

プレスワールフィンによる旋回流が船舶の推進性能に及ぼす影響および旋回流中のプロペラ翼形状最適化に関する研究

新川, 大治朗

<https://doi.org/10.15017/1654860>

出版情報：九州大学, 2015, 博士（工学）, 課程博士
バージョン：
権利関係：全文ファイル公表済

プレスワールフィンによる旋回流が船舶の
推進性能に及ぼす影響および旋回流中の
プロペラ翼形状最適化に関する研究

平成28年1月

新川 大治朗

目次

第 1 章 緒論	1
1.1 研究の背景	1
1.2 プレスワールフィン	3
1.3 プロペラ設計に関する従来の研究	4
1.4 研究の目的	7
1.5 本論文の構成	8
第 2 章 プレスワールフィンによる旋回流が船舶の推進性能に及ぼす影響	10
2.1 緒言	10
2.2 実験設備	11
2.2.1 高速回流水槽	11
2.2.2 供試プロペラ	12
2.2.3 旋回流を発生させるフィン	13
2.3 フィン後流の流場計測	15
2.3.1 球型 5 孔ピトー管	15
2.3.2 計測条件	22
2.3.3 計測結果	24
2.4 旋回流中のプロペラ性能試験	27
2.4.1 旋回流中のプロペラ性能試験の条件	27
2.4.2 旋回流中および減速一様流中のプロペラ性能試験の結果	30
2.5 結言	36

	第 3 章 旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算	37
3.1	緒言	37
3.2	SQCM による定常プロペラ性能計算	38
3.2.1	SQCM の概要	38
3.2.2	プロペラを表す座標系とプロペラ翼断面の幾何学的表示	39
3.2.3	基礎式	41
3.3	SQCM による非定常プロペラ性能解析	47
3.3.1	非定常 SQCM の概要	47
3.4	SQCM による旋回流中のプロペラ性能試験の再現	56
3.4.1	再現手順	56
3.4.2	再現結果	57
3.5	結言	63
	第 4 章 実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化への 応答曲面法の適用	64
4.1	緒言	64
4.2	最適化問題と最適化問題の設定	65
4.2.1	実数値遺伝的アルゴリズム	65
4.2.2	交叉法	66
4.2.3	世代交代モデル	68
4.2.4	設計変数	68
4.2.5	目的関数	70
4.2.6	制約条件	71
4.2.7	最適化の手順	71
4.3	応答曲面法の適用	73
4.3.1	応答曲面法の概要	73
4.3.2	プロペラの応答曲面	77
4.4	応答曲面法の効果	82
4.5	結言	85

第 5 章	プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗増加を考慮した プロペラ翼形状最適化	86
5.1	緒言	86
5.2	プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗増加の取り扱い	87
5.3	最適化問題と最適化問題の設定	87
5.3.1	最適化条件の設計手順	88
5.3.2	最適化条件	90
5.4	翼形状最適化の結果	92
5.5	結言	108
第 6 章	結論	109
	謝辞	112
	参考文献	113
	表図題一覧	116

記号一覧

$C_{\max i}$: 最大キャンバーの設計変数
C_{pn}	: 圧力係数 (プロペラ回転数 n および直径 D により無次元化)
\vec{C}_1, \vec{C}_2	: 子個体を表す実数ベクトル
$c(\vec{r}_\mu)$: 翼断面 \vec{r}_μ におけるコード長
D	: プロペラ直径
DHP	: 伝達馬力
d_1	: \vec{P}_1 と \vec{P}_2 の距離
d_2	: \vec{P}_3 と線分 $\vec{P}_1\vec{P}_2$ との距離
\vec{e}_i	: 線分 $\vec{P}_1\vec{P}_2$ に直交する単位ベクトル
i	: 繰り返し計算回数
J	: プロペラ前進係数
K	: プロペラ翼数
K_Q	: トルク係数
K_T	: 推力係数
k	: プロペラ翼番号
ℓ	: 後流渦の周方向節点番号 (翼後縁→後流)
M	: プロペラ翼表面およびキャンバー面のスパン方向分割数
m	: プロペラ翼表面における吹出し強さ
N	: プロペラ翼表面のコード方向分割数
N_w	: 後流渦の周方向分割数
N_γ	: プロペラキャンバー面のコード方向分割数
$N(0, \sigma^2)$: 平均 0 、標準偏差 σ の正規乱数
n	: プロペラ毎秒回転数
n_p	: 交叉法で用いられる設計変数の数
n_x, n_y, n_z	: 空間固定座標系における翼表面、またはキャンバー面の法線ベクトル各成分
\vec{n}	: 翼表面、またはキャンバー面の法線ベクトル
$o-XYZ$: 空間固定座標系

$o-xr\varphi$: プロペラ固定の円筒座標系
$o-xyz$: プロペラ固定座標系
P_i	: ピッチの設計変数
$\vec{P}_1, \vec{P}_2, \vec{P}_3$: 親個体を表す実数ベクトル
p	: 計算点における圧力
p_0	: 基準となる静圧
Q	: トルク
R	: プロペラ半径
r	: プロペラ半径位置
r_μ	: プロペラ翼における μ 番目の分割位置半径
S_B	: プロペラ翼表面
T	: 推力
T^{Target}	: 目標推力
$T_\mu(z)$: 次数 μ のチェビシエフ (Chebyshev) 多項式
t	: 推力減少率
Δt	: 1 タイムステップあたりの時間刻み幅
$u(a, b)$: 区間 $[a, b]$ の一様乱数
V_A	: プロペラ前進速度
V_N	: Kutta 条件を満たすための補正速度
V_X	: 軸方向流速成分
\vec{V}	: 合速度ベクトル
\vec{V}_I	: 流入速度ベクトル
\vec{V}_m	: 吹出しによる誘導速度ベクトル
\vec{V}_γ	: 渦による誘導速度ベクトル
$\vec{V}_{S\mu\ell}$: 後流渦節点でのプロペラ周りの流れを表す特異点分布による誘導速度ベクトル
v_R	: 半径方向流速成分
v_θ	: 周方向流速成分
$\vec{v}_{k\mu\nu}^B$: 単位強さの bound vortex 要素による誘導速度ベクトル
$\vec{v}_{k\mu\nu}^F$: 単位強さの free vortex 要素による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu\nu}^T$: 単位強さの streamwise trailing vortex 要素による誘導速度ベクトル
$\vec{v}_{k\mu\nu}^\gamma$: 単位強さの horse shoe vortex 要素による誘導速度ベクトル
$\overline{W}(r')$: 半径位置 r' の翼素への流入速度
w_e	: 有効伴流率
\vec{X}	: 設計変数の実数値ベクトル
x	: プロペラの前進方向の空間座標
y	: 横方向の空間座標
z	: 上下方向の空間座標
z_i	: 交叉法 UNDX に用いる正規乱数
α, β	: 標準偏差を決定するパラメータ
$\gamma_{k\mu\nu}$: キャンバー面の horse shoe vortex の渦強さ
η_O	: プロペラ単独効率
η_R	: 船後プロペラ効率比
θ	: プロペラ回転角度 (基準位置からの角度)
$\Delta\theta$: 後流渦面の周方向刻み角度
μ	: 半径方向の分割位置 (翼根→翼端)
ν	: コード方向の分割位置 (前縁→後縁)
ν_w	: 流体の分子動粘性係数
$\xi_{\mu\nu}^{CP}$: キャンバー面のコード方向のコントロールポイント
$\xi_{\mu\nu}^{LP}$: キャンバー面のコード方向のローディングポイント
$\xi_L(r_\mu)$: 半径方向 μ 断面の前縁
$\xi_T(r_\mu)$: 半径方向 μ 断面の後縁
π	: 円周率
ρ	: 流体密度
σ_1, σ_2	: 標準偏差
Φ_m	: プロペラ表面上の吹出しによる攪乱速度ポテンシャル
χ_{mean}	: 翼断面ピッチ角の半径方向平均
Ω	: プロペラ回転角速度

第1章 緒論

1.1 研究の背景

スクリュープロペラ（以下、船用プロペラ、またはプロペラ）の開発は1730年代からはじめられたといわれ、実用化に至ってからは150年以上の歴史を有する[1]。この間に、多くの技術者、研究者の努力によりプロペラ理論、模型試験法および設計法が発達してきた。これまでに様々な船舶の推進装置が開発されてきたが、プロペラが最も一般的なものとなっている。そして現在も、より優れたプロペラの開発が要求され続けている。

船舶の推進性能の向上は経済的な観点から求められてきた。近年は、地球環境保全の観点からも船舶の省エネルギー化が要求され、少ない燃料で効率良く運航するために、これまで以上に船舶の推進性能を向上させることの重要性が高まっている。

世界の年平均気温は、様々な変動を繰り返しながら上昇している。1880～2012年の期間に0.85℃上昇しており、温暖化は疑う余地がなく、20世紀半ば以降の温暖化の主な要因は二酸化炭素などの温室効果ガスの増加によるものと考えられ、人間の影響の可能性が極めて高いとされている[2]。

地球温暖化防止のために、様々な分野で温室効果ガスの削減が要求されている。2015年12月に国連気候変動枠組み条約第21回締約国会議（COP21）で、地球温暖化対策の新たな枠組み「パリ協定」が採択された。先進国だけに削減を義務付けた1997年に採択された「気候変動に関する国際連合枠組条約京都議定書」いわゆる京都議定書に代わって、190ヶ国以上の条約締約国すべてが参加する新たな国際的な枠組みである。2020年以降法的な拘束力を有し、気温上昇を産業革命前に比べ1.5℃に抑える努力をすとした。世界全体の温室効果ガスの排出を今世紀後半には実質的にゼロにすることを目指すとしている。

国際海運でも船舶からの温室効果ガス排出量削減のための規制がはじまっている。2011年7月に海洋汚染防止条約（MARPOL条約）付属書VIの改定案が採択され、2013年以降に建造される船舶に対し、EEDI（Energy Efficiency Design

Index:エネルギー効率設計指標) の認証取得が義務付けられた。EEDI は、1 トンの貨物を 1 マイル運ぶ際の CO₂ (二酸化炭素) 排出量 (g) を意味する。船種ごとに EEDI 規制値が設定され、模型船による水槽試験および海上公試運転における速力試験により、EEDI 規制値を満足していることを確認する必要がある。EEDI 規制値を満足しなければ、その船舶は運航することができない。EEDI 規制値は 2015 年から 2025 年までの間に、5 年ごと 10% ずつ厳しくなり、さらなる船舶の省エネ化が必要となっている。

これまで様々な船舶の推進性能向上のための技術が開発されている。推進性能向上のための技術は、推進抵抗の低減、推進効率および耐航性の改善などに分けられる。

推進抵抗の低減のための技術は、船体表面に働く摩擦抵抗を低減する低摩擦塗料や空気潤滑システム、造波による抵抗の低減を図る船型の開発などがある。

推進効率の改善のための技術は、プロペラによる回転エネルギーを回収することによって効率を向上させる二重反転プロペラやプロペラ前方や後方に配置されるフィンなどがある。

耐航性の改善のための技術は、波浪中の航行に適した船首形状の開発などがある。

以上のように、船舶の推進性能向上のための様々な技術が開発され、実際に使用され、効果を上げている。前述の EEDI の件もあり、さらなる推進性能向上が求められる。

本研究では、プロペラ前方に放射状に配置した複数のフィンにより、プロペラにプロペラ回転方向とは逆向きの旋回流を与える省エネ装置を研究の対象とする。

1.2 プレスワールフィン

プロペラ前方に放射状に配置した複数のフィンにより、プロペラ回転方向とは逆向きの旋回流をプロペラに与えるプレスワール系の省エネ装置が考案されている。これはプロペラ前方にプロペラ回転方向とは逆向きの旋回流を発生させることにより、プロペラが回転することによってプロペラ後方に捨てられていた回転エネルギーを回収して推進性能の向上を図るものである。

これまで、リアクションフィン (Fig. 1.1 (Left)) (三菱重工業)、フレンドフィン (浅川造船)、省エネステータ (Fig. 1.1 (Right)) (流体テクノ) などのプロペラ前方に旋回流を発生させ推進性能の向上を図るプレスワール系の省エネ装置が実用化されている[3][4][5]。

本論文においては、フィンを用いてプロペラ前方に旋回流を発生させるプレスワール系の省エネ装置をプレスワールフィンと称する。

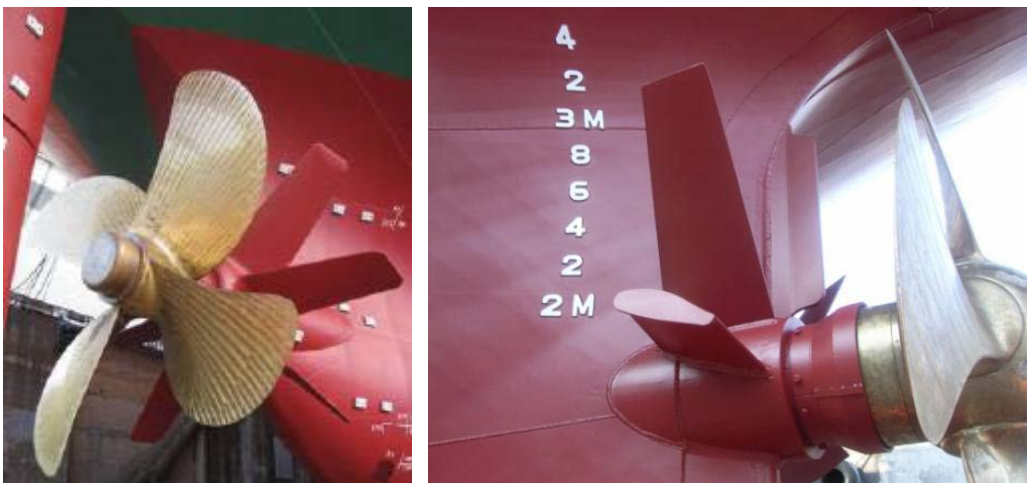


Fig. 1.1 Pre-swirl Fin (Left: Reaction Fin, Right: Eco-Stator)

1.3 プロペラ設計に関する従来の研究

船用プロペラは船の推進性能に大きな影響を及ぼし、プロペラ設計は船舶の省エネルギー化において主要な技術的な要素である。プロペラ設計法は、過去に行われた体系的な水槽試験データから作成されたプロペラ設計チャートをベースにしたものが一般的である。しかしながら要求性能が厳しくなるにつれ、プロペラ設計チャートに記されている以上の情報を設計に用いるようになっていく。こうした不十分な情報を補うために、模型試験や数値計算に頼らざるを得ない。しかしながら、模型試験には費用と時間が必要なため、より簡便で精度良くプロペラの性能を把握するため、プロペラの理論計算法が開発されてきた。

船用プロペラを対象とするプロペラ理論は概ね、運動量理論、翼素理論、無限翼数理論、揚力線理論、揚力面理論、パネル法、CFD (Computational Fluid Dynamics, 数値流体力学) の順序で発展してきた。

運動量理論は理想流体を仮定してプロペラ前後での運動量の変化から推力、トルクおよびプロペラ効率を求める理論である。

翼素理論はプロペラ翼を幅の狭い2次元翼(翼素)の集合体と考え、翼素に働く流体力を半径方向に積分することでプロペラの流体力を求める理論である。

無限翼数理論は有限翼数のプロペラを時間変動を含まない無限翼数のプロペラに置き換え、プロペラ円板上に渦を分布させることによりプロペラ翼をモデル化してプロペラ特性を解析する理論である。

揚力線理論はプロペラ翼を1本の渦線でモデル化する理論である。

揚力面理論はプロペラ翼を翼面上の渦分布でモデル化する理論で、翼幅の広い船用プロペラに適しており、現在プロペラ設計で最も広く用いられている。翼面上の渦分布の与え方によって、渦を連続関数で表す Mode Function 法と離散的な馬蹄渦の重ね合わせで表す Vortex Lattice Method (VLM) に分けられる。これらの中間として、翼のコード方向に連続分布、スパン方向に離散的な渦分布を用いる Quasi-Continuous Vortex Lattice Method (QCM) がある。

パネル法は3次元物体周りのポテンシャル流れを計算する境界積分法 (Hess and Smith 法) を揚力が働く物体周りの流れに拡張した理論である。翼表面と後流渦面を多数の微小要素に分割して解くため、揚力面理論ではできなかった翼

表面上の圧力分布を直接計算することができる。九州大学においては、SQCM (Source and Quasi-Continuous vortex lattice Method) と名付けた簡便なパネル法の開発が行われた[6]。SQCM の特徴は、定常問題の場合、3次元翼問題でも繰り返し計算なしに Kutta 条件を満足させることができること、非定常問題の場合、繰り返し計算を要するがその収束性が良好なことである。その後、SQCM を用いた翼、プロペラの定常[7]および非定常[8]性能計算に取り組み、その結果、SQCM は他のパネル法に比べ計算時間が短くて済むにも関わらず、精度の良い結果が得られることが確認されている。

CFD によるプロペラ性能計算は近年急速に実用化が進められている。CFD では流体の粘性影響を考慮することができ、プロペラ周囲の境界層の流れや尺度影響を考慮することができる。

プロペラ性能計算法の発展と計算環境の進歩により、近年、プロペラ性能計算法と最適化手法を組み合わせたプロペラ設計手法に関する研究も行われている。川北と星野[9]は、揚力面理論の QCM と最適化手法の SUMT (Sequential Unconstrained Minimization Technique) 法を用いてプロペラ翼の圧力分布を最適化した新しい翼断面形状を設計した。竹腰ら[10]は VLM と SQP (Sequential Quadratic Programming) 法を用いて複雑な制限下でプロペラ効率を最大化した。Karim と池畑[11]や Jung ら[12]は、遺伝的アルゴリズム (GA : Genetic Algorithm) を用いた最適化手法を発表している。九州大学では実数値遺伝的アルゴリズムを用いてプロペラの最適化やその周りの付加物の最適化などが行われた[13][14]。

本研究では、プロペラ最適化の効率化を目的とした新たな応答曲面法の開発を行う。従来は、最適化の過程でプロペラ性能計算を行っていたが、あらかじめ作成した応答曲面の推定値を最適化の過程で用いることで効率良く最適化を行えるようにする。

また、船用プロペラは船尾で作動しているため、船尾伴流の影響を受ける。船体周りの境界層は船首から徐々に成長し、船尾付近では厚さを増し、剥離することもある。そのためプロペラが作動する船尾伴流は船の速度よりも遅く不均一な流れとなり、プロペラ面内方向においても不均一な流速分布が存在する。近年は、船尾に省エネ装置が装備されることも多く、船尾伴流や省エネ装置の影響を考慮したプロペラ設計を行う必要がある。

本研究で取り扱うプレスワールフィンは、プロペラ面の流れを大きく変化させる。そのため面内伴流の影響を考慮したプロペラ設計を行う必要がある。また、プレスワールフィンにより自航時の船体抵抗が増加することも考慮した設計が必要になる。そこで本研究では、プロペラ前方にプロペラ回転方向と逆向きの旋回流と省エネ装置によって変化する自航要素を考慮したプロペラ最適化を行うことで、プレスワールフィンを装備した条件に適したプロペラ設計を行う手法を開発する。

1.4 研究の目的

前節までに述べたように、プロペラ回転数と逆向きの面内伴流（旋回流）中でプロペラが作動すると推進性能が向上することは周知の事実である。しかしながら、旋回流を考慮したプロペラ性能最適化の例は皆無である。旋回流の影響を考慮したプロペラ最適化に求められる要件で特に重要なものは以下の3つである。

- 1) プロペラ前方の旋回流が推進性能に及ぼす影響の確認
- 2) 旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算法の開発
- 3) プレスワールフィンによる旋回流の影響とフィンによる自航時の抵抗増加を考慮したプロペラ設計

本研究の目的は、これらの要件を備え、プレスワールフィンによる影響を考慮したプロペラ設計法を開発することである。

プロペラ前方の旋回流が推進性能に及ぼす影響に関しては、九州大学高速回流水槽でフィンを用いた単純な旋回流中で模型プロペラが所定の推力を発生させる「旋回流中プロペラ性能試験」と呼ばれる基礎的な実験によって確認する。

旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算に関しては、九州大学で開発された簡便なパネル法 SQCM を用い「旋回流中プロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」を開発する。

プロペラ最適化の効率化を図るにあたって、実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化手法に応答曲面法を適用した最適化手法を開発する。

プレスワールフィンによる旋回流の影響とフィンによる自航時の船体抵抗の増加を考慮し、複数の船体抵抗増加量を与えて、原型プロペラが本来作動する回転数においても性能が向上するプロペラが得られることを確認する。

