

# スーパー・キャビテーティング・プロペラの設計

正員 右 近 良 孝\* 正員 工 藤 達 郎\*  
 正員 黒 部 雄 三\* 正員 星 野 徹 二\*\*

Design and Evaluation of New Supercavitating Propeller

by Yoshitaka Ukon, *Member* Tatsuro Kudo, *Member*  
 Yuzo Kurobe, *Member*, Tetsuji Hoshino, *Member*

## Summary

This paper firstly describes a new design method of supercavitation (hereafter, SC) propellers. The circulation distribution of propeller blades was calculated by a lifting line theory as an existing method, while the hydrodynamic characteristics of blade sections at each radial position were calculated by a nonlinear cavity flow theory based on a higher-order singularity panel method, "Linear Vortex Panel Method; LVPM".

Three SC propellers were designed for the same design conditions, that is, the ship speed is 50 kts, the required thrust per shaft is 100 tons and the propeller immersion is 4 meters. The SSPA SC propeller was chosen as a target SC propeller, since reliable design charts were published. The optimum propeller revolution rate was determined from the chart under the constrained condition of supercavitation. For the target propeller, a SSPA propeller model was made and the hydrodynamic characteristics were measured in the SRII large cavitation tunnel.

From the calculated circulation distribution and the assumed blade contour, the design lift coefficient at each radial position and SC section were determined by the iteration so that the strength requirement was satisfied. The lifting surface correction based on Ludwieg-Ginzel's method was applied to the blade profile on the face side of the first designed SC propeller (SRIJ-I). The efficiency of the SRIJ-I SC propeller at the design condition ( $J=1.1$ ) was 0.676 and about 4 % higher than the target propeller. The measured thrust of the SRIJ-I SC propeller was 15 % higher than the predicted one and this propeller emitted relatively higher cavitation noise.

Secondly effort was made to improve the performance of the first designed SC propeller. From the examination by the experiments, inappropriate camber correction was cleared up. Using the load distribution of the SC sections given by the LVPM, the camber distribution at each radial position was calculated by the propeller design method based on "Quasi-Continuous Method". The second SC propeller was tested at the cavitation tunnel. The measured propeller efficiency at the design condition was 0.720 and the increase of 11 % on the efficiency was obtained against the target propeller. The obtained thrust was 4 % higher than the predicted one, while the propeller was fully cavitating. It is concluded that a new favorable SC propeller could be designed by the present design method.

## 1. は じ め に

近年, TSL をはじめとして高速船や高速艇に関心が向け

\* 船舶技術研究所推進性能部

\*\* 三菱重工業(株)長崎研究所船舶・海洋研究推進室

原稿受理 平成 5 年 7 月 9 日

秋季講演会において講演 平成 5 年 11 月 9, 10 日

られている。その推進装置としてウォーター・ジェットが用いられることが多いが、ポンプの一種であるこのウォーター・ジェットは効率がプロペラに比べて劣悪である<sup>1)</sup>ことが良く知られている。これに対して、スーパー・キャビテーティング・プロペラ(以下, SCP という)はウォーター・ジェットより効率が格段に高いのが知られているにも拘わらず、用いられる例が多くない。この理由の一つとして、信頼すべき SCP 設計法がないことが挙げられる<sup>2)</sup>。

既存の SCP 設計法として揚力線理論に基づく DTMB 法が知られている。Tulin<sup>3)</sup>により提案された性能の良いスーパー・キャビテーティング(以下、SC という)翼型を用いて、Tachimindji と Morgan<sup>4)</sup>が SCP 設計法を開発し、幾つかの 3 翼 SCP を設計した。この設計法では Eckhardt-Morgan のキャビテーションが発生していない(以下、ノンキャビ状態)か、またはプロペラ性能に影響を及ぼさない程度しかキャビテーションが発生しないプロペラ設計理論<sup>5)</sup>と翼断面については Tulin の線型二次元 SC 理論<sup>3)</sup>を用いており、翼素の性能は二次元 SC 翼型の実験値<sup>6)</sup>による修正を加えて推定している。この結果、効率の比較的良好な SCP が設計できたが、前縁で激しい振動が生じ、翼弦長をカットせざるを得なかった。また、他のプロペラでは背面が SC 状態にならない等の問題が残った。Venning らは 2~4 翼の SCP の具体的な設計法及び設計された 12 個の SCP の評価を発表した<sup>7)</sup>。結論において、SC 状態で所要の設計スラストが得られないことから 15 %だけ設計スラストを増加させて設計することを提案している。谷口、谷林は DTMB 法で設計するとスラストが設計値より低くなるという同様の結論を得ている<sup>8)</sup>。著者らの二人が、DTMB 法により設計した結果、スラストは 9% 低く、設計点で SC 状態にならない等のこの方法で設計される SCP の一般的な特徴と一致する結果を得た<sup>9)</sup>。この他に、幾つかの SCP 性能解析理論<sup>10)</sup>や設計理論<sup>11)</sup>が提案されているが、実用レベルに達しているとは言い難い。一方、実用的設計法が Rutgersson<sup>12)</sup>により提案され、設計結果は比較的信頼性があると言われている。しかしながら、チャート式であるため、汎用性に乏しく、また、効率は必ずしも充分高くない。

本論文では既存の設計法より信頼性及び汎用性の高い、かつより高効率の SCP 設計法を提案するとともに、3 翼の SCP を設計・製作し、模型試験により実証しようとするものである。

## 2. SCP の設計の考え方

### 2.1 設計の基本的方針

本論文で用いる設計法は前述の DTMB 法<sup>7)</sup>をベースとしたものとすることにし、最近の新しい知見をもとに改良することとした。先ず、所要スラスト、船速および直径を与えて、設計することとする。最適プロペラ回転数は SSPA チャート<sup>12)</sup>により求める。プロペラ揚力線理論により、プロペラの設計ピッチのベースとなる流体力学的ピッチ及び循環分布が求められる。ここで用いた揚力線理論は Goldstein<sup>5)</sup>の方法である。このため、実際にはボス比 0.19 のプロペラをボス比 0.2 で設計した。ここで得られる循環分布は Goldstein の理論に基づくノンキャビ状態のプロペラに対して最適性能を与える分布であり、SCP として最適となっているかは疑問となるが、ここではとりあえず在来法と同じく Goldstein の理論で与えられる循環分布で設計

された SCP を考えることとする。次に、プロペラ翼輪郭を与えて、設計揚力を求める。ここまで DTMB 法とほぼ同じである。DTMB 法では SC 翼断面形状はキャビテーション数がゼロの時に成立する Tulin の線型理論によって得られる Tulin 二項翼型等を用いる<sup>7)</sup>。有限キャビテーション数の修正を行い、翼断面性能を推定している。この方法が設計精度を悪くしている原因と考えられたので、一次渦パネル法による非線型 SC 理論(Linear Vortex Panel Method; LVPM)<sup>13)</sup>で各半径位置でのキャビテーション数に対する翼断面性能を計算することとした。即ち、最小前縁半径とプロペラ母材の強度と荷重から決められる断面係数を与えて、各半径位置でのキャビテーション数で設計揚力を満たす SC 翼型断面形状を非線型 SC 理論により作成した理論計算チャートから求めた。翼強度を満たす翼断面が得られない時には、翼輪郭を変更する。繰り返し計算を行い、設計条件を満たす翼輪郭と翼断面形状を求める。この際、各翼断面の性能の算出時には、各半径位置でのレイノルズ数から計算される粘性摩擦修正を行う。

