スーパーキャビテーション翼型のシリーズ設計

正員 豊田 真* 正員 山口 一***
正員 加藤 洋治***

A Series Design of Supercavitating Foil Sections

by Makoto Toyoda, *Member* Hiroharu Kato, *Member*
Hajime Yamaguchi, *Member*

Summary

By applying an optimization method to supercavitating foil section design, the authors developed a new method to design supercavitating foil section automatically. Using this method, we designed 150 foils as a series foil sections. Then polynomial expressions were obtained by a method of least-squares for foil shapes and foil performance such as lift/drag ratio. By using these polynomials, one can obtain foil shape and estimate hydrodynamic performance for a set of a few design parameters including design lift coefficient and strength requirement. A trans-cavitating propeller (which adopted supercavitating-blade sections near the tip and noncavitating ones near the root) was designed using these series foil sections, and has realized high performance.

1. はじめに

最近, 30 knot を超える大型高速カーフェリーの実現など, 高速貨物輸送のニーズが高まっている。このような船に装着されるプロペラは浅没水高馬力プロペラにならざるを得ず, キャビテーションへの対策が必要不可欠となる。日本造船研究協会においても, 平成8年度より第230研究会「浅没水高馬力プロペラの研究」(SR 230)^{1,2,3)}において, このような条件でも, 高性能を発揮する新型プロペラの設計法の研究が進められてきた。このプロペラは, 翼端部をスーパーキャビテーション翼断面に, 翼根部をエアロフォイル翼断面にしたプロペラで, トランス・キャビテーション・プロペラと呼ばれる。このプロペラは, キャビテーション数の低くなる翼端側では積極的にキャビテーションを発生させ, なおかつ性能の良くなる翼断面を有し, プロペラボス近傍ではキャビテーションが極力発生しないよ

う考慮した翼断面を採用する, ハイブリッドなプロペラとなっている。

SR 230 において, 既にキャビテーションの発生を抑えて高性能(高揚抗比)を実現する非キャビテーション翼型(NC 翼型と呼ぶ)と, スーパーキャビテーション状態にて高性能となるスーパーキャビテーション翼型(SC 翼型と呼ぶ)が, 設計, 製作された。これらの翼型の性能を実験によって確認するとともに, 理論による翼性能予測精度についても検討されている。さらに, NC 翼型, SC 翼型ともに, 与えられた設計条件に対して高性能な翼形状を設計する手法が確立されている^{4,5)}。

実際のプロペラ設計の際には, 各プロペラ半径位置での翼断面の個別設計を行なっているが作業能率が悪く, 最適な性能を持つプロペラを得るのが困難である。そこで本研究では, SC 翼型について, 広範囲な設計条件において翼型を設計し, 与えられた設計条件に対して最適な翼形状が即座に得られるよう, 翼型のシリーズ設計を行なった。翼型シリーズの元となる個別設計においては, 最適化手法と線形理論による SC 翼型設計法^{6,7,8)}を組み合わせる, 新たに開発した設計法を用いた。さらにこの設計法を用いて設計された翼型に対し, 翼形状, 翼型性能を設計条件パラメータの関数で近似表現し, 設計条件が与えられれば即座に, 翼形状, 翼型性能が得られるようにした。

* 石川島播磨重工業(株)(研究当時東京大学工学系大学院)

** 東洋大学工学部

*** 東京大学大学院工学系研究科

2. スーパーキャビテーション翼型の設計

翼型シリーズの設計では、パラメータに対して滑らかに翼形状や、翼型性能が変化する必要がある。翼型の個々の設計条件 (σ , C_L など) に対して、一つ一つ翼型を個別設計しては、作業効率も悪くパラメータに対して、滑らかに翼形状や翼型性能が変化する翼型シリーズを設計するのも難しい。そこで従来の翼型設計法に最適化手法を適用して、効率よく高性能なスーパーキャビテーション翼型を設計する手法の開発を試みた。翼型の設計には、キャビテーション数と翼正面圧力分布を与えて、翼正面形状、設計迎角、キャビティ形状を求める線形理論^{6,7,8)}を用いた。翼型最適化の方法⁹⁾は、翼正面の圧力分布を限られた数個のパラメータで表現し、最適化手法を用いてこれらの圧力分布パラメータを変化させ、揚抗比を最大にする。その際、制約条件として翼型の強度条件を用いる。最適化には勾配法のひとつである、実行可能法¹⁰⁾を用いた。最適化を行なうプログラムにはVanderplaatsによるADS (Automated Design Synthesis)¹¹⁾を用いた。

