

インレットのあるポッドに取り付けられるため、キャビテーションが発生するばかりでなく、エアドロウも伴うことがあり、流れが複雑である。このため、解決すべき技術的問題は少なくない。水中翼の性能把握をする上で、キャビテーションの影響は甚大で、キャビテーション水槽での性能計測が実船性能を予測する上で不可欠である。Fig. 19 に示す様にフラップ付き水中翼の性能向上の研究を行い、既存の水中翼と性能向上をめざして設計された新しい水中翼について3分力計測とキャビテーション観測の他、レーザ光による翼変形量の計測を行った。新しい水中翼は設計迎角で既存翼より揚抗比が26%向上し、振動を起こすようなキャビテーションは発生しなかった。

### 3.6 まとめ

本研究ではSC翼型の研究を行い、高次渦パネル法に基づくSC理論を用いたSC翼型の性能予測法を開発した。実験結果と比較し、SC翼型設計に用いることができる精度をもつことを確認した。この性能予測法を拡張することにより、応用範囲の広いSC翼型設計法を考案した。この設計法を用いて、揚抗比が高く、キャビテーションの発生が安定した高性能SC翼型を開発した。この翼型はSCP用として用いられ、高性能SCPの開発を可能とした。

SC翼型の性能計測及び流場計測法について研究を行った。揚力について精度の良い計測が可能となった

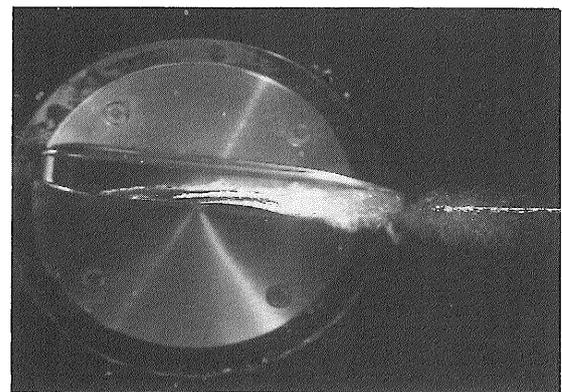
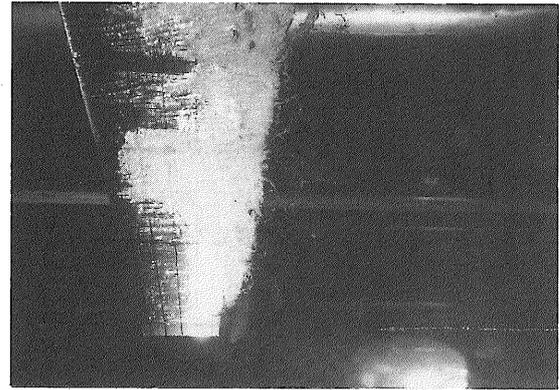


Fig. 19 水中翼のキャビテーションの写真

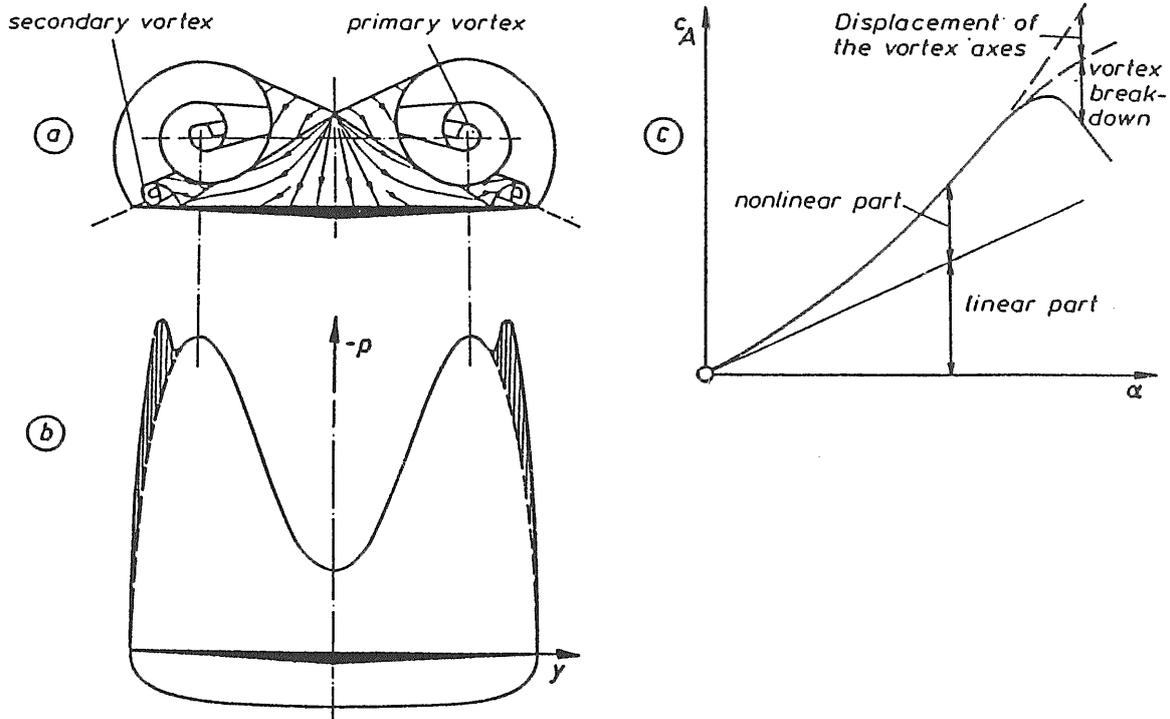


Fig. 18 デルタ翼の渦構造 [Hummelによる]

が、抗力については、非常に低いキャビテーション数で抗力の計測値に2つのピークが現れ、十分な計測精度が得られなかった。LDV計測や既存データのある翼型について試験などを行い、計測技術の問題点の解明に努めた。