### 2.2 設計条件及びターゲットプロペラの設計

設計条件としては、50 ノットの超高速船用の SCP とした。スラストは 1 軸あたり 100 ton とし、プロペラ直径及び没水深度をそれぞれ 3.318 m 及び 4 m とした。これを無次元値で表示すると推力係数  $C_T = 0.334$ 、キャビテーション数  $\sigma_V = 0.4$  となる。伴流はないものとし、他の既存プロペラと同程度の翼強度条件を満たすプロペラとする。

この設計条件に対して、具体的に SSPA チャートに基づき、ターゲットとなる SCP を設計した。本プロペラをここでは SSPA プロペラ(MPNo. 345)と呼ぶ。先ず、SSPA チャートにより、スーパー・キャビテーション状態となり、かつ、効率が最も良い作動点を選定した。その結果、前進係数  $J = 1.1$  となり、プロペラ回転数は 423 rpm となる。得られた SCP の翼形状を Fig. 1 に、主要目を Table 1 に示す。

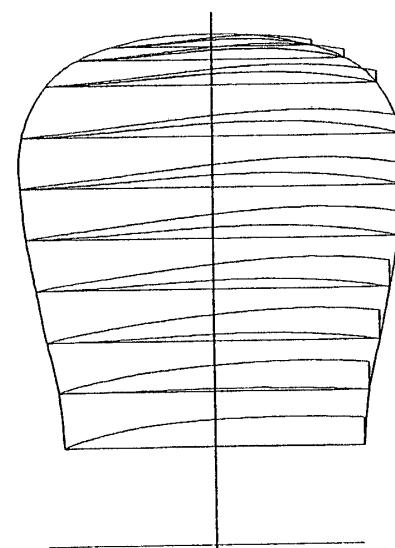


Fig. 1 Blade Contour and Section of SSPA-SCP

Table 1 Principal Dimensions of SCP Models

Propeller Name	SSPA	SRIJ-I	SRIJ-II
MP No.	345	354	356
Diameter [mm]	200.0	200.0	200.0
Pitch Ratio (0.7R)	1.600	1.462	1.4695
Exp. Area Ratio	0.500	0.624	0.624
Boss Ratio	0.19	0.19	0.19
Rake Angle [deg]	10	10	10
Skew Angle [deg]	0	0	0
Blade Number	3	3	3
Blade Section	Johnson-3	SRJN	SRJN
Direction of Rotation	Right	Right	Right
Material	NiAlBr	SUS303	SUS303

設計点  $J=1.1$  及び  $\sigma_v=0.4$ において、本プロペラは  $K_T=0.159$ ,  $K_Q=0.0430$ ,  $\eta_o=0.647$  なる性能となることがチャートより期待できた。

本プロペラの性能確認のため、船舶技術研究所の大型キャビテーション水槽でプロペラ性能計測を行った。動力計として主動力計(Kempf & Remmers 社製 J 26型、歪ゲージ方式、スラスト 600 kg、トルク 30 kg-m、最大回転数 60 rps)を用いた。計測値に対してノンキャビ状態のプロペラでの計測と同様に、Wood & Harris の方法(ITTC 方式)による側壁影響の補正を行った。計測はノンキャビ相当状態 ( $\sigma_v=2\sim 5$ )の他、 $\sigma_v=1.0, 0.6, 0.5$  及び  $0.4$  のキャビテーション数について行った。流速はプロペラ上流のベンチュリ管方式で、静圧はプロペラの前後位置で計測される静圧の平均値を用いた。空気含有率は約 30 % とし、プロペラに前縁粗さを付けていない。後述のプロペラについても同様の方法で計測を行った。

計測結果を Fig. 2 に示す。設計点では  $K_T=0.170$ ,  $K_Q=0.0455$ ,  $\eta_o=0.649$  となり、スラスト及びトルクとも設計値より 6 % 大きいが、効率は予測値とほぼ一致している。キャビテーション・パターンを Fig. 3 に示す。設計点では SC 状態となっているが、キャビティは厚く、効率改善の余地が窺えた。フェイス・キャビテーション発生時には翼の変形も目測され、強度が危惧された。

### 3. 改良 DTMB 法による設計

#### 3.1 設計の手順

本論文では 2 ケの SCP を新しい設計法により具体的に設計した。1 ケ目のプロペラを SRIJ-I プロペラ (MPNo. 354) と呼ぶ。本プロペラは前節の設計の基本方針に加えて、次のような方針とした。

本プロペラに用いる翼断面形状の正面形状は Johnson 5 項翼とし、背面形状は種々のキャビテーション数について非線型 SC 翼型理論により計算されたキャビティ内側包絡線と一致させる。設計迎角は理論チャート作成上の都合か

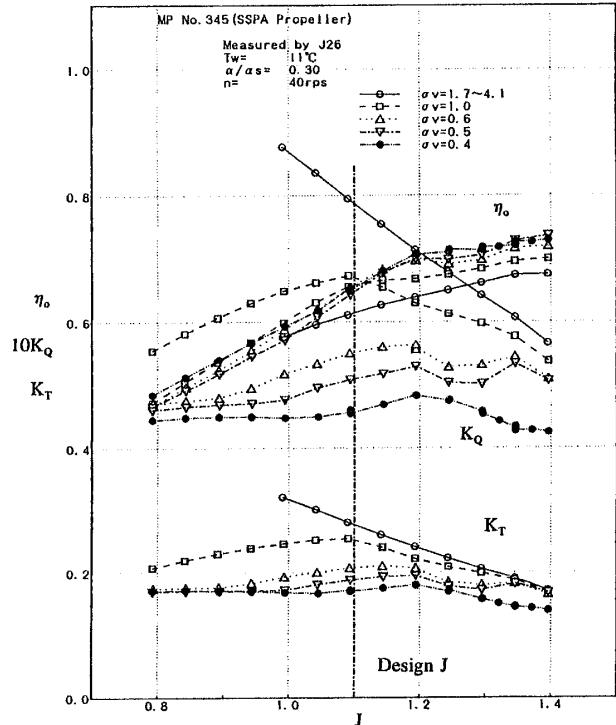


Fig. 2 Propeller Open Characteristics of SSPA-SCP in Various Cavitating Conditions

SSPA Propeller (MP No. 345)