Fig. 1 に圧力分布の概念図を示す。この図のように、翼後縁付近に正のピークをもつ圧力分布は高性能SC翼型の圧力分布として知られている¹²⁾。図中の記号X1~X4, Y1~Y4は、翼正面圧力分布を表現するパラメータで、(X1, Y1)は前縁付近の圧力ピークの座標、(X2, Y2)は圧力平坦部開始位置の座標、(X3, Y3)は圧力平坦部終了位置座標、(X4, Y4)は後縁付近圧力ピークの座標を示す。これらのパラメータのうち下線を引いてあるY1, X2, X3, X4, Y4を最適化プログラムで変化させ、強度条件の制約のもとで、揚抗比を最大化するように設計を行った。制約条件としての強度条件には、無次元断面係数 Z^* などを用いることも考えられるが、SC翼型においては後縁付近で極端に翼厚が薄くなる可能性があるため、Fig. 2に示すような後縁付近最小厚さ(Tnte)を用いた。この方法では翼型最適化を行なう際、勾配法を用いているため、初期条件によっては異なる最適解が得られる場合がある。従ってこの方法による翼型設計では、初期条件を適当に設定する必要があるが、ある程度経験的に適当と思われる初期条件を与えることで自動的に高性能翼型を設計することができる。

翼の設計パラメータとしては、キャビテーション数 σ 、揚力係数 C_L 、後縁付近最小厚さTnteの3種類を用いた。広範囲において連続した翼形状を得るため、設計の際には翼正面圧力平坦部 (Fig. 1の2の領域)の長さや位置を一定とし、前縁付近と後縁付近の圧力分布パラメータを変化させ、揚抗比の最も高くなるパラメータの組み合わせを探ることで、各翼型の設計を行った。圧力平坦部の圧力の大きさは、 C_L の制約から自動的に決まる。

Fig. 1 Pressure Distribution to be Given

Fig. 2 Condition of Strength: Minimum Thickness near the Trailing Edge

設計した翼の (σ , C_L) の組合せを Fig. 3 に示す。図中のそれぞれの設計点に対して、後縁付近最小厚さ Tnte を 5 種類ずつ変化させ、合計 150 個の翼を設計した。

一例として、今回開発した SC 翼型最適設計プログラムを用いて設計した翼の圧力分布と翼形状を、Fig. 4 に示す。(a) が初期条件、(b) が最適化後の圧力分布及び翼形状である。(c) は最適化履歴を示す。このように、初期条件では揚抗比 46.2 であったのが、最適化後には揚抗比 69.9 と非常に性能の良い翼型の設計が行なえている。

3. 翼形状の近似式

設計した 150 個の翼のデータを用いて、翼形状の近似式を作成した。翼形状は正面形状、キャビティ形状に分け、それぞれ下記の式によりキャビテーション数 σ 、揚力係数 C_L 、後縁付近最小厚さ Tnte の多項式で、最小 2 乗近似を行なった。

ここで y_l は翼正面形状 y 座標、 y_u は翼背面形状 y 座標、 Y_{cav} はキャビティ形状の y 座標、 C はコード長を表す。なお、キャビティ形状は設計プログラムから得られた形状ではなく、後で述べるように、設計プログラムと同様の線形理論を用いた SC 翼型性能解析プログラムから得られたものを用いる。

Fig. 3 Design Point of SC Foil Series: Five Wing Sections at Each Point, 150 Wing Sections in All were Designed

正面形状

$$y/C = x/C(1 - x/C) \sum_{i=0}^9 \sum_{j=0}^3 \sum_{k=0}^3 a_{ix,ij,k} (x/C)^{ix} (\sigma)^j (C_L)^k (Tnte)^k$$

キャビティ形状

$$y_{cav}/C = \sum_{i=0}^9 \sum_{j=0}^3 \sum_{k=0}^3 b_{ix,ij,k} (x/C)^{ix} (\sigma)^j (C_L)^k (Tnte)^k$$

