

スーパーキャビテーション・プロペラの設計に関する研究

右近 良孝*

Research on Design and Application of Super-Cavitating Propellers

by

Yoshitaka UKON

Abstract

This paper describes extensive work on the design of supercavitating propellers. In this research, outstanding results were obtained.

- (1) An accurate non-linear prediction theory for hydrodynamic characteristics of two dimensional supercavitating hydrofoils has been developed, based on a higher-order vortex panel method. Reasonable agreement with existing experimental data was obtained by this theory.
- (2) An effective design theory for two-dimensional supercavitating hydrofoils was developed, extending the principle of the above-mentioned theory.
- (3) High performance supercavitating hydrofoils were developed. Experimental results showed that the lift/drag ratio was around twenty one at an angle of attack of 1.5 degrees and a cavitation number of 0.21.
- (4) A reliable theoretical design method for supercavitating propellers was developed. Several high performance supercavitating propellers were designed and examined experimentally in the SRI large cavitation tunnel.
- (5) A rigorous theory was developed for predicting the hydrodynamic characteristics of supercavitating propellers. The predicted results agreed with the experimental results to within a few percent.
- (6) The present theoretical design method was successfully applied to the propeller of a racing boat. In the full scale test, the racing boat with the designed propeller achieved a maximum speed of about 97km/h and was faster than that with a Rolla propeller.

* 推進性能部

原稿受付 平成8年3月29日

審査済 平成8年9月11日

―目次―

1. はじめに	2
2. スーパーキャビテーション・プロペラ とは	3
3. スーパーキャビテーション翼型の研究	4
3.1 はじめに	4
3.2 スーパーキャビテーション翼型 の性能計算法	4
3.3 高性能スーパーキャビテーション 翼型の開発	5
3.4 スーパーキャビテーション 翼型設計法	6
3.5 スーパーキャビテーション 翼型性能計測	7
3.6 まとめ	11
4. スーパーキャビテーション・プロペラ の設計法及び性能計算法の研究	12
4.1 はじめに	12
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	12
4.2.1 既存設計法	12
4.2.2 新設計法（その1）	13
4.2.3 新設計法（その2）	15
4.2.4 新設計法（その3）	16
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	18
4.4 スーパーキャビテーション・プロペラ の性能計測	21
4.5 まとめ	21
5. 設計法の適用例	22
5.1 50ノット高荷重超高速船プロペラ	22
5.2 60ノット高荷重超高速船プロペラ	23
5.3 競艇用プロペラ	24
6. まとめ	28
6.1 総合成果	28
6.2 今後の課題	29
謝辞	29
参考文献	29

1. はじめに

本研究は平成4年～6年度の3年間にわたって船舶技術研究所（以下、船研という）の指定研究として行われた。本報告ではこの研究で得られた総合的成果について平易に述べる。

この研究が開始される前の1980年代後半には、超高速船に関心が大いに向けられ、テクノ・スーパーライナを始め、海外でも同様のプロジェクトが開始された。この種の船艇のプロペラとして、ウォータージェッ

ト・ポンプが採用されたが、プロペラサの専門家の間では、疑問の声があった。ポンプ・ダクト部の長い管路での摩擦損失や水を高くに持ち上げ、船内に積載することに依るエネルギー損失に起因する劣悪な効率や重量増加、ゴミ等の海上浮遊物の吸込みによるポンプの停止、取水口及びインペラ翼並びにダクト内のキャビテーションによる騒音・振動及びエロージョンの発生、波浪中での空気吸込みによるエンジンのオーバーレブ（回転数の過上昇）などのウォータージェット・ポンプ固有の深刻な問題があることが知られていた。高速艇においてウォータージェット・ポンプがプロペラサとして最近用いられるようになってきたのは、推進効率の観点からではなく、諸外国では浅吃水船とせざるを得ない場合に用いられており、この他操船上の要求によるものと思われる。

これに対して、超高速船用のプロペラサとして、効率に関してスーパーキャビテーション・プロペラ（SCP）が最も優れていることは学問上、良く知られていた [1, 2]。このため、米国を始めとする先進国、特に米海軍において熱心に SCP の開発研究が行われたが、その設計法が確立できず、十分な成果は挙げられなかった。設計で狙った効率を得られないとか、効率の良いプロペラが得られても、設計で要求するスラスト（推力）を発生しない [3] ことなどから、各国とも SCP の開発を断念した。例外的に、SSPA から設計チャートが発表された [4] が、必ずしも高性能とは言えないものであった。この様に高性能 SCP の設計法がなかったため、SCP を超高速船に採用するには、相当の設計リスクを覚悟する必要があった。

船研では、効率の点において他のプロペラサより明らかに格段に優れている SCP を設計するためのツールを開発し、具体的に SCP の設計法を開発する研究プロジェクトを平成4年度から平成6年度の3年間にわたって船研の指定研として開始した。一方、船研は（株）日本造船研究協会と共同研究（平成3年度～5年度）を結び、造船所・プロペラ・メーカー及び大学と協力して、具体的に従来より大幅に効率の高い SCP の開発研究を行った。

SCP の研究の進め方としては、本指定研に先立って、一般研「高速船プロペラサの性能予測の研究」において行った調査研究の成果 [5] を活用した。まず、文献調査を行った結果、既存の SCP の設計法では思う通りのスラストと効率を得られない。一般に、設計スラストより15%低いスラストしか得られないことが明らかになった [5]。従来の SCP 設計法 [3] を用いて模型プロペラを設計した結果、効率が低く、設計点でスーパーキャビテーション（SC）状態とならないことが分かった [6]。これは、従来用いられていた