高速船用水中翼についての実験的研究を行い、新しい水中翼が従来の翼より揚抗比で26%性能向上をすることをキャビテーション水槽での実験で確かめ、性能向上に寄与した。

## 4. スーパーキャビテーション・プロペラの設計法の研究

### 4.1 はじめに

本研究では前章のSC翼型の研究を踏まえて設計法を開発し、具体的に50kt級の超高速船用高荷重プロペラ、60kt級の超々高速船用高荷重プロペラを具体的に設計しながら、設計法の改善を行った。設計法と平行して開発を行っていた性能予測計算法ができあがってからは、性能予測法で性能確認をしながら設計を行ったので、信頼性の高い設計法として作り上げることができた。これらの設計の評価は主に模型プロペラについて行ったので、計測法についても述べる。SCPの設計法として完成の域に達することができた。本研究で扱ったSCPの主要目をTable 2に示す。

### 4.2 スーパーキャビテーション・プロペラの設計法の開発

#### 4.2.1 既存設計法

既存のSCPの設計法としては、実験的設計法と理論的設計法の2種類がある。前者は、幾つかのSCPをシリーズで製作し、膨大なキャビテーション試験を行い、設計チャートとしてまとめあげたものであり、

とりえず信頼性のある結果が得られる長所がある反面、設計されたプロペラの効率が必ずしも十分高くない。この例として有名なものに、SSPAチャート[4]がある。通常型プロペラの場合ではMAUチャート、Wageningen-Bチャート、SRI-bチャートなどがあり、現在でも使用されている。

一方、後者の例としては、DTMBのSCP設計法が知られている。設計スラストを満たす最適循環分布を持つプロペラをプロペラ揚力線理論により計算する。強度条件から翼弦長分布、即ち、翼輪郭を決める。これから、各半径位置での設計揚力が分かるので、これを満たすSC翼型をキャビテーション数ゼロの線型理論から計算した図表から求める。この後、後述のSC翼断面に対するプロペラへの「曲がり流れ」の影響を補正するため、揚力面補正をLudwig-Ginzlerの方法で行う。また、有限キャビテーション数の影響を考慮したピッチ修正も行って、SCPを設計する。しかしながら、この設計法で設計されたSCPは設計上必要なスラストより15%低いスラストしか発生しないとか、高いプロペラ効率が得られないなどの種々の問題[3]を抱えていた。

#### (1) DTMBプロペラ-1; MP No.231

本研究に先立って、このDTMBのSCP設計法[3]で具体的に $J=1.01$ 、 $\sigma_v=0.4$ で、 $C_T=0.217$ のSCP(MP No.231)を設計し、設計で狙った性能が得られるかを確かめた。この際、性能向上のため、Fig. 20に示す様に翼後縁断面形状を楔型から楕円形に変更した。模型実験の結果[6]、設計予測値よりスラストは前述の従来の傾向と異なり、9%大きく、プロペラ効率は9.5%も低くなってしまった。DTMBの設計法に問題があるとともに、翼断面の変更により性能が大幅

Table 2 SCPの主要目

名称	N-R	DTMB	SSPA	SRIJ-I	SRIJ-II	SRIJ-A	SRIJ-III	SRNJ	SRIJ-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	翼端側	N-R	DTMB	SSPA	SRJN	SRJN	SRJN	SRJN	SRJN
	翼根側							SRNE	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

に変わりうることも確認した。

(2) DTMB プロペラ-2; MP No.341

設計条件を変え、DTMB の設計法を用いて、比較的高荷重の SCP を設計した。設計条件は  $J=0.775$ 、 $\sigma_v=0.4$ 、 $C_T=0.334$  である。この設計条件は具体的には、一軸あたり 100 トンのスラストを発生して、船速 50 ノットで航走できる SCP を設計することであり、テクノ・スーパー・ライナ (TSL) レベルの超高速船を 3 軸で航走させることが想定されている。

この設計法を用いるとスラストが 15% 低めの SCP になる傾向を考慮して、15% 増した  $C_T=0.384$  で Fig. 21 に示す SCP を設計した。Fig. 22 に示す様に船研での模型実験の結果、設計の前進率でスラストが 34% も設計目標値より多くなり、効率も 5% 低い SCP となった。また、背面は SC 状態とならず、設計がうまくいっていないことが分かった。しかしながら、効率はノン・キャビテーション状態よりも SC 状態となった方が大幅に高くなることから、SC 状態となる様に設計できれば高効率 SCP の設計の可能性があることが理解された。

(3) SSPA プロペラ; MP No.345

次に、実用的プロペラ設計法である SSPA チャート法により、SCP を設計した。設計条件は  $J=1.1$ 、 $\sigma_v=0.4$ 、 $C_T=0.33$  ( $K_T=0.159$ ) である。Fig. 23 に示す様な模型プロペラを製作し、大型キャビテーション水槽で性能計測を行った結果、Fig. 24 に示す様に設計点でスラストが 7% 大きくなったものの効率は 0.649 で、設計値と一致し、まずまずの SCP が得られた。しか

しながら、キャビティが厚く、これが SSPA-SCP の効率が高くないことの原因であることが分かった。

4.2.2 新設計法 (その 1)

以上に述べた調査研究の結果、SCP の理論設計法を新たに開発する必要が明らかになった。本研究では通常型プロペラ設計法を確立し、欧米で用いられている方法と同様の考え方に基づいた SCP 設計法を創った。即ち、プロペラの設計で不可欠な最適循環分布は Goldstein のプロペラ揚力線理論 [3] によるものとした。次に、より高性能な翼断面形状が採用できるように、翼輪郭形状は従来の SCP に拘らず翼強度を満