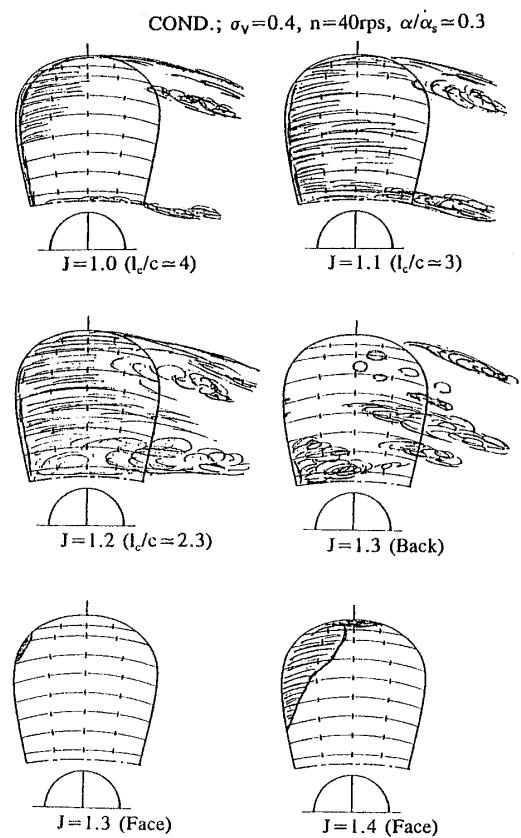


Fig. 3 Gavitation Patterns of SSPA-SCP at  $\sigma_v=0.4$

ら一定(このプロペラについては2度)に限定し、与えられた設計揚力を発生する正面形状をこのチャートから求める。すべての半径位置においてSC状態になっているものとして、翼断面性能は計算される。

ここで得られた翼断面形状は2次元流場に対して有効な翼断面であり、プロペラが作動している時の曲がり流れに置かれた時に適切な形状となっていないので、この修正を行う必要がある。簡易な方法として、Ludwig-Ginzel法<sup>4,5)</sup>が有名であり、ここではこれによる揚力面キャンバー修正値を用いる。但し、このプロペラに対しては迎角に関する揚力面補正是行わなかった。本設計法では有限キャビテーション数で計算した翼断面形状を用いているので、DTMB法で用いられるゼロ・キャビテーション数に対するピッチ補正<sup>7)</sup>は行わない。

また、プロペラがSC状態となると、翼間の流路が流体力学上狭くなることにより生じる止堰(翼列)効果を補正するピッチ修正をSSPA法<sup>12)</sup>にならって行う。翼輪郭を決める際の初期形状はSSPAプロペラの輪郭( $a_E=0.5$ )をベースとし、強度が不足の部分があれば、翼弦長を長くして、プロペラ設計を繰り返す。材質をステンレス鋼(SUS 304)と仮定した。翼断面は設計及び作動迎角を2度として背面形状を求めた。前縁半径 $r_{le}$ は0.3 mmとした。上記の手順をFig. 4のフローチャートに示す。設計で得られたプロペラ

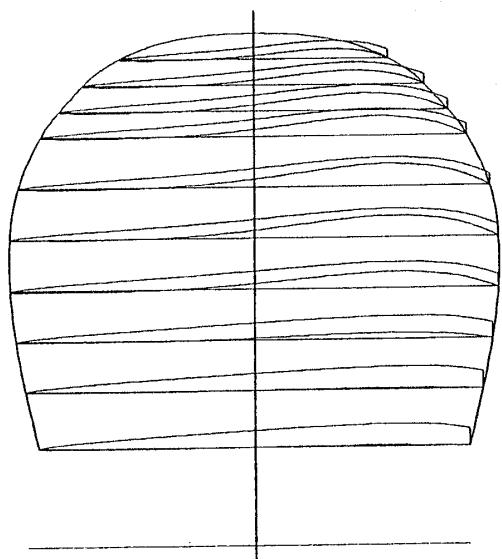


Fig. 5 Blade Contour and Section of SRI J-I SCP

翼輪郭と各半径位置での翼断面形状をFig. 5に示す。揚力線理論による設計予測値は各半径位置でSC状態になるとすれば $J=1.1$ で $K_T=0.160$ ,  $K_Q=0.0356$ ,  $\eta_o=0.786$ であった。

### 3.2 実験結果

SRIJ-Iプロペラについてのキャビテーション水槽での性能計測結果をFig. 6に示す。設計点において $K_T=0.183$ ,

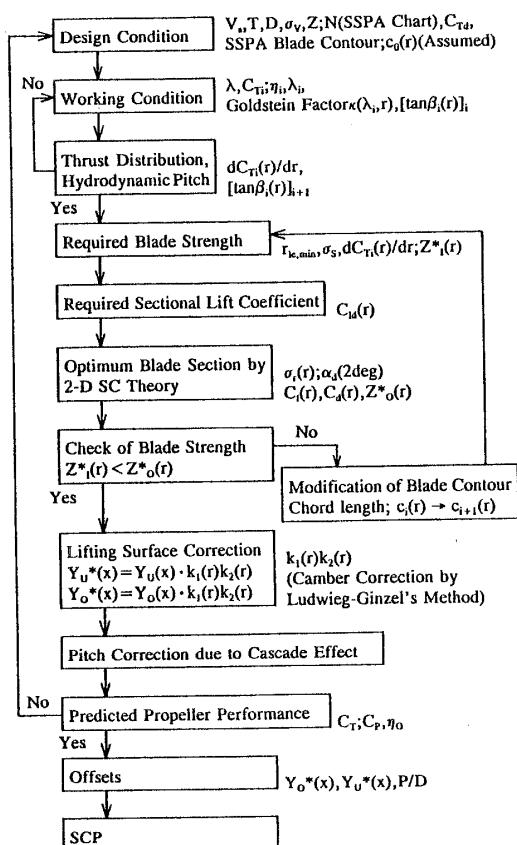


Fig. 4 Flow Chart of Original SCP Design Procedure

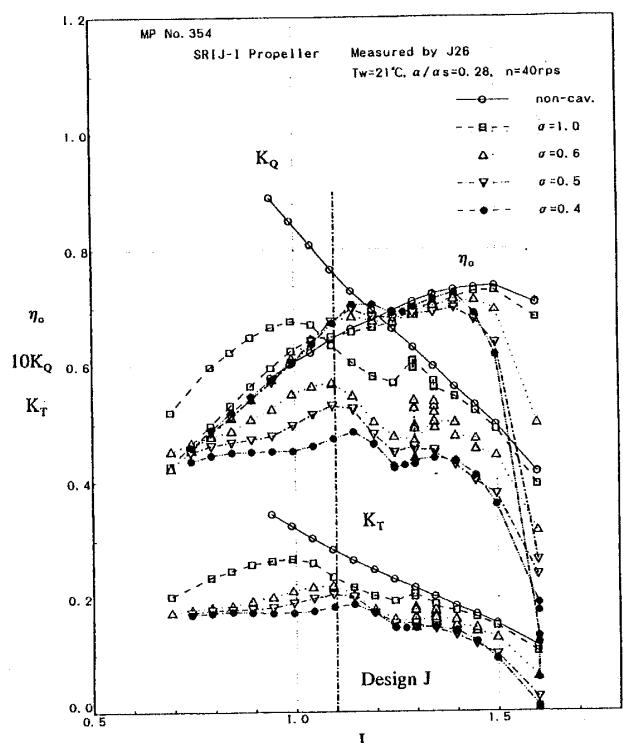


Fig. 6 Propeller Open Characteristics of SRI J-I SCP in Various Cavitating Conditions