SCPの設計に用いられる翼素の設計計算があまりにもズサンであることによる。このため、先ず、SC状態の翼素の性能計算法及びプログラム・コードを開発した [7, 8]。これとともに、翼素の性能計測法も研究した [9]。次に、SCPの設計法とそのプログラム・コードを開発した [8, 10]。同時に、SCPの性能計算法とプログラム・コードを開発し [11, 12]、設計精度の向上を図り、最終的に設計されたSCPについてのみ、模型を製作し、模型実験で所定の性能が得られることを確認した。この模型実験においても計測精度を確保するため、計測法について注意を払って行った [13]。更に、設計法の厳密化を図る [14, 15] とともに、模型プロペラの他にも、実際に用いられている高速艇にSCPを適用し、その実用性及び有効性を確かめるため、競艇用プロペラを設計し、競艇場において性能確認を行い、従来のプロペラより格段に高性能であることを証明した [16]。

この他、SCPの他にも、高速船艇用プロペラにおいて、理解が充分でない現象や問題についても取り組んだ [17~21]。

本報告では、以上に述べた研究成果について総合的に取りまとめて述べる。

2. スーパーキャビテーション・プロペラ (SCP) とは

一般商船用プロペラは回転数が毎秒1~2回転程度と遅いものの、プロペラ直径が大きいため、プロペラ翼の端になるに従ってプロペラへの流入速度は大きく

なる。このため、翼の表面やまわりの圧力は低くなり、ほぼ真空に近い圧力 (蒸気圧) より低下すると、常温でも蒸発現象が生じ、Fig. 1 に示す様に翼の表面が無数の蒸気の泡や気泡が合体して膜状になったもの (キャビティという) で覆われる。この現象はキャビテーション (Cavitation) と呼ばれる。キャビテーションが発生すると、プロペラの効率や推力が低下したり、船体の起振源となって、不快な振動・騒音が発生したり、気泡がつぶれる時の衝撃圧で翼の表面が損傷したりする。これらのどの問題についても、過去100年間の研究で進展はあったものの、未だにそのメカニズムが十分に解明されておらず、キャビテーションの引き起こす問題を思いのままに制御できていない [22]。

キャビテーションの状態を説明するための幾つかの分類法があるが、キャビティの長さが翼の長さより長くなると、スーパーキャビテーションと呼ばれ、短いと、部分キャビテーション又はサブキャビテーションと呼ばれる。これをプロペラの要素である翼型で対比させ、Fig. 2 に示す。

船を高速で航走させようとする、通常、比較的小さい直径のプロペラを毎秒20~30回転の高速で回転させるため、プロペラ翼面の全部がキャビティに覆われ、SC状態となったりする。エアロfoil型の翼素からなる一般商船用プロペラをこの様な状況で使用すると、推力が出ず、あたかも空回りしたかのごとくになり、目的の船速が出ない。また、Fig. 2 に示す様に、SC状態となるエアロfoil型であるため、キャビティも含め翼素としての抗力が大きくなるので、プ

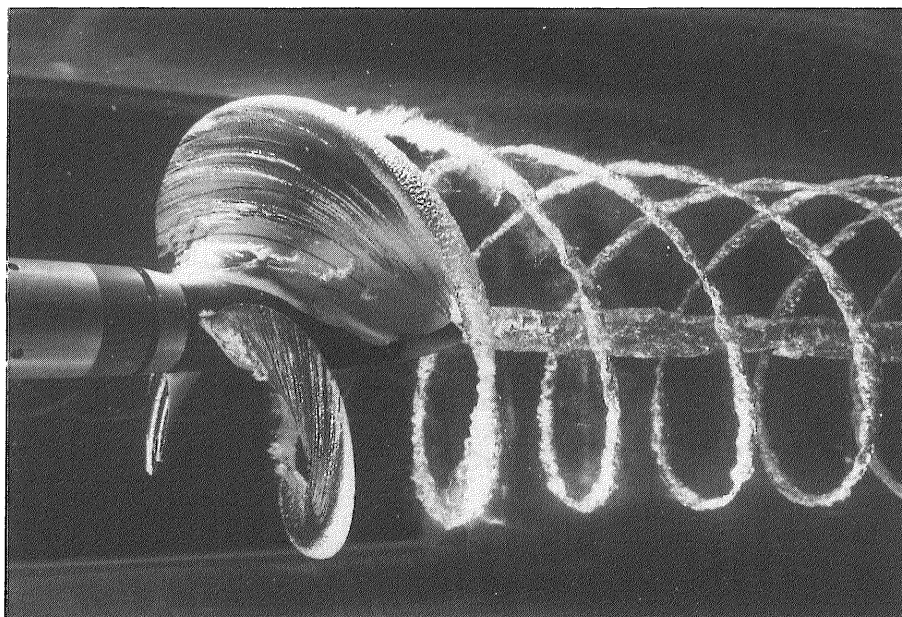


Fig. 1 在来型高速艇用プロペラに発生したキャビテーションの写真

ロペラの効率が大幅に劣悪化する。

一方、スーパーキャビテーション (SC) 翼型はこの様なキャビテーション状態となることを前提にして設計されるので、適切に翼型を設計すると、エアロfoil翼型にキャビテーションが発生していない時や部分キャビテーション状態となっている時と同等の性能を発揮させることができる。翼型の背面形状はキャビティの内に入るので、任意となり、正面形状のみしか設計の自由度がないが、最適な正面形状はキャビテーション流理論 (Cavity Flow Theory, 空洞理論) [23, 24] を用いることによって得られる。この様な翼素まわりの流れ場をプロペラで実現すれば、効率の優れたプロペラを設計できることになる。これが、スーパーキャビテーション・プロペラ (SCP) の原理である。

よって、SCP の設計法を確立するためには、SCP そのものの設計法はもとより、SC 翼型の設計法も重要となる。更に、設計した SCP が所要の性能を発揮するかの確認は模型試験や実機試験で行う。しかし、模型プロペラは非常に高価であるので、性能を予め評価できる SCP の性能計算法もツールとして必要となる。本研究ではこれらの理論とプログラム・コードの開発を行った。