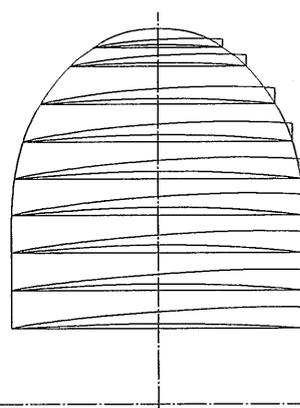


Fig. 21 DTMB SCP の形状

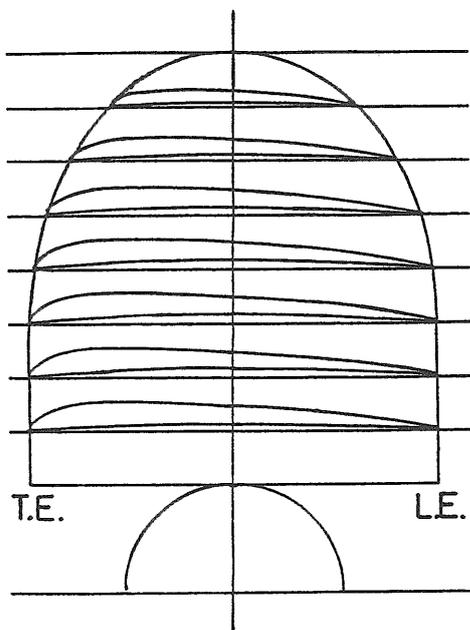


Fig. 20 改良 DTMB プロペラの形状

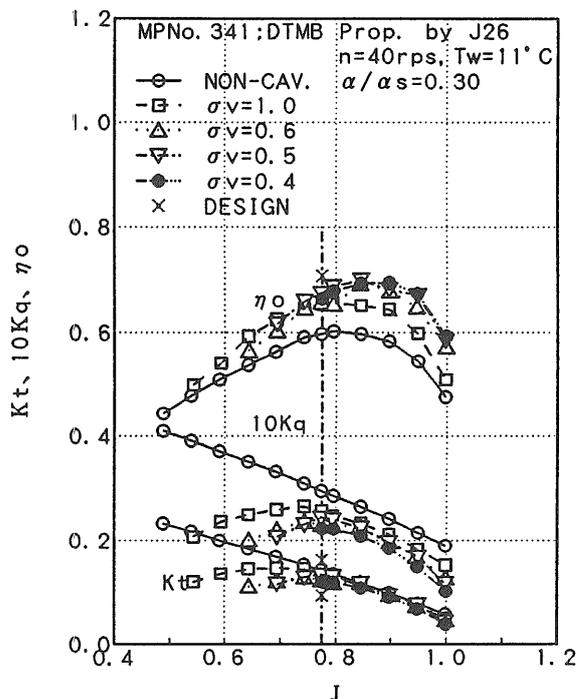


Fig. 22 DTMB SCP のキャビテーション性能曲線

たす範囲で任意の形状とできる様にした。SCP の性能を決定する翼断面形状は前章で述べた SC 翼型の研究の成果を用いて、SRJN-II 翼型とした。

この翼型を SCP の翼断面として具体的に適用する形とするのには簡単ではない。即ち、設計条件が与えられればプロペラ揚力線理論で循環分布は一義的に決まるが、翼断面形状は各半径位置のキャビテーション数や揚力係数を与えると求められる。この設計揚力係数は翼弦長が変わると変化する。つまり、強度上の要件で流体力学的设计条件が左右されるので、設計チェックの都度、翼断面形状の設計計算をする必要があり、

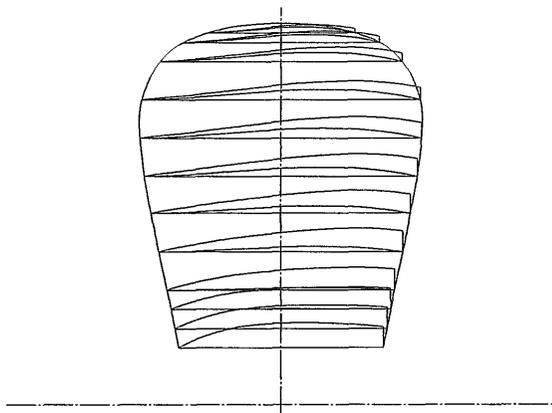


Fig. 23 SSPA SCP の形状

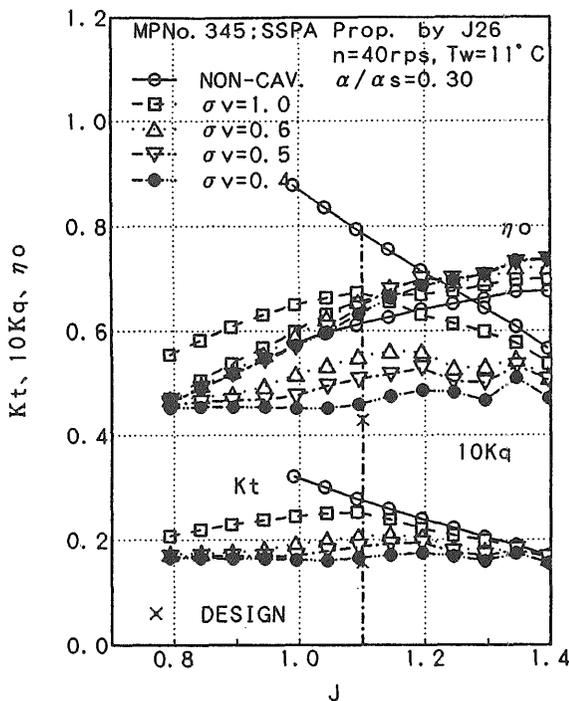


Fig. 24 SSPA SCP のキャビテーション性能曲線

計算量は膨大となる。この作業を効率的にコンピュータ・プログラムで短時間でできる様に設計迎角を $2^\circ$ と一定とし、正面形状を Johnson 5 項翼型の正面形状とし、非線形 SC 翼型理論で計算して設計揚力係数、キャビテーション数や前縁半径などをパラメータとする理論設計チャートを作成した。これをプログラムコード化する事によって、初期設計が非常に容易となった。