1.5 本論文の構成

本論文は、「プレスワールフィンによる旋回流が船舶の推進性能に及ぼす影響および旋回流中のプロペラ翼形状最適化に関する研究」と題し、6章で構成されている。

第1章は緒論であり、本研究の必要性ならびに関連する研究の背景について概説し、本研究において対象とするプロペラ前方でプロペラ回転方向と逆向きの旋回流を発生させるプレスワールフィンについて記述する。そして、本研究の目的である旋回流中プロペラ性能計算と、旋回流中のプロペラ翼形状最適化手法の構築における課題について述べる。

第2章では、推進性能に及ぼす船用プロペラ前方の旋回流の影響について述べる。模型プロペラ前方に旋回流を発生させるフィンを配置した「旋回流中プロペラ性能試験」を行い、所定の推力を発生させるために必要な伝達馬力がプロペラの回転方向とは逆向きの旋回流により減少することを確認する。

第3章では、プレスワールフィンによる旋回流が船舶の推進性能に及ぼす影響について述べる。九州大学が開発した簡便なパネル法 SQCM によるプロペラ性能計算法を用いて「旋回流中プロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」を開発し、計算においても所定の推力を発生させるために必要な伝達馬力がプロペラの回転方向とは逆向きの旋回流により減少することを表現できることを示す。

第4章では、プロペラ最適化手法の効率化について述べる。ここでは、実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化に応答曲面法を適用した手法を提案する。本手法は最適化の過程で応答曲面の推定値を用いてプロペラ性能を評価する。最適化の過程で直接プロペラ性能計算を行う手法と比較し、同等の性能のプロペラがより短時間で得られることを確認し、本手法の有用性について考察する。

第5章では、フィンによる旋回流の影響と自航時の船体抵抗増加を考慮したプロペラ設計法について述べる。第3章で示したプロペラ前方の旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算法と第4章で示したプロペラ最適化手法を用いて、フィンによる旋回流を考慮したプロペラ最適化手法を開発する。フィンによる自航時の船体抵抗の増加とプロペラ回転数の変化を考慮した最適化を行い、プ

ロペラの作動状態を変化させずに伝達馬力を減少させるプロペラが得られることを確認し、本手法の有用性について考察する。

第6章は、本論文の結論であり、本研究によって得られた知見をまとめる。また、今後取り組むべき研究課題について述べる。

第2章 プレスワールフィンによる旋回流が 船舶の推進性能に及ぼす影響

2.1 緒言

現在、船舶の推進性能向上のための様々な技術が開発されている。その一つとして、プロペラ前方に配置されプロペラ回転方向とは逆向きの旋回流を発生させる省エネ装置が考案されている。プロペラ前方に旋回流を発生させることでプロペラ後流に捨てられている流体の回転エネルギーが減り、推進性能が向上することは以前から知られている。

このような装置をプロペラ前方に配置することでプロペラ面の流れは大きく変化するため、旋回流の影響を考慮したプロペラ設計が必要である。しかし、旋回流の影響を考慮したプロペラ設計法は未だ見受けられず、旋回流中で働くプロペラ翼形状最適化の例もない。そのため、まず旋回流が船舶の推進性能にどのような影響を与えているのかを十分把握する必要がある。

本章では、放射状に配置した複数のフィンにより旋回流が発生した後流中で所定の推力を発生させる「旋回流中プロペラ性能試験」と呼ばれる基礎的な実験を行う。フィン後方の旋回流中と同様流中で所定の推力を発生させる回転数での伝達馬力、自航要素を比較し、プレスワールフィンによるプロペラ前方の旋回流が推進性能にどのような影響を与えているのかを明らかにする。

2.2 実験設備

2.2.1 高速回流水槽

実験は九州大学の高速回流水槽で行う。高速回流水槽の上面図と断面図を Fig. 2.1 に示す。水路は垂直回流型で、観測部は、長さ 5,600mm、水路幅 2,000mm、水深 1,000mm である。

流速検定により、流速に応じたインペラ回転数、表面加速装置、定在波抑制装置、水位調整調整装置の設定がなされている。流速は 0.1~3.3m/s 間で設定可能であり、試験に用いる設定流速は高速回流水槽の設定流速の値とする。

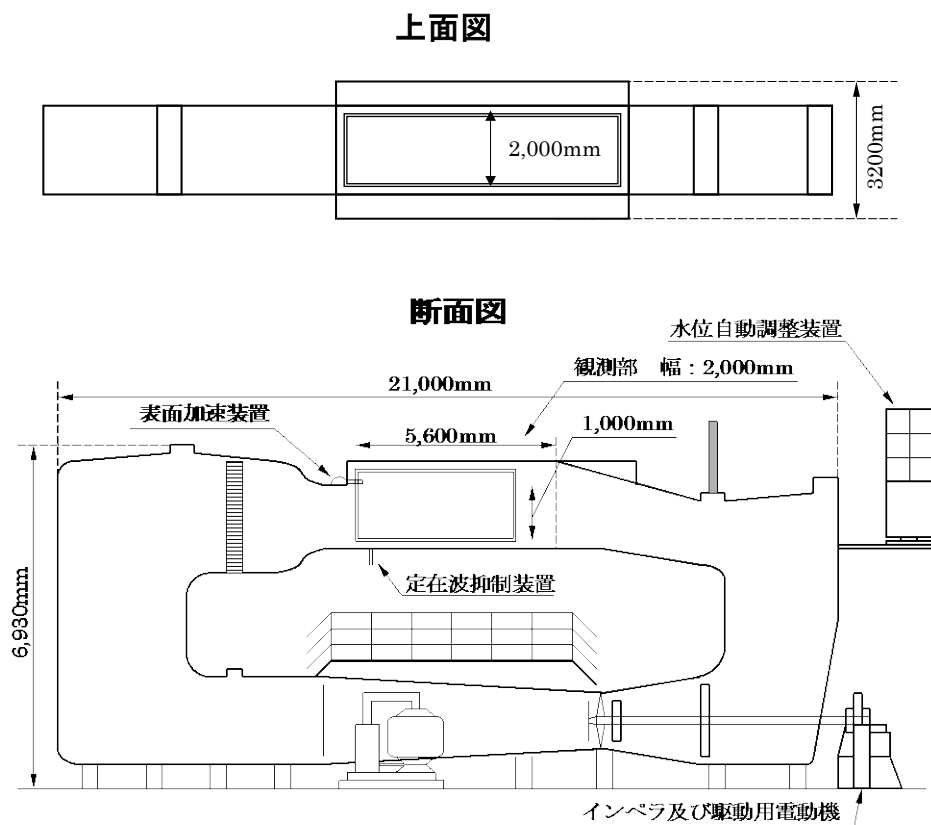


Fig. 2.1 High-speed circulating water channel

2.2.2 供試プロペラ

本実験では、翼の輪郭を数式で表した単純形状プロペラの模型を対象とした。単純形状プロペラは基礎研究を目的として設計されており、スキューやレーキはついておらず単純な翼形状をしている。設定点は前進係数 $J=0.4$ である。単純形状プロペラの模型の写真を Fig. 2.2, 主要目を Table 2.1 に示す。



Fig. 2.2 Simple geometry propeller model

Table 2.1 Principal particulars of simple geometry propeller model

Diameter (mm)	250
Number of blade	4
Pitch at 0.7R	0.68
Expanded area ratio	0.5
Hub ratio	0.18
Skew angle (deg.)	0
Rake angle (deg.)	0
Blade section	NACA

2.2.3 旋回流を発生させるフィン

フィンによってプロペラ回転方向と逆向きの旋回流を発生させる装置の写真を Fig. 2.3, 主要目を Table 2.2 に示す。アスペクト比の大きな 8 枚のフィンを周方向に 45 度間隔で放射状に円筒に取り付けている。フィンと軸方向の角度は 15 度である。フィンの寸法および取付角度を Fig. 2.4 に示す。

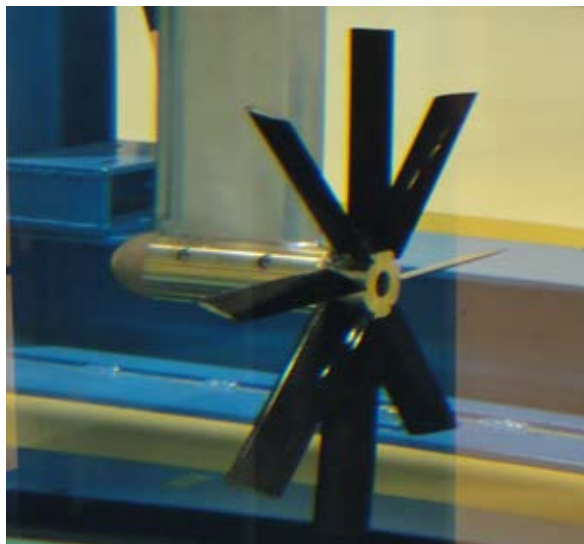


Fig. 2.3 Fin

Table 2.2 Principal particulars of fin

Diameter (mm)	290
Number of blade	8
Hub ratio	0.1379
Blade section	NACA0014
Chord of blade (mm)	32

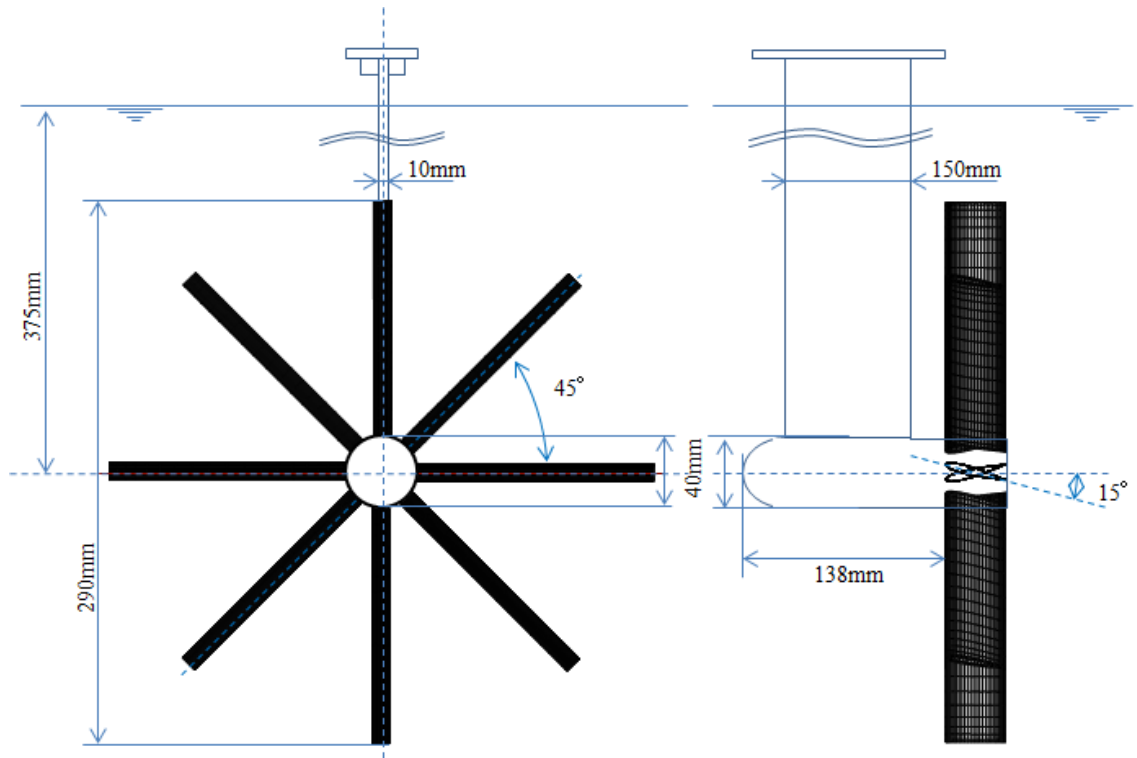


Fig. 2.4 Dimension of fin

2.3 フィン後流の流場計測

旋回流を発生させるためのフィンによりプロペラ面でどのような流場になっているのかを把握するため、フィン後方の流場の計測と解析を行う。計測には球型5孔ピトー管を用いる。

2.3.1 球型5孔ピトー管

流速を計測する方法として、流れによって回転する翼車を利用する翼車式流速計、管路に電熱線をおいて流体によって奪われる熱量が流量に比例することを利用した熱線式流速計、全圧と静圧との差圧を用いて流速を求めるピトー管などが挙げられる。これらは容易に流速を計測することができるが、流れの方向を求めることができない。

3次元流場を計測する方法として、本研究において用いる球型5孔ピトー管、流体中の微粒子からの散乱光によるドップラー効果を利用して光学的に流体速度を計測するレーザードップラー流速計 (Laser Doppler Velocimeter)、流れに粒子マーカーを注入し可視化することで流速を計測する粒子画像流速計測 (Particle Image Velocimetry : PIV) などがある。レーザードップラー流速計、PIV計測は計測点を非接触で計測することができる利点がある。しかし、コスト面の問題や装置の取り扱いも容易ではない。そこで本研究では流速、方向を計測でき精度の面でも優れている球型5孔ピトー管を使用して流場計測を行う。Fig. 2.5 に球型5孔ピトー管の写真を示す。

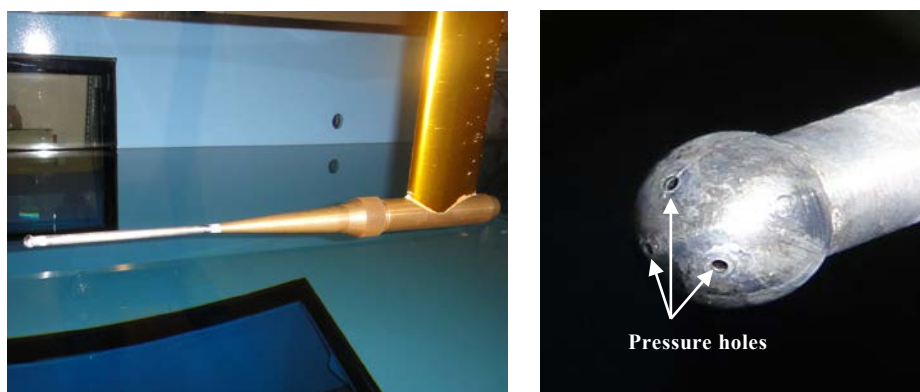


Fig. 2.5 Five-hole spherical pitot tube

(1) 球型 5 孔ピトー管の原理

球型 5 孔ピトー管から得られたデータに対して、1958 年に P.C.Pien が示した球面圧力理論を基にした $K_H - K_V$ 型解析法[15]を適用して流れの大きさと方向を求めた。以下にその手法を説明する。

球が一様な理想流中に置かれたとき、球の表面圧力は次式で示される。

$$\frac{p - p_0}{\rho} = \frac{V^2}{2} \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \beta \right) \quad (2.1)$$

ただし、 V は一様流の速度、球中心を原点とし淀み点から角度 β だけ隔たった位置の圧力を p 、 p_0 は静圧、 ρ は流体の密度とする。

Fig. 2.6 に本研究において使用する球型 5 孔ピトー管の球型頭部と解析で使用する記号および座標系を示す。球型頭部の中心を点 O とし、 X, Y, Z 座標の原点とする。 P, S, C, T, B は 5 孔管の各測圧孔の名称である。各測圧孔 P, S, C, T, B の圧力を P_P, P_S, P_C, P_T, P_B と表す。 C は X 軸上にあり、 P, S は XY 平面上、 T, B は XZ 平面上にある。 $\angle COP = \angle COS = \alpha_H, \angle COT = \angle COB = \alpha_V$ とする。 V を XY 平面への投影した流れの速度を V_H 、 X 軸となす角度を β_H とする。淀み点が Port side 側にあるときを正の角とする。また、 V を YZ 平面に投影した流れの速度を V_V 、 X 軸となす角度を β_V とする。淀み点が top 側にあるときを正の角とする。

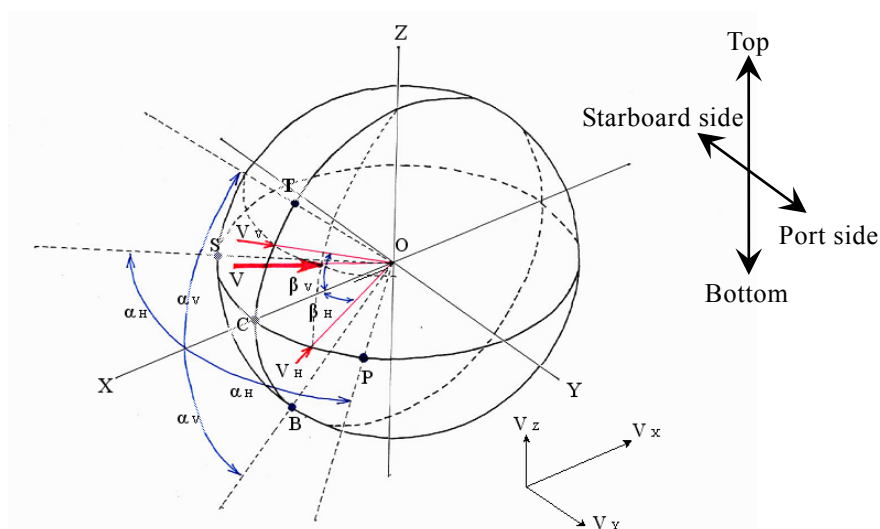


Fig. 2.6 Symbol and coordinate systems of five-hole spherical pitot tube

一様な理想流中に置かれたとき測圧孔 C, P, S の圧力と、 V_H 、 β_H の関係は(2.1)式より、次式で示される。

$$\frac{P_C - p_0}{\frac{1}{2}\rho V_H^2} = \left(1 - \frac{9}{4}\sin^2 \beta_H\right) \quad (2.2)$$

$$\frac{P_P - p_0}{\frac{1}{2}\rho V_H^2} = \left(1 - \frac{9}{4}\sin^2(\beta_H - \alpha_H)\right) \quad (2.3)$$

$$\frac{P_S - p_0}{\frac{1}{2}\rho V_H^2} = \left(1 - \frac{9}{4}\sin^2(\beta_H + \alpha_H)\right) \quad (2.4)$$

同様に、測圧孔 C, T, B の圧力と、 V_V 、 β_V の関係は次式で示される。

$$\frac{P_C - p_0}{\frac{1}{2}\rho V_V^2} = \left(1 - \frac{9}{4}\sin^2 \beta_V\right) \quad (2.5)$$

$$\frac{P_T - p_0}{\frac{1}{2}\rho V_V^2} = \left(1 - \frac{9}{4}\sin^2(\beta_V - \alpha_V)\right) \quad (2.6)$$

$$\frac{P_B - p_0}{\frac{1}{2}\rho V_V^2} = \left(1 - \frac{9}{4}\sin^2(\beta_V + \alpha_V)\right) \quad (2.7)$$

(2.2)～(2.7)式をもとに解析に使用される圧力係数を示す。

$$K_H = \frac{P_P - P_S}{2P_C - P_P - P_S} = \cot \alpha_H \tan 2\beta_H \quad (2.8)$$

$$K_P = \frac{P_C - P_P}{\frac{1}{2}\rho V_H^2} = -\frac{9}{4}\sin \alpha_H \sin(2\beta_H - \alpha_H) \quad (2.9)$$

$$K_S = \frac{P_C - P_S}{\frac{1}{2}\rho V_H^2} = \frac{9}{4}\sin \alpha_H \sin(2\beta_H + \alpha_H) \quad (2.10)$$

$$K_V = \frac{P_T - P_B}{2P_C - P_T - P_B} = \cot \alpha_V \tan 2\beta_V \quad (2.11)$$

$$K_T = \frac{P_C - P_T}{\frac{1}{2}\rho V_V^2} = -\frac{9}{4} \sin \alpha_V \sin(2\beta_V - \alpha_V) \quad (2.12)$$

$$K_B = \frac{P_C - P_B}{\frac{1}{2}\rho V_V^2} = \frac{9}{4} \sin \alpha_V \sin(2\beta_V + \alpha_V) \quad (2.13)$$

一様な理想流中で、管の頭部が完全な球形をしており、なおかつ各圧力測定部の点 P, S, C, T, B などの開口部の直径をゼロに近づけられるならば、上記の式から求められる K_H , K_P , K_S , K_V , K_T , K_B の値は真の値となり、 V_H , V_V , β_H , β_V を求めることができる。しかし、実際はこれらの条件のいずれにも該当することがないため、(2.8)～(2.13)式の関係は個々の管の検定から得られる検定曲線を用いて表現する必要がある。 K_H , K_P , K_S , K_V , K_T , K_B の値は作成した検定曲線から読み取り、 V_H , V_V , β_H , β_V を求める。

(2) 球型 5 孔ピトー管の検定

本解析で用いる球型 5 孔ピトー管の検定は高速回流水槽を用いて行う。複数の流速の一樣流速中に球型 5 孔ピトー管を設置、ピトー管の角度を水平方向、垂直方向に変化させて検定を行う。設定流速 0.5m/s, 1.0m/s, 1.5m/s において、5 度毎±40 度まで、設定流速 2.0m/s において、5 度毎±30 度まで変化させて行う。