3. SC 翼型の研究

3.1 はじめに

SCP は前述の様に通常型のプロペラと異なる概念で設計されるので、プロペラの翼断面形状はその流体力学的状況に対応して最適化された形状となる必要が

ある。この翼断面を切り取った翼型について、性能計算、設計及び性能計測が精度良くできないと良い SCP を設計することはできない。よって、SCP そのものの研究の前段階として SC 翼型の研究を行った。

3.2 SC 翼型の性能計算法

キャビテーション状態の翼型性能計算法は古くから提案されており、花岡 [23] 及び西山の理論 [24] は有名であり、現在でもキャビテーションが発生したプロペラの性能計算やキャビテーションの発生範囲の推定 [25~27] に使われている。これらの計算法は線型理論と呼ばれるものであり、翼の前縁端が、カミソリの刃の様に鋭くとがっており、その点からキャビテーションが発生することを前提としている。一方、実機では実用上の観点から前縁端にある程度の厚みをつける必要があること、また、設計条件によっては、粘性影響でキャビテーションが必ずしも前縁から発生しないことがあり、この様な場合に線型理論を適用することに無理がある。このことから、非線型理論による SC 翼型性能計算法を開発することとした。

本研究では、非線型理論のうちでも、最も進んだ高次渦パネル法 (Higher Order Vortex Panel Method) に基づく SC 翼型性能計算法を採用することとした。この方法は翼型の表面を多数のパネルで表現し、各パネルでの渦の強さを一定にしたり、一次式や二次式などで変化させて、翼の性能等を計算する方法であり、航空工学でかなり前から用いられている。SC 翼型の計算で高次渦パネル法を用いるのは、翼前縁近傍では SC 翼型はエアロfoil翼型より格段に薄いためである。非線型理論で良く用いられる渦の強さ一定のゼ

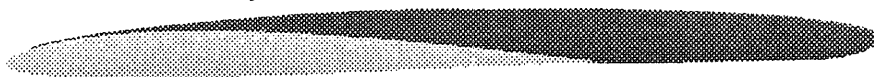
サブ・キャビテーション



抵抗小

$$C_D = 0.008$$

スーパー・キャビテーション エアロ・foil型



抵抗大

$$C_D = 0.020$$

スーパー・キャビテーション SC翼型



抵抗小

$$C_D = 0.008$$

Fig. 2 翼型とキャビテーション

ロ次渦パネル法では「リーク現象」のため、計算精度が悪くなり、キャビテーションの計算が困難となるためである [27]。本研究では、計算量と精度の妥協として、一次渦パネル法 (LVPM; Linear Vortex Panel Method) に基づく計算法とした [7]。また、キャビティの数学的特異性を考慮し、計算効率を上げるため、翼正面やキャビティ後端は一次渦パネル、キャビティ表面はゼロ次渦パネル、キャビティ前端及び翼正面後縁端は特異渦パネルを用いた。

キャビテーションは層流剥離点から発生すること [25~27] が良く知られており、本計算法でもこの点

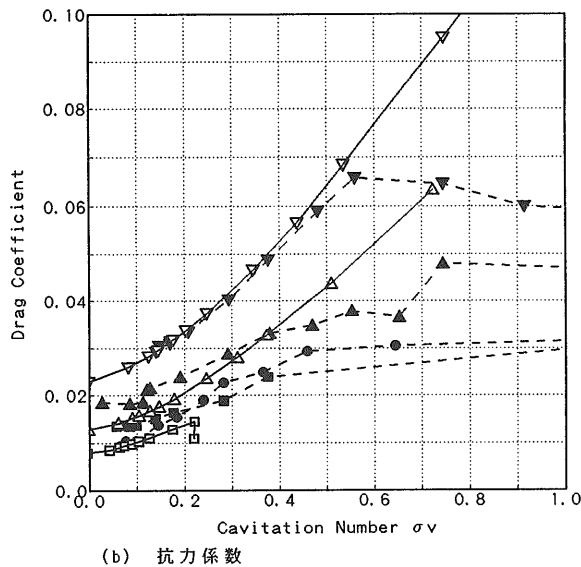
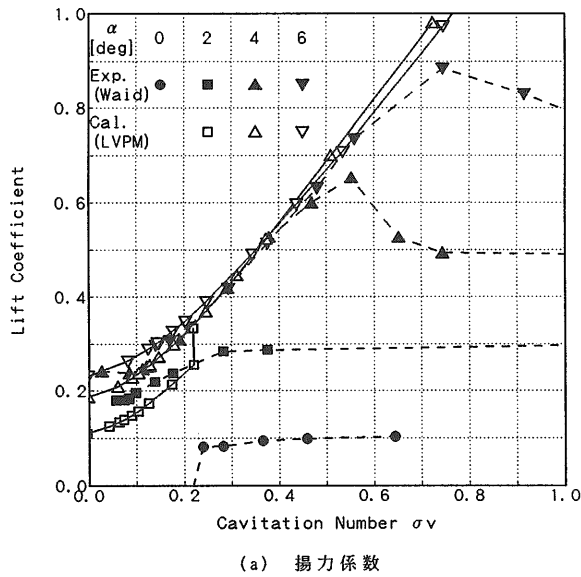


Fig. 3 Waid 翼型キャビテーション特性に関する理論と実験の比較

を考慮している。キャビティの形状は逐次近似計算によって、境界条件を満たす様に行われる。翼に加わる力は各パネルに働く圧力を積分して求める。粘性影響は層流境界層理論を用いて計算している。

本計算法により、SC 翼型のはしりとして有名な Tulin 2 項翼について計算し、カリフォルニア工科大学 CIT で Waid によって行われた実験 [28] と比較した。この結果を Fig. 3 (a) と (b) に示す。揚力及び抗力とも、大迎角の 6° や 4° で計算値と計測値は比較的良く一致するが、2° の低迎角では一致が良くない。