次に、プロペラの各翼面断面形状を求めるためには、理論チャートで求めた SC 翼型を、Fig. 25 に示すプロペラの独特の流れの「曲がり流れ」にマッチングさせる必要がある。理論チャート、即ち、2次元 SC 翼型理論から得られた SC 翼型は真っ直ぐな流れの中だけで要求された性能を発揮しないからである。この曲がり流れの他に、流れの向きも補正する必要がある、これを揚力面補正という。揚力面補正法としては、通常プロペラに用いられていた Ludwig-Ginzler の方法 [3] を用いた。最後に、SC 状態となるとキャビティの存在によって翼間の流れが塞がれる（翼列効果）ことから、これを補正するピッチ修正を SSPA 法 [4] に倣って行った。以上が新しい SCP 設計法 [8, 10] の概略であり、Fig. 26 にフローチャートで示す。

(1) SRIJ-I プロペラ; MP No.354

前述の SSPA プロペラと同じ設計条件で SCP を設計した。翼断面形状としては設計迎角 $2^\circ$ の SRJN 翼型を用いた。この SCP のプロペラの効率の予測値は 79%であった。この設計法により設計スラスト係数を

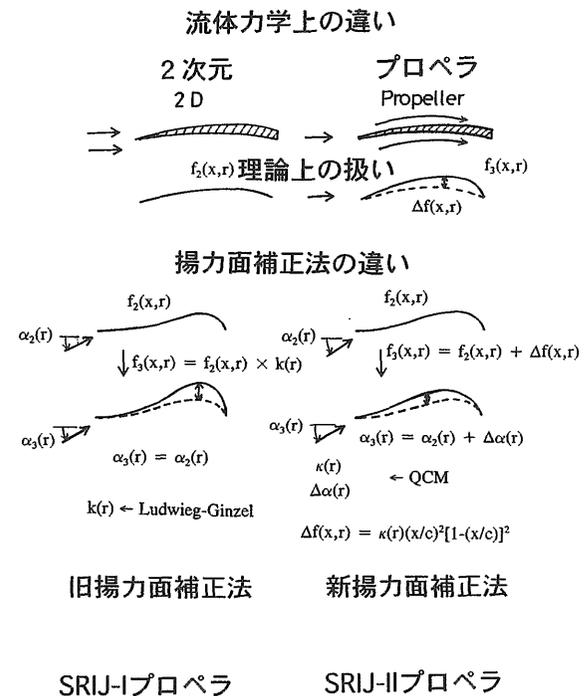


Fig. 25 プロペラまわりの流れと揚力面補正法の概念

満たすかを確認するため、Fig. 27 に示す模型プロペラを製作し、性能計測を行った。その結果、Fig. 28 に示す様に設計点で設計スラストより約15%過大なスラストを発生し、約14%低い効率のSCPとなった。しかしながら、SSPA プロペラより約4%効率向上した。この原因を検討した結果、Fig. 29 に示す様に設計点でキャビティが設計の意図より厚く、ピッチが過大であったことが分かった。また、翼端での太い TVC の他、0.9R 付近からも trailing vortex が発生したことからピッチが過大であったことが明らかであった。また、翼断面のキャンバについても Fig. 27 に示す様にカップ状でかなり大きいキャンバであったことも、スラストが過大となった原因と結論づけられる。また、このプロペラは作動点の変化に対して複雑な性能となることが問題となった。これらの結果を踏まえ、新しい SCP 設計法を改良することとした。

4.2.3 新設計法 (その2)

プロペラ作動点の変化に対してもキャビテーションを安定して発生させるため、設計迎角  $2^\circ$  から  $2.5^\circ$  へ

と増し、これに伴い、翼断面設計理論チャートを作成し直した。Ludwig-Ginzel の揚力面補正法は翼弦方向の荷重分布が一定で流体力学的キャンバが放物線形状に近いプロペラを前提としているので、適用が妥当でなかったと判断された。そこで与えられた任意の翼弦荷重分布に対して幾何学的キャンバ分布を与えることのできる通常型プロペラの揚力面設計法で3次元キャンバを求めた。しかしながら、この設計法はキャビテーションが発生していないプロペラの設計法であるので、そのままでは使えない。求められた3次元キャンバは