(ただし、 $ix=0$ のときは $(x/C)^{ix}$ ではなく、 $\sqrt{x/C}$)

翼背面形状

SC 翼型では翼背面はキャビティの内側にあれば自由に決定することができる。非キャビテーション時の性能を考慮すると翼後縁は閉じた形状の方が望ましいが、本翼型シリーズでは後縁付近の翼強度を考慮し、以下のように決めた。翼背面形状は前縁からコード長の 15% まではキャビティとのマージンが傾き 1 deg. で増加するようにし、15% よりも後縁側ではキャビティと翼背面とのマージンは一定になるようにした。すなわち

$$x/C < 0.15: y_u/C = y_{cav}/C - x/C \tan(1 \text{ deg.})$$

$$x/C \geq 0.15: y_u/C = y_{cav}/C - 0.15 \tan(1 \text{ deg.})$$

とした。無次元断面係数 Z^* 、後縁付近最小厚さ $Tnte$ はこのように決めた翼背面形状 y_u 及び正面形状から計算される。この様に翼背面形状は 15% において傾きが不連続に変化するため、翼背面形状は数式近似を行わず、キャビティ形状の近似式から求める。

4. 解析プログラムによる性能計算とパラメータの近似式

以上のように作成された近似式で表された翼正面形状を用いて、解析プログラムにより翼性能の推定を行った。設計プログラムでも翼性能パラメータである設計迎角、揚抗比、キャビティ長さやキャビティ形状なども計算されるが、これらのパラメータは解析プログラムで得られる値を用いて、最小 2 乗近似を行った。設計プログラムと解析プログラムは同じ理論を用いているので、設計時の翼性能パ

(a) Initial Condition, $L/D=46.2$, Minimum Thickness near Trailing Edge= 0.01174 , $Z^*=0.9994E-04$

(b) Optimized, $L/D=69.9$, Minimum Thickness near Trailing Edge= 0.01003 , $Z^*=0.5251E-04$

(c) Optimization History; Variation of L/D , Z^* , Minimum Thickness near Trailing Edge ($Tnte$)

Fig. 4 An Example of Calculation Results by SC Foil Optimum Design Program

ラメータと解析プログラムによって得られる翼性能パラメータは等しくなるべきだが、正面形状の近似による誤差がある。従って解析プログラムから得られた値の方が、近似された翼形状に対しては、より正確な値だと言える。

解析プログラムによる計算は、設計パラメータ σ , C_L , $Tnte$ を与えて、近似式から翼正面形状を求め、この正面

形状を用いて翼性能を計算した。その方法として、翼迎角を変化させてキャビティ厚さを調節することにより、設計パラメータとして与えた後縁付近最小厚さ $Tnte$ が、解析プログラムで計算された $Tnte$ に等しくなるように調節し、その時の各翼性能パラメータを求めた。このように翼性能パラメータを求める事で、近似関数で表された翼型の翼性能パラメータを、より精度良く求める事が出来る。解析プログラムによる計算で求めたのは、下記の5つのパラメータである。 σ , C_L , $Tnte$ の以下のような多項式で最小2乗近似を行った。

$$\text{揚抗比 } L/D = \sum_{i=0}^4 \sum_{j=0}^4 \sum_{k=0}^3 c_{1,j,k}(\sigma)^i (C_L)^j (Tnte)^k$$

$$\text{設計迎角 } \alpha_{\text{design}} = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^5 \sum_{k=0}^3 c_{2,i,j,k}(\sigma)^i (C_L)^j (Tnte)^k$$

$$\text{キャビティ長さ } L_{\text{cav}} = \sum_{i=0}^4 \sum_{j=0}^4 \sum_{k=0}^3 c_{3,i,j,k}(\sigma)^i (C_L)^j (Tnte)^k$$

$$\text{翼厚比 } t/C = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^5 \sum_{k=0}^3 c_{4,i,j,k}(\sigma)^i (C_L)^j (Tnte)^k$$

$$\text{無次元断面係数 } Z^* = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^5 \sum_{k=0}^3 c_{5,i,j,k}(\sigma)^i (C_L)^j (Tnte)^k$$

また解析プログラムから得られる揚力係数 C_L は、設計パラメータの C_L とは翼正面形状の近似誤差などによって若干誤差があるため、新たに $C_{L\text{true}}$ として以下の双三次式で表現した。

$$C_{L\text{true}} = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^3 \sum_{k=0}^3 c_{6,i,j,k}(\sigma)^i (C_L)^j (Tnte)^k$$