$K_q=0.0474$  となり、予測値より約 15 % 過大なスラストを発生し、効率は 0.676 であり、14 % 低かった。しかしながら、SSPA プロペラより約 4 %、効率が向上した。本プロペラ特性の大きな特徴として、 $J=1.1$  と 1.3 付近で、スラスト係数  $K_T$  とトルク係数  $K_q$  が 2 つの値を示す時(ヒステリシス)があるが、効率に差は現れない。本翼断面はプロペラの設計迎角 2 度の時、同じ  $\sigma_v$  に対してキャビテーションが前縁から発生するとして前述の 2 次元 SC 理論により計算しても、また、後縁付近から発生するとして計算しても安定した収束解が得られる場合があり、2 つのキャビティ長さの解が得られる。この現象がプロペラにおいても生じたものと考えられ、キャビテーションと翼との相互干渉によるものと考えられる。キャビテーション観測から翼後縁部のキャビテーションが多めに発生すると、スラスト及びトルクの値が低めの値になり、少なくなると高めとなる確率が高かった。どちらの状態もある程度安定であり、2 つの状態の間で振動するようなことはなかった。どちらの状態に落ち着くかは、プロペラ作動状態、即ち、前進率の履歴による影響が大きい様である。

本プロペラのキャビテーション観測結果を Fig. 7 に示す。 $\sigma_v=0.4$  では、 $J=1.1$  以下で SC 状態となり、 $J=1.35$  以上でフェイス・キャビテーションが発生する。キャビテーション・パターンから推察すると、キャビティ厚さが目測であるが、薄くなる  $J=1.15$  がプロペラの最適作動条件と考えられ、ピッチまたはキャンバーが過大であったこと

が分かる。この条件では、 $K_T=0.188$ ,  $K_q=0.0485$ ,  $\eta=0.706$  になる。本プロペラは過大なスラストを発生するものの、効率については SSPA プロペラより 4 % 高い、0.676 であったことから、まずは SCP が設計できたと言える。また、 $\sigma_v=1.0$  においてキャビティが前後縁で分かれて発生することから、キャンバーが過大であったことが予想された。また、翼端では翼端渦キャビテーション(以下、TVC という)が異様に太かったが、これもキャンバーが過大であるために、翼後縁近傍での激しい剥離が生じたことが原因ではないかと思われた。

### 3.3 設計の評価

一ヶ目の SCP, SRIJ-I プロペラの設計を評価すると、

(1) 設計点では約 15 % の過大なスラストが発生した。キャンバーが過大であったことが考えられる。

(2) 効率は設計点において、ターゲットプロペラである SSPA プロペラより約 4 % 向上した。

(3) 設計点では比較的厚いキャビティが背面を覆い、この点からもピッチが過大であったと考えられる。

(4) 翼端から太い TVC ばかりでなく、0.9 R 付近より TVC とは独立して Trailing Vortex 状の渦キャビテーションが発生したことから、キャンバーが過大であった。

(5) キャビテーション・パターンの観点から本プロペラの最適作動時を推定すると  $J=1.15$  と考えられた。

## 4. プロペラ揚力面理論設計法を応用した設計

### 4.1 設計方法の改良

前述の SRIJ-I プロペラの評価に基づき、設計法の一部を次の様に改良した。なお、設計条件は変えない。

(1) 前述のプロペラと同様、Goldstein の揚力線理論で循環分布等を計算する。

(2) 翼断面形状は前プロペラと同様 SRJN 翼型(設計迎角 2 度)とするが、作動迎角は 2.5 度とし、キャビテーションの発生を安定化させる。このため、キャビティは 0.5 度分は翼厚より厚くなり、キャビティ抗力が増加し、若干の効率低下を招くが、これを甘受する。

(3) 翼輪郭形状は前プロペラと同じとする。

(4) 揚力面キャンバー補正法を抜本的に改良し、プロペラ揚力面理論設計法を利用する。

(5) プロペラ揚力面理論設計法による迎角修正を行う。

(6) カスケード効果の補正は前プロペラと同様行う。

以上の手順を Fig. 8 のフローチャートで示す。

上記のうち、最も大きな変更点は揚力面補正法の改良である。前プロペラで用いた Ludwig-Ginzel の揚力面キャンバー補正法は元来、放物線状のキャンバー・ライン、即ち、ノンキャビ状態で用いられるプロペラでのフラットな荷重分布を前提として構築された方法と考えられる。この翼断面の荷重分布は、Fig. 9 に示す様な分布であるため、

SRIJ-I Propeller (MP No. 354)

