

Fig.3.4.12(続)SRJ-IIプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

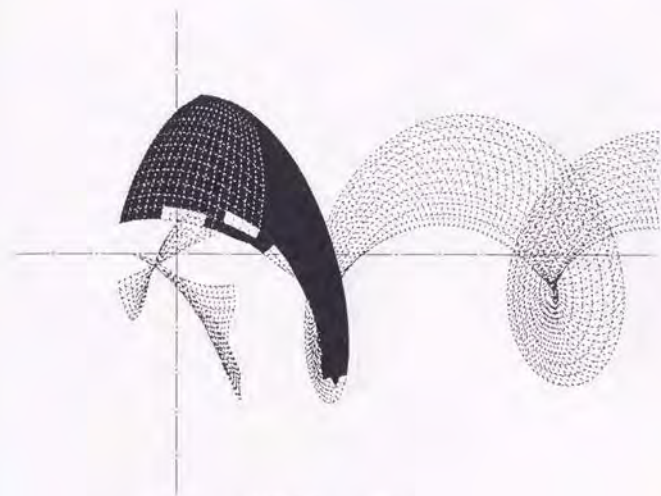


(a)  $J=0.8, \sigma_v=0.4$

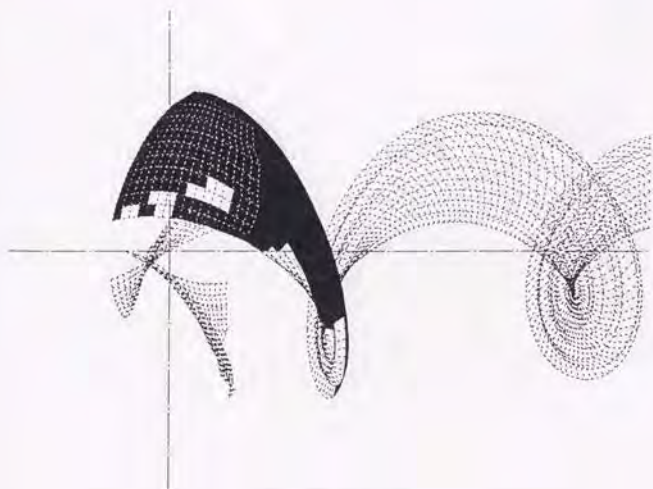


(b)  $J=0.9, \sigma_v=0.4$

Fig.3.4.13 SRIJ-IIプロペラのキャビテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )

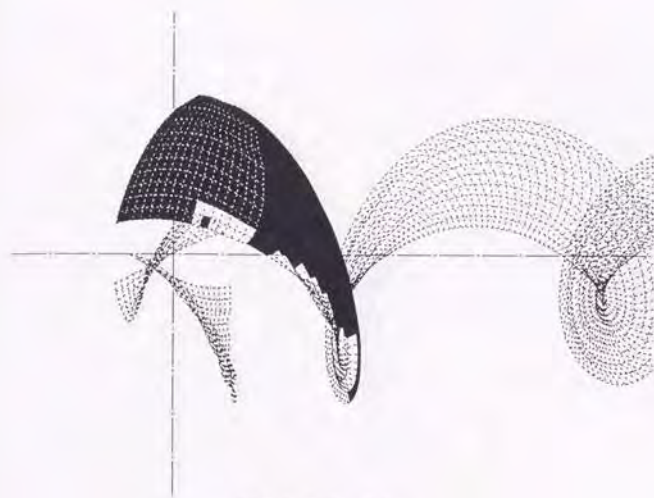


(c)  $J=1.0, \sigma_v=0.4$

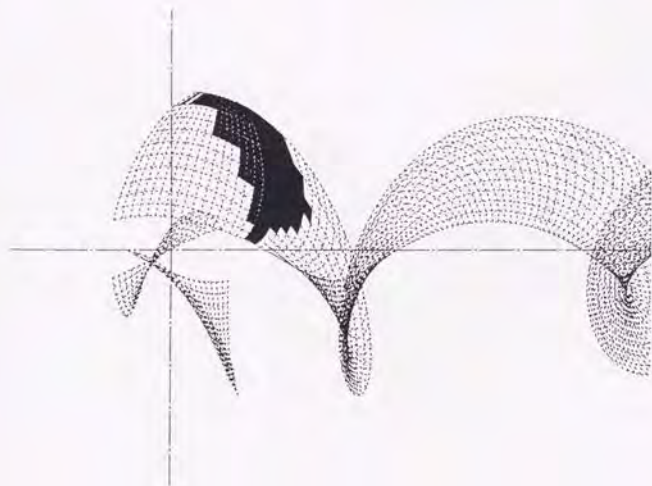


(d)  $J=1.1, \sigma_v=0.4$

Fig.3.4.13 SRII-IIプロペラのキャビテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )



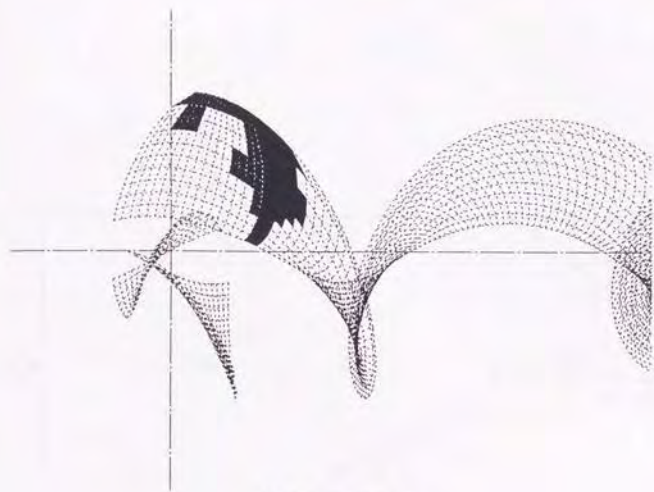
(c)  $J=1.2$ ,  $\sigma_v=0.4$



(f)  $J=1.3$ ,  $\sigma_v=0.4$

Fig.3.4.13 SRII-IIプロペラのキャピテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )





(g)  $J=1.4$ ,  $\sigma_v=0.4$

Fig.3.4.13 SRII-IIプロペラのキャビテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )

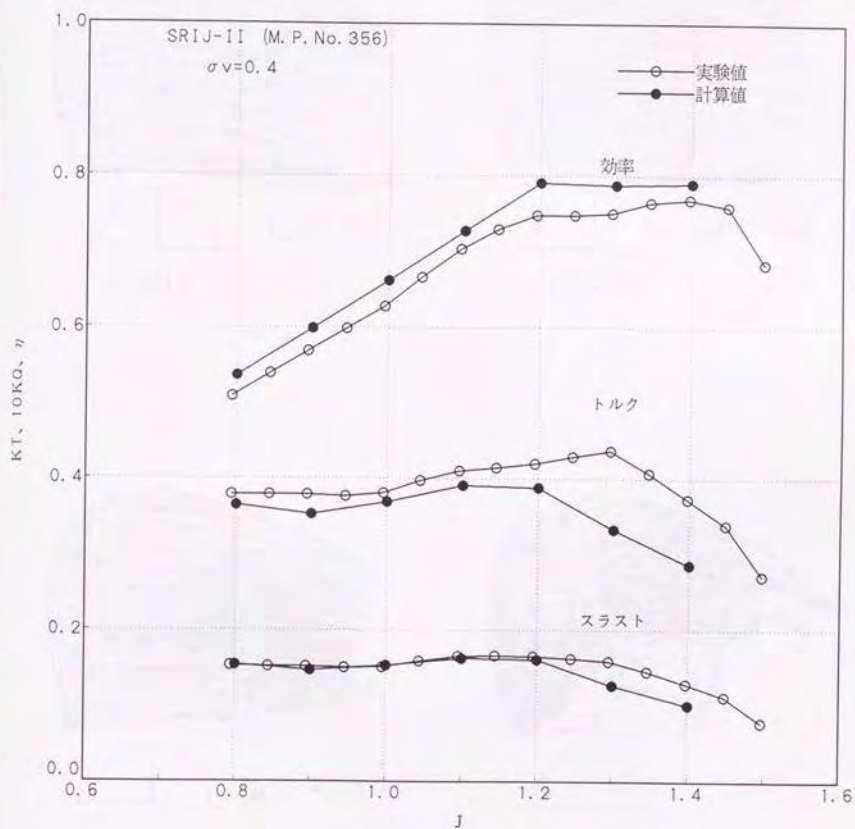


Fig. 3. 4. 14 SRIJ-IIプロペラのプロペラ性能についての  
 計算値と実験値の比較 ( $\sigma v = 0.4$ )