検定より得られる圧力係数 K_H , K_P , K_S , K_V , K_T , K_B を縦軸に角度を横軸にとった検定曲線を作成する。

ただし、

$$K_H = \frac{P_P - P_S}{2P_C - P_P - P_S} \quad (2.14)$$

$$K_P = \frac{P_C - P_P}{\frac{1}{2}\rho V_H^2} \quad (2.15)$$

$$K_S = \frac{P_C - P_S}{\frac{1}{2}\rho V_H^2} \quad (2.16)$$

$$K_V = \frac{P_T - P_B}{2P_C - P_T - P_B} \quad (2.17)$$

$$K_T = \frac{P_C - P_T}{\frac{1}{2}\rho V_V^2} \quad (2.18)$$

$$K_B = \frac{P_C - P_B}{\frac{1}{2}\rho V_V^2} \quad (2.19)$$

とする。

K_H , K_P , K_S を縦軸に β_H を横軸にとったものをそれぞれ $K_H - \beta_H$ 曲線、 $K_P - \beta_H$ 曲線、 $K_S - \beta_H$ 曲線とする。 K_V , K_T , K_B を縦軸に β_V を横軸にとったものをそれぞれ $K_V - \beta_V$ 曲線、 $K_T - \beta_V$ 曲線、 $K_B - \beta_V$ 曲線とする。

Fig. 2.7 に本解析で用いた検定曲線を示す。

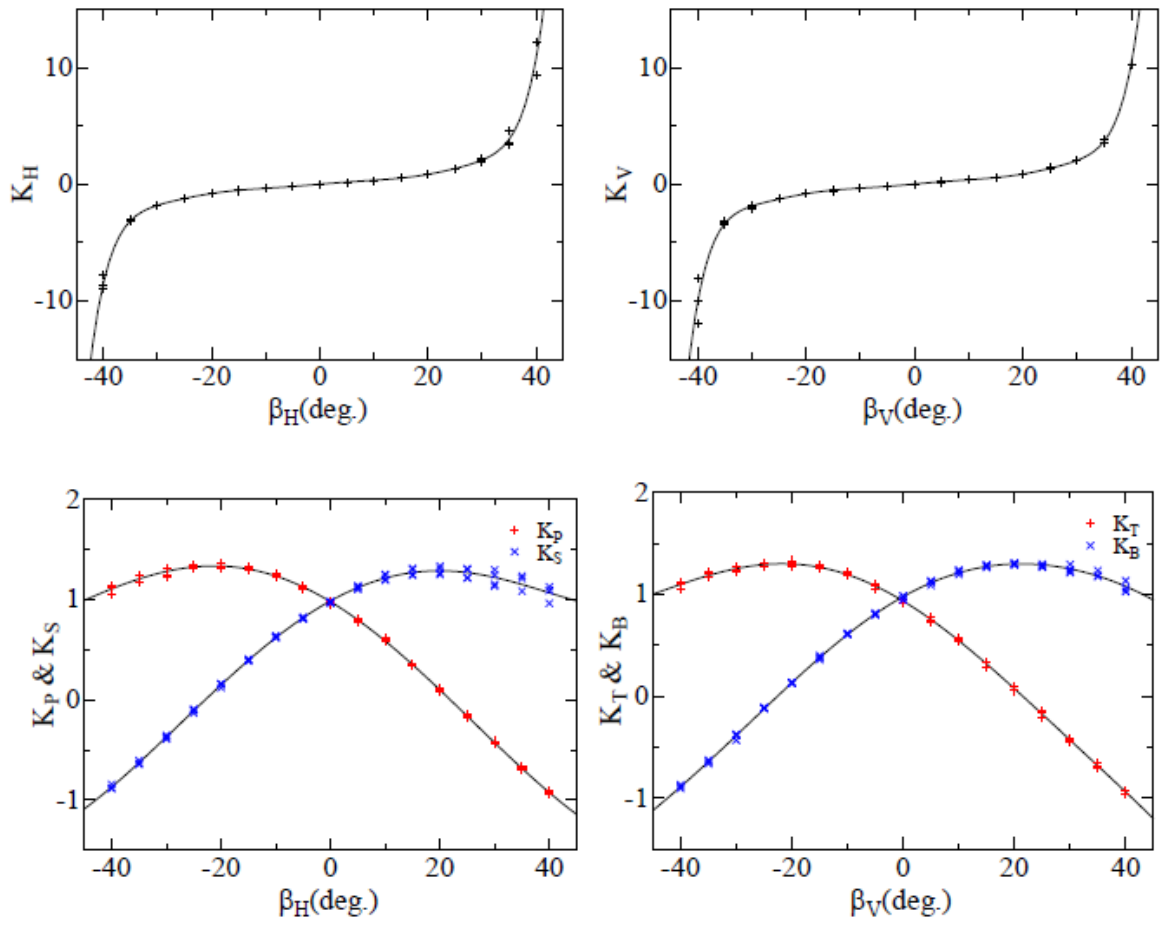


Fig. 2.7 Calibration curves of five-hole spherical pitot tube

(3) 解析手順

水平方向の解析は、まず、(2.14), (2.15), (2.16)式を用いて計測した圧力から圧力係数 K_H , K_P , K_S を求める。次に、 $K_H - \beta_H$ 曲線から K_H に対応する β_H の値を読み取る。続いて、 β_H が正のときは $K_S - \beta_H$ 曲線より K_S の値を、 β_H が負のときは $K_P - \beta_H$ 曲線より K_P の値を読み取り、 K_S もしくは K_P を以下の式に代入し V_H を得る。

$$V_H = \sqrt{\frac{P_C - P_P}{\frac{1}{2} \rho K_P}} \quad (2.20)$$

$$V_H = \sqrt{\frac{P_C - P_S}{\frac{1}{2} \rho K_S}} \quad (2.21)$$

垂直方向の解析は、まず、(2.17), (2.18), (2.19)式を用いて計測した圧力から圧力係数 K_V , K_T , K_B を求める。次に $K_V - \beta_V$ 曲線から K_V に対応する β_V の値を読み取る。続いて、 β_V が正のときは $K_B - \beta_V$ 曲線より K_B の値を、 β_V が負のときは $K_T - \beta_V$ 曲線より K_T の値を読み取り、 K_B もしくは K_T を以下の式に代入し V_V を得る。

$$V_V = \sqrt{\frac{P_C - P_B}{\frac{1}{2} \rho K_B}} \quad (2.22)$$

$$V_V = \sqrt{\frac{P_C - P_T}{\frac{1}{2} \rho K_T}} \quad (2.23)$$

2.3.2 計測条件

単純形状プロペラの「旋回流中プロペラ性能試験」のためフィン後方の旋回流中の流場を計測する。

単純形状プロペラのためのフィン後方流場計測は以下の条件で行う。設定流速 $V=1.0\text{m/s}$ 、フィン取付角を15度を設定する。フィン中心軸の没水深度は、プロペラ直径の1.5倍である375mmとし、フィン後縁より50mmの断面における流場を計測する。フィンの中心位置を原点とし、半径方向に10mm間隔(20mm~150mmの間)、円周方向に7.5度間隔に計測点を設けた。これらの計測点は、単純形状プロペラの「旋回流中プロペラ性能試験」において、模型プロペラのプロペラ代表面に位置する。単純形状プロペラはスキュー、レーキがついていないため、プロペラ代表面はコード長の中心に位置する。

旋回流を発生させるフィンと球型5孔ピトー管の配置をFig. 2.8に示す。Fig. 2.9に示した格子の交点が生計測点である。一様流方向にX軸、X軸に垂直な水平方向にY軸、X軸に垂直な鉛直方向にZ軸を設定している。

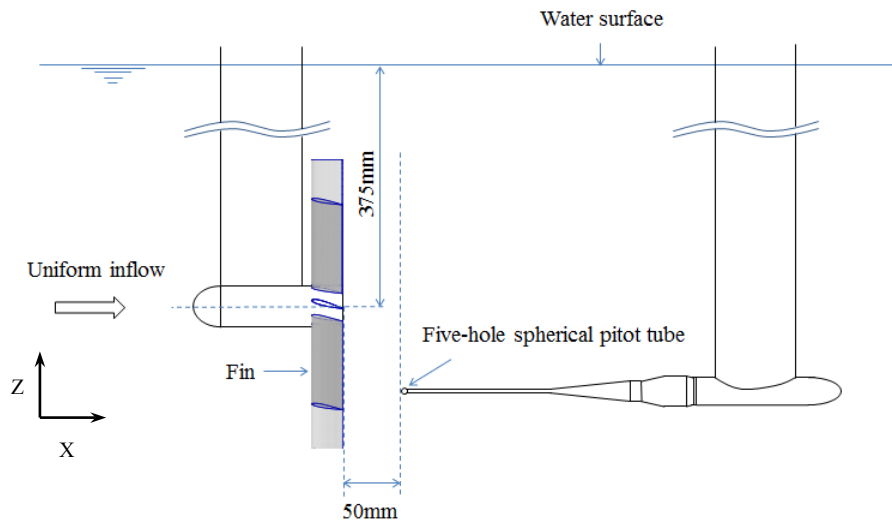


Fig. 2.8 Arrangement of fin and five-hole pitot tube

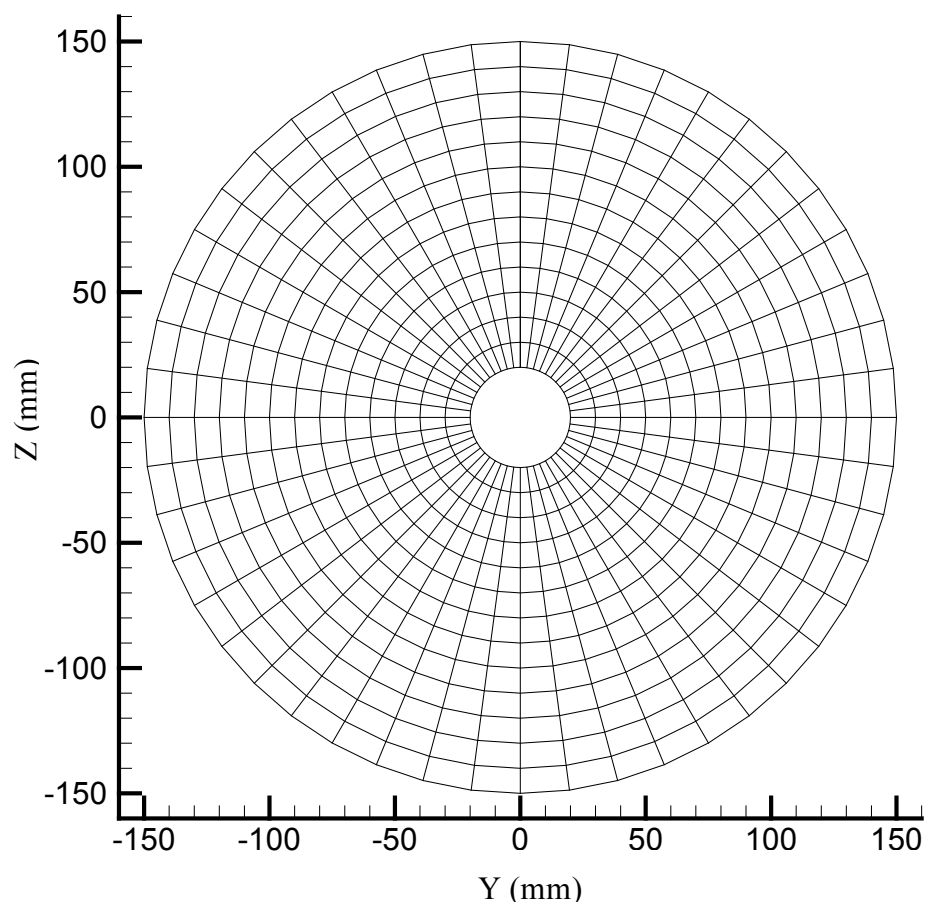


Fig. 2.9 Measuring points

2.3.3 計測結果

一様流速を $V=1.0\text{m/s}$ 、フィン取付角を 15 度に設定したときのフィン後縁より 50mm の断面の流場を Fig. 2.10 に示す。主流方向速度成分 V_x は図右側の表に対応した等高線で、面内方向速度成分は矢印で示している。図右下の矢印は設定した一様流の大きさを示している。

Table 2.3 に軸方向流速 V_x 、水平方向流速 V_y 、鉛直方向流速 V_z 、周方向流速 V_θ および半径方向流速 V_r の断面平均値を設定流速 V で割った値を示す。周方向は反時計まわりを正、半径方向は外向きを正とする。本項における軸方向平均流速の値は 2.4 節に示す減速一様流中プロペラ性能試験に用いる。

Fig. 2.11 に計測されたフィン後方の流れの軸方向、周方向および半径方向流速を周方向に単純平均し、半径方向の分布で示す。

これらの結果により、フィンによって軸方向の流速がわずかに減少、周方向に正（プロペラ回転方向と逆向き）の旋回流が発生していることがわかる。

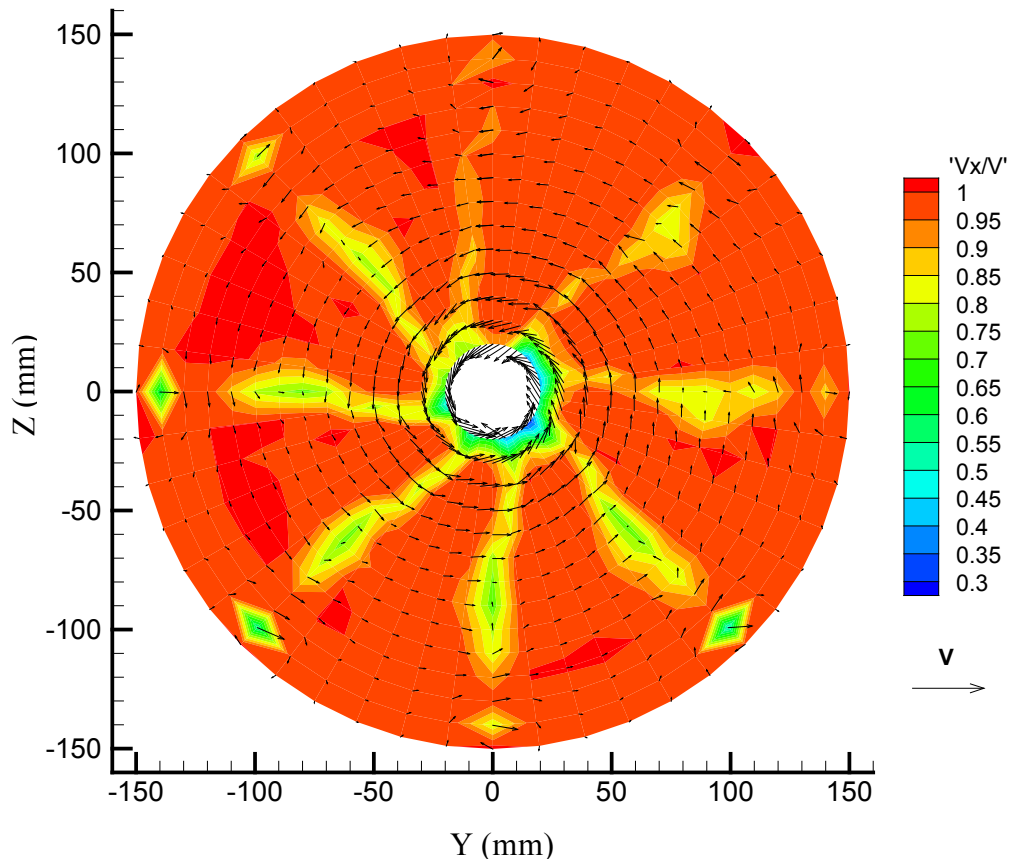


Fig. 2.10 Velocity distribution

Table 2.3 Average velocity

\bar{V}_x/V	\bar{V}_y/V	\bar{V}_z/V	\bar{V}_θ/V	\bar{V}_R/V
0.964	-0.012	0.007	0.133	-0.023

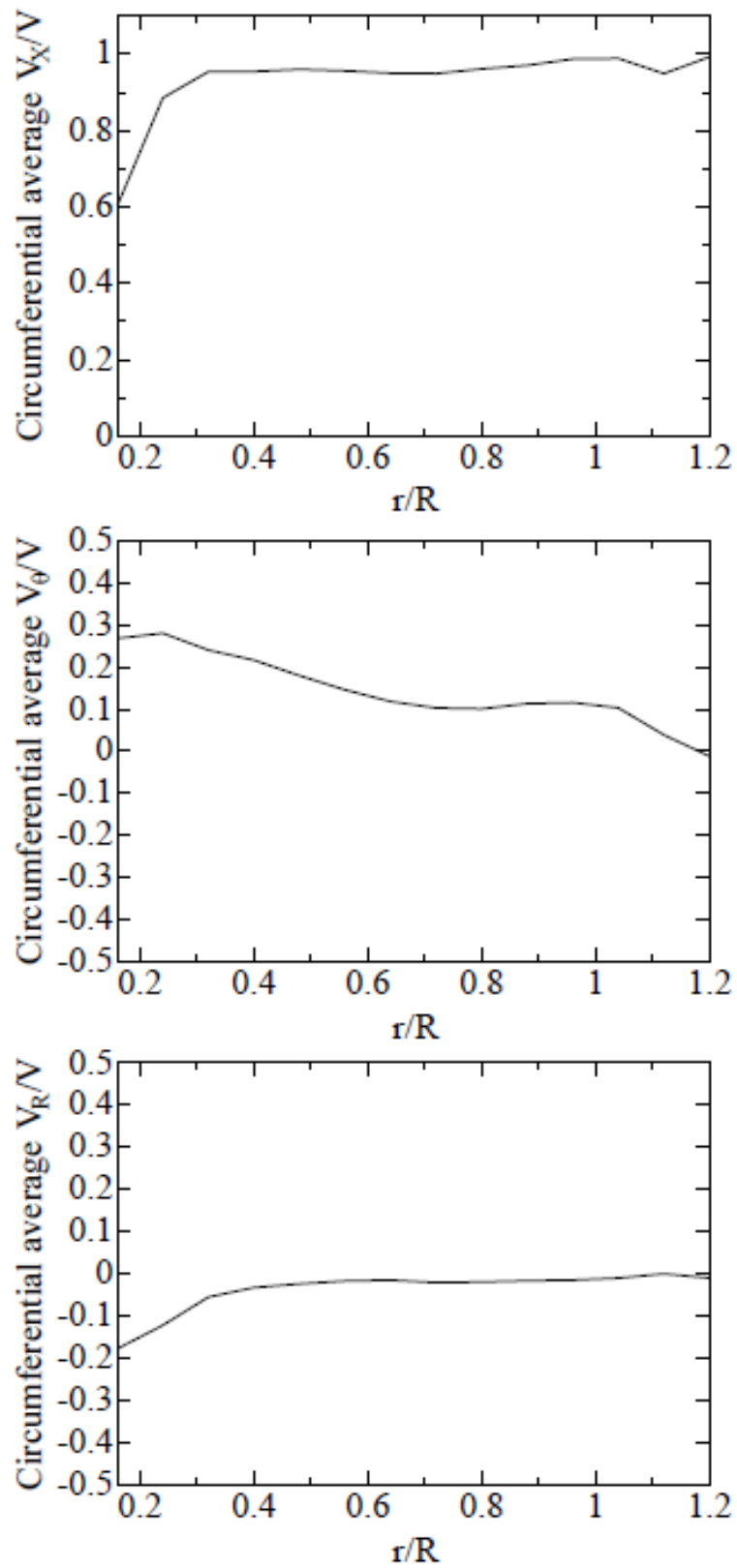


Fig. 2.11 Circumferential average velocity distribution

2.4 旋回流中のプロペラ性能試験

2.4.1 旋回流中のプロペラ性能試験の条件

以下に、旋回流中のプロペラ性能試験の条件について述べる。

[Case 1]

- プロペラ単独性能試験を行う。
- プロペラ中心軸の没水深度は、プロペラ直径 D の 1.5 倍である 375mm に設定する。
- プロペラ回転数 n を 10rps に設定し、前進係数 $J=0.1\sim 0.7$ の範囲で一様流速を変化させ、プロペラの推力 T およびトルク Q を計測する。 $J=0.4$ の場合の推力 T を目標推力 T^{Target} 、そのときの伝達馬力 DHP ($=2\pi nQ$) を DHP° とする。

[Case 2]