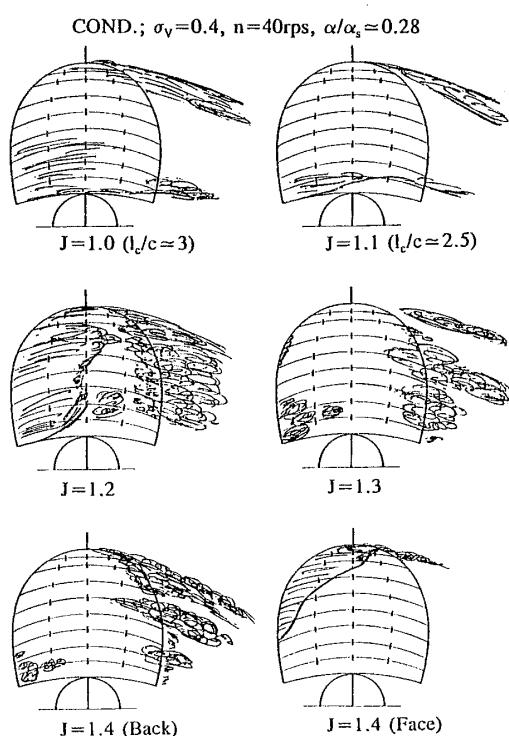


Fig. 7 Cavitation Patterns of SRIJ-I SCP at  $\sigma_v=0.4$

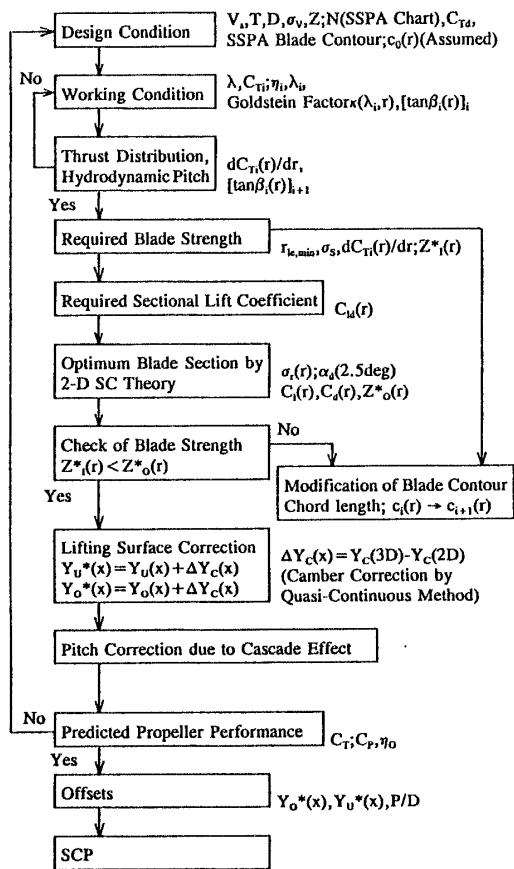


Fig. 8 Flow Chart of Modified SCP Design Procedure

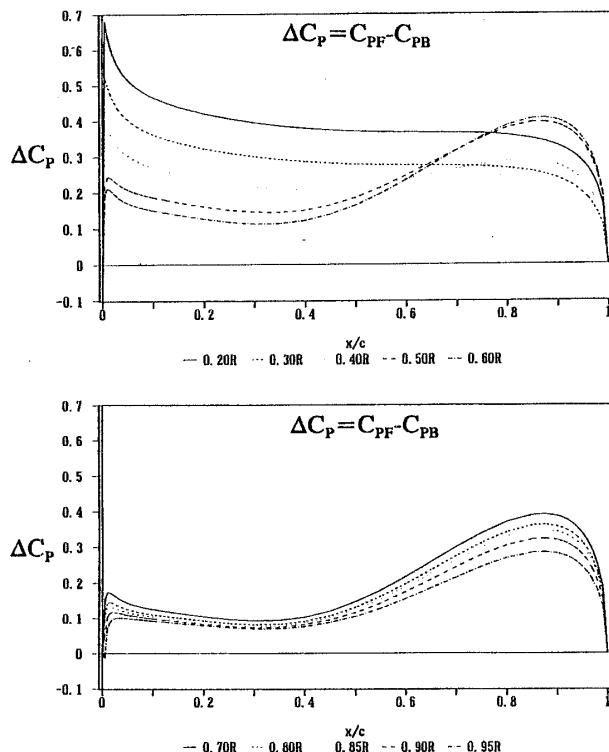


Fig. 9 Load Distribution of SCP Given by 2-D SC Wing Theory

揚力面補正係数  $k_1(r) \cdot k_2(r)$  を乗じると、SC 翼型の 2 次元 キャンバーが Fig. 10 の様に強調され、キャンバーが過大になったものと考えられた。本来、曲がり流れによる揚力面補正分だけ定性的には加えるべきであったと考えられる。

そこで、先ずキャビテーション発生時の各翼断面で設計揚力に対応して持つべき荷重分布を計算した。これを Fig. 9 に示す。次にこの荷重分布を持つプロペラ揚力面、すなわちキャンバー面形状を QCM (Quasi Continuous Method) によるプロペラ揚力面理論に基づく設計法<sup>13)</sup>により求めた。しかしながら、この QCM プロペラ設計法はキャビテーションの発生していないプロペラに適用される方法であるので、得られたピッチ及びキャンバー分布をそのまま SCP の幾何形状として使用することはできない。ここで得られたキャンバーは、SCP ではキャビティとプロペラから形成される 3 次元キャンバーに対応すべきものであり、これと 2 次元非線形 SC 理論により計算されたキャビティと翼から形成されるものの 2 次元キャンバーとの差が求める揚力面補正量に対応する。よって QCM 扬力面設計法で計算したプロペラキャンバーと 2 次元 SC プロペラ翼断面キャンバーの差から揚力面キャンバー補正量が計算できる。本論文では曲がり流れ成分を簡単化のため 4 次式で近似したキャンバー補正量に換算して、各翼断面形状に加算する。QCM による計算で得られた迎角修正量と 2 次元 SCP 翼断面キャンバーを Nose-Face Tail Line で表現するための迎角成分によるピッチ補正もする。

0.7 R における QCM により計算された 3 次元キャンバーと 2 次元 SC 翼理論による 2 次元キャンバーとの関係、本設計法による翼のみの 2 次元キャンバーと 3 次元キャンバーの比較並びに SRIJ- I プロペラ (MPNo. 354) のキャ

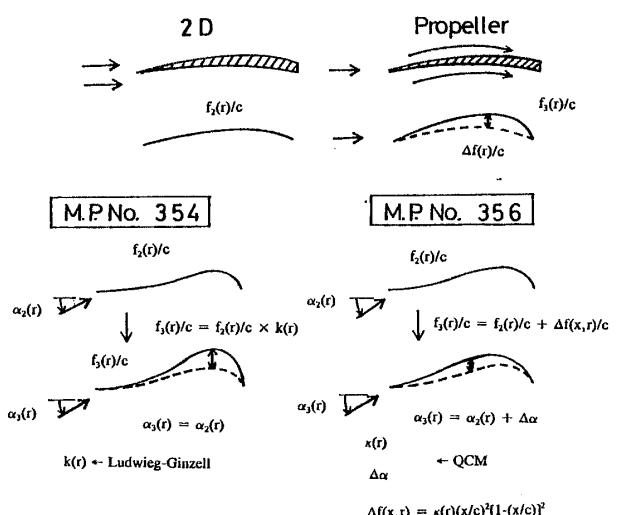


Fig. 10 Comparison of Procedure between Two Lifting-Surface Correction Methods

ンバーとの比較を Fig. 11 に示す。更に、SC と翼型により形成されるキャンバーにより、見かけ上、生じる迎角をピッチ補正した。キャビテーションが発生すると、キャビティも翼の一部とした時のキャンバーで考えると、通常 Nose-Face Tail Line は後縁側が高くなり、キャビテーションの発生により負の迎角がついた効果となる。

以上の方法で設計された SRIJ-II プロペラの各半径位置での翼断面形状及び翼輪郭を Fig. 12 に示す。本プロペラは荷重分布が SRIJ-I プロペラとほぼ同じであることから翼輪郭形状及び展開面積比も変わらなかった。キャンバーが SRIJ-I プロペラよりかなり穏やかになっている。本プロペラと前プロペラとのピッチ比の違いを Fig. 13 に