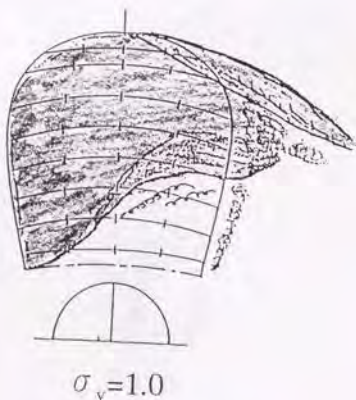
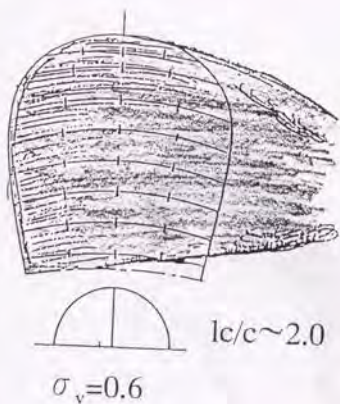
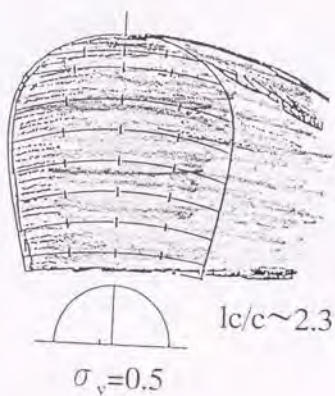
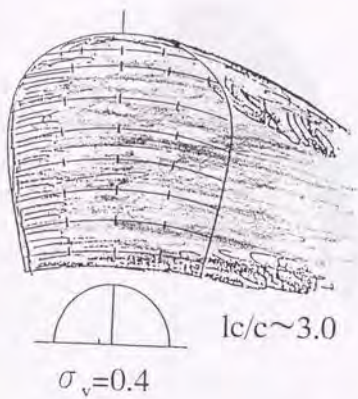
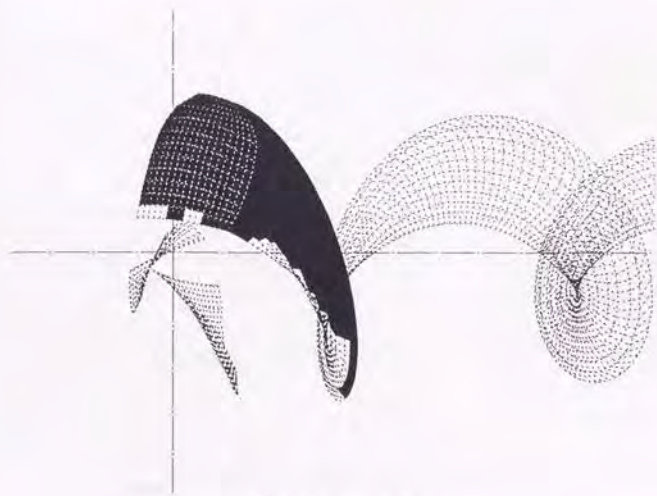
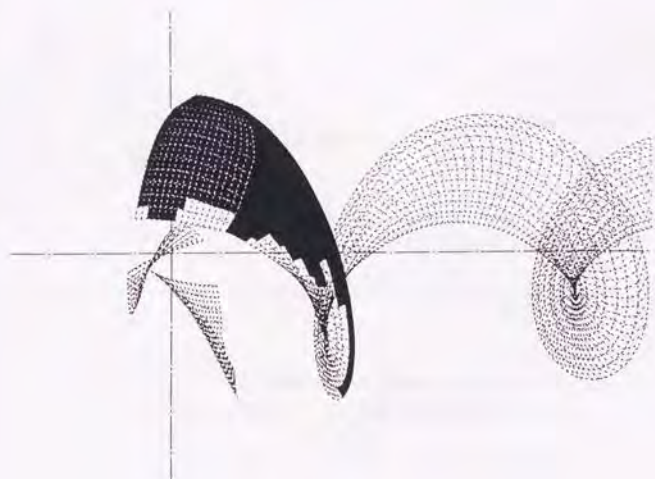


Fig.3.4.15 SSPAプロペラの高キャビテーション数における  
キャビテーション・パターン・のスケッチ ( $J=1.10$ )



(a)  $J=1.1, \sigma_v=0.5$



(b)  $J=1.1, \sigma_v=0.6$

Fig.3.4.16 SSPAプロペラの高キャビテーション数における  
キャビテーション・パターンの計算値 ( $J=1.10$ )

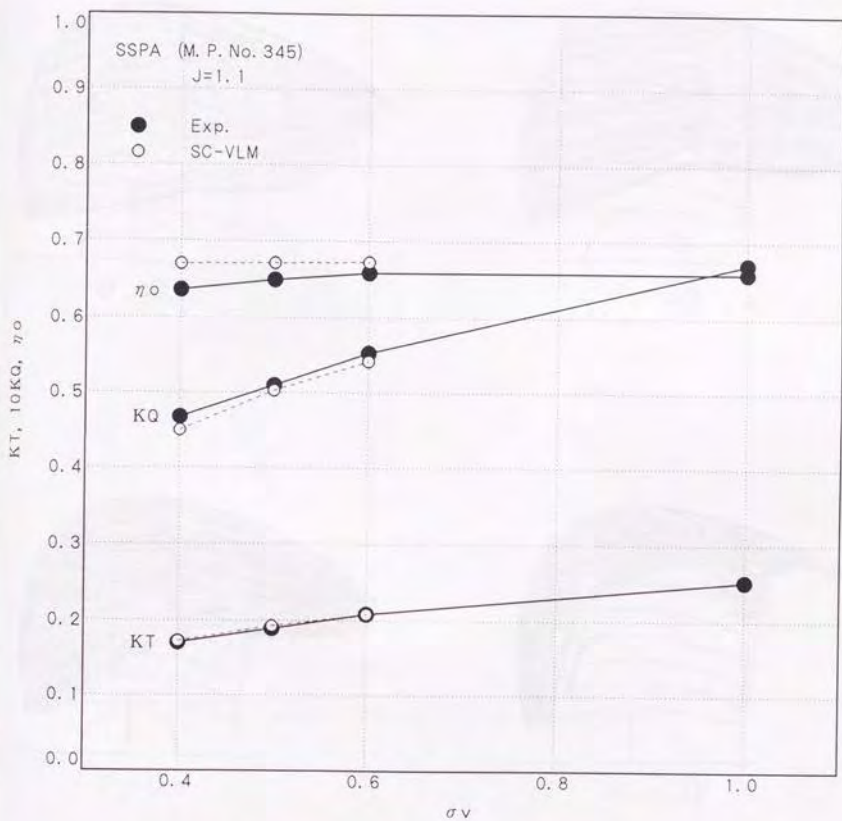


Fig. 3. 4. 17 SSPAプロベラの高キャビテーション数における  
プロベラ性能についての計算と実験の比較 (J=1. 10)

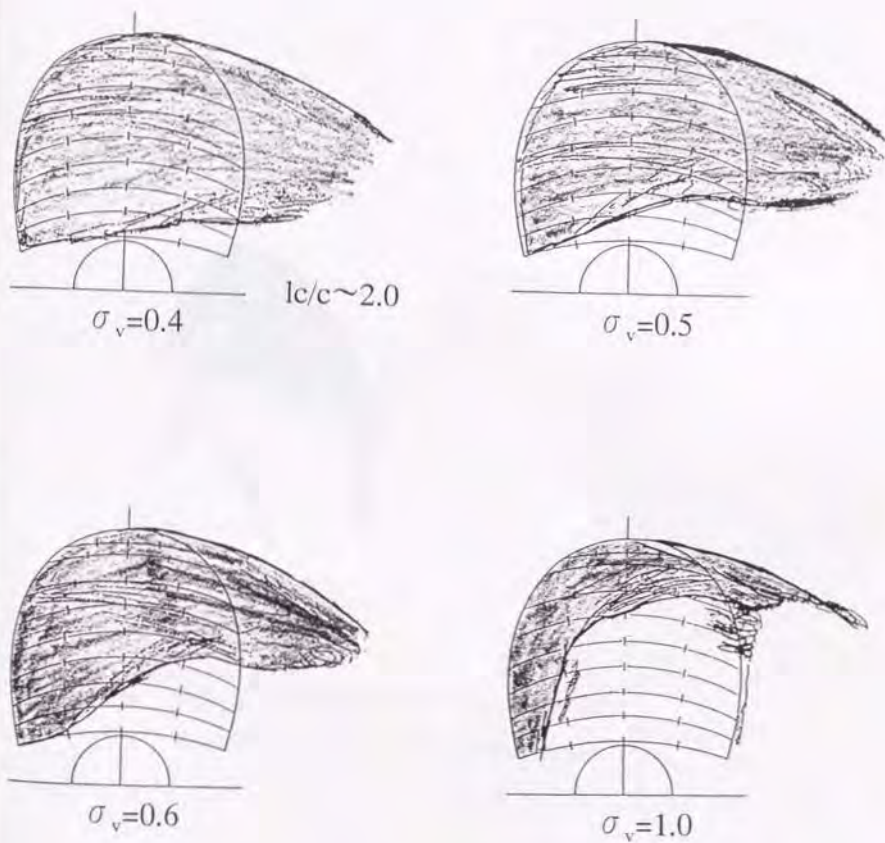


Fig.3.4.18 SRU-IIプロペラの高キャビテーション数における  
 キャビテーション・パターン・スケッチ ( $J=1.10$ )

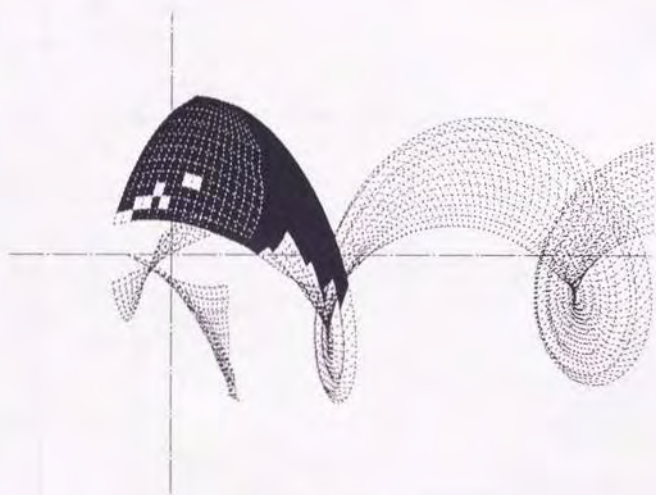


Fig.3.4.19 SRJ-IIプロペラの高キャビテーション数における  
キャビテーション・パターンの計算値 ( $J=1.10$ )

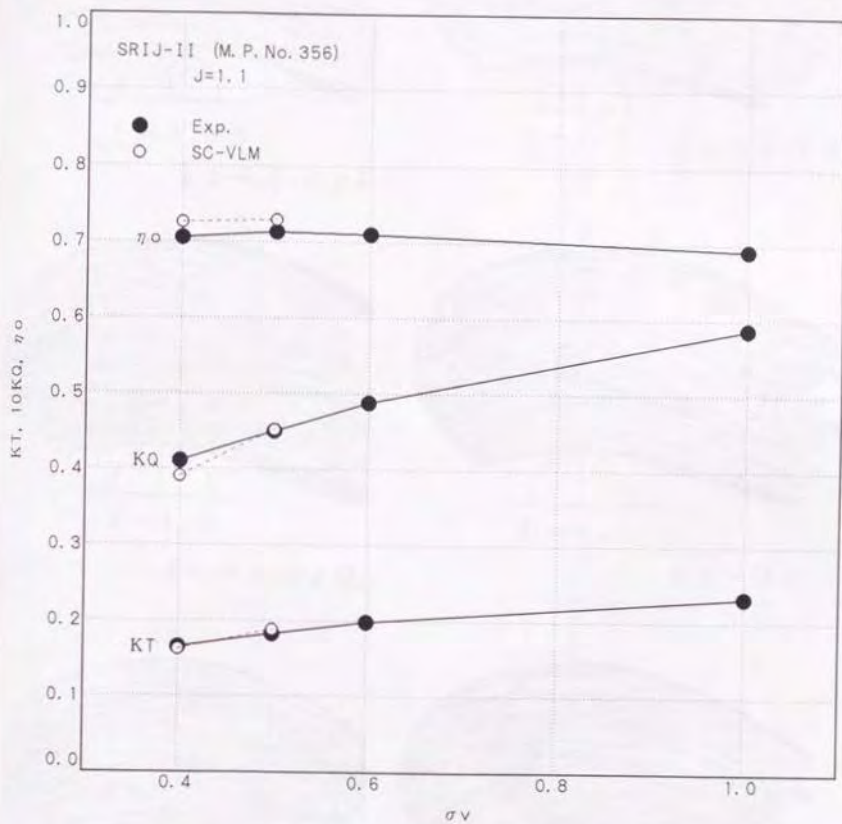
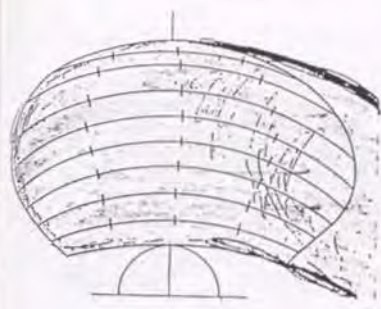