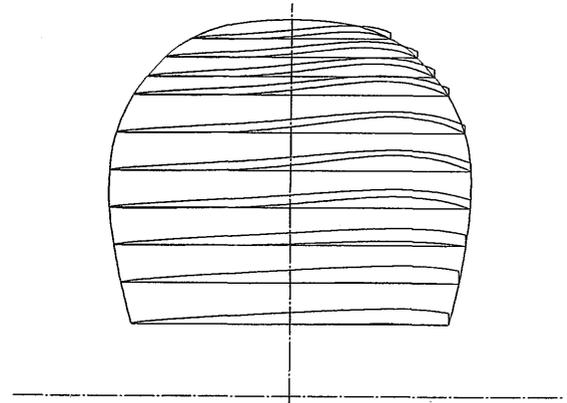


Fig. 27 SRIJ-I SCP の形状

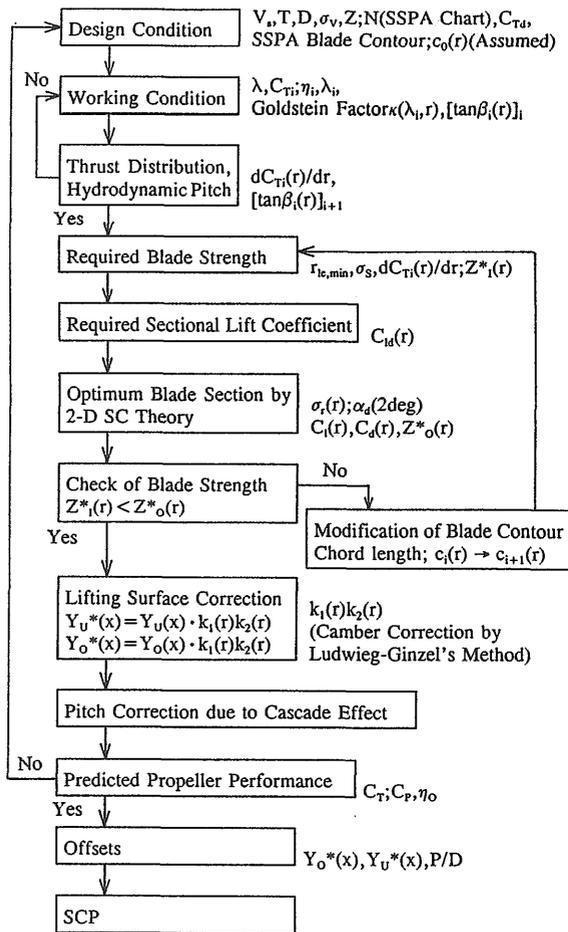


Fig. 26 SCP 設計フローチャート (その1)

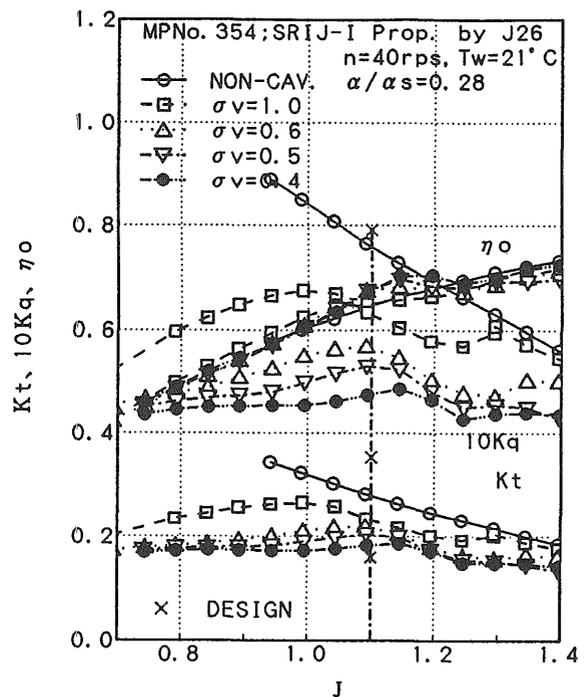


Fig. 28 SRIJ-I SCP のキャビテーション性能曲線

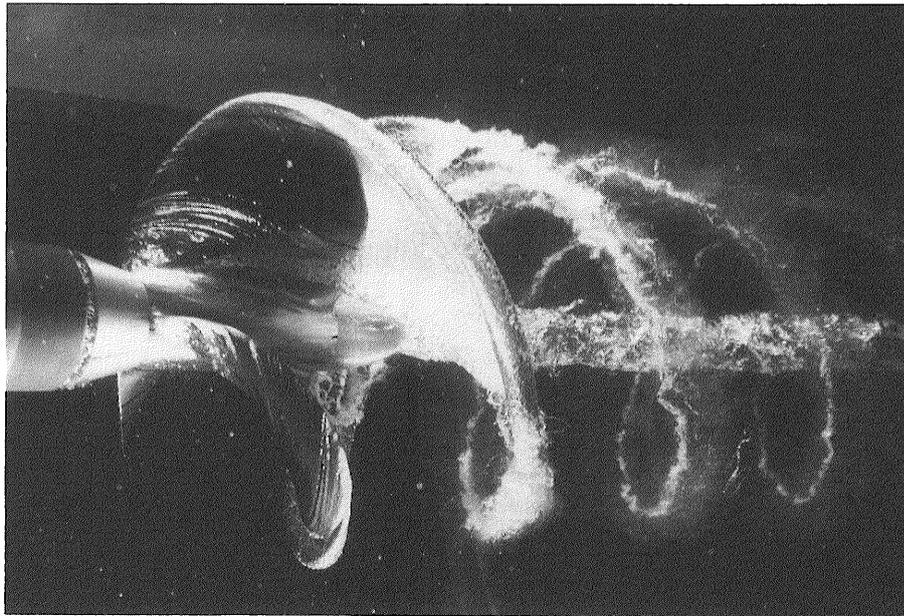


Fig. 29 SRIJ-I SCP のキャビテーション・パターンの写真

プロペラとキャビティから形成される流体力学的3次元キャンバである。一方、非線形SC理論によって、各半径位置での2次元SC翼断面の流体力学的2次元キャンバが計算できることから、両者の差が揚力面補正量となることを見いだした。この量は簡単のために、4次式で近似してこのプロペラの設計に用いた。よって、Fig.25に示す様に理論チャートから求めたSC翼断面の正面及び背面形状をこの量を用いて変形することによって、SCPとしての翼断面形状が求められる。ピッチについても、揚力面設計法で得られたピッチに調整するとともに、キャビティのカスケード効果に関するピッチ補正も行う。以上が改良されたSCP設計法 [8, 10] の概略であり、フローチャートをFig. 30に示す。

(1) SRIJ-II プロペラ; MP No.356

改良SCP設計法により、前述のSRIJ-Iプロペラと同じ設計条件に対してSCPを設計し、Fig. 31に示す模型を製作して性能計測を行った。この結果、Fig. 32に示す様に設計点において約6%の過大なスラストを発生するものの、効率は74.5%に達し、SSPAプロペラ及びSRIJ-Iプロペラより、それぞれ約15%及び10%も効率向上がなされた。キャビティの厚さもFig. 33に示す様に目測ではあるがかなり薄くなり、設計の意図が反映したプロペラを得ることができた [8, 10]。