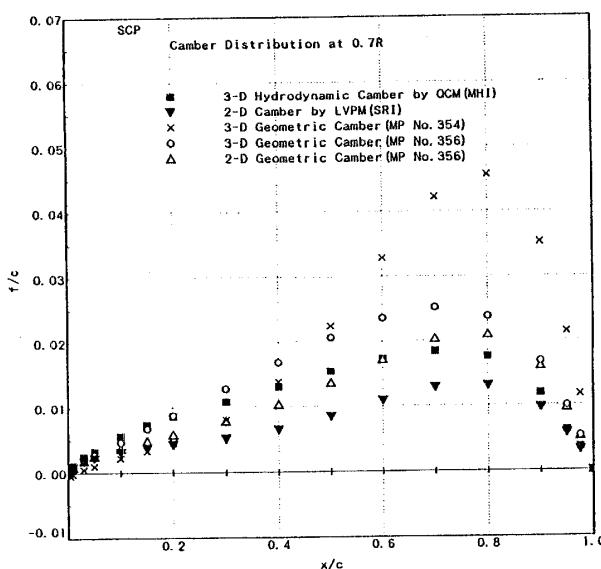


Fig. 11 Comparison of Mean Camber Line at Various Design Stages

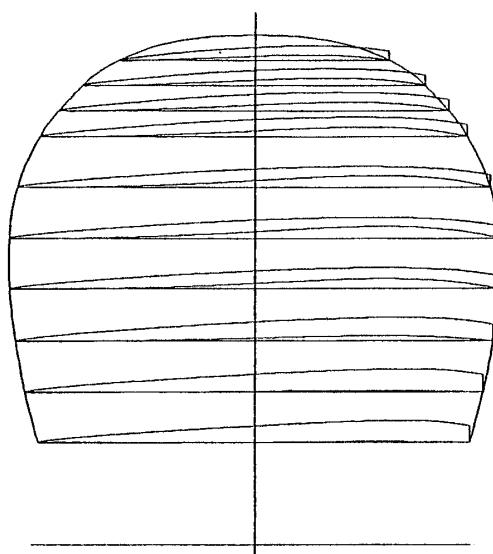


Fig. 12 Blade Contour and Section of SRI J-II SCP

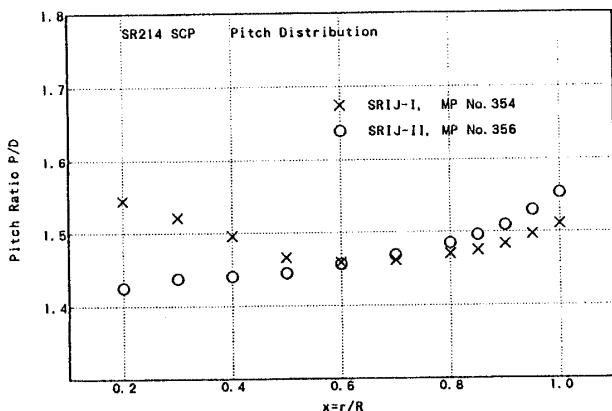


Fig. 13 Comparison of Pitch Distribution between Two Designed SCPs

示す。両者に大きなピッチの差はないが、本プロペラの方が Increased Pitch となっている。このプロペラの設計予測値は  $J=1.1$  で  $K_T=0.160$ ,  $K_Q=0.0360$ ,  $\eta_o=0.772$  であり、予測効率は前プロペラより低下している。

#### 4.2 実験結果

キャビテーション水槽での計測値を Fig. 14 に示す。設計条件  $J=1.10$  及び  $\sigma_v=0.40$  において、計測値はプロペラ回転数が 40 rps の時、 $K_T=0.166$ ,  $K_Q=0.0410$ ,  $\eta_o=0.709$ , 45 rps の時、 $K_T=0.165$ ,  $K_Q=0.0400$ ,  $\eta_o=0.722$  となった。高回転数での計測の方が相対的に精度が高いので、この計測結果をベースとして本プロペラの性能を評価すると、設

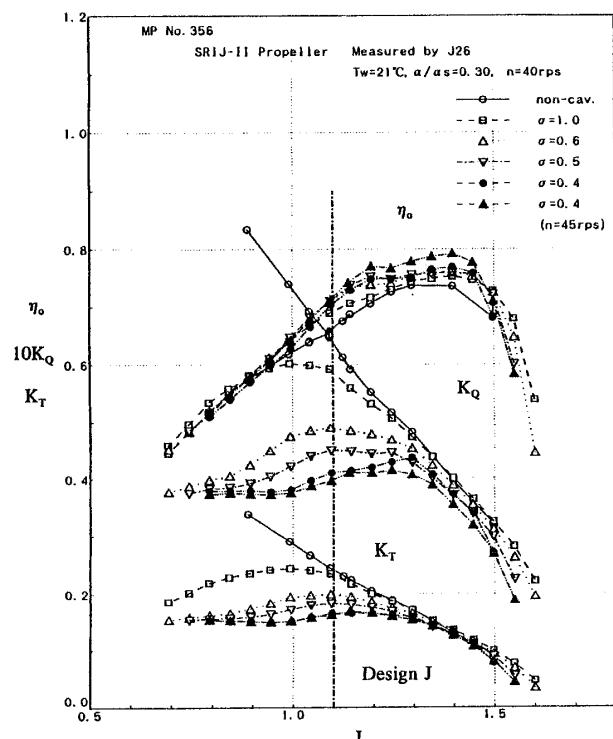


Fig. 14 Propeller Open Characteristics of SRI J-II SCP in Various Cavitating Conditions

計での予測と比べて、本プロペラはスラストが3%過大で、効率が6.5%低くなったものの、同一条件で設計されたSSPAプロペラより効率が11%も向上した。このことから、かなり高性能なSCPの設計ができたと言える。本プロペラではある作動状態において激しい振動を起こすことはないばかりでなく、前プロペラのSRIJ-Iで見られた“二股現象”も見られなく、安定したシート・キャビテーションが発生する。

キャビテーション・パターンをFig. 15に示す。フェイス・キャビテーションは $\sigma_v=0.4$ において、 $J=1.325$ 以上で発生する。 $J=1.1$ の設計条件では薄い滑らかなシート・キャビテーションが発生する。 $J=1.2$ では全面がシート・キャビテーションに覆われず、 $J=1.3$ ではシート・キャビテーションに覆われることから、薄いシート・キャビテーションが発生していることを示しており、設計の意図がうまく反映されていると思われる。SRIJ-Iプロペラにみられた太いTVCも見られず、また、キャビテーションノイズもSRIJ-Iプロペラよりかなり低くなつた。

### 4.3 設計の評価

共著者の一人により開発されたSC-VLM法に基づくSCP性能計算法<sup>15)</sup>により計算した圧力分布と設計時に与えた圧力分布のSRIJ-I及びIIプロペラについての比較をFig. 16に示す。SRIJ-Iの正面側での圧力分布は設計で与えた圧力分布と大幅に異なつておらず、揚力面補正が不

SRIJ-II Propeller (MP No. 356)

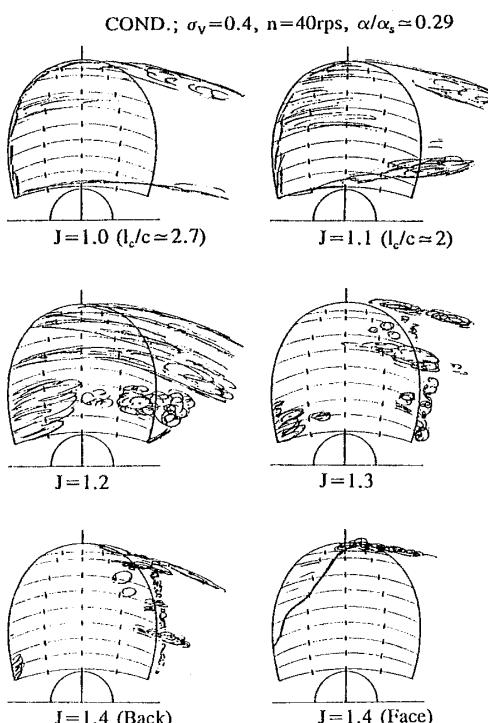
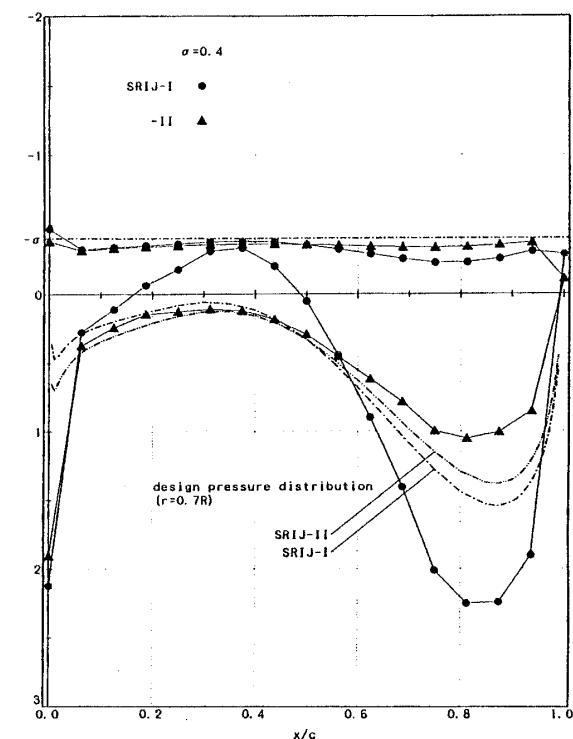
Fig. 15 Cavitation Patterns of SRI J-II SCP at  $\sigma_v=0.4$ 