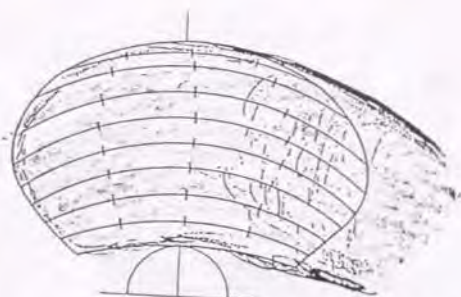
Fig. 3. 4. 20 SRIJ-IIプロペラの高キャビテーション数における  
プロペラ性能についての計算と実験の比較 (J=1.10)





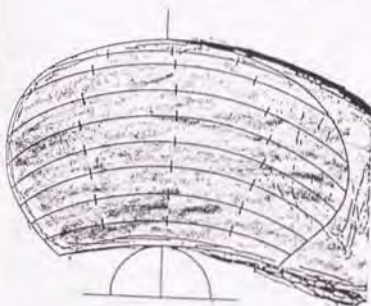
$J = 0.85$

$l c \sim 4.0 c$  以



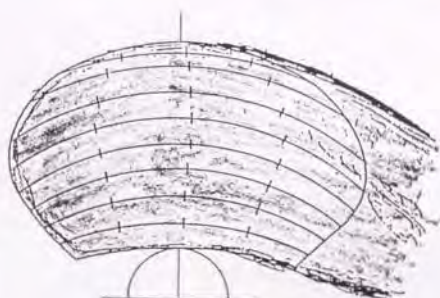
$J = 0.9$

$l c \sim 2.7 c$  以上



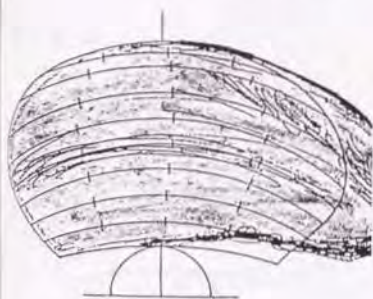
$J = 1.0$

$l c \sim 2.3 c$  以



$J = 1.1$

$l c \sim 2 c$



$J = 1.2$

$l c \sim 1.5$



$J = 1.3$

Fig.3.4.21 Newton-Raderプロペラのキャピテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

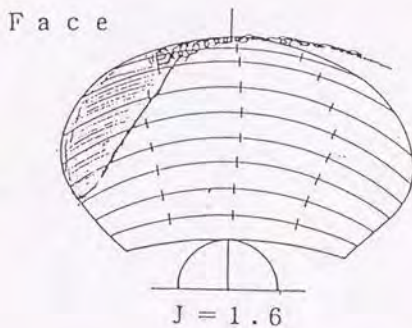
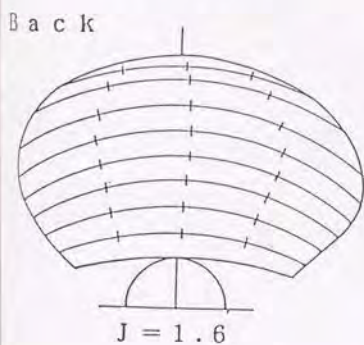
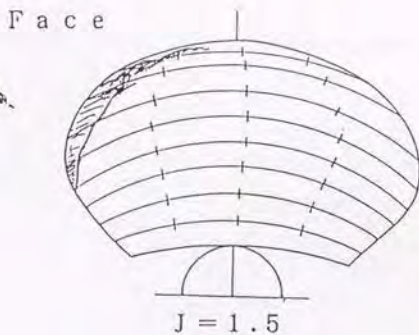
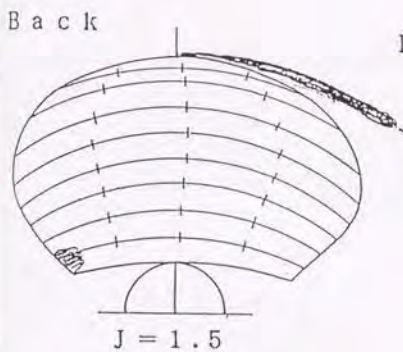
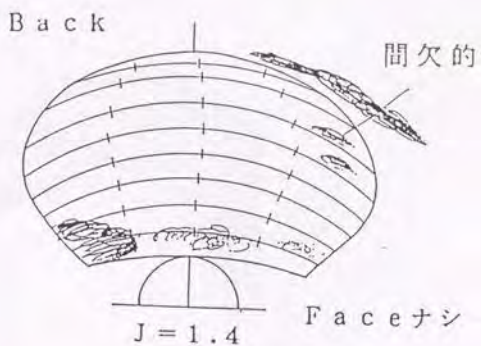
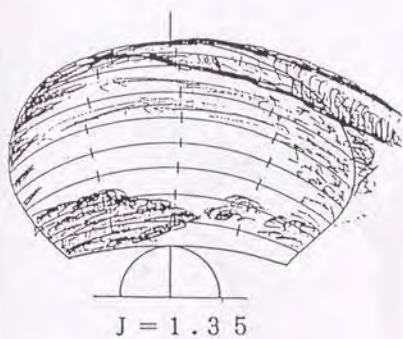


Fig.3.4.21(続)Newton-Raderプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

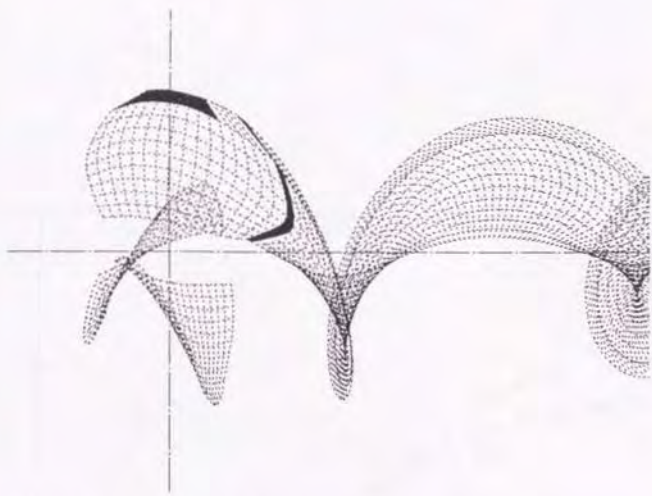


Fig.3.4.22 Newton-Raderプロペラのキャビテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )

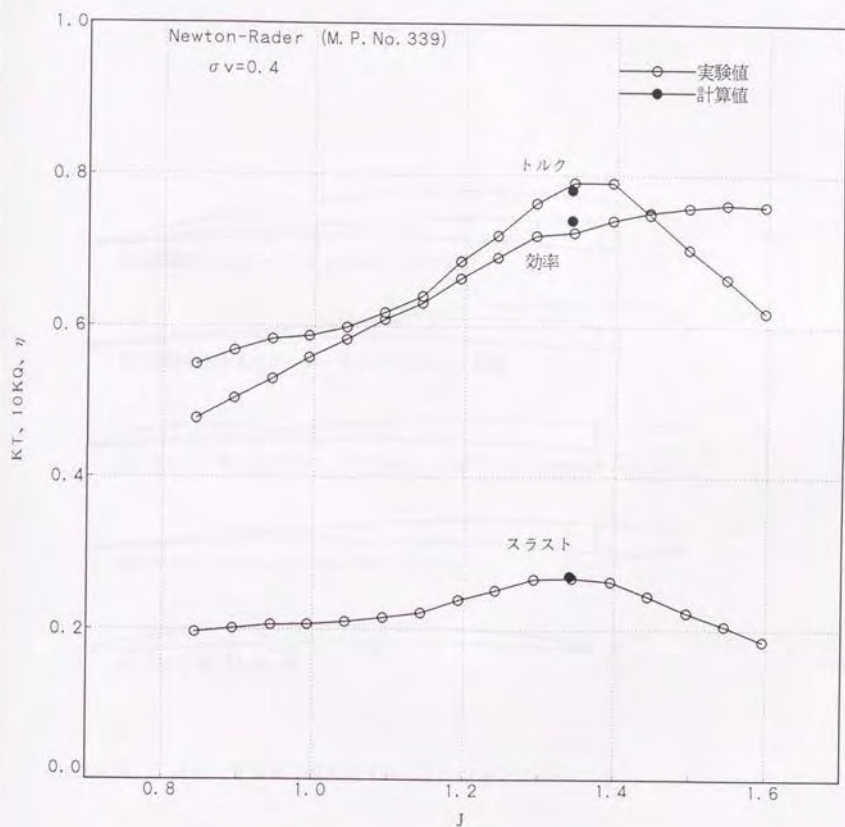


Fig. 3. 4. 23 Newton-Raderプロペラのプロペラ性能についての  
 計算と実験の比較 ( $\sigma v = 0.4$ )

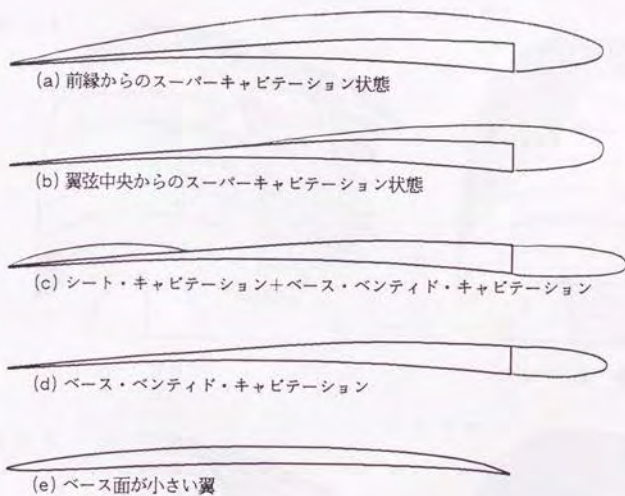
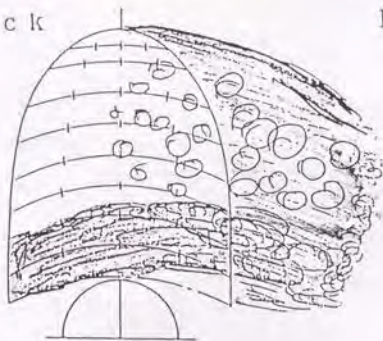