4.2.4 新設計法 (その3)

前述のSRIJ-IIプロペラ的设计例にある様に、設計の目論見をほぼ満足するSCPの設計が可能となった

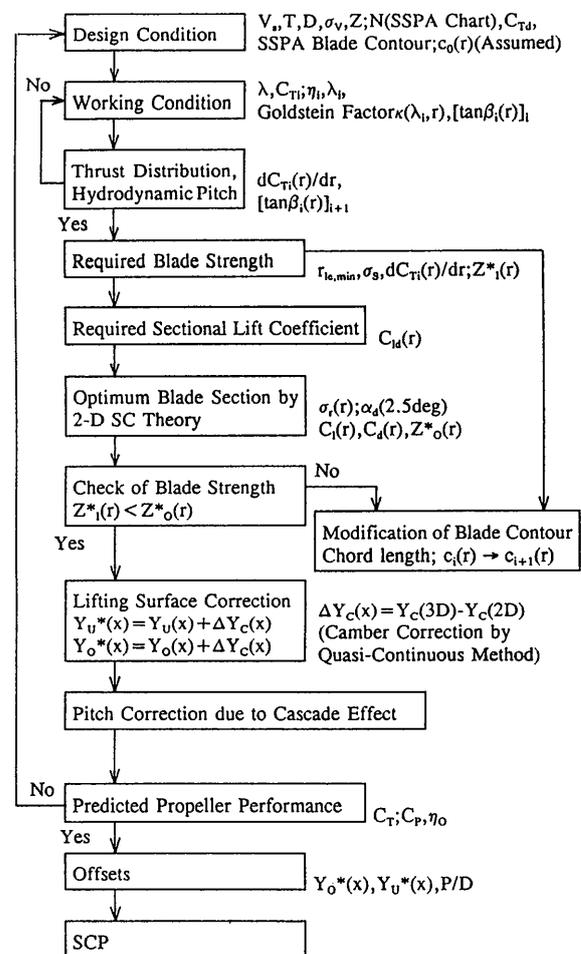


Fig. 30 SCP設計フローチャート (その2)

ので、設計精度と更なる効率向上を目指して、設計法の改良を行った [14, 15]。

まず、最適循環分布を求める方法は Goldstein の理論から Lerbs の揚力線理論に変えた。後者は任意のホス径、任意の翼数についても計算ができ、計算精度も大幅に向上させることができる。次に、揚力面補正法としては、後述の SCP 性能計算法 (SC-VLM) [11, 12] で用いるキャンバ変形の原理に基づく方法を開発した。キャビテーションの発生を考慮した3次元キャンバ計算法となる。

以上により、SCP の各半径位置のピッチや SC 翼断面形状が求められることになるが、設計で必要とした

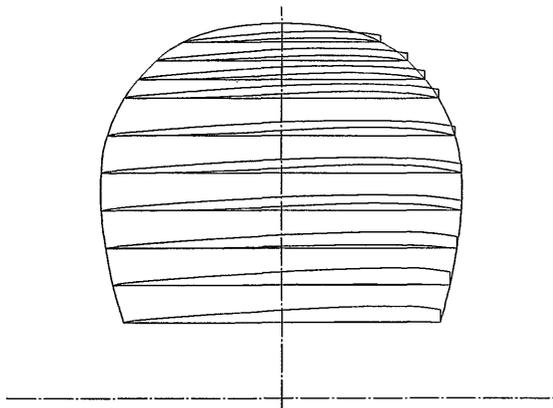


Fig. 31 SRIJ-II SCP の形状

スラストや効率ができるかを確認するために、SCP 性能計算法により性能評価を行い、設計条件が満たされるかを調べた。もし、性能、特に設計スラストが満たされない時にはピッチの修正を行い、最終の SCP 形状を求めるようにした。これにより、スーパーキャビテーションが発生することによって生じる止堰効果に