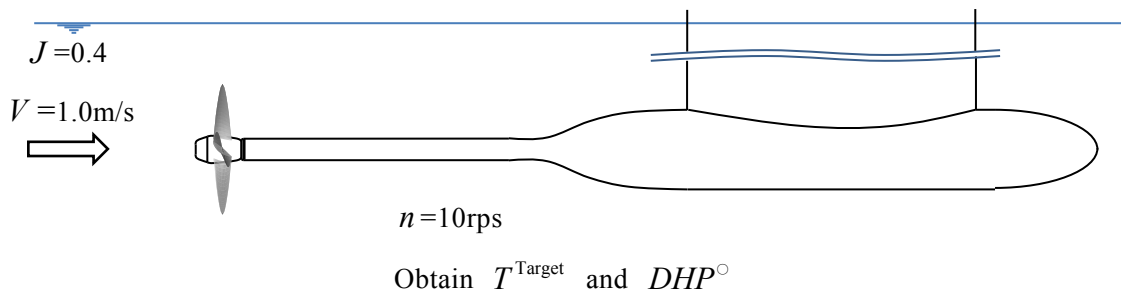
- 旋回流中のプロペラ性能試験を行う。
- プロペラ代表面より 50mm 前方にフィンの後端が位置するようにフィンを配置し、プロペラ性能試験を行う。高速回流水槽の設定流速を $V=1.0\text{m/s}$ とし、プロペラの推力が目標推力 T^{Target} に近い値となる複数のプロペラ回転数 n で計測を行う。
- 複数の回転数で得られたデータを内挿し、目標推力 T^{Target} となる伝達馬力 DHP ($=2\pi nQ$) を導く。

[Case 3]

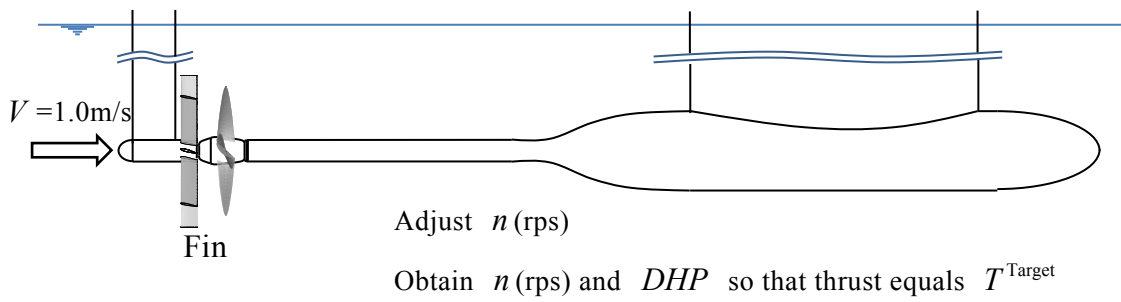
- 減速一様流中のプロペラ性能試験を行う。
- フィンにより減速した主流方向速度の断面平均値に設定した一様流を減速一様流と呼ぶことにする。本試験における減速一様流の流速は Fig. 2.10 および Table 2.3 で求めたように一様流速 $V=1.0\text{m/s}$ に対して $V'=0.964\text{m/s}$ である。減速一様流中でプロペラの推力が目標推力 T^{Target} に近い値となる複数のプロペラ回転数 n でプロペラ性能試験を行う。

- ・ 複数の回転数で得られたデータを内挿し、目標推力 T^{Target} となる伝達馬力 $DHP (= 2\pi nQ)$ を導く。

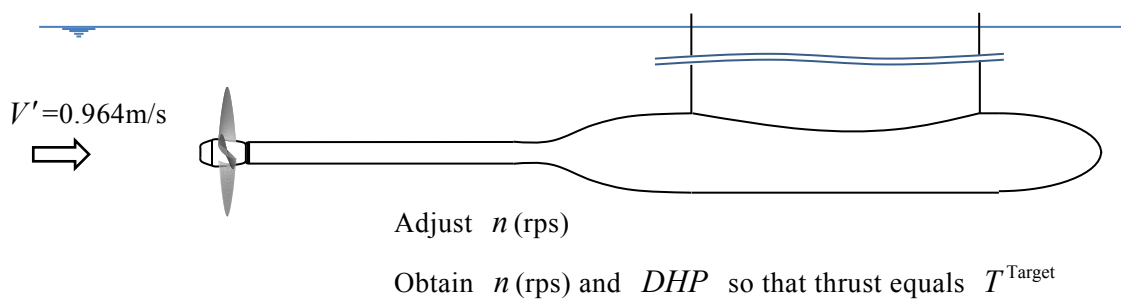
軸方向流速を断面平均した一様流（減速一様流）中での実験を行えば軸方向成分だけの影響を近似的に抽出できると仮定する。減速一様流中の伝達馬力と旋回流中の伝達馬力を比較することで主流方向の速度変化の影響を除外することができ、旋回流が伝達馬力へ及ぼす影響が明らかとなる。試験の状態を Fig. 2.12 に示す。



[Case 1] Uniform inflow



[Case 2] Pre-swirl inflow



[Case 3] Decelerated uniform inflow

Fig. 2.12 Experimental conditions

2.4.2 旋回流中および減速一様流中のプロペラ性能試験の結果

本項では、試験で得られた結果をまとめる。

単純形状プロペラにおいて、旋回流中と減速一様流中で目標推力となる伝達馬力を比較した。また、フィンを前方に配置した旋回流中プロペラ性能試験と減速一様中プロペラ性能試験を自航状態と考え、推力一致法（Thrust identity method）を用いて自航要素を求めた。推力一致法による自航要素の求め方は以下のとおりである。

[手順 1]

一様流速を V （減速一様流でも目標推力を設定した単独性能試験のときの流速を一様流速と考える）、プロペラ回転数を n 、推力を T 、トルクを Q 、プロペラ面内における平均流速を V_A とする。

単独性能試験におけるプロペラの推力 T 、トルク Q をそれぞれ、 T° 、 Q° とおく。また、単独性能試験においてプロペラ面内の平均流速 V_A は V と等しい（ $V_A = V$ ）ものとする。

[手順 2]

プロペラ単独性能試験結果と以下の①～④式より推力係数 K_T 、トルク係数 K_Q およびプロペラ単独効率 η_o を求める。また、求めた推力係数 K_T 、トルク係数 K_Q より $K_T - J$ 曲線と $10K_Q - J$ 曲線の近似式を求める。 $K_T - J$ 曲線、 $10K_Q - J$ 曲線を Fig. 2.13 に示す。

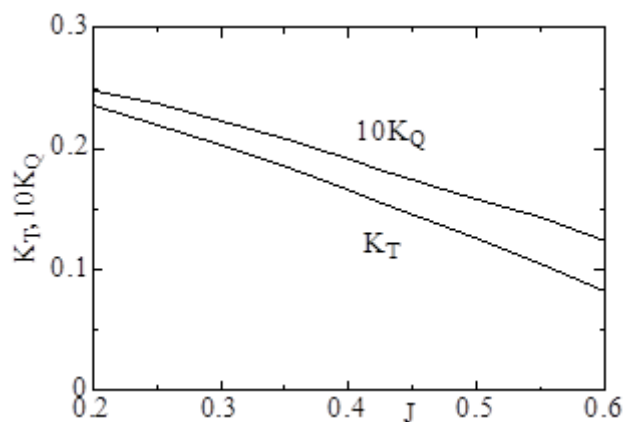


Fig. 2.13 Thrust identity method [Process 2]

[手順 3]

旋回流中と減速一様流中の計測結果より、計測値を内挿し目標推力 T^{Target} となるときのプロペラ回転数 n 、トルク Q を求める。

[手順 4]

T^{Target} を T° として、②式を用いて K_T を求める。次に $K_T - J$ 曲線の近似式と K_T より前進係数 J を求める。

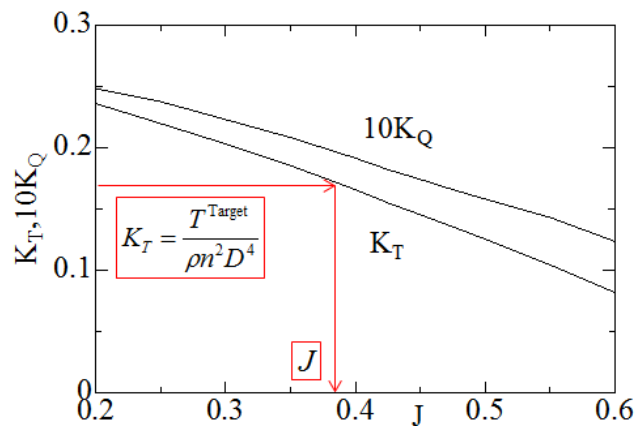


Fig. 2.14 Thrust identity method [Process 4]

[手順 5]

J と $10K_Q - J$ 曲線の近似式より K_Q を求める。この K_Q と③式を用いて Q° を求める。 J を①式を用いて V_A を求める。

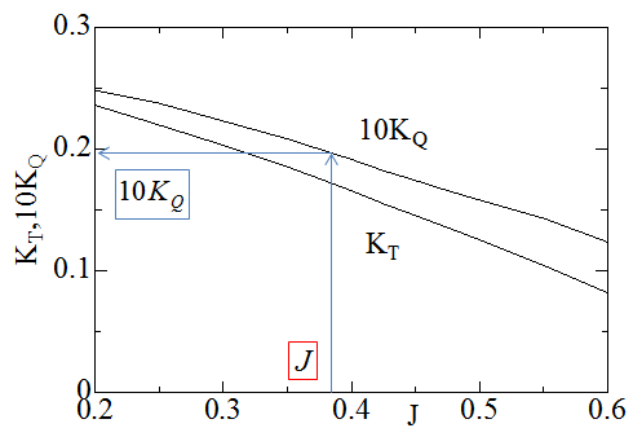


Fig. 2.15 Thrust identity method [Process 5]

[手順 6]

算出した V_A と⑤式を用いて有効伴流率 w_e を求める。 Q° と Q を用いて⑥式よりプロペラ効率比 η_R を求める。

$$J = \frac{V_A}{nD} \quad \text{①}$$

$$K_T = \frac{T^\circ}{\rho n^2 D^4} \quad \text{②}$$

$$K_Q = \frac{Q^\circ}{\rho n^2 D^5} \quad \text{③}$$

$$\eta_O = \frac{TV_A}{2\pi n Q^\circ} = \frac{JK_T}{2\pi K_Q} \quad \text{④}$$

$$w_e = \frac{V - V_A}{V} \quad \text{⑤}$$

$$\eta_R = \frac{Q^\circ}{Q} \quad \text{⑥}$$

九州大学高速回流水槽において、プロペラ回転数 n を 10rps に設定し、前進係数 $J=0.1\sim 0.7$ の範囲で一様流を変化させた条件における実験値を示す。推力係数 K_T 、トルク係数 K_Q およびプロペラ単独効率 η_o を Fig. 2.16 に示す。目標推力を決める条件を前進係数 $J=0.4$ とし、その条件の推力、トルクおよび伝達馬力の値を Table 2.4 に示す。

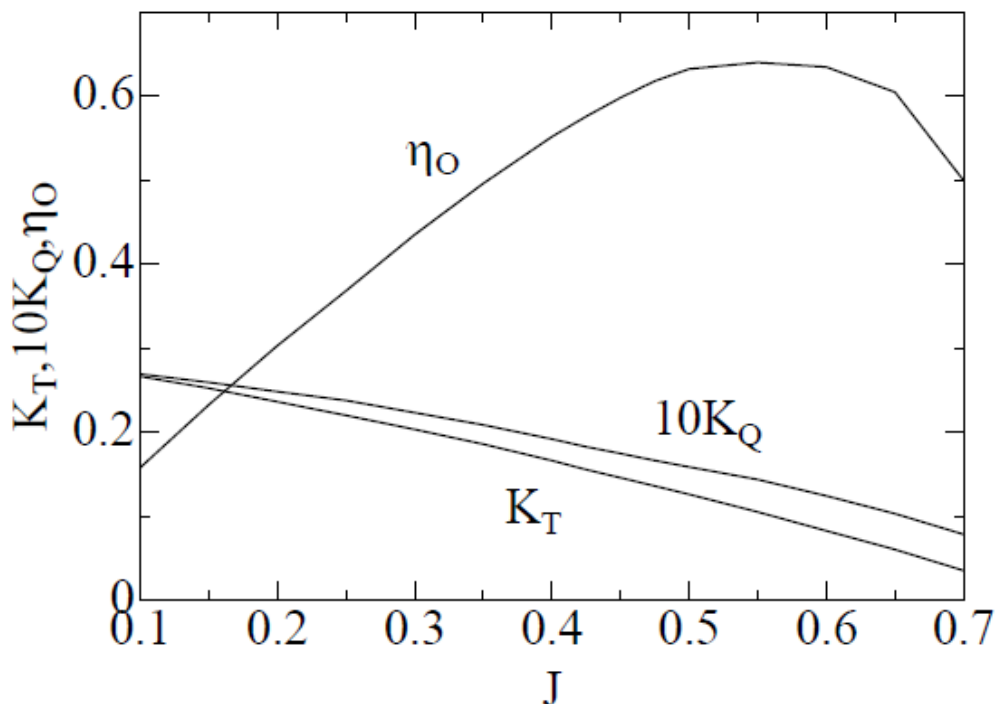


Fig. 2.16 Characteristics of propeller (Simple geometry propeller)

Table 2.4 Result of propeller open water test ($J=0.4$)

	Thrust(N)	Torque(N · m)	DHP (W)	η_o
Exp.	64.605	1.839	115.536	0.552

設定流速 $V=1.0\text{m/s}$ 、フィンプロペラ前方に配置した旋回流中プロペラ性能試験と、その状態に対応する減速一様流中 ($V'=0.964\text{m/s}$) でプロペラ性能試験を行い、推力が目標推力 T^{Target} に近い値となるプロペラ回転数における試験によって得られた推力および伝達馬力の値を Fig. 2.17 に示す。

Fig. 2.17 より目標推力 T^{Target} となる伝達馬力を読み取った結果を Table 2.5 に示す。減速一様流に比べ、旋回流中ではプロペラ回転数が減少し伝達馬力が大

きく減少していることがわかる。

Table 2.6 に旋回流中および減速一様流中の推力一致法により求めた自航要素を示す。旋回流中と減速一様流中の有効伴流率 w_e を比較すると、旋回流の方が減速一様流中よりも大きくなっていることがわかる。フィンによる旋回流の影響により実際にはプロペラに流入する軸方向の流速は減速していないが、見かけ上のプロペラ面内の流速が大きく減少している。これはフィンによるプロペラ回転方向とは逆向きの旋回流が翼の迎角を増加させるためである。

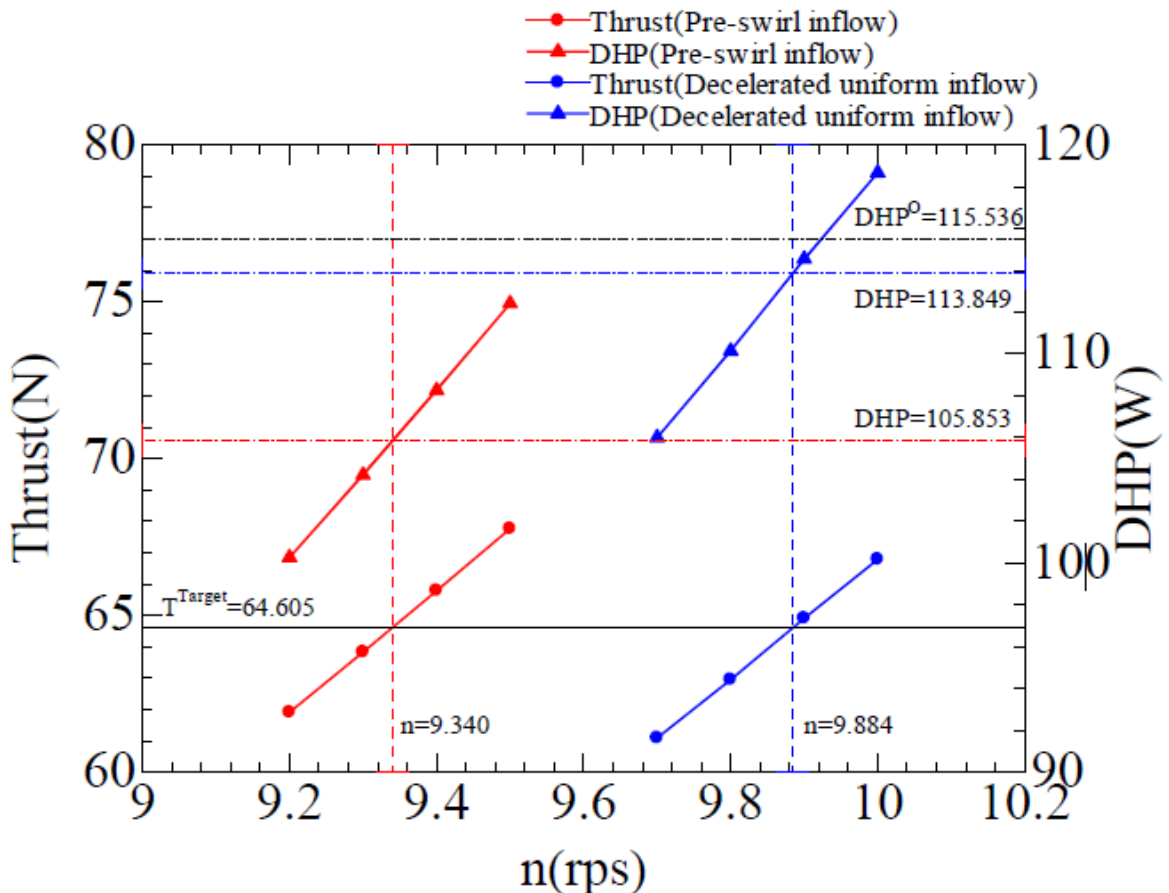


Fig. 2.17 Thrust and DHP

Table 2.5 DHP

	n (rps)	DHP (W)	DHP / DHP°
Pre-swirl inflow	9.34	105.853	0.916
Decelerated uniform inflow	9.88	113.849	0.985

Table 2.6 Self-propulsion factors

	Pre-swirl inflow	Decelerated uniform inflow
n (rps)	9.34	9.88
T^{Target} (N)	64.605	64.605
K_T	0.190	0.170
Q (N · m)	1.804	1.833
J	0.335	0.389
$10K_Q$	0.208	0.192
Q° (N · m)	1.770	1.827
V_A (m/s)	0.782	0.961
w_e	0.218	0.039
η_O	0.486	0.547
η_R	0.981	0.996
DHP (W)	105.853	113.849
DHP / DHP°	0.916	0.985
K_T / J^2	1.695	1.122

2.5 結言

本章では、旋回流を発生させるフィンを製作し、フィン後方の流場解析を行った。また、プロペラ前方にフィンを設置した旋回流中のプロペラ性能試験、フィンによる主流方向の流速の減少分だけ流速を減少させた一様流中でのプロペラ性能試験を行った。その結果、以下のことを確認した。

- 1) フィンによりプロペラ回転方向とは逆向きの旋回流が発生している。
- 2) プロペラに流入する流れの軸方向流速成分、周方向流速成分双方が推進性能に影響を与えている。
- 3) プロペラ前方で旋回流を発生する装置の場合にはプロペラに流入する周方向速度成分が伝達馬力の変化に支配的な影響を与える。
- 4) プロペラ回転方向と逆向きの旋回流をプロペラに与えることによってより少ない回転数で推力を得ることができ、伝達馬力が減少する。
- 5) プロペラ回転方向と逆向きの旋回流をプロペラに与えることによって有効伴流率が増加する。

以上のように、プロペラに流入するプロペラ回転方向と逆向きの旋回流が推進性能にどのような影響を与えているのかが明らかとなる有用な知見が得られた。次章以降では、本章で計測されたフィン後方の流場データをプロペラ性能計算に用いる。

第3章 旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算

3.1 緒言

旋回流中のプロペラ最適化を行うための準備として、旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算を行う必要がある。

九州大学で開発された簡便なパネル法 SQCM によるプロペラ性能計算法を用い、前章で述べた「旋回流中のプロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」の開発を行う。

簡便なパネル法 SQCM を用いたプロペラの定常プロペラ性能計算法、非定常プロペラ性能計算法が開発されている。SQCM による非定常プロペラ計算法は不均一な流れの中のプロペラ性能を計算することができるが、繰り返し計算を必要とし、計算時間が増加する。一方、SQCM による定常プロペラ計算は、計算時間は比較的短時間で済むものの、不均一な流れの中のプロペラ性能を計算することはできない。しかし、本研究で用いた旋回流を発生させるフィンの後流は実際の船の伴流とは違い、周方向にほぼ均一な流れをしている。そのためフィンの後流を周方向に単純平均した流れの中で定常プロペラ計算を行うとしても結果に差が出ないと考えられる。

本章では SQCM による非定常プロペラ性能計算を用いて前章で計測されたフィン後方の流場をもとに「旋回流中のプロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」の開発および、SQCM による定常プロペラ性能計算を用いてフィン後方の流場を周方向に単純平均した流れの中で「旋回流中のプロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」の開発を行う。それぞれの計算においてフィンの流れは解かず、第2章で計測したフィン後方の流場を用いる。