キャビティ長さに関して、本計算法と計算結果を比較したものを Fig. 4 に示す。計算によるキャビティ長さは計測値より大きく (縦軸がキャビティ長さの逆数となっていることに注意)、本計算法はキャビティの長さを長目に予測する。この原因として採用したキャビティ後端モデルが閉塞型 [23~25] によるものと考えられ、今後の課題と考えられる。

本計算法は定量的には完璧に実験値と一致しないものの、定性的には実験結果と良く一致する。一方、SC 翼型の実験は後述の様に、特に抗力に関して精度の良い計測が難しいことから、本計算法は今後の理論的検討や設計に耐えられるものと判断した。

3.3 高性能 SC 翼型の開発

SC 翼型として、前述の Tulin 2 項翼型が有名であり、SCP の翼断面として採用されてきた [3, 4]。しかしながら、この断面は翼前縁近傍で翼厚が非常に薄いため強度不足となるので、背面の翼厚を増して使用されたため、理論で予測された性能が発揮できなくな

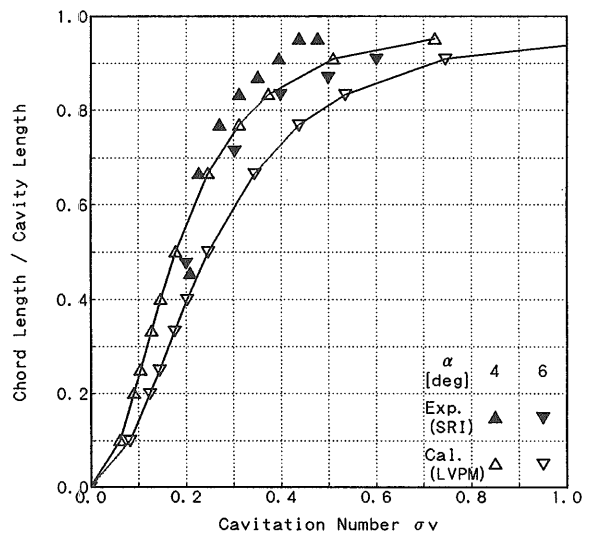


Fig. 4 Waid 翼型のキャビティ長さの理論と実験の比較

ていた。そこで、先ず、Johnsonの線型理論[29]で性能の良い、即ち、揚抗比の高い翼型を検討し[5]、Johnson 5項翼型を基本形状とすることにした。Johnson翼型とは、キャビティの長さを無限大とした時に、正面形状が理論で与えられる特殊な多項式により表現され、揚抗比が最大となる翼型である。項数の増加とともに揚抗比は増加するが、5項以上としても、大幅に揚抗比は増加しない[5]ので、5項翼とした。線型理論で得られる背面形状では強度不足であるので、翼厚を若干増した翼型(Johnson Five Terms M.W. No.34)とした。Fig.5に示す。実験を行った結果、設計迎角である 2.07° で、理論値の揚抗比32.3には達せず、計測で得られた揚抗比は迎角 5° で10程度であった。

この翼型を実用的に改良するため、正面形状は線型

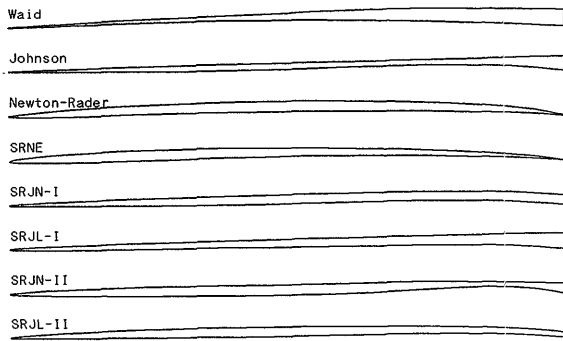


Fig. 5 各種SC翼型

理論で与えられるものとし、前述の一次渦パネル法を用い、設計迎角でいかなるキャビテーション数 σ_v でも翼背面がキャビティを突き破らない様な背面形状を計算して求めた。得られた翼型(SRJN-I, M.W. No. 36)をFig.5に示す。この翼型は迎角 2° 、キャビテーション数が0.18で、15程度の揚抗比を与えることを実験で確かめた。これをFig.6に示す。

更に、翼型性能を向上させるため、線型理論で与えられるJohnson 5項翼型の正面での圧力分布を満たす様な正面形状を一次渦パネル法で求めた。この際、Fig.7に示す様に正圧のピークを85%から90%翼弦長位置に設定し、翼正面前半部の圧力を下げ、着力点を翼後縁側に寄せた。背面形状も一次渦パネル法で求めたが、翼強度上の余裕を考慮して、低迎角でもキャビテーションが発生し易くしたりする等の工夫を行った[8]。Fig.5に示すこの翼型(SRJN-II; M.W. No. 38)は、Fig.8に示す様に迎角 1.5° の時、キャビテーション数0.23で21、0.12で18程度の揚抗比を与えた。これらの値は理論予測値に近い値であり、設計の意図が着実に反映された翼型にほぼなった[8]。この翼型を、後述の様に、本研究で設計するSCPの基本翼断面とした。

3.4 SC翼型設計法

SC翼型性能計算法である一次渦パネル法は翼面形状を与えて、2次元翼面上の圧力分布を解くとともにキャビテーション発生域については、圧力分布が既知として、キャビティの形状を逐次近似によって変形させ、境界条件を満たす様に求めている。ここで、発想