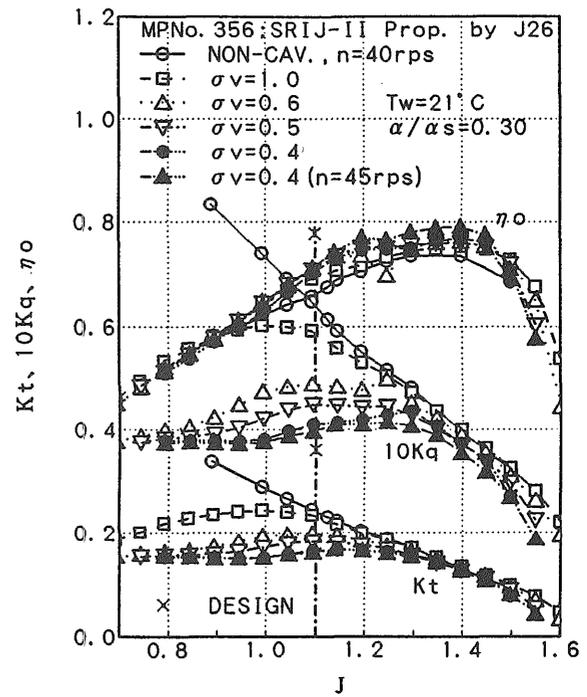


Fig. 32 SRIJ-II SCP のキャビテーション性能曲線

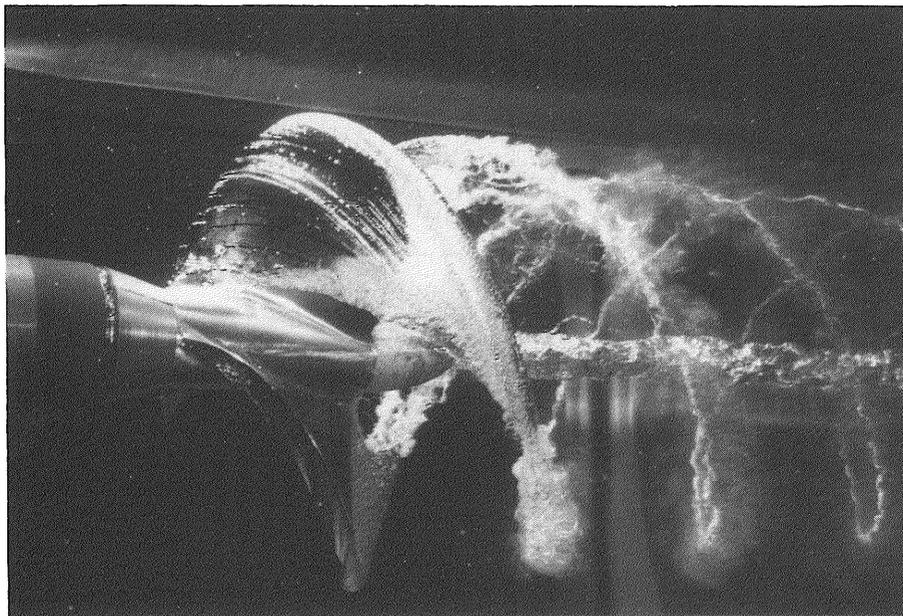


Fig. 33 SRIJ-II SCP キャビテーション・パターンの写真

対するピッチ補正が実質的になされていることになる。

次に、以上の設計法では、翼断面形状は翼根から翼端に至るまで、SRJN翼型という同系統のSC翼型に統一して用いていた。しかしながら、各半径位置での局所的キャビテーション数は翼根ではかなり高くなり、設計条件によっては翼根部でSC状態とすることが不可能な場合が多くなる。前述のSRIJ-Iや-II SCPでは、この領域は部分キャビテーションないしベース・ベンティド・キャビテーション状態であった。SC翼型はこの様な状態では、一般に翼後縁が厚くなることから、エアロfoil翼型と比べて抗力が大きくなるので、翼根部でSC翼型を用いることは効率上の観点から不利である。

一方、翼強度の観点からも、同じ最大翼厚比で比べた場合、エアロfoil型はSC翼型より断面係数が大きくなる傾向があり、この翼型を採用する方が有利である。以上の理由から、翼根部をエアロfoil翼型、SC翼型としても所要揚力係数が発生する半径位置までSC翼型とし、その間は滑らかに連続的に翼断面形を変化させて、SCP形状を決める。この接続領域の翼型については、各半径位置で断面係数を求めて、強度上のチェックをする。以上が、最終的に出来上がった新しいSCP設計法である。後述の幾つかの設計例、SRIJ-A、SRIJ-III、SRIJ-IVプロペラ、競艇用プロペラに示す様に、本SCP設計法により従来より格段に

高効率なSCPが設計できる様になった。

#### 4.3 スーパーキャビテーション・プロペラの性能計算法の開発

SCPの設計において、設計の都度、実機試験や模型試験で設計評価を行うと、プロペラや模型の制作費が高くなることになる。これに対して、近年のコンピュータの性能向上が目覚ましいことから、理論に基づくSCPの性能推定及び評価法を用いると、高性能または最適プロペラが効率良く開発できる様になる。本研究では設計法の開発と並行して、SCPの性能計算法を開発した [11, 12]。

SCPの性能計算法の開発は古くから試みられているが、SC翼型の性能計算法と異なり、計算精度が充分でなく、使いものにならないレベルであった。プロペラの性能計算法として、近年、渦格子法 (Vortex Lattice Method) によってキャビテーションが発生していない、又は発生しても性能 (スラスト、トルク) に影響を及ぼさない場合におけるプロペラの性能計算法の開発が盛んに行われ、オフ・デザインも含め信頼性のある計算ができる様になってきた。本研究では、渦系のモデル化の理解がしやすく、サブ・キャビテーション状態のプロペラの性能計算で実績があがってきたことから、渦格子法に基づくSCP性能計算法を開発することとした。