本計算法の有用性を検証するために、対象となるプロペラの旋回流中のプロペラ性能計算を行い、計算結果と実験結果を比較する。

3.2 SQCM による定常プロペラ性能計算

ここでは、SQCM を用いた定常プロペラ性能の計算法の概要について参考文献[7]に基づいて示し、本計算法で使用される基礎式について述べる。

3.2.1 SQCM の概要

SQCM (Source and QCM) とは、翼のキャンバー面上に Lan の QCM (Quasi Continuous Vortex Lattice Method) [16]に従って渦格子とコントロールポイントを分布させ、翼表面には Hess and Smith[17]による吹出し (Source) を分布させ、キャンバー面と翼表面上での垂直方向速度がゼロという条件 (1 次式) から渦強さと吹出し強さを同時に決める方法であり、3 次元翼でも繰り返し計算を行わずに Kutta の条件を満足することができる。

SQCM においてはまず翼表面の上下面を同時に分割し吹出しパネルを配置する。さらに QCM の理論に従い、キャンバー面に bound vortex を離散的に配置する。吹出しおよび渦分布は、翼表面上のパネルの中心および QCM の理論により定められるキャンバー面上のコントロールポイントにおいて、翼表面およびキャンバー面上の垂直方向速度がゼロという条件から求められる。Fig. 3.1 に 3 次元翼のある断面における、翼表面の吹出しとキャンバー上の渦、そしてコントロールポイントの位置関係を示す。

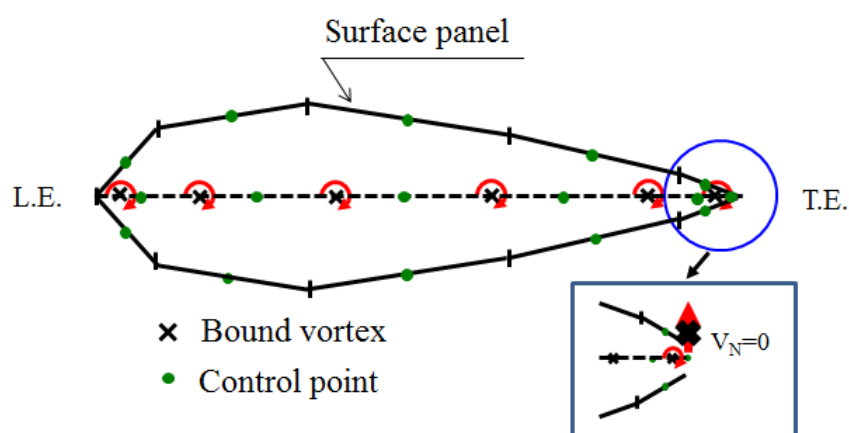


Fig. 3.1 Arrangement of surface panel, bound vortex and control point

QCM の理論に従うと、Fig. 3.1 に示されるように翼断面のキャンバー面上の

最後端 (T.E.) にコントロールポイントが配置され、この点上での垂直速度をゼロとおくことにより、翼後端 (T.E.) を周り込む流れがなくなり、Kutta の条件が満足される。また翼断面の最後端では翼の上下面のパネルが閉じていないが、これは通常翼型データが翼後端でわずかに厚みを有しているためである。翼型データを後端付近で人為的に閉じることも考えられるが、この場合吹出しパネルの端部とキャンバー面上の最後端のコントロールポイントが重なり、吹出しパネルによる誘導速度の計算に特異性が現れるため、本計算法においては与えられた翼後端でわずかに隙間を有したままとする。

3.2.2 プロペラを表す座標系とプロペラ翼断面の幾何学的表示

翼数 K 、半径 R のプロペラが、非粘性、非圧縮性の無限流体中で前進速度 V_A 、回転角速度 $\Omega (= 2\pi n)$ (n はプロペラの毎秒回転数) で運動している場合を考える。 x 軸をプロペラ回転軸に一致させ、 x 軸上の任意の点に原点 o を取る。そして、 z 軸を鉛直上向きに、 y 軸を直交座標系 $o-xyz$ が右手系になるように選ぶ。プロペラに流入する速度 V_A は x 軸の正方向に向きとする。プロペラはプロペラ後方より見て時計回りに回転している。流場の計算はこのプロペラ固定座標系にて行うが、プロペラに働くモーメントの計算に際しては空間固定座標系 $O-XYZ$ を導入する。 X 軸は x 軸に一致し、 Y, Z 軸は時刻ゼロ、即ち回転角 θ がゼロのとき、 y, z 軸に一致するものとする。このときの座標系を Fig. 3.2 に示す。

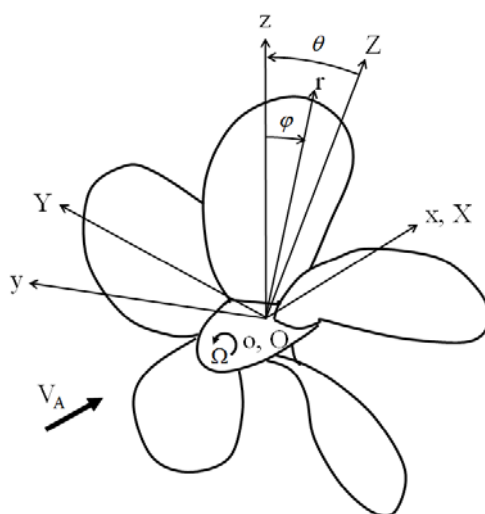


Fig. 3.2 Coordinate system of propeller

さらに計算の便宜上、プロペラ固定の円筒座標系 $o-xr\varphi$ を導入する。このとき、直交座標系 $o-xyz$ と円筒座標系 $o-xr\varphi$ の関係は以下のようになる。

$$x = x, \quad y = -r \sin \varphi, \quad z = r \cos \varphi \quad (3.1)$$

ただし、

$$r = \sqrt{y^2 + x^2}, \quad \varphi = \tan^{-1}(-y/z) \quad (3.2)$$

であり、 φ はプロペラ後方より見て反時計回りを正とする。

次に、プロペラ翼断面の幾何学的表示について説明する。Fig. 3.3 は半径 r の位置におけるプロペラ翼断面を図示したものである。

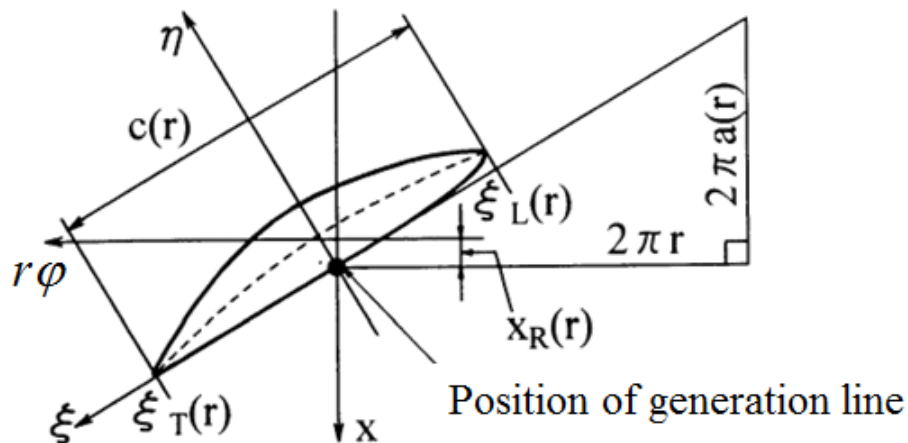


Fig. 3.3 Blade section of propeller

翼断面の基準線上に翼の前縁から後縁に向かって ξ 軸を取り、原点を母線との交点に選ぶ。さらに ξ 軸と直交する η 軸を取ると、プロペラ翼断面やキャンバ面上の任意の点における直交座標系 $o-xyz$ における表示式は以下のようになる。

$$\begin{aligned}
x &= [a(r)\xi - r\eta] / \sqrt{a(r)^2 + r^2} + x_R(r) \\
y &= -r \sin[\varphi_0(r, \xi, \eta) + \varphi_R] \\
z &= r \cos[\varphi_0(r, \xi, \eta) + \varphi_R]
\end{aligned} \tag{3.3}$$

ただし、

$$\begin{aligned}
\varphi_0(r, \xi, \eta) &= [\xi + a(r)\eta / r] / \sqrt{a(r)^2 + r^2} \\
\varphi_R &= 2\pi(k-1) / K, \quad k = 1, 2, \dots, K \\
k &: \text{プロペラ翼番号}
\end{aligned}$$

ここで、 $2\pi a(r)$ および $x_R(r)$ はそれぞれ r 断面における基準線のピッチおよびレーキである。また、翼断面のコード長 $c(r)$ は翼断面の前縁および後縁の ξ 座標 $\xi_L(r)$, $\xi_T(r)$ を用いて以下の式で表す。

$$c(r) = \xi_T(r) - \xi_L(r) \tag{3.4}$$

3.2.3 基礎式

(1) プロペラ周りの流れを表す速度ベクトル

プロペラ翼表面 S_B をスパン方向に M 分割（分割位置で半径一定）、翼断面の Face 面および Back 面それぞれのコード方向に N 分割、合計 $(M \times 2N) \times K$ 個のパネルに分割し、それぞれのパネル内で強さが m で一定吹出しを分布させる。なお、このときのパネル分割は翼の前縁と後縁およびプロペラの翼根とピッチ付近が細くなるようにセミサークル法に基づいた cosine 分割とする。翼表面上に分布した吹出しによる速度ベクトル \vec{V}_m は、吹出しによる攪乱速度ポテンシャル Φ_m を用いて以下のように表される。

$$\vec{V}_m = \nabla \Phi_m \tag{3.5}$$

ただし、

$$\Phi_m = \sum_{k=1}^K \left[-\frac{1}{4\pi} \iint_{S_b} \frac{m(x', y', z')}{\sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z-z')^2}} dS \right] \quad (3.6)$$

k : プロペラ翼番号

x', y', z' : 特異点座標

次にキャンバー面を吹出しパネルのスパン方向の分割位置に合わせて M 分割、コード方向に N_γ 分割し、 $(M \times N_\gamma) \times K$ 個の馬蹄渦をキャンバー面に配置する。

スパン方向の r 断面における bound vortex のコード方向の位置 $\xi_{\mu\nu}^{LP}$ は QCM の配置法に従って以下の式で与えられる。

$$\xi_{\mu\nu}^{LP} = \xi_L(r_\mu) + \frac{c(r_\mu)}{2} \left(1 - \cos \frac{2\nu-1}{2N_\gamma} \pi \right) \quad (3.7)$$

渦分布 γ による速度ベクトル \vec{V}_γ は、以下のように表される。

$$\vec{V}_\gamma = \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \sum_{\nu=1}^{N_\gamma} \gamma_{\mu\nu} \vec{v}_{k\mu\nu} \Delta \xi_{\mu\nu} \quad (3.8)$$

ただし、

$$\vec{v}_{k\mu\nu} = \vec{v}_{k\mu\nu}^B + \sum_{\nu'=1}^{N_\gamma} (\vec{v}_{k\mu+1\nu'}^F + \vec{v}_{\mu\nu'}^F) + \sum_{\nu'=1}^{N_w} (\vec{v}_{k\mu+1\nu'}^T + \vec{v}_{k\mu\nu'}^T)$$

$$\Delta \xi_{\mu\nu} = \frac{\pi c(\bar{r}_\mu)}{2N_\gamma} \sin \frac{2\nu-1}{2N_\gamma} \pi$$

ここで $\vec{v}_{k\mu\nu}^B$, $\vec{v}_{k\mu\nu}^F$ および $\vec{v}_{k\mu\nu}^T$ はそれぞれ 1 本の bound vortex と free vortex および streamwise trailing vortex を構成する渦線分による単位渦強さあたりの誘導速度ベクトルである。個々の渦線分による誘導速度ベクトルは Biot-Savart の法則

により計算することができ、Fig. 3.4 に示すような単位強さの渦線分が図中の P 点に誘導する速度ベクトル \vec{v}_γ は次式のように表される。

$$\vec{v}_\gamma = \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|^2} \left\{ \frac{\vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} - \frac{\vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} \right\} \cdot \vec{r}_{12} \quad (3.9)$$

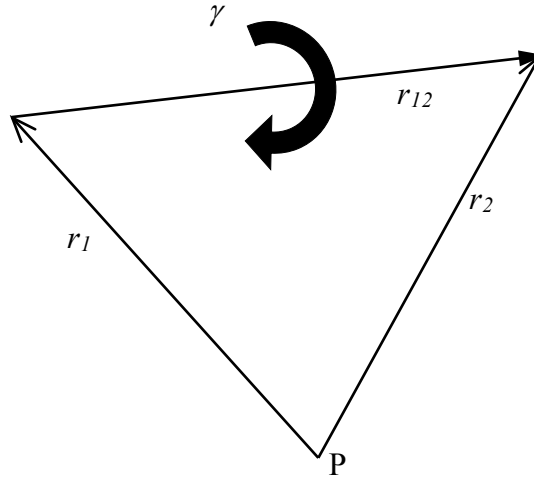


Fig. 3.4 Vortex segment geometry

最後に翼への相対流入速度を \vec{V}_l と定義すると、全体の速度ベクトルは次式で表される。

$$\vec{V} = \vec{V}_l + \vec{V}_m + \vec{V}_\gamma \quad (3.10)$$

翼への相対流入速度はプロペラの回転速度とコントロールポイントでの流場より求められる。本計算では、第2章で計測された各半径方向位置において周方向に単純平均した流場データを用いる。半径方向に線形内挿した値をコントロールポイントに与えることでフィン後方の流場を考慮した。

(2) 境界条件

吹出しおよび渦分布の強さを求めるための翼面上のコントロールポイントの位置は各吹出しパネルの中心点とする。また、キャンバー面上のコントロール

ポイントのスパン方向位置 \bar{r}_μ は bound vortex 位置の両端を置いた断面の中央とし、スパン方向の \bar{r}_μ 断面でのコード長 $c(\bar{r}_\mu)$ は bound vortex を置いた両断面の平均値とする。ここでスパン方向の \bar{r}_μ 断面におけるコントロールポイントのコード方向の位置 $\xi_{\mu\nu}^{CP}$ は、QCM の配置法に従って以下の式で与えられる。

$$\xi_{\mu\nu}^{CP} = \xi_L(\bar{r}_\mu) + \frac{c(\bar{r}_\mu)}{2} \left(1 - \cos \frac{\nu}{N_\gamma} \pi \right) \quad (3.11)$$

プロペラ翼表面での法線ベクトルを \bar{n}_B とし、キャンバー面 S_C に対する法線ベクトルを \bar{n}_C とすると、プロペラ翼表面およびキャンバー面での境界条件は、

$$\vec{V} \cdot \bar{n}_B = 0, \quad \vec{V} \cdot \bar{n}_C = 0 \quad (3.12)$$

となり、これらを同時に満足するような吹出し分布 m と渦分布 γ を決める。

(3) プロペラ翼表面の圧力分布および推力、トルク

境界条件より吹出しおよび渦分布が求められると、翼表面の圧力分布 p は、無限遠方の静圧 p_0 と流体の密度 ρ を用い、Bernoulli の定理より次式のように与えられる。

$$p - p_0 = \frac{1}{2} \rho \left(|\vec{V}_I|^2 - |\vec{V}|^2 \right) \quad (3.13)$$

計算で求めた圧力分布の実験値との比較のために圧力分布の無次元化について示す。毎秒のプロペラ回転数 n とプロペラ直径 D を用いて無次元化した圧力係数 C_{pn} は、

$$C_{pn} = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho n^2 D^2} \quad (3.14)$$

で表される。

プロペラの推力およびトルクのポテンシャル成分は、プロペラ翼表面の圧力分布を積分して求められる。プロペラ翼表面での法線ベクトルの x , y および z 方向成分をそれぞれ、 n_x , n_y および n_z とすれば、推力およびトルクのポテンシャル成分 T_p , Q_p は次式で表される。

$$\begin{aligned} T_p &= \iint_{S_B} (p - p_0) n_x ds \\ Q_p &= \iint_{S_B} (p - p_0) (n_y z - n_z y) ds \end{aligned} \quad (3.15)$$

プロペラの翼に対する粘性の影響は各翼素の抗力係数 C_D から求められる、粘性抗力による推力 T_D , トルク Q_D を用いて考慮する。なお、翼素の抗力係数は (3.17) 式に示す Prandtl-Schlichting の平板摩擦係数を用いた。ただし、レイノルズ数 R_n は各半径位置のコード長 $c(r')$ と翼素への流入速度 $\bar{W}(r')$ を用いて定義する。

$$\begin{aligned} T_D &= K \frac{1}{2} \rho \int_{r_B}^{r_0} C_D(r') \bar{W}(r') \bar{V}_x(r') c(r') dr' \\ Q_D &= K \frac{1}{2} \rho \int_{r_B}^{r_0} C_D(r') \bar{W}(r') \bar{V}_\theta(r') c(r') dr' \end{aligned} \quad (3.16)$$

ただし、

$$\bar{W} = \sqrt{\bar{V}_x(r)^2 + \bar{V}_\theta(r)^2}$$

\bar{V}_x : コード方向に平均した合速度ベクトルの x 成分

\bar{V}_θ : コード方向に平均した合速度ベクトルの θ 成分

$$C_D(r') = \frac{0.455}{(\log_{10} R_n)^{2.58}} \quad (3.17)$$

$$R_n = \frac{c(r') |\bar{W}(r')|}{v_w} \quad (3.18)$$

ただし、(3.18)式の ν_w は流体の分子動粘性係数とする。

以上より、プロペラ全体に働く推力 T 、トルク Q は、

$$T = T_P - T_D, \quad Q = Q_P + Q_D \quad (3.19)$$

となる。プロペラ前進係数 J 、推力係数 K_T 、トルク係数 K_Q およびプロペラ効率 η_o は次式で定義される。

$$J = \frac{V_A}{nD} \quad (3.20)$$

$$K_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (3.21)$$

$$K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (3.22)$$

$$\eta_o = \frac{J}{2\pi} \frac{K_T}{K_Q} \quad (3.23)$$

3.3 SQCM による非定常プロペラ性能解析

ここでは、SQCM を用いた非定常プロペラ性能の計算法の概要について参考文献[8]に基づいて示し、本計算法で使用される基礎式について述べる。

3.3.1 非定常 SQCM の概要

SQCM は毎田ら[8]によって非定常問題に拡張された。その基本的な考え方は前節で示した定常問題の SQCM のうち、翼のキャンバー面に配置する QCM を非定常 QCM に置き換えるというものである。

ある時間 t について、翼数 K 、直径 D のプロペラが、非粘性、非圧縮の理想流体中で前進速度 V_A 、回転角速度 Ω ($= 2\pi n$, n は毎秒回転数) で運動している場合を考える。座標系の定義は前節で示した定常問題と同じである。

プロペラ翼表面 S_B をスパン方向に M 分割 (分割位置で半径一定)、翼断面のフェイス面およびバック面をそれぞれコード方向に N 分割の合計 $(M \times 2N) \times K$ 個のパネルに分割し、それぞれのパネル内で強さ一定の吹出し m を分布させる。プロペラ翼表面上に分布させた吹出しによる速度ベクトル \vec{V}_m は吹出しによる攪乱速度ポテンシャル Φ_m を用いて以下のように表される。

$$\vec{V}_m = \nabla \Phi_m \quad (3.24)$$

ただし、

$$\Phi_m = \sum_{k=1}^K \left[-\frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \frac{m(x', y', z', t)}{\sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z-z')^2}} dS \right]$$

キャンバー面のコード方向のローディングポイント $\xi_{\mu\nu}^{LP}$ およびキャンバー面に配置するコントロールポイント (C.P.) の位置 $\xi_{\mu\nu}^{CP}$ は、定常問題と同様に QCM の配置に従って次式で表される。

$$\begin{aligned}\xi_{\mu\nu}^{LP} &= \xi_L(r_\mu) + \frac{c(r_\mu)}{2} \left(1 - \cos \frac{2\nu-1}{2N_\gamma} \pi \right) \\ \xi_{\mu\nu}^{CP} &= \xi_L(\bar{r}_\mu) + \frac{c(\bar{r}_\mu)}{2} \left(1 - \cos \frac{\nu}{N_\gamma} \pi \right)\end{aligned}\quad (3.25)$$