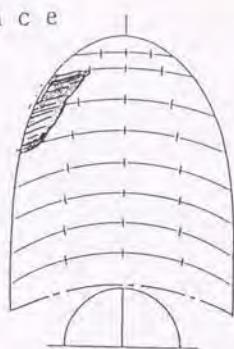
Fig.3.4.24 SC-VLMで扱えるキャビテーション・パターン

Back



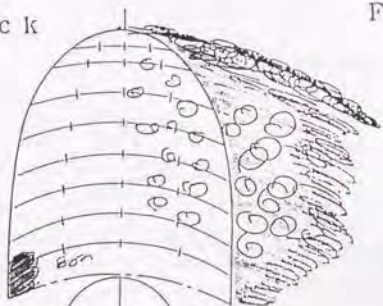
$J = 0.8$

Face



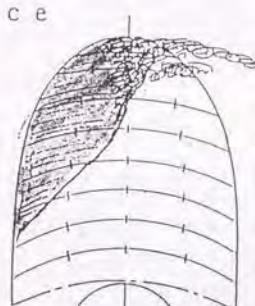
$J = 0.8$

Back



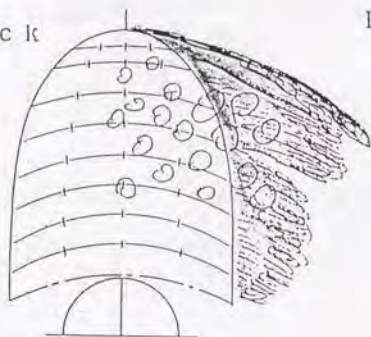
$J = 0.9$

Face



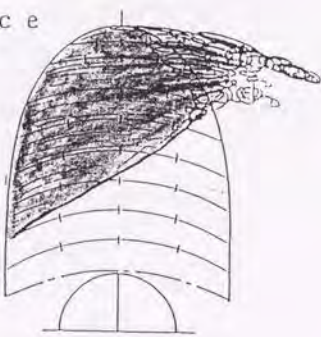
$J = 0.9$

Back



$J = 1.0$

Face



$J = 1.0$

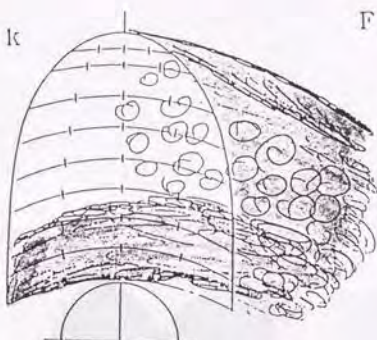
Fig.3.4.25 DTMBプロペラのキャビテーション・パターンのスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

B a c k



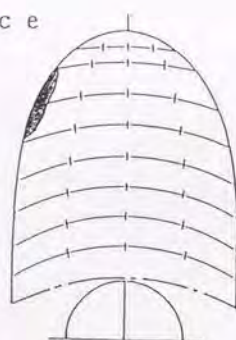
$J = 0.75$  (  $n=43\text{rps}$  )

B a c k



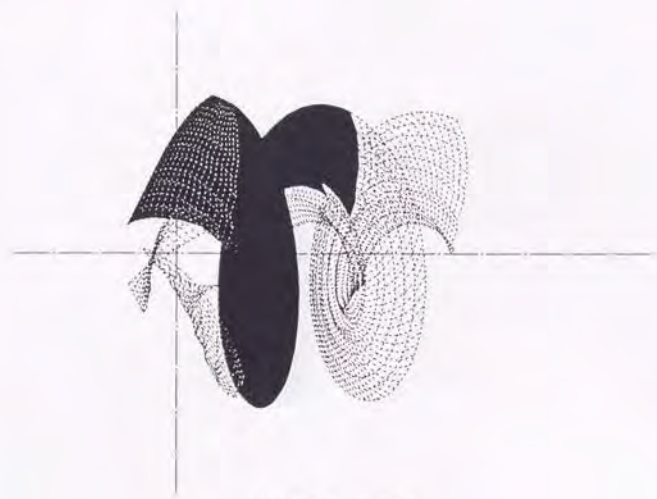
$J = 0.78$

F a c e

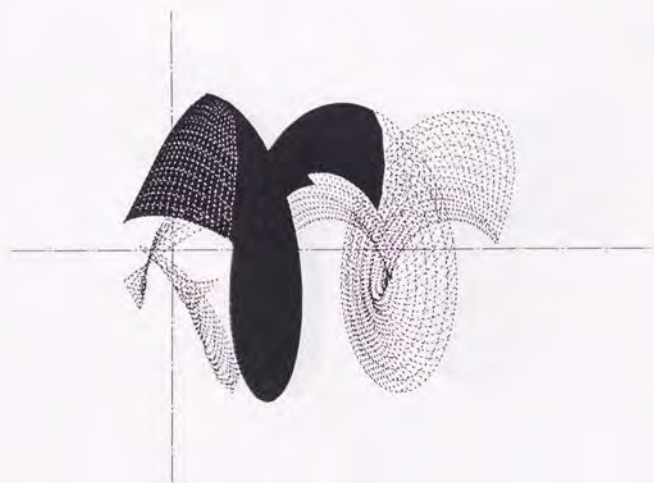


$J = 0.78$

Fig.3.4.25(続)DTMBプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )



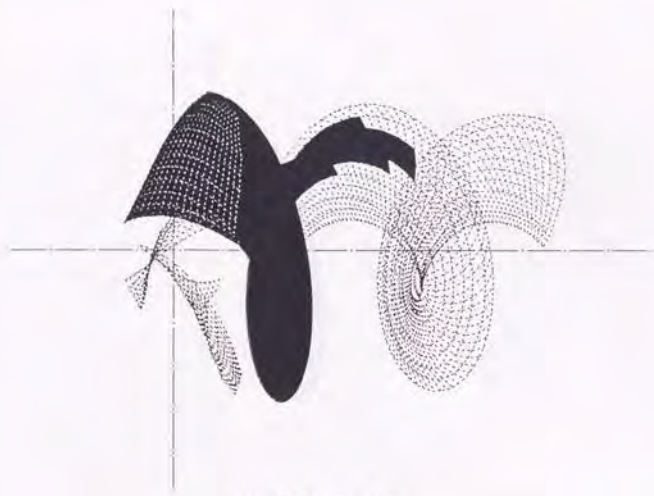
(a)  $J=0.4$ ,  $\sigma_v=0.4$



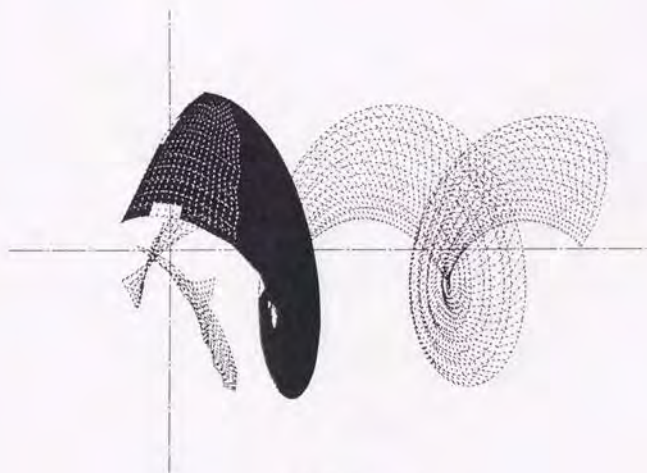
(b)  $J=0.5$ ,  $\sigma_v=0.4$

Fig.3.4.26 DTMBプロベラのキャビテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )



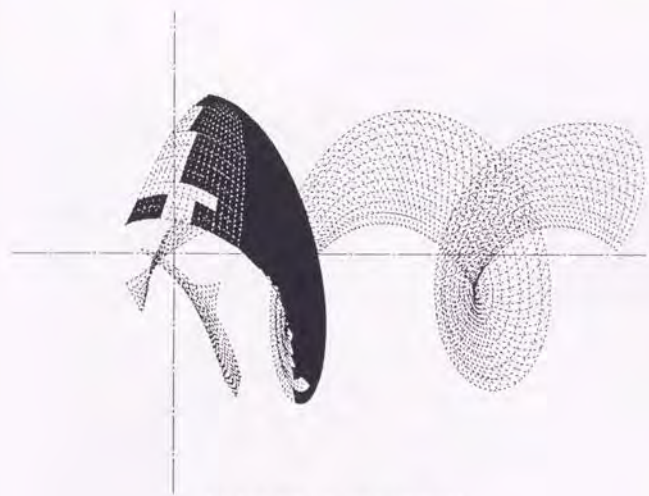


(c)  $J=0.6$ ,  $\sigma_v=0.4$

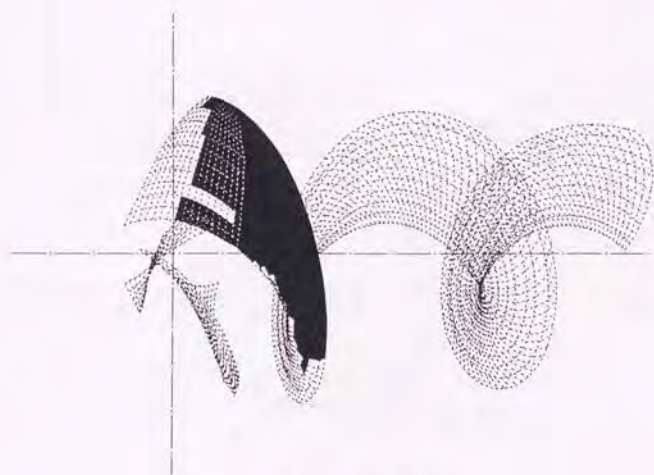


(d)  $J=0.7$ ,  $\sigma_v=0.4$

Fig.3.4.26 DTMBプロペラのキャビテーション・パターン計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )



(c)  $J=0.775$ ,  $\sigma_v=0.4$  (design)



(f)  $J=0.8$ ,  $\sigma_v=0.4$

Fig.3.4.26 DTMBプロペラのキャビテーション・パターンの計算値 ( $\sigma_v=0.4$ )