この方法では、プロペラ及びそれに続く後流は各翼

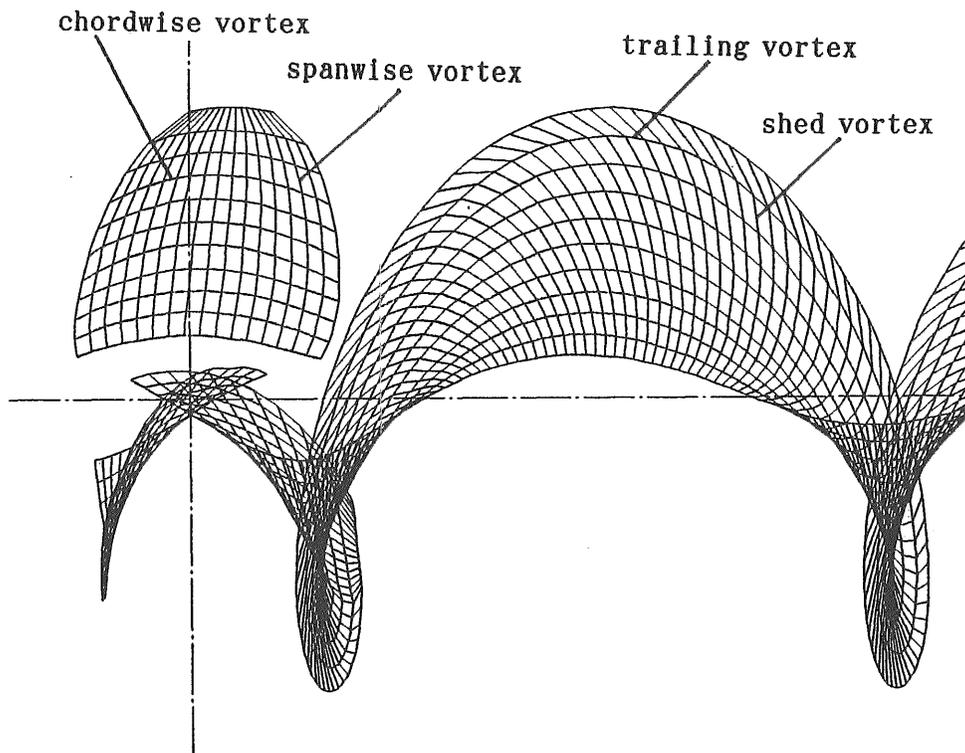


Fig. 34 プロペラ翼と後流渦の渦格子の配置

毎、一枚の厚さのない特異点分布 (渦や吹き出し等) 面という数学モデルで置き換えて、計算を行う。この特異点分布面は揚力面と後流渦面に分けて考え、簡単化のため、Fig. 34 に示す様に格子状に分割し、渦糸や線吹き出して表現する。流れは翼やキャビティに沿って流れ、キャビテーションの発生している領域は蒸気圧になるなどの境界条件を与え、標点において、この境界条件を満たす様に渦糸などの特異点の強さに関する方程式を解くことによって、プロペラまわりの流場やプロペラにかかる力を求めることができる。

本計算法の適用例を示す。

(1) SRIJ-I プロペラ

計算結果と実験値との比較を Fig. 35 及び 36 に示す。Fig. 35 はキャビテーション数  $\sigma_v$  が 0.4 の時のプロペラ性能であり、前進率  $J$  が 1.2 以上を除いて、スラスト及びトルク係数の計算値は実験値より約 7% 小さいが、定性的な傾向は良く一致し、効率については定量

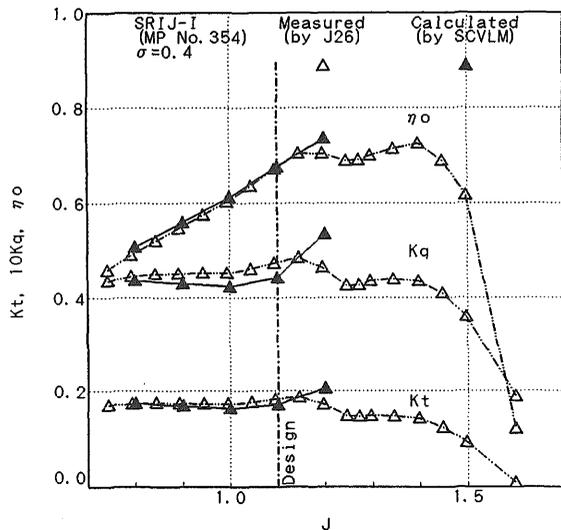


Fig. 35 SRIJ-I SCP のキャビテーション性能計算と計測との比較

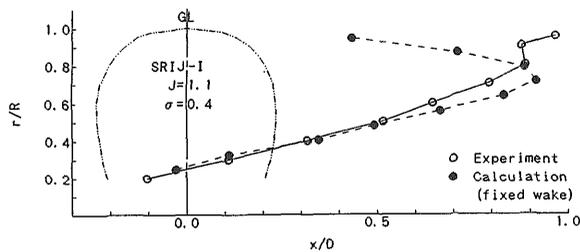


Fig. 36 SRIJ-I SCP のキャビテーション発生範囲の計算と計測との比較

的にも良く合っている。Fig. 36 は設計点でのキャビテーションの発生範囲に関する計算結果と実験値であり、キャビティが最も長い領域から翼端側では若干の差が見られるが、半径内側のボス付近での一致は良い。

(2) SRIJ-II プロペラ

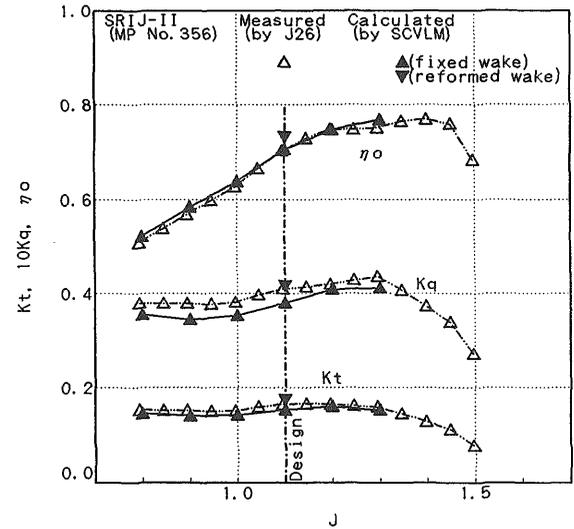


Fig. 37 SRIJ-II SCP のキャビテーション性能計算と計測との比較

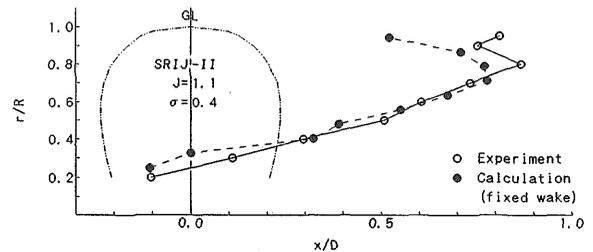


Fig. 38 SRIJ-II SCP のキャビテーション発生範囲の計算と計測との比較 (クラシカル・ウェーク)

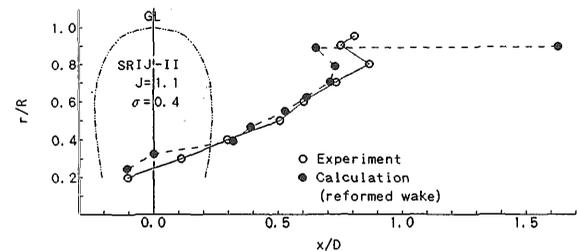


Fig. 39 SRIJ-II SCP のキャビテーション発生範囲の計算と計測との比較 (変形ウェーク)