また、解析プログラムによって得られたキャビティ形状を前述した近似式で表現した。

5. 近似式による翼性能及び翼形状

Fig. 5 にキャビテーション数及び後縁付近最小厚さを固定したときの、設計 C_L に対する揚抗比の変化を示す。図中の曲線は近似関数を用いて計算した値で、点は解析プログラムで計算された元データである。揚抗比計算の際の抗力計算では、翼正面について境界層計算を行なう事により、粘性抗力を考慮している。揚抗比曲線はほぼ右肩上がりになっている。これは SC 翼では翼正面のキャンパを上げることによって C_L を大きくするので、 C_L を大きくしても抗力係数 C_D はあまり変化しないか、逆に小さくなるため、 C_L の上昇との相乗効果で揚抗比が大きくなるためである。図の範囲よりも C_L の高い側では翼前半部が極端に薄くなり強度上の問題があると思われるので、理論的には設計可能だが設計範囲には含めなかった。

同様に Fig. 6 に翼の設計迎角の C_L に対する変化を示す。 C_L の変化に対する変動は小さいが、後縁付近の最小厚さにほぼ比例して大きくなっている。これは迎角を高くすることによってキャビティ厚さを厚くしているためである。

(a) $\sigma=0.1$

(b) $\sigma=0.2$

(b) $\sigma=0.3$

Fig. 5 Lift/Drag Ratio, L/D of SC Series Foil in Various Conditions

Fig. 7 にはキャビティ長さの C_L に対する変化を示す。後縁付近の厚さを厚くすることで当然キャビティ長さは増加する。また、 C_L を上げることによってキャビティは長くなる。

Fig. 8 には翼厚比 t/C の C_L に対する変化を示す。キャビテーション数の低い範囲では、おもに迎角を高くして全体的なキャビティ厚さを増すことによって後縁付近の厚さ

 (a) $\sigma=0.1$

 (a) $\sigma=0.1$

 (b) $\sigma=0.2$

 (b) $\sigma=0.2$

 (b) $\sigma=0.3$

 (b) $\sigma=0.3$

 Fig. 6 Design Angle of Attack, α_{design} (deg.) of SC Series Foil in Various Conditions

を増しているの、 $Tnte$ に対する t/C の変化が大きい。キャビテーション数の高い範囲では後縁付近のキャンバを変化させて $Tnte$ の値を合わせるの、 $Tnte$ に対する t/C の変化は小さい。

Fig. 9 には無次元断面係数 Z^* の C_L に対する変化を示す。 C_L を上げると翼正面がくぼみ、翼が薄くなるため、断面係数が小さくなる。

また、Fig. 10~12 に近似関数で表現された翼形状を示

 Fig. 7 Cavity Length/Chord Length, L_{cav} of SC Series Foil in Various Conditions

す。例えば Fig. 11 (a) は設計キャビテーション数で後縁付近最小厚さ $Tnte=0.02$ の時、設計揚力係数 C_L を 0.175, 0.2, 0.225, 0.25, 0.275, 0.30 と変化させたときの翼形状である。 C_L を上げていくとキャンバが大きくなり、翼正面がくぼんだ形状となっている。これらの図では翼背面はキャビティ形状で示している。また当然後縁付近最小厚さ $Tnte$ を大きくすると、翼が厚くなり後縁に向かって開いていくような形状になる。

(a) $\sigma=0.1$ (b) $\sigma=0.2$ (c) $\sigma=0.3$ Fig. 8 Thickness Ratio, t/C of SC Series Foil in Various Conditions (a) $\sigma=0.1$ (b) $\sigma=0.2$ (c) $\sigma=0.3$ Fig. 9 Nondimensional Section Modulus, Z^* of SC Foil Series in Various Conditions

6. スーパーキャビテーション翼型シリーズを用いたプロペラ設計

SR 230 プロジェクトにおいて、本研究で設計された翼型シリーズと、SR 230 において別途設計された NC 翼型シリーズ³⁾を用いて、トランス・キャビテーション・プロペラ (HP 7) が設計、製作された¹³⁾。設計条件を以下に示す。