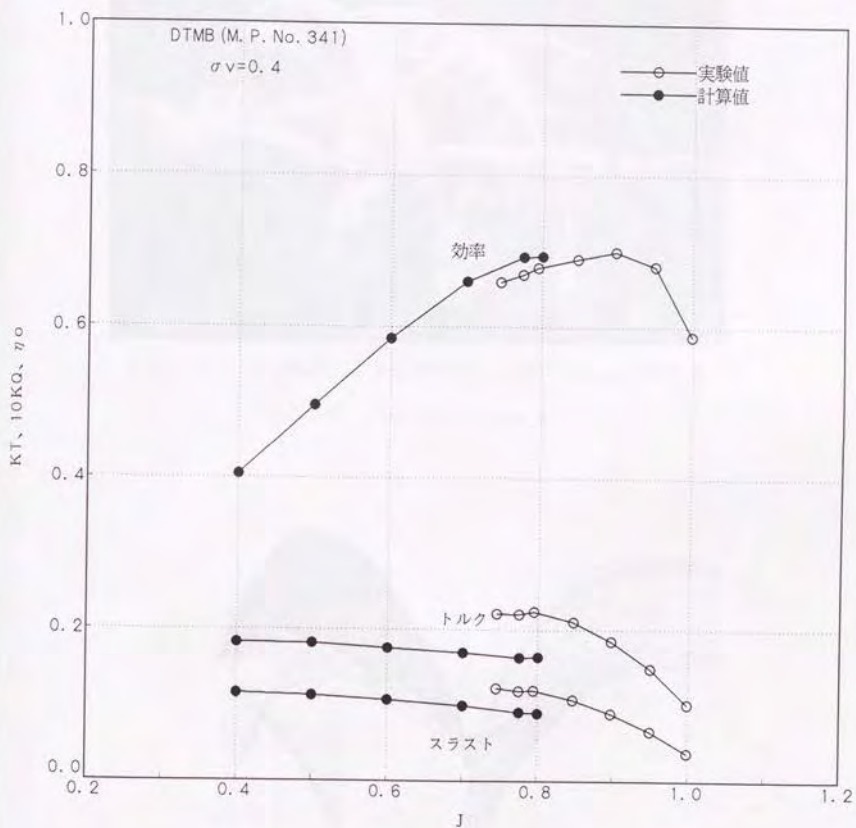


Fig. 3. 4. 27 DTMBプロペラのプロペラ性能についての  
 計算と実験の比較 ( $\sigma v = 0.4$ )

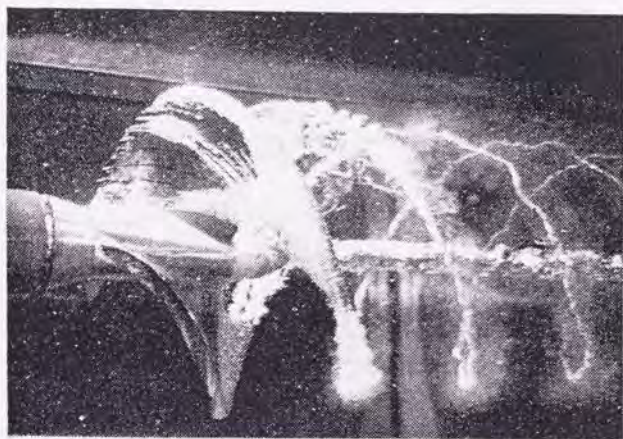


Fig.3.5.1 SRIJ-IIプロペラのキャビテーションの写真  
 (設計点:  $J=1.10$ 、 $\sigma_v=0.4$ )

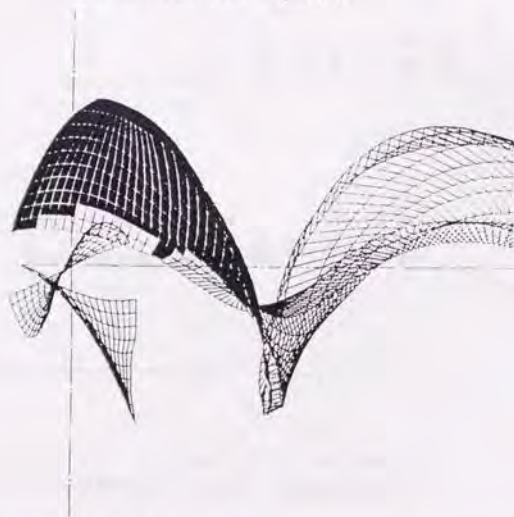


Fig.3.5.2 SRIJ-IIプロペラのキャビテーション・パターン  
 の計算結果  
 (後流渦変形有り、 $J=1.10$ 、 $\sigma_v=0.4$ )

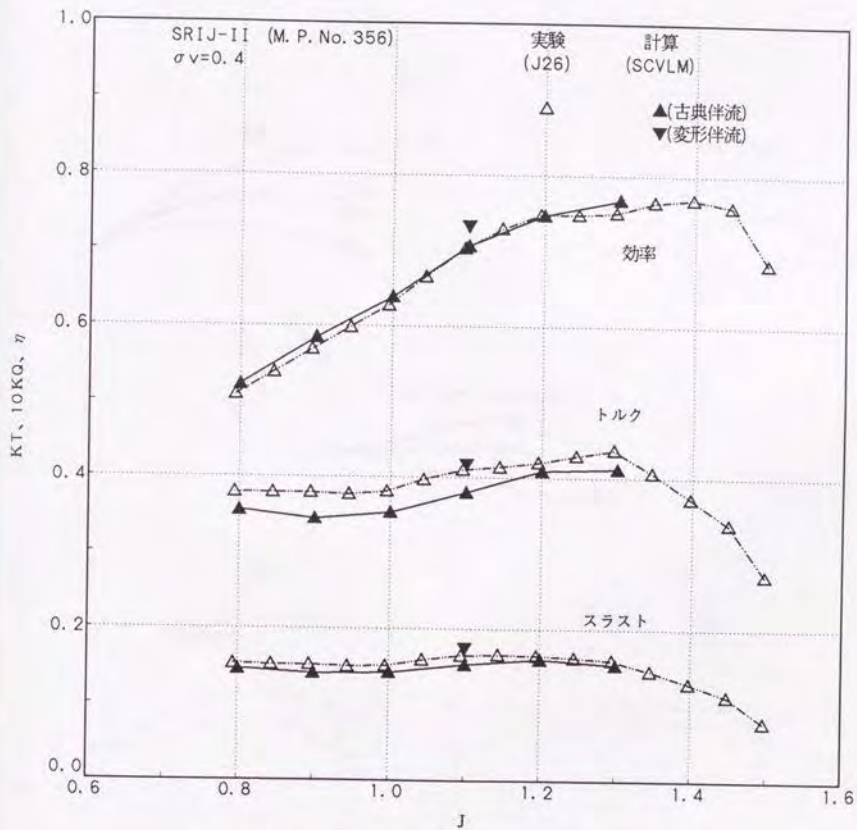


Fig. 3.5.3 SRIJ-IIプロペラのプロペラ性能についての  
 計算と実験の比較 ( $\sigma v = 0.4$ , 後流渦変形有り)

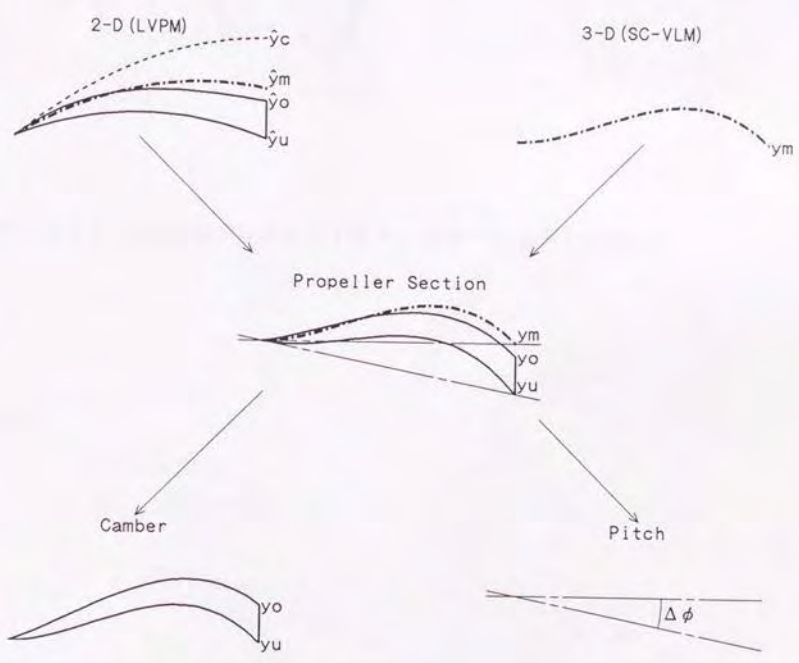


Fig. 4.2.1 SCP翼断面形状の設計法

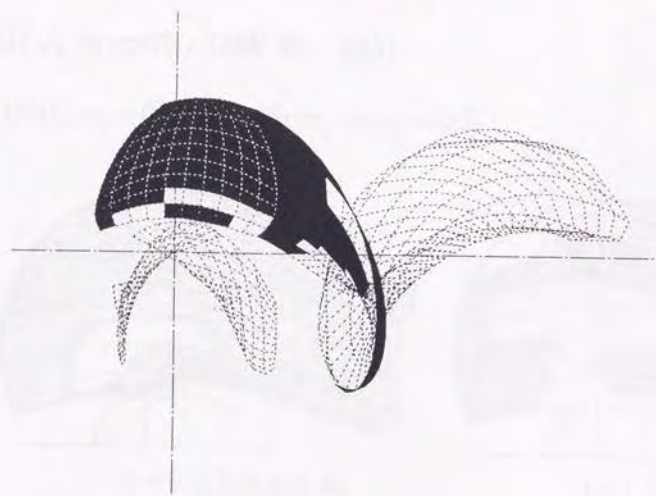
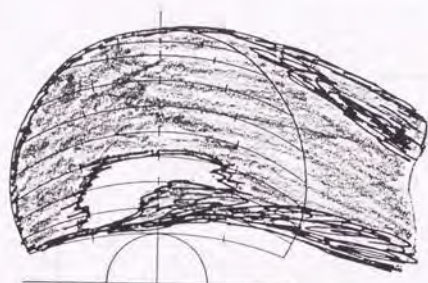