ただし、

$$\bar{r}_\mu = \frac{1}{2}(r_\mu + r_{\mu+1})$$

ここで、 $\xi_L(r_\mu)$ および $\xi_T(r_\mu)$ はそれぞれスパン方向分割断面位置 r_μ の前縁 (L.E.) および後縁 (T.E.) の位置を表している。そして、(3.25)式で表される位置に合わせて、合計 $(M \times N_\gamma) \times K$ 個の ring vortex をキャンバー面に Fig. 3.5(a) のように配置する。この ring vortex は 1 本の bound vortex と 2 本の free vortex および後流中の T.E. 近くの最初の spanwise shed vortex によって構成される。非定常問題においては、T.E. 近くの最初の shed vortex が放出されるため、これを表す ring vortex も後流中に配置する。この ring vortex は 2 本の spanwise shed vortex と 2 本の streamwise trailing vortex によって構成される。なお、ring 上で渦の強さは一定である。ここで、 k 番目の翼において、キャンバー面の $\mu \sim \mu+1$ 間の任意の ν に bound vortex が位置する単位強さの ring vortex による誘導速度ベクトルを $\vec{v}_{k\mu\nu}^\gamma$ 、後流中の $\mu \sim \mu+1$ 間、かつ $l \sim l+1$ (l は spanwise shed vortex の位置番号、T.E. 直後 → 後流) 間の単位強さの ring vortex による誘導速度ベクトルを $\vec{v}_{k\mu l}^w$ とすると、それぞれ次式のような渦線分による誘導速度ベクトルの和で表される。

$$\begin{aligned}\vec{v}_{k\mu\nu}^\gamma &= \vec{v}_{k\mu\nu}^B + \sum_{\nu'=1}^{N_\gamma} (\vec{v}_{k\mu+1\nu'}^F + \vec{v}_{\mu\nu'}^F) + \vec{v}_{k\mu l}^{ws} \Big|_{l=1} \\ \vec{v}_{k\mu l}^w &= \vec{v}_{k\mu l}^{ws} - \vec{v}_{k\mu l+1}^{ws} + \vec{v}_{k\mu+1 l}^{wc} - \vec{v}_{k\mu l}^{wc}\end{aligned}\quad (3.26)$$

ただし、

$\vec{v}_{k\mu\nu}^B$: キャンバー面上、 $\mu \sim \mu+1$ 間の ν における単位強さの bound vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu\nu}^B$: キャンバー面上、 $\mu \sim \mu+1$ 間の ν における単位強さの bound

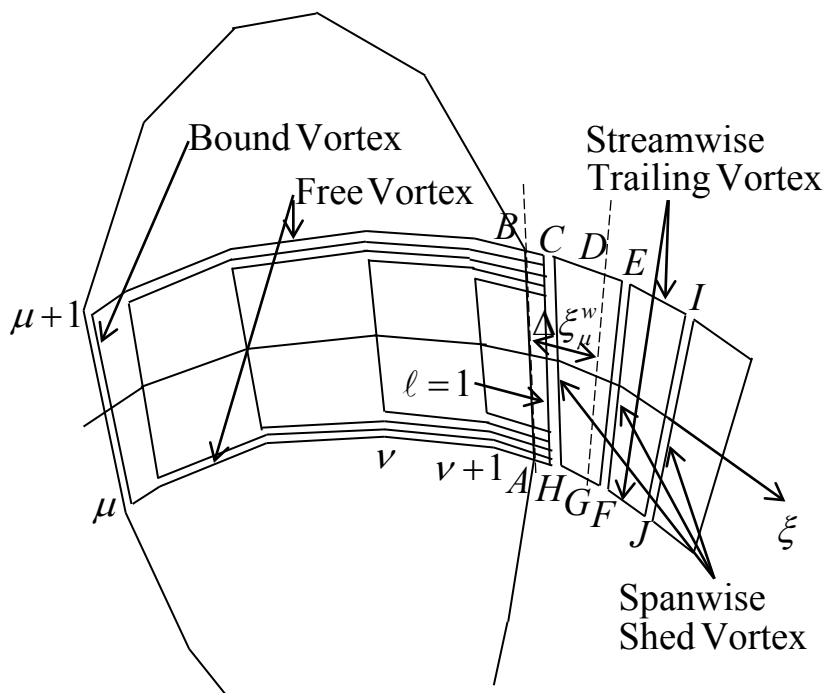
vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{\mu\nu}^F$: キャンバー面上、 μ の $\nu \sim \nu+1$ における単位強さの free vortex による誘導速度ベクトル

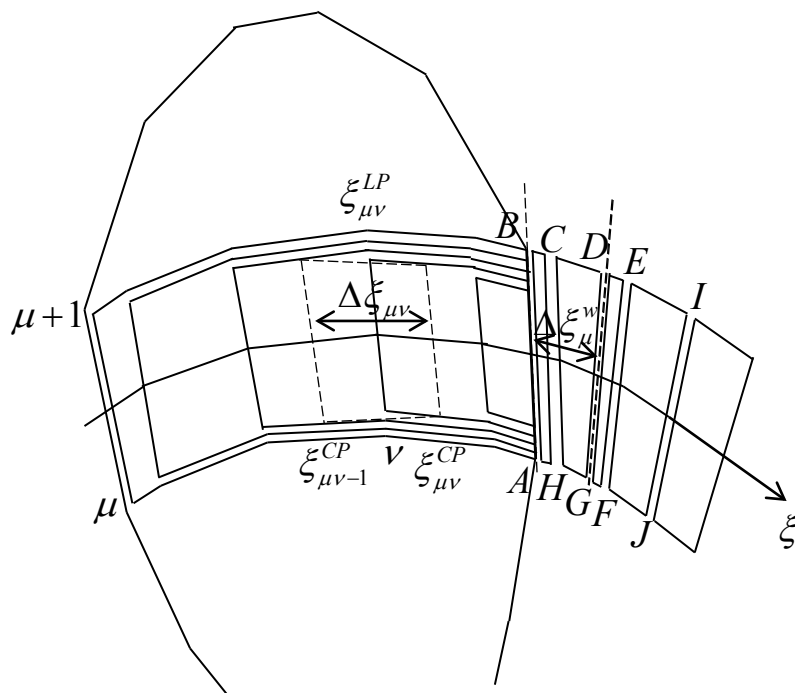
$\vec{v}_{k\mu l}^{ws}$: 後流中、 $\mu \sim \mu+1$ 間の T.E. から数えて l 番目の単位強さの spanwise shed vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu l}^{wc}$: 後流中、 μ の $l \sim l+1$ における単位強さの streamwise trailing vortex による誘導速度ベクトル

また、個々の渦線分による誘導速度ベクトルは Biot-Savart の法則により計算する。



(a)



(b)

Fig. 3.5 Arrangement of vortex system
 ((a):Original QCM, (b):Modified QCM)

ここで、タイムステップ t_L におけるキャンバー面の ring vortex の渦強さを $\gamma_{k\mu\nu}(t_L)$ 、後流中の ring vortex (集中渦) の強さ $\Gamma_{k\mu}(t_L)$ とすれば、QCM の渦モデルによる誘導速度ベクトルは(3.26)式を用いて以下の式で与えられる。

$$\vec{V}_\gamma = \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \sum_{\nu=1}^{N_\gamma} \gamma_{k\mu\nu}(t_L) \vec{v}_{k\mu\nu}^\gamma \Delta\xi_{\mu\nu} + \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \sum_{\ell=1}^L \Gamma_{k\mu}(t_{L-\ell}) \vec{v}_{k\mu\ell}^w \quad (3.27)$$

ただし、

$$\Delta\xi_{\mu\nu} = \frac{\pi c(\bar{r}_\mu)}{2N_\gamma} \sin \frac{2\nu-1}{2N_\gamma} \pi$$

$$\Gamma_{k\mu}(t_L) = \sum_{\nu=1}^{N_\gamma} \gamma_{k\mu\nu}(t_L) \Delta\xi_{\mu\nu}$$

$c(\bar{r}_\mu)$: 翼断面 \bar{r}_μ のコード長

(3.27)式はコントロールポイントがキャンバー面上にある場合に用いるが、コントロールポイントが翼表面上にある場合は薄翼対策[18]を施し、また T.E. から放出した直後の渦は渦面として計算する。これは、翼表面のコントロールポイントと単一渦の距離が非常に近いとき、特異性により計算精度が低下するので、これを避けるためである。従って、コントロールポイントが翼表面にある場合の QCM の渦モデルを以下のように考える。

まず、Fig. 3.5 (a)で表される QCM の渦モデルを、Fig. 3.5 (b)のように、キャンバー面の ring vortex は T.E. で閉じる ring vortex とし、T.E. より後流側に ring vortex ABCH, HCDG, GDEF を配置し、Fig. 3.5 (a)で表される QCM の渦モデルをこれと等価な Fig. 3.5 (b)のモデルに置き換える。このとき、Fig. 3.5 (a)の ring vortex HCEF の分割位置 GD は $BC=DE$, $AH=GF$ となるように配置する。

次に、キャンバー面の渦に対しては、1 個の ring vortex のうち、bound vortex に当たる渦線分を Fig. 3.5 (b)の中央部に示しているコントロールポイントに挟まれた区間幅 $\Delta\xi_{\mu\nu} (\xi_{\mu\nu-1}^{CP} \sim \xi_{\mu\nu}^{CP})$ に連続分布する ring vortex の集合で置き換える。これは QCM の渦モデルにおける区間内の渦面による誘導速度ベクトルが、1 本の bound vortex による誘導速度ベクトルに区間幅 $\Delta\xi_{\mu\nu}$ を乗じる形で表現されているのに対し、薄い翼でも安定した計算を実現するため、1 本の bound vortex

による誘導速度ベクトルを区間内で積分する形に改めたものである。さらに、T.E.直後の1個の ring vortex ABCH と1個の ring vortex HCDG を渦線分 HC 部が区間 $\Delta\xi_\mu^w$ (T.E.から Fig. 3.5 (b)で定義される GD までの区間) に連続分布するような ring vortex の集合で置き換える。そして区間 $\Delta\xi_\mu^w$ より後方の ring vortex は単一の ring vortex として計算する。このとき、キャンバー面および後流中の渦による誘導速度ベクトルは、以下の式で表される。

$$\begin{aligned}
\vec{V}_\gamma = & \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \sum_{\nu=1}^{N_\gamma} \gamma_{k\mu\nu}(t_L) \int_{\xi_{k\mu\nu-1}^{CP}}^{\xi_{k\mu\nu}^{CP}} \vec{v}_{k\mu}^\gamma(\xi) d\xi \\
& + \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \sum_{\nu=1}^{N_\gamma} \gamma_{k\mu\nu}(t_L) \frac{\Delta\xi_{\mu\nu}^\xi}{\Delta\xi_\mu^w} \int_{\xi_T(\bar{r}_\mu)}^{\xi_T(\bar{r}_\mu)+\Delta\xi_\mu^w} \vec{v}_{k\mu}^{ABCH}(\xi) d\xi \\
& + \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \Gamma_{k\mu}(t_{L-1}) \frac{1}{\Delta\xi_\mu^w} \int_{\xi_T(\bar{r}_\mu)}^{\xi_T(\bar{r}_\mu)+\Delta\xi_\mu^w} \vec{v}_{k\mu}^{HCDG}(\xi) d\xi \\
& + \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \Gamma_{k\mu}(t_{L-1}) \vec{v}_{k\mu}^{GDEF} \\
& + \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M \sum_{\ell=2}^{L-1} \Gamma_{k\mu}(t_{L-\ell}) \vec{v}_{k\mu}^w
\end{aligned} \tag{3.28}$$

ただし、

$$\begin{aligned}
\vec{v}_{k\mu}^\gamma(\xi) &= \vec{v}_{k\mu}^B(\xi) + (\vec{v}_{k\mu+1}^F(\xi) - \vec{v}_{k\mu}^F(\xi)) + \sum_{\nu=\nu+1}^{N_\gamma} (\vec{v}_{k\mu+1\nu'}^F - \vec{v}_{k\mu\nu'}^F) - \vec{v}_{k\mu}^{AB} \\
\vec{v}_{k\mu}^{ABCD}(\xi) &= \vec{v}_{k\mu}^{AB} + \vec{v}_{k\mu+1}^{BC}(\xi) - \vec{v}_{k\mu}^{AH}(\xi) - \vec{v}_{k\mu}^{HC}(\xi) \\
\vec{v}_{k\mu}^{HCDG}(\xi) &= \vec{v}_{k\mu}^{HC}(\xi) + \vec{v}_{k\mu+1}^{CD}(\xi) - \vec{v}_{k\mu}^{HC}(\xi) - \vec{v}_{k\mu}^{GD} \\
\vec{v}_{k\mu}^{GDEF}(\xi) &= \vec{v}_{k\mu}^{GD} + \vec{v}_{k\mu+1}^{DE} - \vec{v}_{k\mu}^{GF} - \vec{v}_{k\mu}^{FE}
\end{aligned}$$

$\vec{v}_{k\mu}^B(\xi)$: キャンバー面上、 $\Delta\xi_{\mu\nu}$ 間の任意の位置 ξ における単位強さの bound vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu}^F(\xi)$: キャンバー面上、 $\mu \sim \mu+1$ 間の ν における単位強さの bound vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu\nu}^F$: (3.26)式参照

$\vec{v}_{k\mu}^{AB}$: 渦線分 AB による誘導速度ベクトル ($\vec{v}_{k\mu}^{GD}$, $\vec{v}_{k\mu}^{DE}$, $\vec{v}_{k\mu}^{GF}$, $\vec{v}_{k\mu}^{FE}$ も同様)

$\vec{v}_{k\mu+1}^{BC}(\xi)$: 後流中、B から $\Delta\xi_\mu^w$ 間の任意の位置 ξ までの単位強さの

streamwise trailing vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu}^{AH}(\xi)$: 後流中、A から $\Delta\xi_{\mu}^w$ 間の任意の位置 ξ までの単位強さの streamwise trailing vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu+1}^{HC}(\xi)$: 後流中、 $\Delta\xi_{\mu}^w$ 間の任意の位置 ξ における単位強さの spanwise shed vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu+1}^{CD}(\xi)$: 後流中、 $\Delta\xi_{\mu}^w$ 間の任意の位置 ξ から D までの単位強さの streamwise trailing vortex による誘導速度ベクトル

$\vec{v}_{k\mu}^{HG}(\xi)$: 後流中、 $\Delta\xi_{\mu}^w$ 間の任意の位置 ξ から G までの単位強さの streamwise trailing vortex による誘導速度ベクトル

なお、各項に示す誘導速度ベクトルのうち、点 C および点 H を含まない渦線分による誘導速度ベクトルは、積分変数 ξ に依存しないため、 (ξ) を表記していない。(3.28)式の右辺第 1 項と第 2 項は(3.27)式の第 1 項に対応するが、(3.28)式第 2 項が生じるのは T.E.直後の spanwise shed vortex について積分区間を T.E. \sim T.E. + $\Delta\xi_{\mu}^w$ としているためである。係数 $\Delta\xi_{\mu\nu} / \Delta\xi_{\mu}^w$ により(3.28)式の右辺第 1 項と第 2 項の和が(3.27)式の第 1 項と等価になる。なおキャンバー面の ring vortex を Fig. 3.5 (b)で示すように T.E.上の渦線分 AB で分断しているが、線分 AB による誘導速度は(3.28)式の右辺第 1 項と第 2 項で相殺され常にゼロとなることに注意されたい。

また、(3.28)式の右辺第 3 項～第 5 項は(3.4)式の第 2 項に対応する。(3.28)式右辺第 3 項は、後流中、T.E.から見て最初に構成される ring vortex のうち上流側の spanwise shed vortex(HC)については $\Delta\xi_{\mu}^w$ 間に連続分布させ、後流側の spanwise shed vortex(GD)については、集中渦として取り扱うことを示している。なお、渦線分 FE 以降の渦（集中渦）については計算精度に影響しないため、T.E.から見て 2 個目以降の ring vortex については(3.27)式第 2 項と同じとする。なお、Fig. 3.5 (b)で示す渦線分 GD も計算の便宜上、取り扱うものであり、渦線分 GD による誘導速度ベクトルは(3.28)式右辺第 3 項と第 4 項により相殺され常にゼロである。(3.28)式の積分は ring vortex が 1 つの平面上で長方形の場合には解析的に積分できるが、これ以外の場合には積分が難しいため、数値積分によって求める。

このようにして、合速度ベクトル \vec{v} は、流入速度ベクトル \vec{v}_i と渦による誘導

速度ベクトル \vec{V}_γ ，そして翼表面に配置する吹出しパネルによる誘導速度ベクトル \vec{V}_m を加えることによって、次のように表される。

$$\vec{V} = \vec{V}_I + \vec{V}_\gamma + \vec{V}_m \quad (3.29)$$

プロペラ面内で計測したフィン後流の流場データを要素内補間した値をコントロールポイントに与えることで、フィンによるプロペラ面での後流の影響を考慮する。

非定常 SQCM における Kutta 条件は、翼後縁上下面をそれぞれ+, -で区別し、攪乱速度ポテンシャルを ϕ_+ ， ϕ_- ，速度の大きさを V_+ ， V_- ，圧力差を Δp とすれば、以下の式で与えられる。

$$\Delta p = \rho \frac{\partial}{\partial t} (\phi_+ - \phi_-) + \frac{1}{2} \rho (V_+^2 - V_-^2) = 0 \quad (3.30)$$

ただし、ここでの圧力は翼後縁上下面の吹出しパネル中央のコントロールポイントで考えることにする。非定常問題の場合には T.E.の上下面の圧力差をなくすような垂直速度 V_N が T.E.に存在すると仮定する[19]。具体的には次式で表す。

$$V_N^{(j+1)} = \Delta p^{(j)} \beta / (\rho |\vec{V}_I|) + V_N^{(j)} \quad (3.31)$$

ここで、 j は繰り返し計算回数を表し、前回の $V_N^{(j)}$ に圧力差 $\Delta p^{(j)}$ に比例下補正を加え、圧力差が十分に小さくなるまで繰り返し計算を行う。 β は加速係数を表し、本計算では $\beta=1$ としている。

SQCM における境界条件は、翼表面とキャンバー面のコントロールポイントにおいて翼表面とキャンバー面を貫く流れがないという条件を与える。ただし、キャンバー面の後縁(T.E.)のコントロールポイントにおける垂直速度 V_N は Kutta 条件(3.30)式を満たすような速度として(3.31)式で与える。よって、境界条件式は \vec{n} を翼表面またはキャンバー面の法線ベクトルとして、以下の式で与えられる。

$$\begin{aligned} \vec{V} \cdot \vec{n} &= 0 \\ &\text{on Blade and Camber (except T.E.) Surface} \\ \vec{V} \cdot \vec{n} &= \vec{V}_N \text{ at T.E.} \end{aligned} \tag{3.32}$$

プロペラまわりの非定常圧力 $p(t)$ は、次式で表される非定常 Bernoulli の式より計算する。

$$p(t) - p_0 = -\frac{1}{2} \rho \left(|\vec{V}|^2 - |\vec{V}_I|^2 \right) - \rho \frac{\partial \phi}{\partial t} \tag{3.33}$$

ただし、

p_0 : 基準となる圧力

ρ : 流体密度

ϕ : プロペラ固定座標系における攪乱速度ポテンシャル

ここで、(3.33)式中の時間微分項は ϕ を吹出しと渦の成分に分けてそれぞれ解析的に計算し、2点上流差分により各時刻における時間微分値として求める。

このようにして翼表面の圧力が求まればプロペラに働く推力およびトルクのポテンシャル成分は圧力積分によって定常問題と同様にして求めることができる。プロペラの翼に対する粘性の影響についても定常問題と同様とし、プロペラ全体の推力およびトルクを求める。

3.4 SQCM による旋回流中のプロペラ性能試験の再現

本節では、SQCM によるプロペラ性能計算を用いて第 2 章の「旋回流中プロペラ性能試験」を再現する。非定常プロペラ性能計算を用いた試験の再現と定常プロペラ性能計算を用いた再現をそれぞれ行う。

非定常プロペラ性能計算を用いる場合は計測された流場を流入条件とし、時間刻み $\Delta t = \Delta\theta/\Omega = \Delta\theta/(2\pi n)$, $\Delta\theta = 12(\text{deg.})$ において、3 回転分計算し、最後の 1 回転中の推力とトルクの時間平均値を計算結果に用いた。

定常計算を用いる場合は、第 2 章で示されたとおり、フィンによる旋回流は周方向にほぼ一定であるので、周方向に単純平均した流場を与え試験の再現を行う。

3.4.1 再現手順

本手法は前章の旋回流中のプロペラ性能試験と同様の手順を、SQCM によるプロペラ性能計算を用いて行い、以下にその手順を示す。

[手順 1]

はじめに所定の一様流速 $V = 1.0 \text{ m/s}$ とプロペラ回転数 $n = 10 \text{ rps}$, 前進係数 $J = 0.4$ でのプロペラ単独性能計算を行い、推力と伝達馬力を算出する。このときの推力を目標推力 T^{Target} , 伝達馬力を DHP° とする。

[手順 2]

プロペラ面に第 2 章で計測した流場データを与えプロペラ性能計算を行う。二分法により推力が目標推力 T^{Target} となるまでプロペラ回転数 n を変化させる。推力が目標推力と一致したときのプロペラ回転数 n およびトルク Q を用いて伝達馬力 $DHP(= 2\pi n Q)$ を算出する。