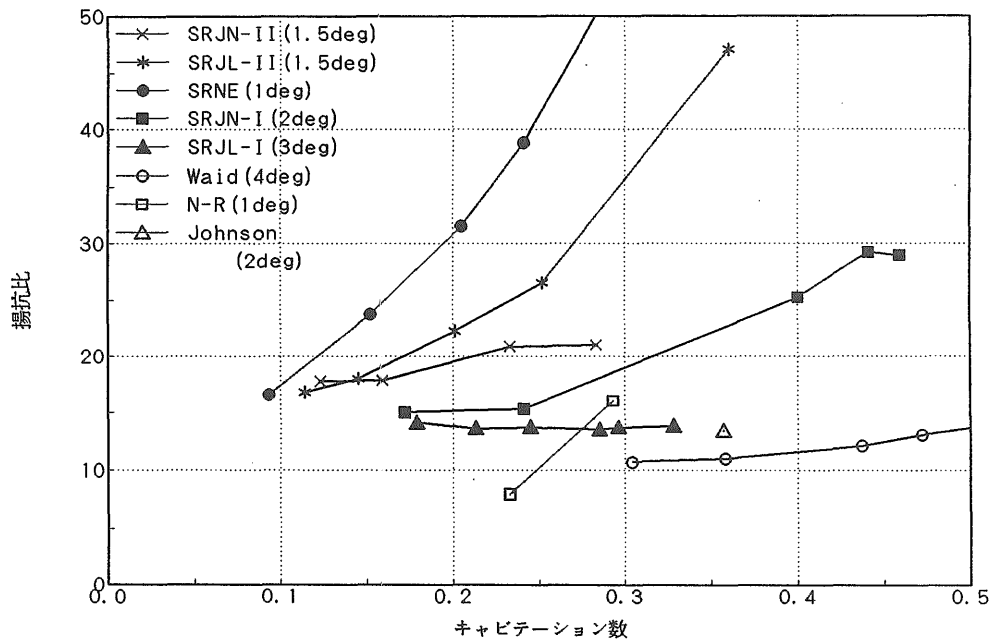


Fig. 6 SRJN-I翼型の揚抗比

を変えて、翼面自身をも変形可能なものとする、翼面、特に、翼正面側での圧力分布を与えると、逐次近似により翼形状を求めることができる。よって、正面側の最適圧力分布を与えることができればSC翼型が設計できることになる。前述のSRJN-II翼型はこの考え方によって設計されている。最適性能をもつ翼型の圧力分布が与えられれば、最適性能翼型が設計できる[7, 8, 9]。この手法はSC翼型以外についても応用できる手法で、今後も応用可能なアイデアの一つである。

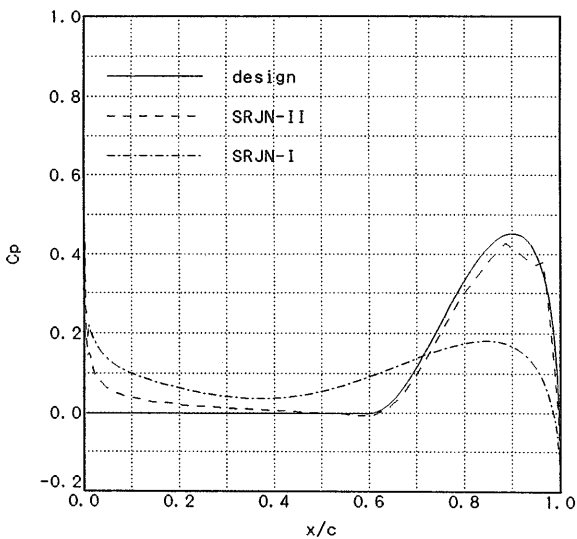


Fig. 7 設計圧力分布

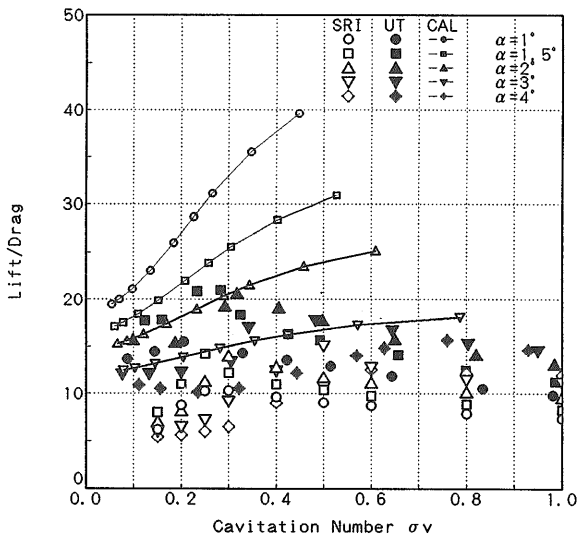


Fig. 8 SRJN-II翼型の揚抗比

3.5 SC翼型性能計測

翼型性能計算法の精度確認及び設計結果の評価をする上で、性能計測は重要な役割を果たす。また、実験は計算と比べて、時間と費用がかかるため、最近では理解が得られず、行いにくなってきた。この様な状況から、逆に、実験データは大変に貴重なものとなってきている。実験は理論の検証、モデル化などに使われることから、すべての基準となるので、計測精度の確保については万全の注意を払う必要がある。

船研の大型キャビテーション水槽は、建設当時の考えでは基本的にプロペラの性能計測を第一として設計された。このため、第一計測部は直径750mmの円筒形状であり、翼型性能計測、特に2次元翼型の試験が極めて行にくい計測部の形状になっている。2次元SC翼型の試験を行うため、Fig. 9に示す様に、計測部に各種の治具を設計、取り付けることにより、実験可能とした。翼型に加わる力は防水型三分力計(日章電機製;容量;揚力、抗力200kgf)で計測した[9]。また、翼型まわりの流場を計測するために、レーザ・ドップラ流速計(LDV)を用いた。このLDVを用いて、翼型の後流を計測することにより、抗力が求められることができ、三分力計による抗力計測との対応を調べることができる。本研究では、10個の2次元SC翼型その他、4個の3次元SC翼型について計測を行った。これらの翼型のうち、主なものについての要目をTable 1に示す。