船速	35.0 (knots)
プロペラ前進率 J	0.935
スラスト係数 K_T	0.250
キャビテーション数 σ_v	1.048

このプロペラは翼端側 (0.50 R~0.95 R) に SC 翼型、翼根側に NC 翼型が用いられた。試験は船舶技術研究所の大型キャビテーション水槽で行なわれた。HP 7 は設計点であるキャビテーション数 $\sigma_v=1.048$ 、設計荷重度 $C_T(=$

 (a) $Tnte=0.01$

 (a) $Tnte=0.02$

 (b) $Tnte=0.03$

 (b) $Tnte=0.035$

 (c) $Tnte=0.05$

 (c) $Tnte=0.05$

 Fig. 10 Foil Shape Expressed by Approximation Function; $\sigma=0.1$

$8Kt/(\pi J^2)=0.728$ において、単独効率 η_0 は 64% 以上と高い効率を示している。

7. ま と め

本研究では、トランス・キャビテーション・プロペラやスーパーキャビテーションプロペラに用いられる、スーパーキャビテーション翼型の設計チャートの作成のため以下のことを行なった。

 Fig. 11 Foil Shape Expressed by Approximation Function; $\sigma=0.2$

1. 既存の線形理論によるスーパーキャビテーション翼型設計理論に、最適化手法を適用することにより、簡便なスーパーキャビテーション翼型設計法を開発した。
2. 上記の翼型設計法を用いて 150 個の翼型のシリーズ設計を行ない、翼形状、翼性能の近似式を作成した。このように作成された翼型シリーズを用いることによって、スーパーキャビテーション翼断面を有するプロペラ設計の際に翼断面の選定が簡便になる。

(a) $Tnte=0.03$ (b) $Tnte=0.04$ (c) $Tnte=0.05$ Fig. 12 Foil Shape Expressed by Approximation Function; $\sigma=0.3$

この SC 翼型シリーズと, SR 230 にて別途作成された NC 翼型シリーズを用いて, トランス・キャビテーション・プロペラが設計, 製作され, 高い性能を示している。

この研究は日本造船研究協会第 230 部会「浅没水高馬力プロペラの研究」の一部として実施された。関係各位に深く感謝の意を表したい。

参考文献

- 1) 日本造船研究協会第 230 研究部会：浅没水高馬力プロペラの研究, 平成 8 年度(初年度)報告書, (1997)。
- 2) 日本造船研究協会第 230 研究部会：浅没水高馬力プロペラの研究, 平成 9 年度(2 年度)報告書, (1998)。
- 3) 日本造船研究協会第 230 研究部会：浅没水高馬力プロペラの研究, 平成 10 年度(最終年度)報告書, (1999)。
- 4) 谷村正治：トランス・キャビテーション・プロペラ用翼断面の設計法に関する研究, 東京大学修士論文, (1997)。
- 5) 山口 一, 加藤洋治, 谷村正治, 豊田真：トランス・キャビテーション・プロペラ用翼型に関する研究, 日本造船学会論文集, 第 192 号, (1997), pp. 49-57。
- 6) 菊地 裕：特異点分布法を用いた SC 翼型の開発と性能評価, 東京大学修士論文, (1993)。
- 7) Kikuchi, Y., Kato, H., Yamaguchi, H.: Study on a Supercavitating Hydrofoil, Proc. 2nd Inter. Symp. Cavitation (Cavitation '94), Tokyo, (1994), pp. 127-132。
- 8) 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, 平成 4 年度(第 2 年度)報告書, (1993)。
- 9) 豊田 真：トランス・キャビテーション・プロペラ用翼型の設計法および性能評価に関する研究, 東京大学修士論文, (1999)。
- 10) G. N. Vanderplaats: Numerical Optimization Techniques for Engineering Design: with Applications, McGraw-Hill, Inc., New York, (1984)。
- 11) G. N. Vanderplaats and H. Sugimoto: ADS-1: A New General-Purpose Optimization Program, AIAA J., Vol 22, (1984), pp. 1458。
- 12) 加藤 洋治：キャビテーション(増補版), 槇書店, (1990)。
- 13) 工藤 達郎, 右近 良孝, 加藤 洋治：トランスキャビテーション・プロペラの理論的設計に関する(1999)(投稿予定)。