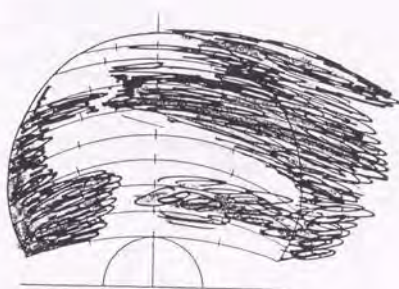
Fig.4.3.1 SRIJ-Aプロペラの予想キャビテーション・パターン

SRIJ-A Propeller (MP No. 365)

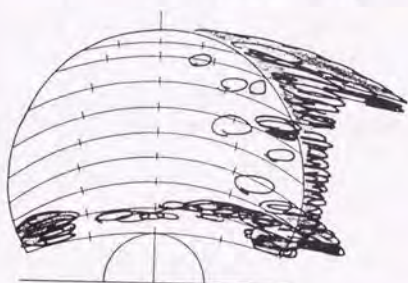
COND.;  $\sigma_v = 0.3$ ,  $n = 45\text{ rps}$ ,  $\alpha/\alpha_s \approx 0.27$



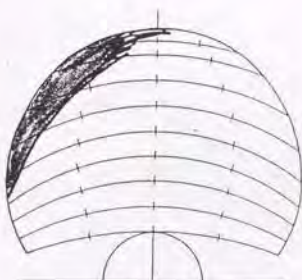
$J=1.1 (l_c/c \approx 2.6)$



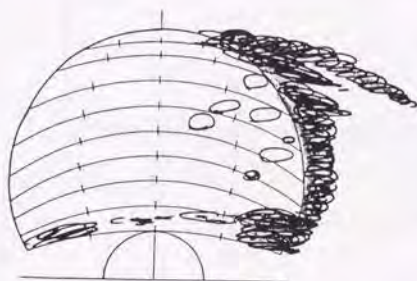
$J=1.2$



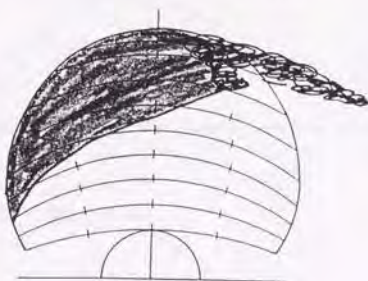
$J=1.3$  (Back)



$J=1.3$  (Face)



$J=1.4$  (Back)



$J=1.4$  (Face)

Fig.4.3.2 SRIJ-Aプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ



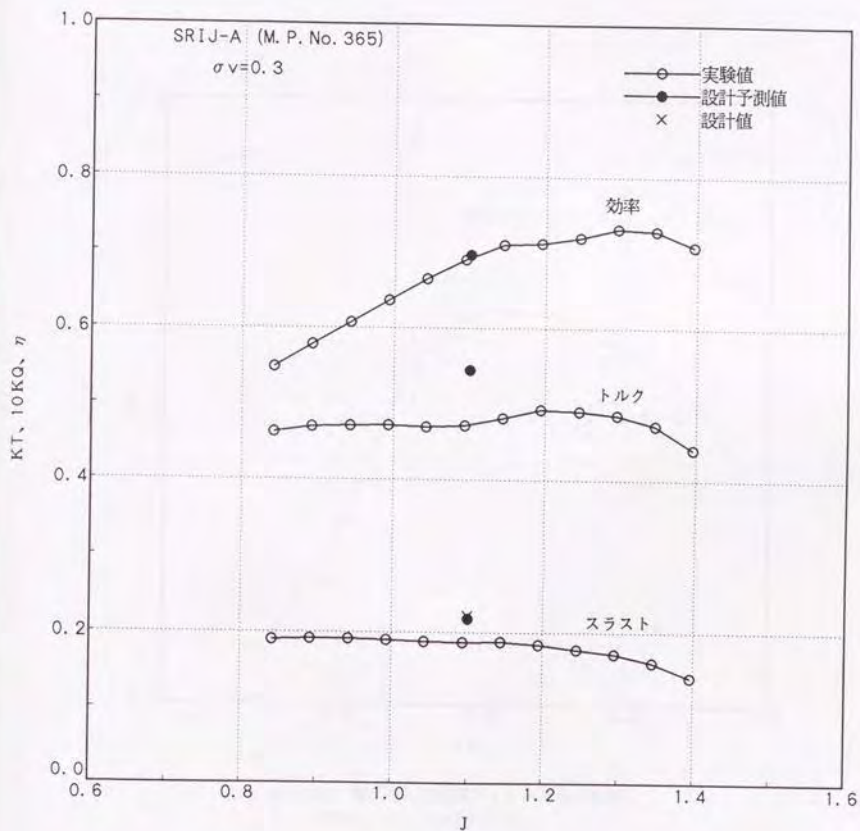


Fig. 4. 3. 3 SRIJ-Aプロペラのプロペラ性能 ( $\sigma_v = 0.3$ )

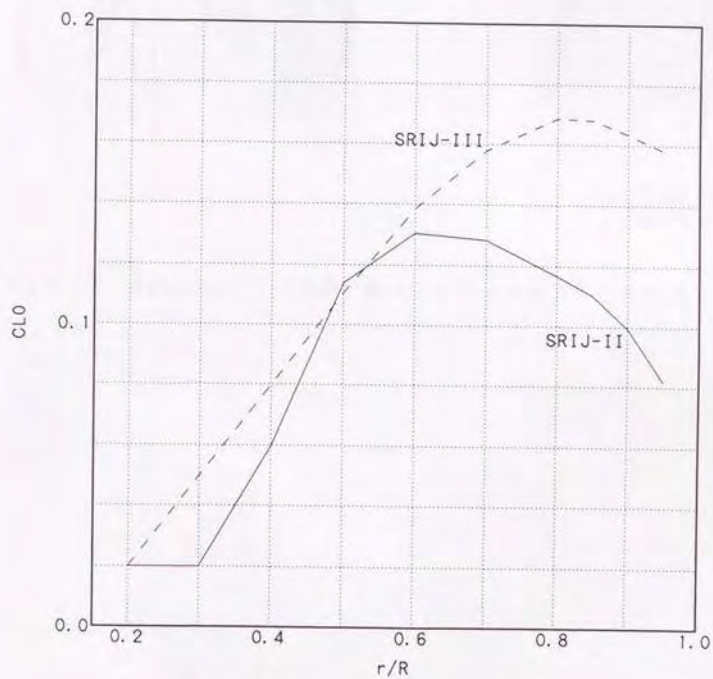


Fig. 4. 3. 4 翼断面の正面側キャンパ分布の比較  
(SRIJ-II, SRIJ-III)

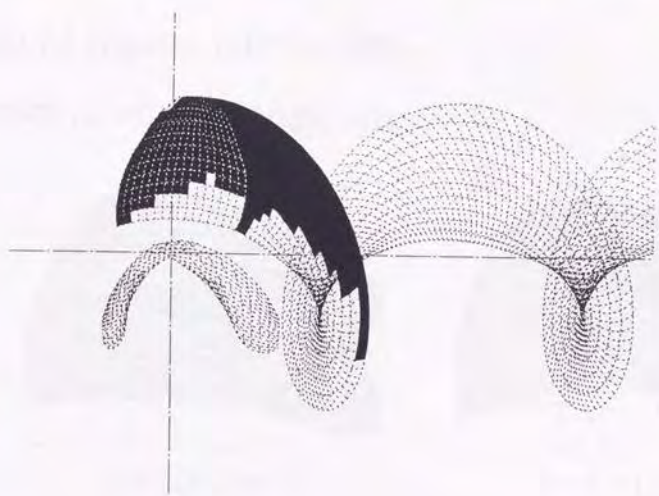


Fig.4.3.5 SRIJ-IIIプロペラの予想キャビテーション・パターン

SRIJ-III Propeller (MP No. 366)