Fig. 16 Comparison of Pressure Distribution between Two Designed SCPs

適切なためにキャンバーが大きく、狙い通りの圧力分布となつていなかつたことが分かる。一方、SRIJ-IIプロペラの圧力分布は後縁部を除き、設計圧力と比較的良く対応しており、大旨意図通りにプロペラが設計されたことが、図から理解できる。

本設計法では予測効率として、SRIJ-I及びIIプロペラ、それぞれに対して、0.782及び0.772となつたが、実験では両プロペラともかなり低い値にとどまつた。この原因として、SRIJ-Iプロペラは2次元SC翼設計通りの流体力学的状態とならなかつたことで明白であるが、SRIJ-IIプロペラに関して所定の効率が得られなかつた原因としては、半径方向の流れによる3次元影響と正面側での剥離の発生が考えられる。

### 結論

本論文では2次元非線型スーパーキャビテーション(以下、SCと言ふ)理論とプロペラ揚力線理論を組み合わせた新しいスーパーキャビテーションプロペラ(以下、SCPと言ふ)の設計法を提案し、具体的に2ヶのSCPを設計した。実験によりSCP性能を確認するとともに、実用的設計法により同一条件で設計した標準的SCPと比較をした。その結果、次の様な結論を得た。

(1) プロペラ揚力線理論と2次元非線型SC理論との組み合わせにより所定の性能をもつ、特に所定のスラストを発生するSCPを設計できる。

(2) 既存の揚力面キャンバー補正法で2次元キャンバーを補正すると過大なキャンバーを持つSCPとなる。

(3) プロペラ揚力面設計法によりキャビティを含むSCPの流体力学的キャンバー面を求めることができる。

今後、プロペラ揚力面設計理論を直接用いたり、SCP性能解析理論を適用することにより、より高精度なSCP設計法の開発が可能となるものと考える。

### 謝 詞

本研究の一部は(社)日本造船研究協会(SR 214研究部会)との共同研究の一部として行われた。同研究部会長の加藤洋治東京大学教授の御指導・御便箒に感謝します。

また、実験に協力した鈴木茂、松田登、及び岡本三千朗主任研究官に謝意を表す。本論文で用いたSCPは三井造船昭島研究所で製作された。上入佐光氏を始めとする関係者に感謝する。

### 参 考 文 献

- Allison, J. L.: "Propellers for High-Performance Craft", *Marine Technology*, Vol. 15, No. 4, (1978), pp. 335-380
- 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), pp. 127-166
- Tulin, M., P. & Burkart, M. P.: "Linearized Theory for Flows about Lifting Foils at Zero Cavitation Number", DTMB Report C-638, (1955)
- Tachimindji, A. J. & Morgan, W. B.; "The Design and Estimated Performance of a Series of Supercavitating Propellers", *Proc. of The Second Symp. on Naval Hydrodynamics*, (1958), pp. 489-532
- Eckhardt, M. & Morgan, W. B.: "A Propeller Design Method", *Trans. of SNAME*, Vol. 63, (1955), pp. 325-374
- Waid, R. L. & Lindberg, Z. M.: "Experimental and Theoretical investigations of a Supercavitating Hydrofoil", California Inst. of Technology, Report No. 47-8, (1957)
- Venning, E. & Haberman, W. L.: "Supercavitating Propeller Performance", *Trans. of SNAME*, Vol. 70, (1962), pp. 354-417
- Taniguchi, K. & Tanabayashi, H.: "Cavitation Tests on a Series of Supercavitating Propellers", *Proc. of IAHR, Sendai*, (1962), pp. 81-94
- 黒部雄三他: "スーパー・キャビテーション・プロペラの模型試験について", 第58回秋期船舶技術研究所発表会講演集, (1991), pp. 71-74
- Furuya, O.: "Off-Design Performance Prediction Method for Supercavitating Propellers", *Proc. of 13th Symp. on Naval Hydrodynamics*, Tokyo, (1981), pp. 133-156
- Yim, B., Dobay, G., Larimer, G. & Peck, J.: "Supercavitating Propellers-Design Theory and

- Experimental Evaluation-", *Proc. of Int. Symp. on Cavitation*, Vol. 1, Sendai, (1986), pp. 239-245
- Rutgersson, O.: "Supercavitating Propeller Performance. Influence of Propeller Geometry and Interaction between Propeller, Rudder and Hull", *Publication of SSPA*, No. 82, (1979)
- 工藤達郎, 右近良孝: "一次渦パネル法によるSC翼型の性能計算", 西部造船会会報, 第86号, (1993)
- Hoshino, T. & Nakamura, N.: "Propeller Design and Analysis Based on Numerical Lifting-Surface Calculations", *Proc. of the Second International Conference on Computer Aid Design, Manufacture and Operation in the Marine and Off-Shore Industries (CADMO '88)*, Southampton, (1988), pp. 549-574
- 工藤達郎: "渦格子法によるスーパー・キャビテーション・プロペラの性能計算", 日本造船学会, 第174号(発表予定)