本研究で行った翼型試験のうち、重要な幾つかの例について述べる。

(1) Waid翼型

この翼型は理論翼型であるTulin 2項翼型の翼厚を実用上の観点から増したもので、第一計測部における

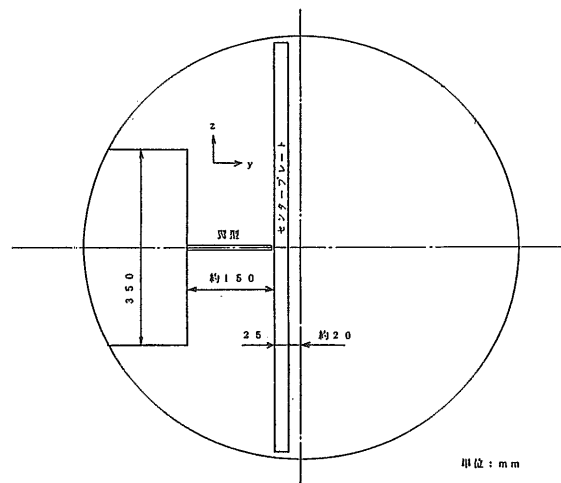


Fig. 9 SC翼型試験部

SC 翼型翼力計測法の精度確認に用いられた。まず、キャビテーションが発生していない (NC) 状態について、翼型の揚力、抗力の計測を行った。船研での計測データを東京大学 (UT) と CIT での計測結果 [28] と比較した結果、東大と船研の計測値は揚力、抗力とも一致するが、CIT での計測値は両者について低い計測値となった。翼型の製作精度の違いとも思われるが、不明である。

キャビテーションが発生した状態の揚力及び抗力とも、船研の計測値は東大や CIT の計測値により大きくなった。揚力については、東大の計測値の違いは静圧の計測位置の違いによるもので、これを補正すると両者は近づく。一方、抗力の不一致については、船研の計測装置の一部であるセンタープレートからキャビテーションが発生したためでないかと推測され、計測部の改造を行った。Johnson 5 項翼型 [29] について

も計測値に同様の傾向がみられた。

(2) SRJN-I 翼型

Johnson 5 項翼型計測の結果、性能に関して不満が残ったので、前述の様に一次渦パネル法によって背面形状の設計を行った [9]。設計された翼型は SRJN-I 翼型と呼ばれ、改造された計測部で翼力計測を行った。NC 状態では、揚力に関して、東大の計測値と一致したが、抗力の計測値が若干大きくなる傾向は変わらなかった。キャビテーション状態では、揚力に関しては Fig. 10 に示す様に迎角 1.5° での両機関の計測は大略一致する。理論計算とは、船研の計測値が特に良く一致する。一方、抗力に関しては、Fig. 11 に示す様に船研の計測値は東大のそれより大きく、計算値と東大の計測値は一致する。また、迎角 4° の時も同様な傾向があり、船研の抗力の計測値は、Fig. 12 に示す様にキャビテーション数の低下とともに、2つのピー

Table 1 供試翼型の主要目

M.W.No.	29	30	31	32	34	36	38	40	41	42
Name	Step	Delta	A	Waid	Johnson 5 Term	SRJN-I	SRJN-II	Wedge	B	C
2D or 3D	2D	3D	3D	2D	2D	2D	2D	2D	3D	3D
Chord Length c_f [m]	0.150	0.180	-	0.150	0.150	0.15	0.15	0.150	-	-
Chord Distribution	Const.	Linear Tapered	Tapered	Const.	Const.	Const.	Const.	Const.	Tapered	Tapered
Mean Chord Length c_m [m]	0.150	-	0.0765	0.150	0.150	0.150	0.150	0.150	0.0785	0.0785
Semi-Span Length [m]	0.149	0.045	0.2470	0.149	0.149	0.149	0.149	0.149	0.2236	0.2236
Aspect Ratio	2	1.0	7.30	2	2	2	2	2	6.24	6.24
Wing Section	Newton-Rader	Flat	-	Tulin 2 Term	Johnson 5 Term	Mod. Johnson 5 Term	Mod. Johnson 5 Term	Wedge (10deg)	-	-
Material	Anodized Al 52S	Anodized Al 52S	SUS304	SUS303	SUS303	SUS303	SUS303	Anodized Al 52S	SUS304	SUS304

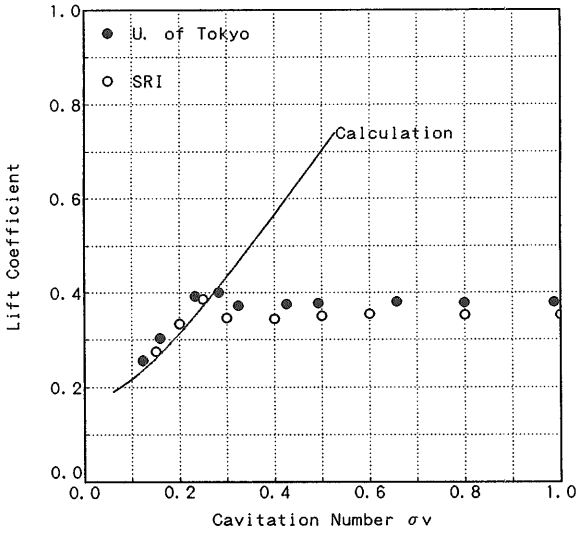


Fig. 10 SRJN-I 翼型の揚力 (迎角1.5度)