COND.:  $\sigma_v = 0.4$ ,  $n = 40\text{rps}$ ,  $\alpha/\alpha_s \approx 0.28$

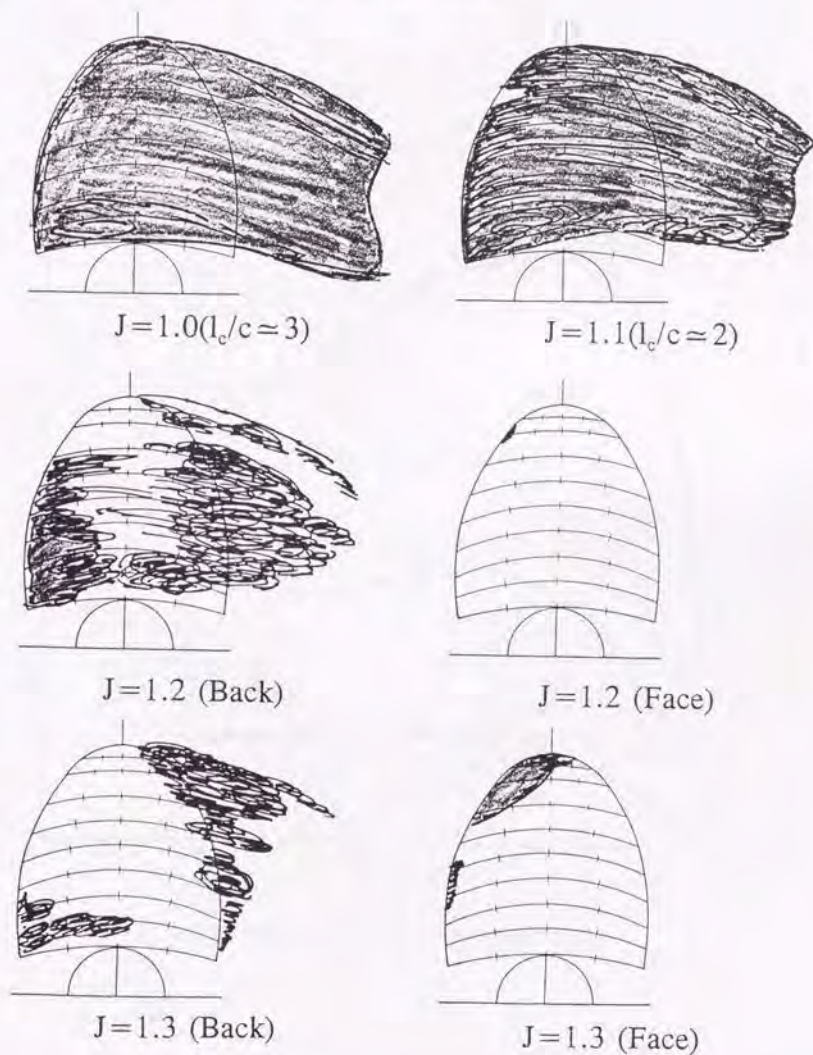


Fig.4.3.6 SRIJ-IIIプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ

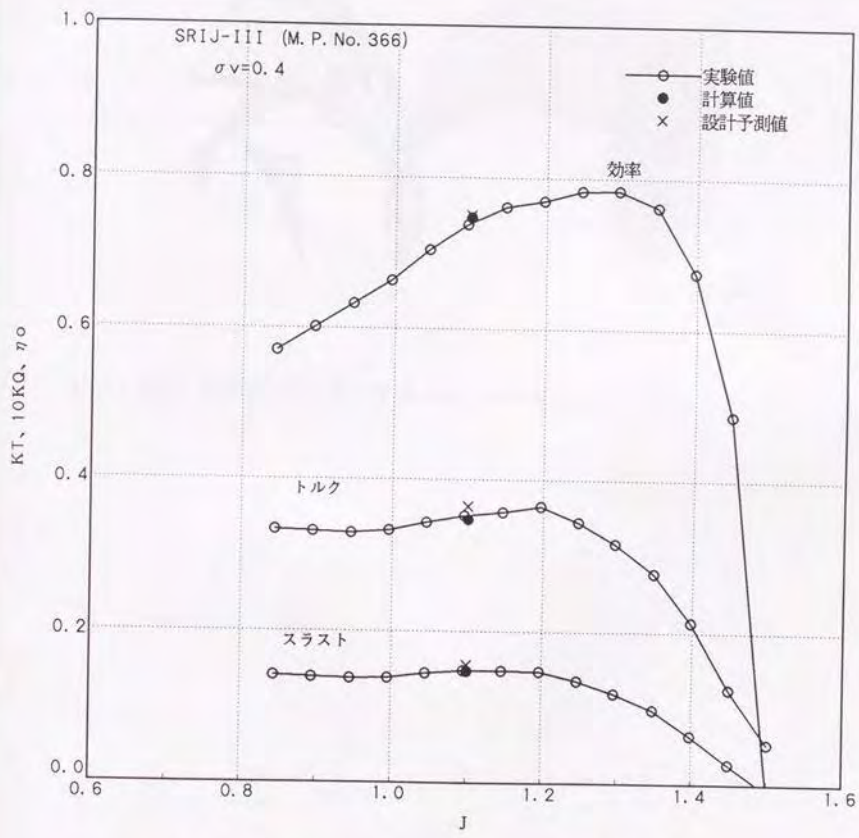


Fig. 4. 3. 7 SRIJ-IIIプロペラのプロペラ性能 ( $\sigma v = 0.4$ )

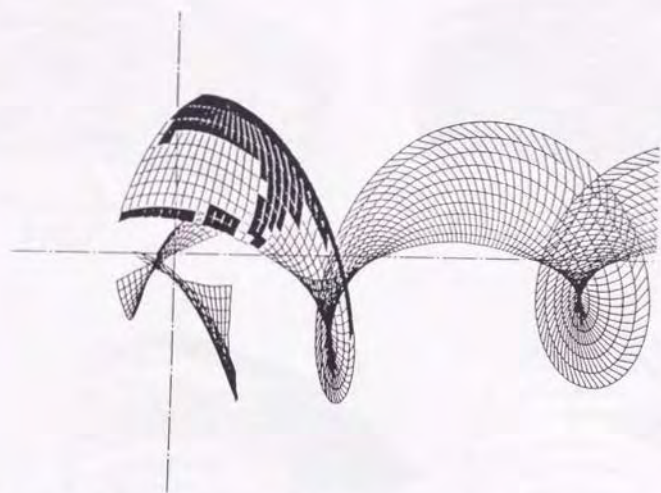
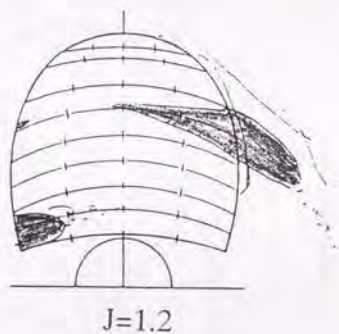
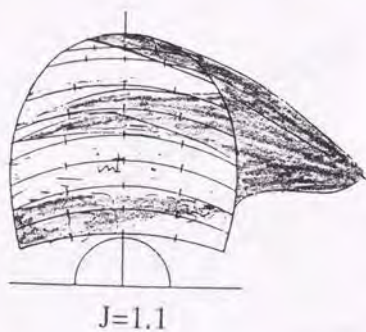
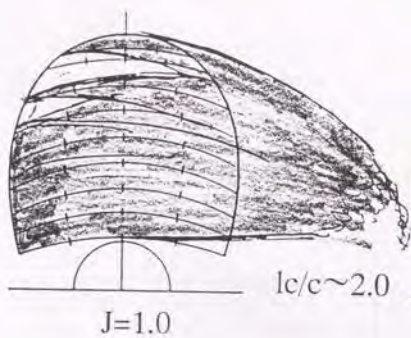
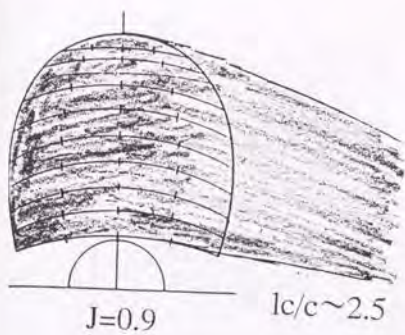
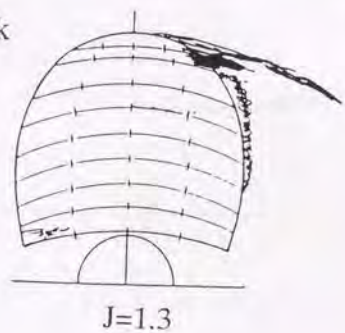


Fig.4.3.8 SRNJプロペラの予想キャビテーション・パターン



Back



Face

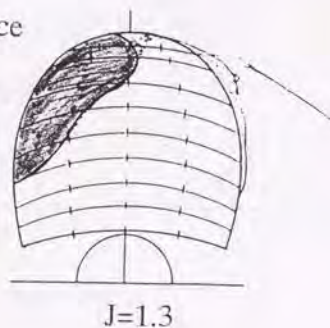


Fig.4.3.9 SRNJプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ ( $\sigma_v=0.4$ )

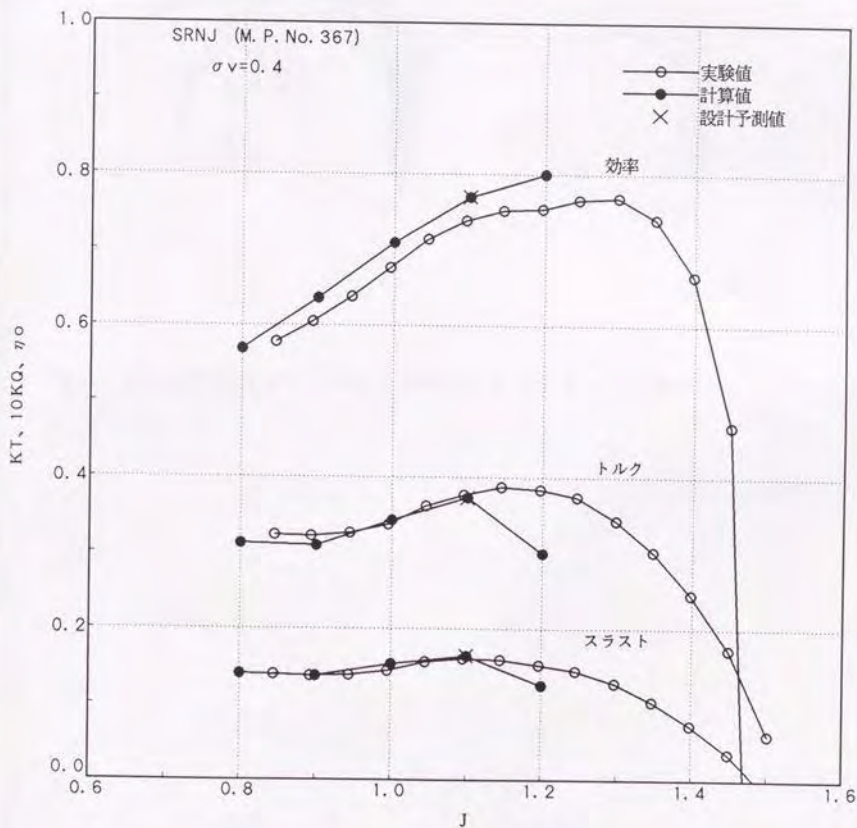


Fig. 4.3.10 SRNJプロペラのプロペラ性能 ( $\sigma v = 0.4$ )



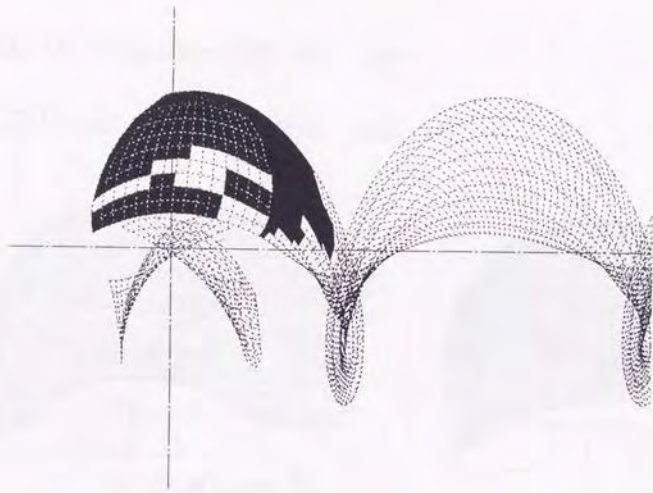
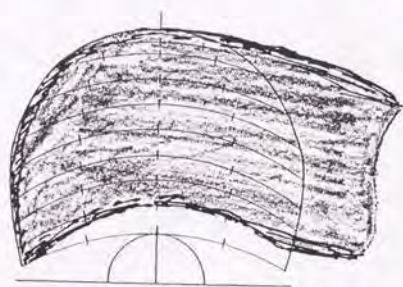


Fig.4.3.11 SRIJ-IVプロペラの予想キャビテーション・パターン

SRIJ-IV Propeller (MP No. 369)

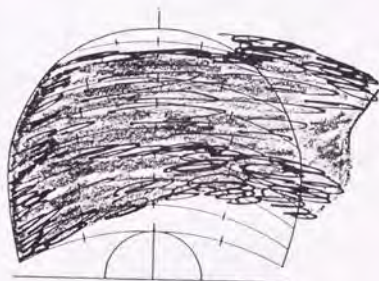
COND.:  $\sigma_v = 0.4$ ,  $n = 40\text{rps}$ ,  $\alpha/\alpha_s \approx 0.33$