[手順 3]

減速一様流中でも同様にプロペラの推力が目標推力 T^{Target} になるようなプロペラ回転数においてプロペラ性能計算を行う。このときの伝達馬力 $DHP(= 2\pi n Q)$ を算出する。

3.4.2 再現結果

Fig. 3.6 に単純形状プロペラの計算におけるパネル分割を示す。分割数は翼表面のフェイス面およびバック面をコード方向に 15 分割、半径方向に 10 分割とした。

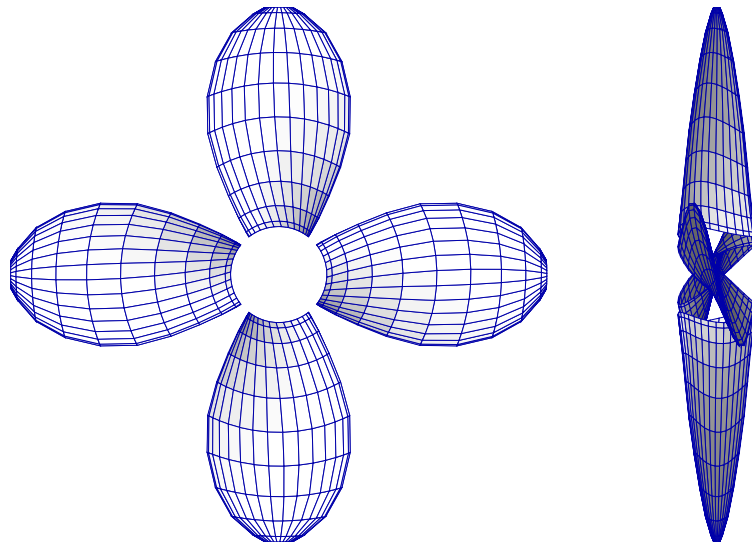


Fig. 3.6 Panel arrangements for propeller

プロペラ回転数を 10rps に設定し、前進係数 $J=0.3\sim 0.5$ の範囲で一様流を変化させた条件における推力係数 K_T 、トルク係数 K_Q およびプロペラ単独効率 η_0 の実験値、非定常 SQCM および定常 SQCM による計算値を Fig. 3.7 に示す。目標推力を決める条件を前進係数 $J=0.4$ とし、その条件の推力、トルクおよび伝達馬力の値を Table 3.1 に示す。

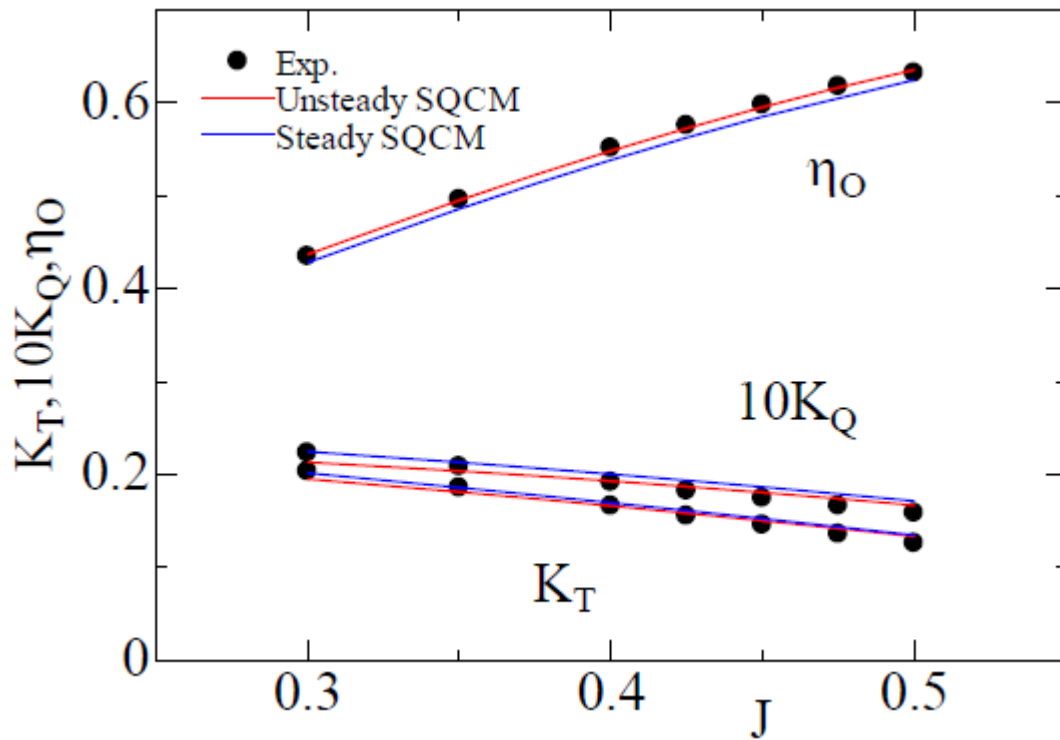


Fig. 3.7 Characteristics of propellers

Table 3.1 Thrust, torque and DHP ($J=0.4$)

	Thrust(N)	Torque(N · m)	DHP (W)	η_o
Exp.	64.605	1.839	115.536	0.551
Unsteady SQCM	64.961	1.885	118.435	0.548
Steady SQCM	66.141	1.954	122.795	0.539

フィン後方の旋回流中および減速一様中を自航状態と考え、推力一致法を用いて求めた実験値および計算値の自航要素を Table 3.2, Table 3.3 に示す。旋回流中と減速一様流中の有効伴流率 w_e を比較すると、旋回流の方が大きい。これにより旋回流の影響により見かけ上のプロペラに流入する流速が減少していることがわかる。計算値は実験値と同様な傾向を示している。

Fig. 3.8 に、一様流速 $V=1.0\text{m/s}$ 、回転数 $n=10\text{rps}$ の条件の伝達馬力 DHP° を基準としたときの各条件の伝達馬力の減少率を示している。計測値、推定値におけるそれぞれの値を示している。SQCM による非定常プロペラ性能計算法、および定常プロペラ性能計算法ともに旋回流の方が減速一様流中よりもより低いプロペラ回転数で目標推力を満たし伝達馬力が大きく減少していることがわかる。これは実験の結果と同様であり、非定常プロペラ性能計算法、定常プロペラ性能計算法ともに旋回流の影響を考慮した計算が可能であるといえる。

しかし、減速一様流中の伝達馬力減少率は計測値と推定値で差が小さいのに比べ、旋回流中での計測値と推定値は差が大きい。これは、実験ではプロペラ前方にフィンがあり干渉している状態の計測を行ったのに対し、計算では一様流中で計測したフィン後方の流場データを与えただけで干渉を考慮していないためであると考えられる。プロペラの吸込みにより、フィンへの流入速度が変化することで旋回流が変化していることが考えられる。

Table 3.2 Self-propulsion factors (Pre-swirl inflow)

	Exp.	Unsteady SQCM	Steady SQCM
n (rps)	9.34	9.48	9.53
T^{Target} (N)	64.605	64.962	66.141
Q (N·m)	1.804	1.855	1.930
K_T	0.190	0.185	0.186
J	0.335	0.337	0.348
$10K_Q$	0.208	0.206	0.214
Q° (N·m)	1.770	1.812	1.893
V_A (m/s)	0.782	0.798	0.829
w_e	0.218	0.202	0.171
η_O	0.486	0.480	0.484
η_R	0.981	0.977	0.981
DHP (W)	105.853	110.466	115.557
DHP° (W)	115.536	118.435	122.795
DHP/DHP°	0.916	0.933	0.941
K_T/J^2	1.695	1.633	1.538

Table 3.3 Self-propulsion factors (Decelerated uniform inflow)

	Exp.	Unsteady SQCM	Steady SQCM
n (rps)	9.88	9.90	9.90
T^{Target} (N)	64.605	64.961	66.141
Q (N·m)	1.833	1.872	1.942
K_T	0.170	0.170	0.173
J	0.389	0.389	0.390
$10K_Q$	0.192	0.195	0.203
Q° (N·m)	1.827	1.872	1.942
V_A (m/s)	0.961	0.964	0.966
w_e	0.039	0.036	0.034
η_O	0.547	0.538	0.529
η_R	0.996	1.000	1.000
DHP (W)	113.849	116.477	120.750
DHP° (W)	115.536	118.435	122.795
DHP/DHP°	0.985	0.983	0.983
K_T/J^2	1.122	1.119	1.134

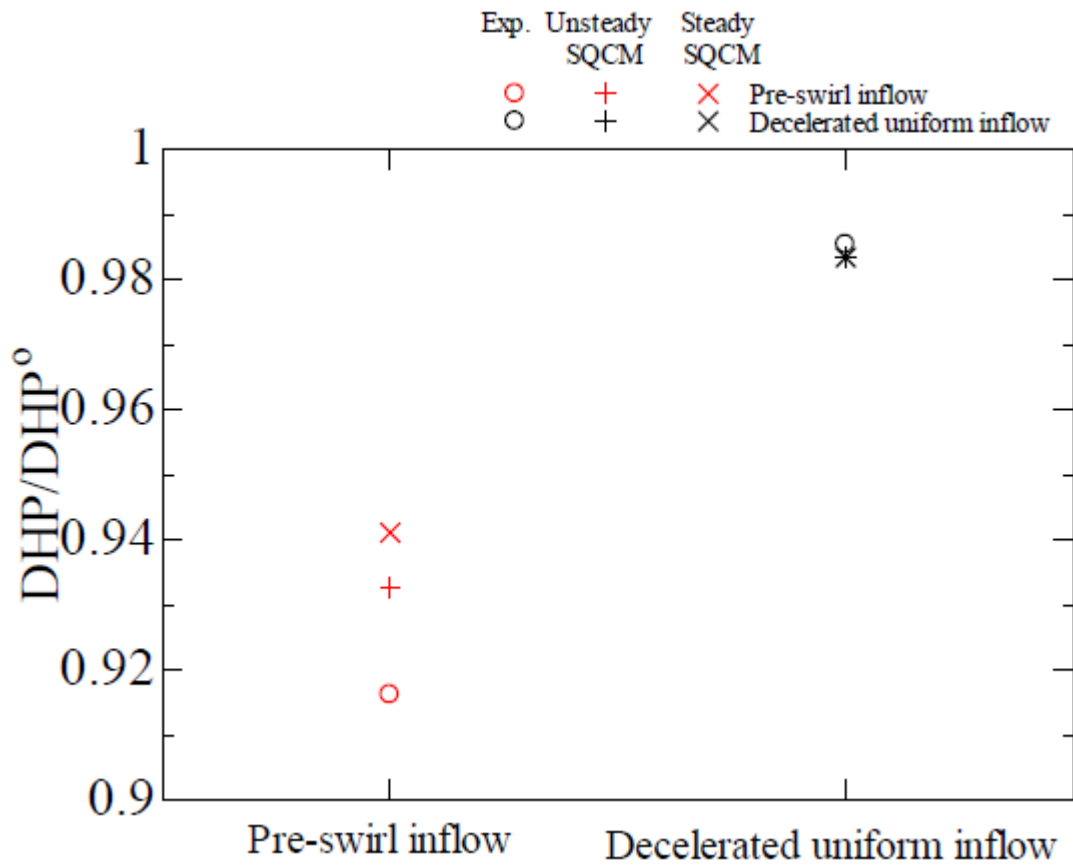


Fig. 3.8 Comparison of DHP

3.5 結言

本章では簡便なパネル法 SQCM による非定常プロペラ性能計算法を用いて、前章で計測されたフィン後方の流場データをもとに「旋回流中のプロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」の開発および、SQCM による定常プロペラ性能計算法を用いてフィン後方の流場を周方向に単純平均した流れの中で「旋回流中のプロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」の開発を行った。

伝達馬力推定法によって旋回流中および減速一様流中において所定の推力を発生させるときの伝達馬力を推定し、「旋回流中のプロペラ性能試験」との比較を行った。その結果、以下のことを確認した。

- 1) 非定常プロペラ性能計算法を用いた「伝達馬力推定法」において、旋回流中では減速一様流中に比べ所定の推力を発生させるときの伝達馬力が大きく減少しており、計算結果と実験結果は傾向は一致している。本計算法で旋回流中のプロペラ性能推定が可能である。
- 2) 定常プロペラ性能計算法を用いた「伝達馬力推定法」において、旋回流中では減速一様流中に比べ所定の推力を発生させるときの伝達馬力が大きく減少している。非定常プロペラ性能計算法を用いた「伝達馬力推定法」による計算結果と差があるが、計算結果と実験結果は傾向は一致している。本研究で対象したフィンのように周方向にほぼ均一な流れの場合、流場を周方向に単純平均し定常プロペラ性能計算を用いても旋回流の影響を考慮することが可能である。

以上のように、良好な結果が得られたため、次章以降では本計算法を旋回流中のプロペラ性能評価に用いる。

第4章 実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化への応答曲面法の適用

4.1 緒言

プロペラ設計法は、過去に行われた体系的な水槽試験データをもとに作成されたプロペラ設計チャートを用いた設計法が一般的である。しかしながら、近年では最適化手法を用いたプロペラ設計手法に関する研究も行われている。川北と星野[9]は SUMT (Sequential Unconstrained Minimization Technique) を用いてプロペラ翼断面形状の最適化を行った。竹腰ら[10]は SQP (Sequential Quadratic Programming) 法を用いて複雑な制限下でプロペラ効率を最大化した。Karim と池畑[11]や Jung ら[12] は、遺伝的アルゴリズム (GA : Genetic Algorithm) を用いた最適化手法を発表している。九州大学でも実数値遺伝的アルゴリズムを用いた翼形状最適化手法が開発されている[13][14]。しかしながら、この手法は、最適化の過程でプロペラ性能計算を幾度となく行うため、必ずしも短時間で最適化が完了するわけではない。

本章では、応答曲面法 (Response Surface Methodology: RSM) を用いることで、最適化の効率化を行う。応答曲面法は、1951年に Box と Wilson[20]により提唱され、田口による田口メソッド[21]や、Myers と Montgomery らによる様々な手法の実験計画法[22]の研究とともに現在の応答曲面法に発展してきた。製品プロセスの最適化やばらつきの減少など、品質工学の分野において実用化されている。設計変数と目的関数の関係を複数の点での解析や実験結果を用いて応答曲面と呼ばれる近似関数に表す方法である。一般的には、解析や実験点のパラメータ設定に実験計画法が用いられ、関数の近似に最小二乗法が用いられる。

本章では、プロペラ最適化の条件を設定した後、プロペラの設計変数と目的関数や制約条件などの関数を応答曲面に近似する。そして、最適化計算の過程

で応答曲面という簡素化された関数を用いることによって、最適化計算に要する時間を抑えることができる最適化手法を開発する。また、最適化の過程でプロペラ性能計算を行う最適化手法（以下、従来法と称す）と比較し、最適化に要する時間、最適化されたプロペラ性能を比較し、本手法の概要と有用性を示す。

4.2 最適化問題と最適化問題の設定

最適化問題とは、ある条件のもとで、ある改善したい項目が最適な値となる時の変数を見出す問題である。ある改善したい項目を関数で表現したものを目的関数、満足させるべき条件を数式で表現したものを制約条件、これらの関数や数式で用いられる変数を設計変数、最適値を与える設計変数の組み合わせを最適解とそれぞれ呼ぶ。

4.2.1 実数値遺伝的アルゴリズム

遺伝的アルゴリズム（GA : Genetic Algorithm）は、生物の進化の過程を模した確率論的な最適化手法の一種である。GA では、ある世代（generation）を形成する個体（individual）の集合である集団（population）の中で、最適化問題の目的関数に対し、高い適合度を持つ個体が高い確率で生き残るような選択（selection）を行う。次世代の集団は、交叉（crossover）と突然変異（mutation）により生成される。世代交代を繰り返すにつれ、目的関数に対してより高い適合度を持つ個体が増加し、最適解が得られる。

GA において、個体とは最適化問題の解のひとつである。一般的な GA において、個体はひとつの設計変数あたり適当な個数（ビット数）の 0 または 1 という整数値の列で表される。この 0 または 1 の列（ビットストリング）は、10 進数への変換を経て実数である設計変数に写像される。各個体の染色体（chromosome）は設計変数の数だけビットストリングを並べることにより表現される。ビットストリングにより表現される空間を遺伝子型（genotype）空間、実数値により表現される空間を表現型（phenotype）空間といい、表現型から遺伝子型への写像をコーディング（coding）、逆に遺伝子型から表現型への逆写像をデコーディング（decoding）という。ビットストリングによるコーディン

グが行われた GA はビットストリング GA という。

ビットストリング GA は様々な問題へ適用されているが、遺伝子を 0 と 1 のみで表現するため、染色体が似通った個体であっても、必ずしも実際の形状が似ているとは限らない。一方、染色体をビットストリングではなく、実数値により表現するものを実数値 GA といい、設計変数が連続な値をとる最適化問題においては、ビットストリング GA より確実に最適解を得ることができるとされている[23]。本研究においては、交叉法として UNDX, 世代交代モデルとして MGG モデルを用いた実数値 GA を採用する。UNDX および MGG モデルについては後述する。

4.2.2 交叉法

GA では、次世代の個体を生成するための交叉法が必要となる。本最適化手法では、交叉法として単峰性正規分布交叉 (UNDX : Unimodal Normal Distribution CROSSover) を用いた。UNDX[24][25]は、小野らによって提案され、レンズの光学的性能最適化問題に用いられ、その有用性が確認されている。

UNDX では、Fig. 4.1 に示すように、2 個の親個体を表す実数ベクトル \vec{P}_1, \vec{P}_2 および 3 番目の親個体の実数ベクトル \vec{P}_3 の位置関係によって決まる正規乱数を用いて、2 個の子個体の実数ベクトル \vec{C}_1, \vec{C}_2 を生成する。ここで各個体は n_D 個の設計変数を成分とする n_D 次元の実数ベクトルにより表される。なお、Fig. 4.1 は例として設計変数が 2 個の場合を示している。

子個体は基本的に、2 個の親個体 \vec{P}_1, \vec{P}_2 を結ぶ線分の周辺に、正規分布に従って生成される。3 番目の親個体 \vec{P}_3 は、正規分布の標準偏差を決めるために補助的に用いられる。正規分布の標準偏差は、その主軸成分すなわち 2 個の親個体 \vec{P}_1, \vec{P}_2 を結ぶ方向の成分 σ_1 は両親間の距離 d_1 に比例させ、それ以外の軸の成分 σ_2 は、3 番目の親個体 \vec{P}_3 と両親を結ぶ直線との距離 d_2 に比例させる。これにより、両親が表現型空間において離れて存在している場合には、子個体は広い範囲に生成され、両親が近くに存在している場合には、両親に近い狭い範囲に生成される。ここで、主軸以外の標準偏差を $\sqrt{n_D}$ で割ることにより、設計変数の数が増加しても主軸から大きく外れることなく子個体が生成されるよう配慮されている。このとき、生成される子個体のベクトルは(4.1)式で表される。

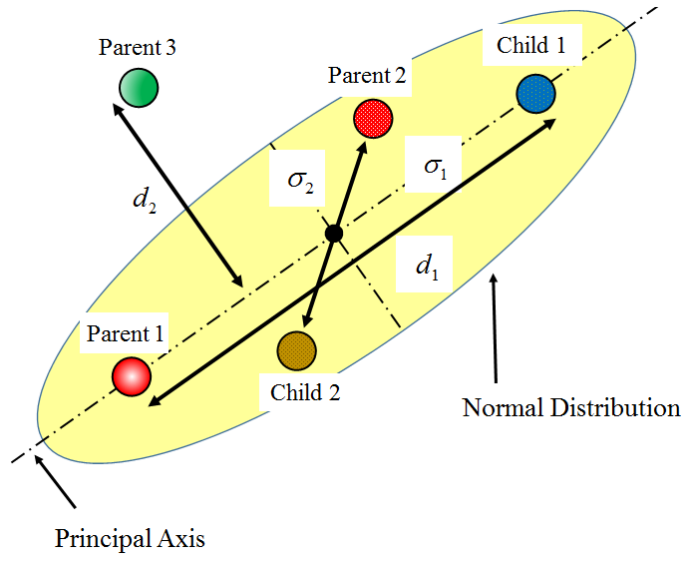


Fig. 4.1 Concept of UNDX (Two-dimensional case)

$$\begin{aligned}\vec{C}_1 &= (\vec{P}_1 + \vec{P}_2)/2 + z_1 \vec{e}_1 + \sum_{k=2}^{n_D} z_k \vec{e}_k \\ \vec{C}_2 &= (\vec{P}_1 + \vec{P}_2)/2 - z_1 \vec{e}_1 - \sum_{k=2}^{n_D} z_k \vec{e}_k\end{aligned}\quad (4.1)$$