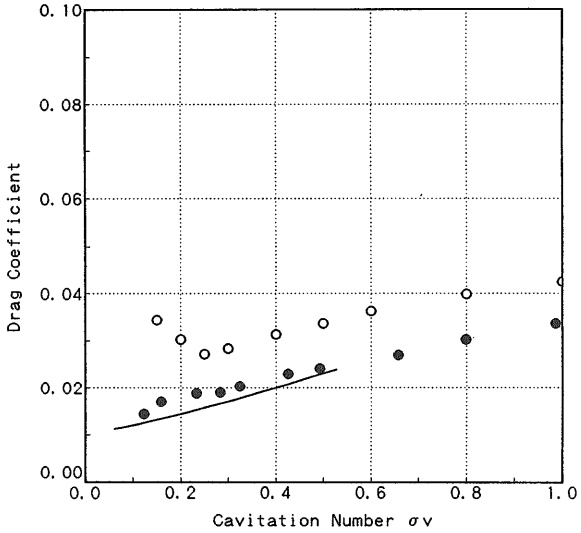


Fig. 11 SRJN-I 翼型の抗力 (迎角1.5度)

クが生じ、これらのピークの出現後、単調に減少する。この傾向は、東大での計測にも見られるが、東大のデータは理論との矛盾をおこすほど極端ではない。

船研の翼力計測法の精度を調べるため、LDVを用いて後流計測を行い、抗力を求めた。Fig. 12に示す様に、抗力計測値と完全に一致することから、翼力計測等の計測に問題があるのではなく、流場がその様な計測値を与える状況となっていることが明らかにされた。更に、この模型についてはキャビティのモデリングのためにキャビティ表面近傍の流速分布を計測し、境界層の発達の様子を調べたり、キャビティの不安定現象のメカニズム解明の努力がなされた。その一例 [17] として、LDVによるキャビティ表面近傍の流場の計測結果を Fig. 13に示す。縦軸は翼の上下面方向

の空間座標を示し、Z座標は翼弦長で無次元化されている。キャビティ表面の外側に境界層が存在し、その外端での流速はキャビテーション流理論の仮定と一致することを確認した。

(3) SRJN-II 翼型

前述 (3.3節) の様に、低迎角でもSC状態となり、より高い揚抗比が得られる様により厳密に設計した翼型 (SRJN-II) [9] について、翼三分力計測を行った。NC状態では、船研で計測された揚抗比は理論より30~40%低くなる傾向は同じであった。Fig. 8に示すキャビテーション状態での計測の結果、船研での揚力の計測値は理論計算と良く一致するが、抗力は大きくなり、揚抗比に関しては、理論や東大の計測値より小さくなる。これらの計測では、側壁の境界層の影響の補正な

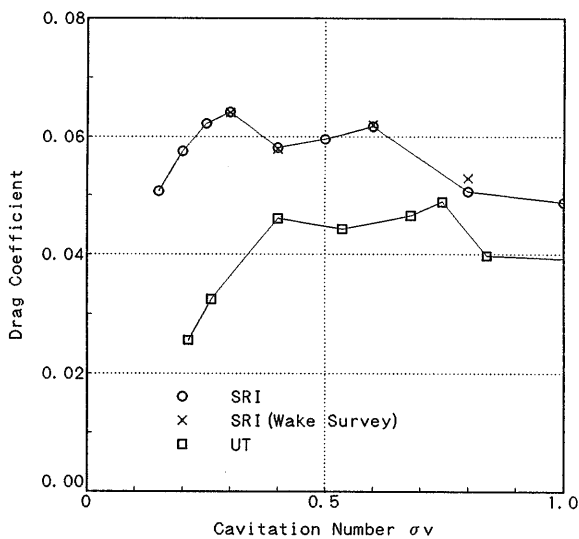


Fig. 12 LDVによる抗力計測 (迎角4度)

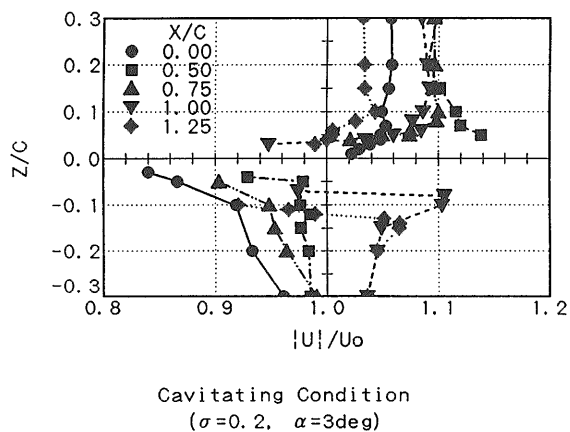


Fig. 13 キャビティ表面の流場計測

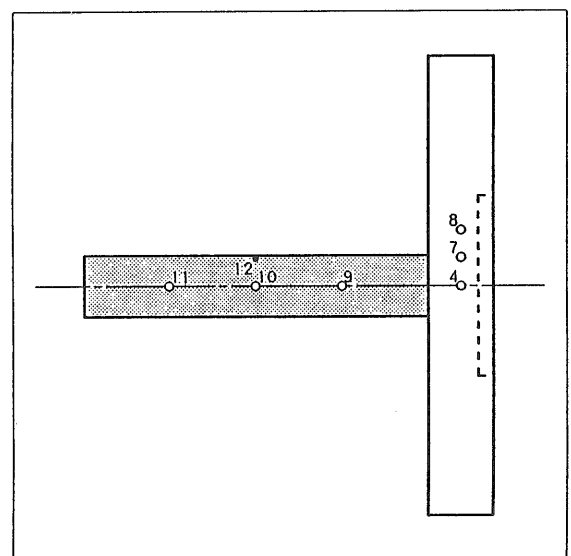
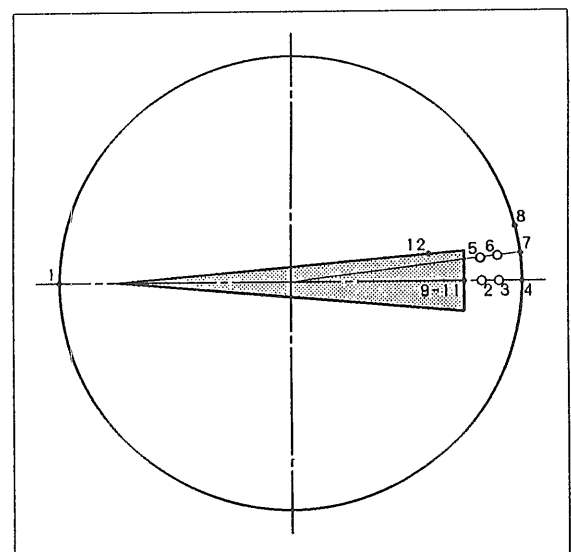