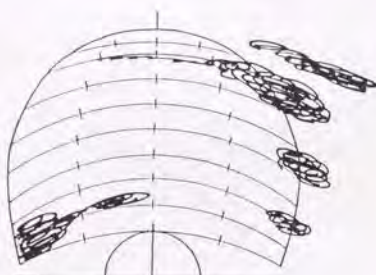
$J=0.9(l_c/c \approx 3)$



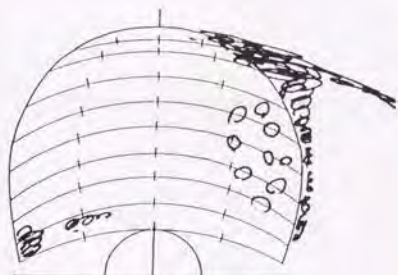
$J=1.0(l_c/c \approx 2)$



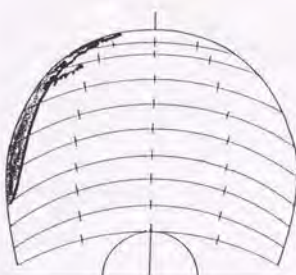
$J=1.1$



$J=1.2$



$J=1.3$  (Back)



$J=1.3$  (Face)

Fig.4.3.12 SRIJ-IVプロペラのキャビテーション・パターン・のスケッチ

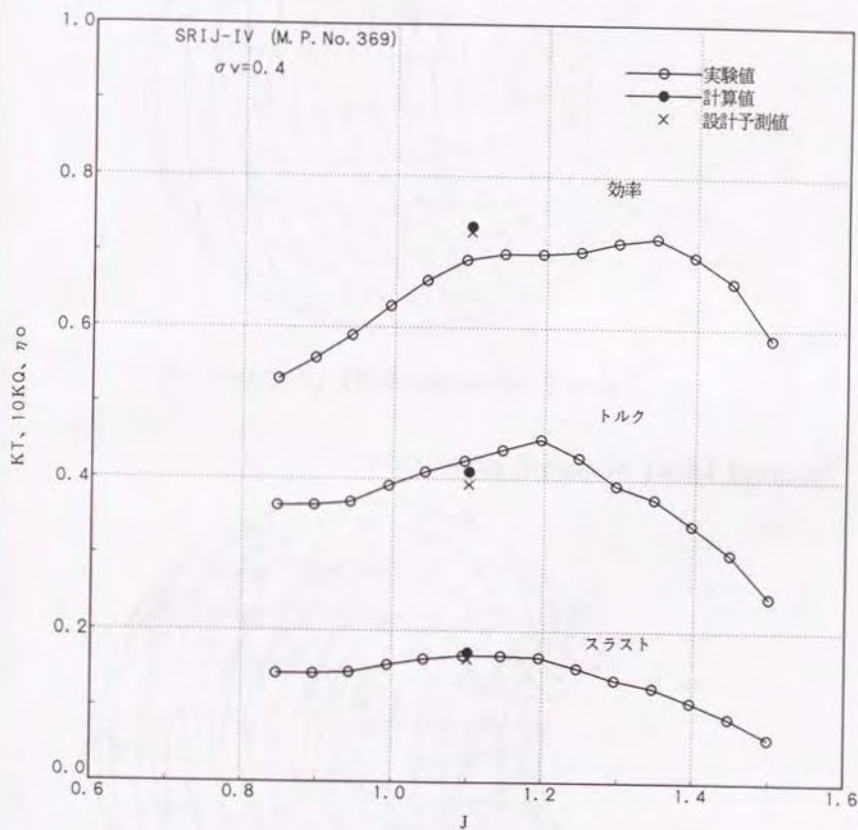
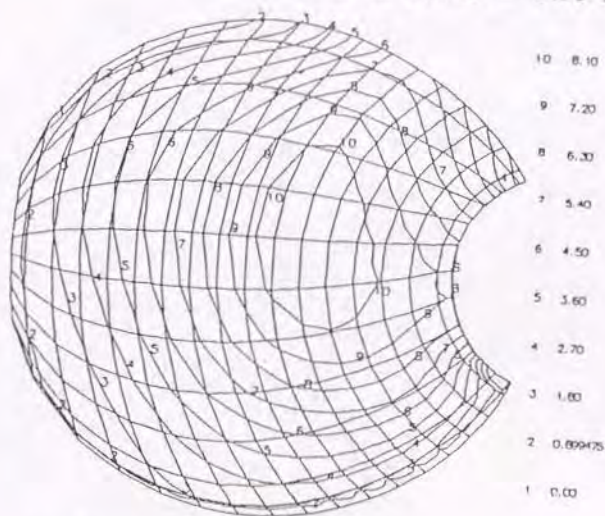


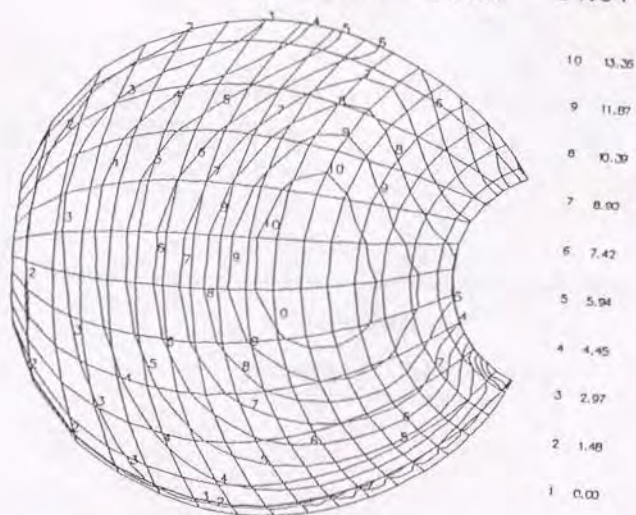
Fig. 4.3.13 SRIJ-IVプロペラのプロペラ性能 ( $\sigma v = 0.4$ )

Maximum Stress =  $8.99 \text{ kg/mm}^2$



(a) Stress by Hydrodynamic Force

Maximum Stress =  $14.84 \text{ kg/mm}^2$



(b) Stress by Hydrodynamic Force and Centrifugal Force

Fig.4.3.14 SRIJ-IVプロペラの翼応力分布

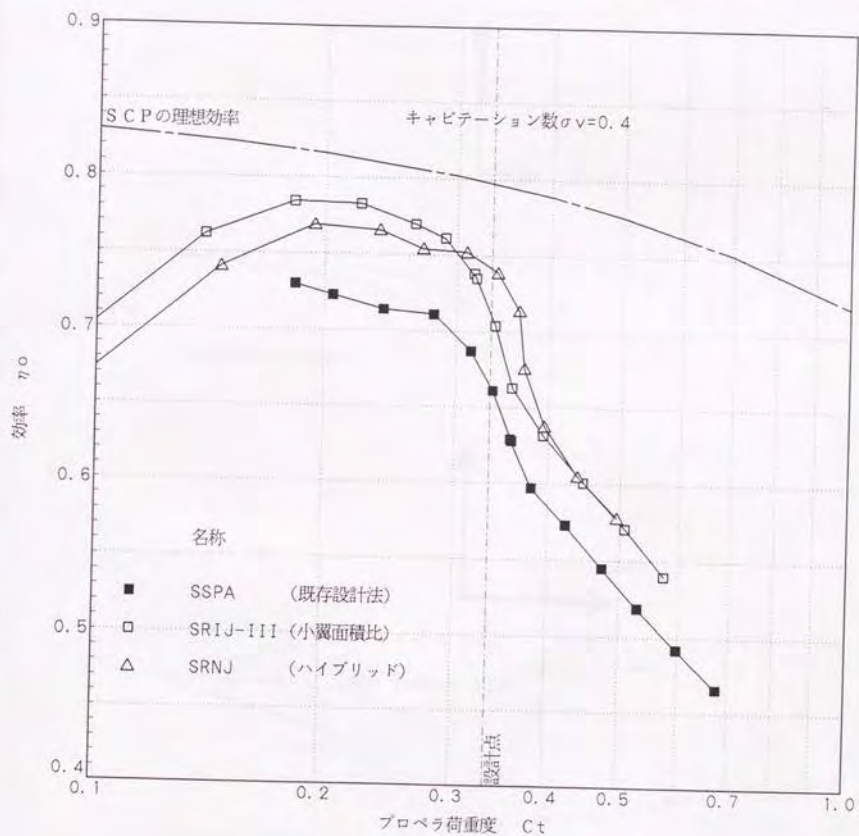


Fig. 4.4.1 既存の設計法と新しい設計法により設計したSCPのプロペラ性能の比較

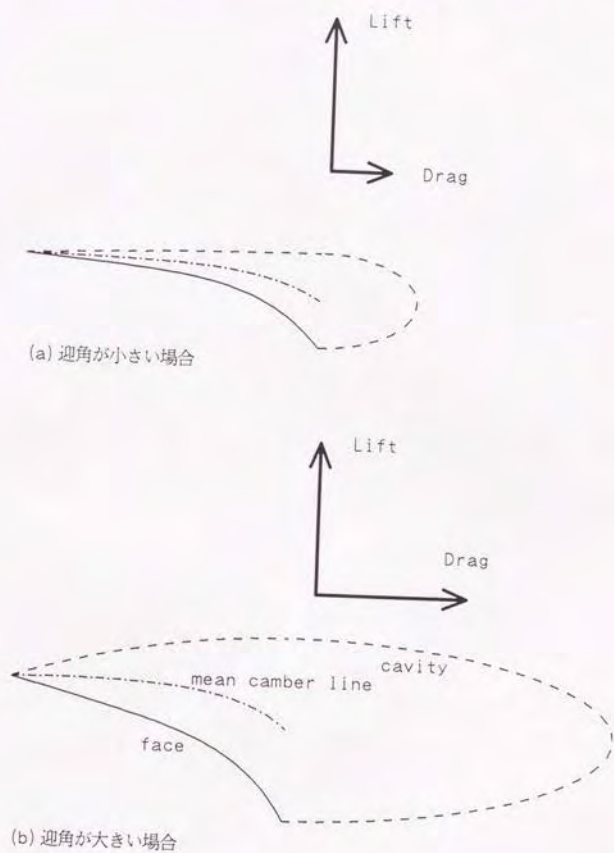


Fig. 4.5.1 SCPの性能に対するピッチ修正の影響