### 記 号 表

- $A$ : プロペラディスク面積 ( $=\pi D^2/4$ )  
 $a_E$ : 展開面積比  
 $c(r)$ : 翼弦長  
 $C_d(r)$ : 抗力係数  
 $C_l(r)$ : 揚力係数  
 $C_p$ : 圧力係数 ( $=(P-P_0)/(1/2\rho V_A^2)$ )  
 $C_{ps}$ : パワー係数 ( $=2\pi nQ/(1/2\rho V_s^3 A)$ )  
 $C_{ts}$ : スラスト係数 ( $=T/(1/2\rho V_s^2 A)$ )  
 $D$ : プロペラ直径  
 $f(r)$ : 最大平均キャンバー  
 $G(r)$ : 無次元循環分布 ( $=\Gamma(r)/\pi DV_s$ )  
 $J$ : 前進係数 ( $=V_A/nD$ )  
 $K_q$ : トルク係数 ( $=Q/\rho n^2 D^5$ )  
 $K_t$ : スラスト係数 ( $=T/\rho n^2 D^4$ )  
 $k_l(r)k_c(r)$ : Ludwieg-Ginzel のキャンバー補正係数  
 $M_q(r)$ : トルクによる曲げモーメント  
 $M_t(r)$ : スラストによる曲げモーメント  
 $M_x(r)$ : ピッチ面に垂直な曲げモーメント  
 $N$ : プロペラ回転数  
 $n$ : プロペラ回転数  
 $P$ : 静圧  
 $P_v$ : 蒸気圧  
 $P_0$ : 無限遠での静圧  
 $Q$ : トルク  
 $R$ : プロペラ半径  
 $r$ : 半径座標  
 $r_h$ : プロペラボス半径  
 $T$ : スラスト  
 $T_w$ : 水温  
 $u_a(r)$ : 軸方向の誘導速度(揚力線位置での)

$u_t(r)$	接線方向の誘導速度(揚力線位置での)
$V_A$	プロペラ前進速度 ( $=(1-w_s)V_s$ )
$V_s$	船速
$V_r(r)$	プロペラ翼への流入速度
$w(r)$	伴流率(周方向平均値)
$w_s$	平均伴流率
$x$	無次元半径座標 ( $=r/R$ ), または翼弦方向座標
$x_h$	無次元ハブ半径 ( $=r_h/R$ )
$Y(x)$	翼断面座標
$Z$	翼数
$Z^*$	断面係数
$\alpha$	迎角
$\alpha/\alpha_s$	空気含有率
$\beta(r)$	作動ピッチ角
$\beta_i(r)$	流体力学的ピッチ角
$\Delta C_p(x)$	荷重係数
$\Delta f(r, x)$	キャンバー補正量
$\Gamma(r)$	循環分布
$\epsilon(r)$	抗揚比 ( $=C_d(r)/C_l(r)$ )
$\eta_o$	プロペラ効率 ( $=J \cdot K_r / (2\pi \cdot K_o)$ )
$\kappa(\lambda_i, r)$	Goldstein Factor
$\kappa(r)$	キャンバー補正係数
$\lambda$	プロペラ前進速度ベースの前進率 ( $=V_A/\pi n D$ )
$\lambda_i$	流体力学的ピッチに基づく前進率 ( $=x \tan \beta_i$ )
$\lambda_s$	船速ベースの前進率 ( $=V_s/\pi n D$ )
$\rho$	水の密度
$\sigma_s$	許容応力
$\sigma_v$	キャビテーション数 ( $=(P_o - P_v) / (1/2 \rho V_A^2)$ )
添字	
$B$	背面側の
$d$	設計の
$F$	正面側の
$I$	設計時要求の
$i$	非粘性の, または $i$ 回目近似の, または理想の
$\min$	最小の
$O$	設計後の, または上面の
$U$	下面の
2	2 次元の
3	3 次元の

## 補 足

プロペラの性能は循環分布  $\Gamma(x)$  を知ると計算できる。無次元循環分布は無次元半径座標  $x (=r/R)$  の関数であり,

$$G(x) = \Gamma(x)/\pi D V_s \quad (1)$$

と定義される。プロペラの推力係数は循環分布等が既知であると

$$C_{rsi} = 4z \int_{x_h}^1 G(x) \cdot (x/\lambda_s - u_t(x)/V_s) dx \quad (2)$$

で計算できる。

Goldstein の揚力線理論を用いると, チャート<sup>5)</sup>から Goldstein Factor  $\kappa$  が求められ, 循環分布が次の式で計算できる。

$$G(x) = \left( \frac{2x}{Z} \right) \cdot \kappa(x, \lambda_i) \cdot (u_t(x)/V_s) \quad (3)$$

但し,  $\lambda_i = x \tan \beta_i(x)$  で与えられる。

流体力学的ピッチ角は

$$\tan \beta_i(x) = \frac{(1 - w(x) + u_a(x)/V_s)}{(x/\lambda_s - u_t(x)/V_s)} \quad (4)$$

で計算できる。ここで円周方向の誘導速度

$$u_t(x)/V_s = \frac{(1 - w(x)) \cdot \sin \beta_i(x) \cdot \sin(\beta_i(x) - \beta(x))}{\sin \beta(x)} \quad (5)$$

および軸方向の誘導速度

$$u_a(x)/V_s = (u_t(x)/V_s) / \tan \beta_i(x) \quad (6)$$

但し,  $\tan \beta(x) = \lambda/x$  で与えられる。

具体的な計算は逐次近似法で行われる。先ず, 流体力学的ピッチ角を適当に仮定すると, 各誘導速度が計算でき, 循環分布ならびに推力係数が求められる。この時の推力係数が求めるものと一致しない時には流体力学的ピッチ角を変更して, 計算を繰り返す。荷重度及び収束定義により収束までの繰り返し回数は異なるが, 4ないし5回程度である。

各翼断面に関して

$$C_l(x) \cdot c(x)/D = \frac{2\pi G(x)}{(x/\lambda_s - u_t(x)/V_s)} \cdot \cos(\beta_i(x)) \quad (7)$$

なる関係から, 翼弦長  $c(x)$  が与えられると, 上式より各半径位置で要求される揚力係数  $C_l$  が得られる。

各半径位置でのキャビテーション数はプロペラ直上に向いた時,

$$\sigma_r(x) = (P_o - x \rho g R - P_v) / \frac{1}{2} \rho V_r^2(x) \quad (8)$$

で与えられる。但し, プロペラへの流入速度は

$$V_r(x) = V_s \sqrt{(1 - w(x) + u_a(x)/V_s)^2 + (x/\lambda_s - u_t(x)/V_s)^2} \quad (9)$$

で与えられる。

これらの値に基づき, 二次元非線型 SC 理論により作成された理論チャートにより, 設計条件を満たす SC 翼断面形状及び荷重分布を計算することができる。

翼強度はビーム理論により評価する。スラストとトルクによる曲げモーメントはそれぞれ

$$\begin{aligned}
 M_r(x) &= \frac{\pi \rho \left(\frac{D}{2}\right)^3 V_s^2}{2Z} \\
 &\times \int_x^1 (x' - x)(1 - \epsilon(x') \tan \beta_i(x')) \\
 &\times \frac{dC_{rsi}(x')}{dx'} dx' \quad (10) \\
 M_q(x) &= \frac{\pi \rho \left(\frac{D}{2}\right)^3 V_s^2}{2Z} \int_x^1 (x' - x)(\tan \beta_i(x') + \epsilon(x'))
 \end{aligned}$$

$$\times \frac{dC_{rsi}(x')}{dx'} dx' \quad (11)$$

で与えられ、ピッチ面に直角な曲げモーメントは

$$M_x(x) = M_r(x) \cos \phi + M_q(x) \sin \phi \quad (12)$$

であるので、許容応力  $\sigma_s$  が与えられると必要とされる各半径位置での断面係数は

$$Zi^*(x) = M_x(x) / \sigma_s \quad (13)$$

で与えられる。