Fig. 14 楔型翼型

どをしていないことから、低キャビテーション数での計測においては今後、データ解析法を改良する必要があるものと思われる。

(4) 楔型翼型

SC翼型に発生するキャビテーションのモデル化のための知見を得るため、Fig. 14に示す翼型後縁に圧力孔を設けた楔型翼型 [30] についても計測を行った [31]。翼型以外にも、ディスク側面にも圧力孔を設け、前述の翼型の抗力計測において現れた異常現象の原因を検討した。Fig. 15に示す様にやはり、この翼型においても、船研での計測では抗力に2つのピークが現れた反面、Parkinの実験 [30] ではその様な異常現象は見られない。

(5) ステップ付翼型

SC翼型について理論計算をする時、キャビティ内は一定の蒸気圧になっているとして計算する。キャビ

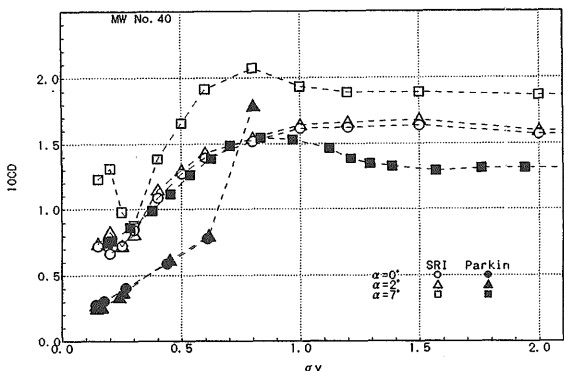
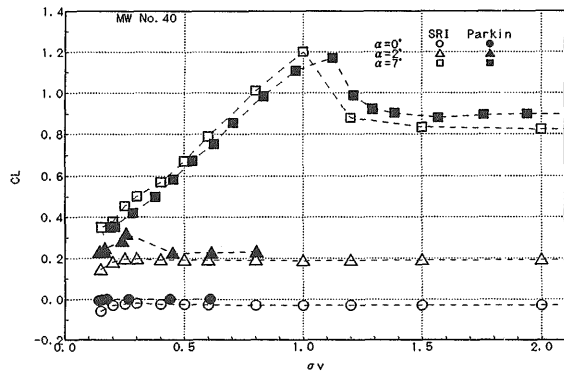


Fig. 15 楔型翼型の揚力と抗力の計測値

ティ内の圧力計測は多く行われているが、計測の難しさから、今一つ明確でない。特に、キャビティ表面が変動する場合や白濁した様相のキャビティとその内部圧力の関係について調べるため、Fig. 16に示すニュートン・レーダ翼型の前縁から20%の背面を削ぎ落としたステップ付き翼型を製作した。ステップの後方の40%、60%、80%翼弦位置に圧力計を貼り付けて計測を行った [20]。キャビティ内の前縁側では、迎角にかかわらず、蒸気圧よりわずかに高い圧力になるが、後縁側のキャビティ変動域ではキャビティ内の圧力が蒸気よりかなり高く、一様な圧力となっていないことなどが分かった。

(6) デルタ翼

Fig. 17に示すデルタ翼は強い前縁剥離渦が発生し、Fig. 18に示す様な渦の構造をもつことが風洞での豊富な計測データで分かっている [32]。そこで、この翼型について渦の構造とキャビテーション発生メカニズムやキャビティ内の流れ構造について調べてみた [19]。この実験ではキャビティ内のリエントレント(出戻り)・ジェットの見視化を行うことができ、今後の研究のベースとして有益なデータが得られた。また、翼端渦キャビテーション (Tip Vortex Cavitation) の初生時に、大きな騒音が生じることから、キャビテーション騒音の研究のための有効な手段となると考えられ、今後の研究に活用できることが分かった。

(7) 3次元水中翼

高速船用水中翼の性能向上は重要な課題であるが、水中翼はストラットやウォータージェット・ポンプの

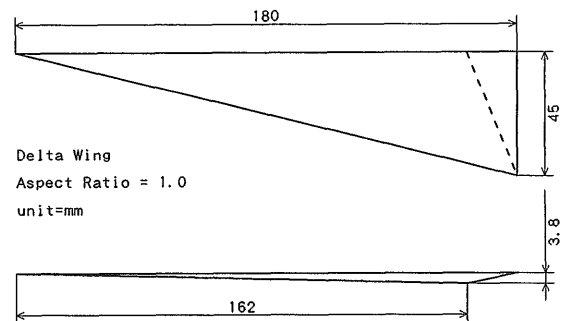


Fig. 17 デルタ翼の形状

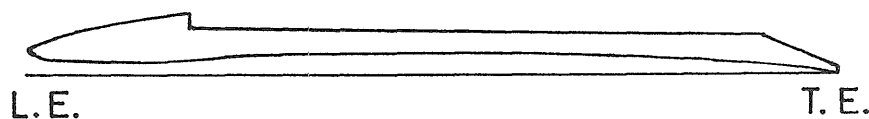


Fig. 16 ステップ付翼型の形状