ただし、

$$\begin{aligned}z_1 &\sim N(0, \sigma_1^2) \\ z_k &\sim N(0, \sigma_2^2) \quad (k = 2, \dots, n_D) \\ \vec{e}_1 &= (\vec{P}_1 - \vec{P}_2) / |\vec{P}_1 - \vec{P}_2| \\ \vec{e}_i &\perp \vec{e}_j \quad (i, j = 1, 2, \dots, n_D) \quad (i \neq j) \\ \sigma_1 &= \alpha d_1 \\ \sigma_2 &= \beta d_2 / \sqrt{n_D}\end{aligned}$$

ここで、

\vec{C}_1, \vec{C}_2 : 子個体のベクトル
 $\vec{P}_1, \vec{P}_2, \vec{P}_3$: 親個体のベクトル
 d_1 : \vec{P}_1 および \vec{P}_2 の距離

d_2 : \bar{P}_3 と線分 $\overline{P_1P_2}$ との距離

n_D : 設計変数の個数

$z_1 \sim N(0, \sigma_1^2)$: (4.1)式右辺第 2 項に用いる正規乱数、平均 0

$z_k \sim N(0, \sigma_2^2)$: (4.1)式右辺第 3 項に用いる正規乱数、平均 0

\vec{e}_1, \vec{e}_i : 単位ベクトル

σ_1, σ_2 : 標準偏差

α, β : 標準偏差を決定するパラメータ ($\alpha = 0.5, \beta = 0.35$)

である。

4.2.3 世代交代モデル

GA による最適化では、世代交代モデルが必要である。世代交代モデルとは、集団の中から子個体を生成するための親個体の選択（複製選択：selection for reproduction）および生成された子個体のうち、次世代に生き残る個体の選択（生存選択：selection for survival）を決めるものである。

本研究では、佐藤ら[26]により提案された MGG (Minimal Generation Gap) モデルを世代交代モデルとして用いる。MGG モデルは、複製選択の際にランダムに親個体を選択すること、生存選択の際にルーレット選択により最適解ではない 1 個体を選択することから、集団の多様性保持に優れているといわれる。また、生存選択においてある程度良好な個体が次世代へ残されるようになっており、集団の分布が徐々に最適解がある方向へ移動するよう促しており、効率的に最適解が求められるという性質がある。MGG モデルの詳細は、4.2.7 項最適化の手順において示す。

4.2.4 設計変数

プロペラの幾何形状は、以下で表現される。

- ・ 直径
- ・ 翼数
- ・ コード長
- ・ スキュー
- ・ レーキ

- ・ ピッチ分布
- ・ 半径方向の最大翼厚分布
- ・ 最大キャンバー分布（翼断面形状）

通常、直径や翼数は主機の馬力と回転数、振動面を考慮して決定される。また、コード長、スキュー、レーキおよび最大翼厚分布は強度面やキャビテーション性能を考慮して決定されるのが一般的である。そのため、プロペラの性能は、ピッチ分布および翼断面形状によりほぼ決まるといってよい。

本最適化手法においては、翼形状最適化にあたり、プロペラ性能への影響が大きい半径方向のピッチ分布、最大キャンバー分布およびコード方向の最大キャンバー位置の分布を設計変数とする。それ以外の幾何形状データ、すなわちコード長、スキュー、レーキおよび最大翼厚分布などは別途設定する必要がある、設計変数以外の幾何形状データは原型のものを使用する。

翼形状最適化にあたっては、基本となる翼型が必要である。ここでは、プロペラの基本翼型として、コード方向の翼厚分布が NACA66、キャンバー分布が NACA a=0.8 の翼断面形状をすべての半径方向位置で用いる。Fig. 4.2 にこれらのコード方向の分布を示す。これらは無次元化された値であるため、実際の値は各断面の最大翼厚および最大キャンバーを乗じたものとなる。

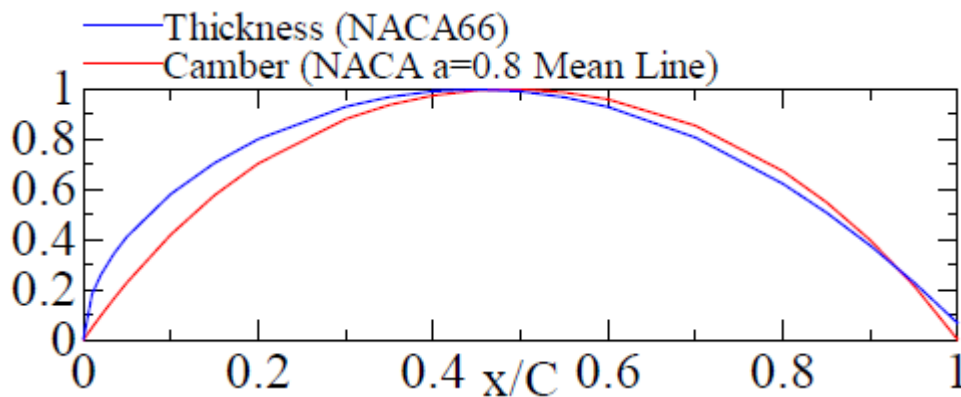


Fig. 4.2 Blade thickness and camber distribution of basic blade section

翼形状最適化の設計変数は半径方向のピッチ分布、最大キャンバー分布および最大キャンバー位置とする。Fig. 4.3 に示すとおり、それぞれ半径方向の3点により定義される。このとき、実数値 GA における個体を表す実数ベクトル

\vec{X} は、これら 6 個の設計変数を成分とし $\vec{X}(P_1, P_2, P_3, C_{\max 1}, C_{\max 2}, C_{\max 3})$ と表される。

これらの設計変数は、初期集団生成の際はランダムに、その後は実数値 GA の交叉法 UNDX により生成される。

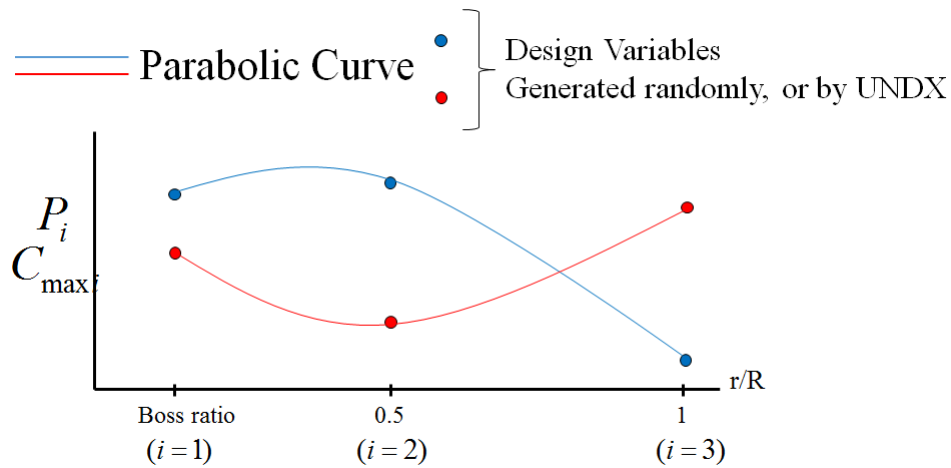


Fig. 4.3 Design variables

4.2.5 目的関数

本最適化問題における目的関数は、所定の推力を発生させつつプロペラ効率を最大化するために、プロペラ効率を直接目的関数にするのではなく、目標とする推力 T^{Target} との差に応じたペナルティ関数 P をプロペラ効率に掛け合わせて目的関数 F とする。目的関数 F およびペナルティ関数 P を以下のように表現する。

$$F = P \times \eta_o \quad (4.2)$$

ただし、

$$P = \exp\left(-\left|T - T^{\text{Target}}\right| / T^{\text{Target}}\right)$$

本研究においては、目的関数 F の最大化問題を解く。

本手法では、最適化の過程で生成されるプロペラの目的関数は次節に示す応

答曲面法による推定値により評価する。従来法では、第3章で示した SQCM による定常プロペラ性能計算法により評価する。

4.2.6 制約条件

本最適化ではフェイスキャビテーションを抑制するために翼端を除くすべてのフェイス面の翼前縁から1番目と2番目のパネルにおいて負圧にならないものとした。

4.2.7 最適化の手順

世代交代モデルである MGG モデルの概要を Fig. 4.4 に示す。

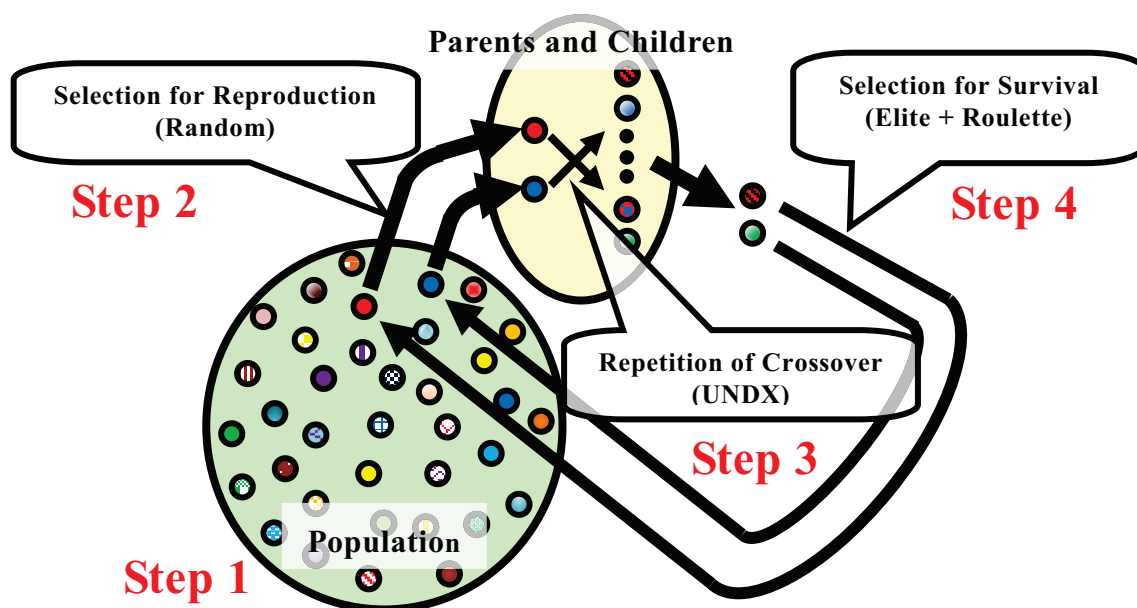


Fig. 4.4 MGG model

MGG モデルに従い、実際に行われる翼形状最適化の手順は次の4ステップで表される。

[ステップ1] 初期集団の生成

設計変数をランダムに生成することにより、翼の半径方向のピッチ分布、最大キャンバー分布を生成し、プロペラの幾何形状データを作成する。このとき、プ

ロペラ翼の半径方向のコード長、スキュー、レーキおよび最大翼厚分布は原型のものを使用する。

本手法では次節で述べる応答曲面法よりプロペラ性能を推定および制約条件の確認を行う。従来法では第3章で述べた SQCM による定常プロペラ性能計算法により、プロペラ性能計算および制約条件の確認を行う。また、制約条件を満足していれば、この個体は初期集団に加えられる。制約条件を満たす個体（改良プロペラ）の数が N_p 個になるまで上記の手順を繰り返す。

[ステップ 2] 複製選択

交叉（子の生成）のため、一对の親（両親）を集団からランダムに選ぶ。

[ステップ 3] 交叉

ステップ 2 で選ばれた両親から、UNDX により 2 個の子個体を生成する。それらについて、本手法では次節で述べる応答曲面法よりプロペラ性能を推定および制約条件の確認を行う。従来法では第3章で述べた SQCM による定常プロペラ性能計算法により、プロペラ性能計算および制約条件の確認を行う。制約条件を満足している場合、そのプロペラは次のステップでの評価対象として選定される。制約条件を満たす子個体の数が $2 \times N_c$ 個になるまで上記の手順を繰り返す。

[ステップ 4] 生存選択

ステップ 2 で選ばれた両親およびステップ 3 で生成された $2 \times N_c$ 個の子個体の中から 2 個の個体を選ぶ。目的関数が最大である個体と、それを除く $2 \times N_c + 1$ 個の個体の中からルーレット選択により選ばれたものである。これら 2 個の個体を、ステップ 2 で選ばれた両親と置き換える。ステップ 2 から 4 を繰り返し、目的関数が収束するまで計算を行う。

4.3 応答曲面法の適用

プロペラの半径方向のピッチ分布および最大キャンバー分布を設計変数で表し、それをもとにプロペラの幾何形状を表現するため、それぞれの相互作用を十分に考慮する必要がある。また、応答曲面に近似度の偏りが生じると、誤った最適解に陥るため、近似度の偏りを防止する必要がある。このように最適化手法に応答曲面法を用いる場合、最適解の精度は応答曲面の近似精度に依存する。そのためプロペラ性能を精度良く推定するための新たな応答曲面法を開発する。

4.3.1 応答曲面法の概要

応答曲面法とは、 n 個の設計変数 x_i ($i=1,2,\dots,n$) の変化による応答（目的関数） f を応答曲面（近似多項式） y で表現する方法である。

$$y = f(x_1, x_2, \dots, x_n) + \varepsilon \quad (4.3)$$

ただし、 ε は近似誤差である。

本研究では設計変数間の相互作用の十分な考慮と近似度の偏りを防止するため、設計変数のすべての水準組み合わせをもれなく取り扱う全因子計画（Full Factorial Design）を用いる。

近似多項式には次式に示す直交多項式的一种であるチェビシェフ多項式を用いる。0~5 次のチェビシェフ多項式を Fig. 4.5 に示す。

$$T_\mu(z) = \cos(\mu \cos^{-1} z) \quad (4.4)$$

ここで、 μ は次数、変数 z の区間は $[-1, 1]$ である。

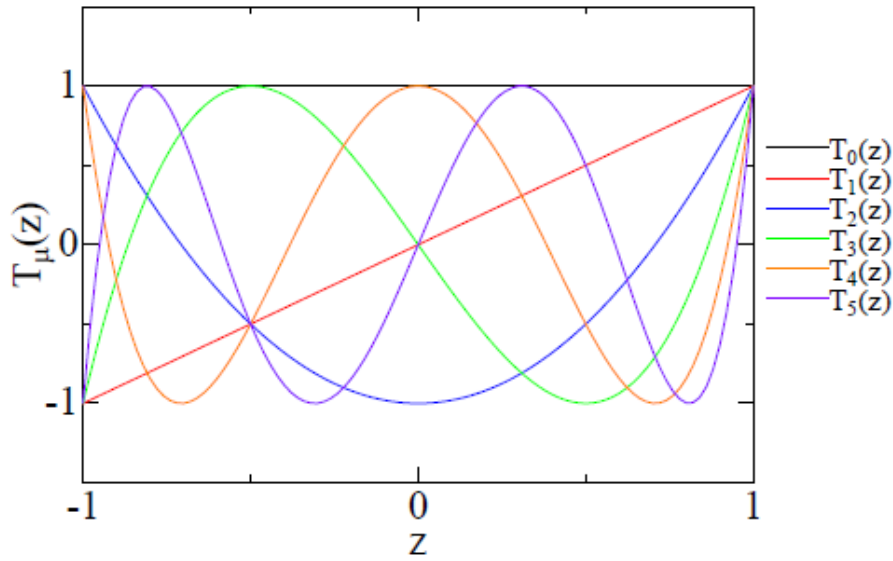


Fig. 4.5 Chebyshev polynomials

n 個の設計変数 x_i ($i=1,2,\dots,n$) の次数をそれぞれ m_i ($i=1,2,\dots,n$) 次、 $a_{\mu_1,\dots,\mu_i,\dots,\mu_n}$ を未知の係数としたときの近似多項式は次式で表される。

$$y(z_1, \dots, z_i, \dots, z_n) = \sum_{\mu_1=0}^{m_1} \dots \sum_{\mu_i=0}^{m_i} \dots \sum_{\mu_n=0}^{m_n} a_{\mu_1,\dots,\mu_i,\dots,\mu_n} T_{\mu_1,\dots,\mu_i,\dots,\mu_n}(z_1, \dots, z_i, \dots, z_n) \quad (4.5)$$

ただし、

$$T_{\mu_1,\dots,\mu_i,\dots,\mu_n}(z_1, \dots, z_i, \dots, z_n) = T_{\mu_1}(z_1) \dots T_{\mu_i}(z_i) \dots T_{\mu_n}(z_n) \quad (4.6)$$

ここで、区間 $[\alpha_i, \beta_i]$ で定義される各設計変数 x_i は、次式により区間 $[-1, 1]$ で定義される変数 z_i に変換されている。

$$z_i = \frac{2x_i - (\beta_i + \alpha_i)}{\beta_i - \alpha_i} \quad (4.7)$$

次に、各設計変数 x_i ($i=1,2,\dots,n$) をそれぞれ区間内で $m_i + 1$ ($i=1,2,\dots,n$) 通り変化させ、次式で表されるような最小二乗基準を適用する。ただし、 $j=0, 1, \dots, m_i$ である。

$$J = \sum_{j_1=0}^{m_1} \cdots \sum_{j_i=0}^{m_i} \cdots \sum_{j_n=0}^{m_n} \{y(z_{j_1}, \dots, z_{j_i}, \dots, z_{j_n}) - f(x_{j_1}, \dots, x_{j_i}, \dots, x_{j_n})\}^2 \quad (4.8)$$

ここで J が最小となる係数 $a_{\mu_1 \cdots \mu_i \cdots \mu_n}$ を決めるための条件式は、停留原理

$$\frac{\partial J}{\partial a_{\mu_1 \cdots \mu_i \cdots \mu_n}} \equiv 0 \quad (4.9)$$

により得ることができ、次式となる。

$$\sum_{j_1=0}^{m_1} \cdots \sum_{j_i=0}^{m_i} \cdots \sum_{j_n=0}^{m_n} \{y(z_{j_1}, \dots, z_{j_i}, \dots, z_{j_n}) - f(x_{j_1}, \dots, x_{j_i}, \dots, x_{j_n})\} \times T_{\mu_1 \cdots \mu_i \cdots \mu_n}(z_{j_1}, \dots, z_{j_i}, \dots, z_{j_n}) = 0 \quad (4.10)$$

これを以下のように行列-ベクトル記法で示す。

$$A\vec{a} = \vec{b}$$

$$A = \begin{bmatrix} \sum T_{00 \cdots 0}^2 & \sum T_{00 \cdots 0} T_{00 \cdots 1} & \cdots & \sum T_{00 \cdots 0} T_{m_1 m_2 \cdots m_n} \\ \sum T_{00 \cdots 1} T_{00 \cdots 0} & \sum T_{00 \cdots 1}^2 & \cdots & \sum T_{00 \cdots 1} T_{m_1 m_2 \cdots m_n} \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ \sum T_{m_1 m_2 \cdots m_n} T_{00 \cdots 0} & \sum T_{m_1 m_2 \cdots m_n} T_{00 \cdots 1} & \cdots & \sum T_{m_1 m_2 \cdots m_n}^2 \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

$$\vec{a} = \begin{bmatrix} a_{00 \cdots 0} \\ a_{00 \cdots 1} \\ \vdots \\ a_{m_1 m_2 \cdots m_n} \end{bmatrix}, \quad \vec{b} = \begin{bmatrix} \sum f \times T_{00 \cdots 0} \\ \sum f \times T_{00 \cdots 1} \\ \vdots \\ \sum f \times T_{m_1 m_2 \cdots m_n} \end{bmatrix}$$

ここで、係数行列 A および定数ベクトル \vec{b} に用いられている記号は以下のように略している。

$$\sum : \sum_{j_1=0}^{m_1} \cdots \sum_{j_i=0}^{m_i} \cdots \sum_{j_n=0}^{m_n} \text{ の略}$$

$f : f(x_{j_1}, \dots, x_{j_i}, \dots, x_{j_n})$ の略

$T_{\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_n} : T_{\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_n}(z_{j_1}, \dots, z_{j_i}, \dots, z_{j_n})$ の略

この連立一次方程式を解けば係数 $a_{\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_n}$ を求めることができるが、本研究においてはチェビシェフ多項式の選点直交性に着目し、連立一次方程式を解かずに係数を求める。

$T_{m_i+1}(z) = 0$ の $m_i + 1$ 個の根を z_ν ($\nu = 0, 1, \dots, m_i$) とすると、 $i = 1, 2, \dots, n$ において、一つでも $k_i \neq \ell_i$ となる場合に以下のような性質がある。

$$\sum_{\nu_1=0}^{m_1} \dots \sum_{\nu_i=0}^{m_i} \dots \sum_{\nu_n=0}^{m_n} T_{k_1 \dots k_i \dots k_n}(z_{\nu_1}, \dots, z_{\nu_i}, \dots, z_{\nu_n}) \times T_{\ell_1 \dots \ell_i \dots \ell_n}(z_{\nu_1}, \dots, z_{\nu_i}, \dots, z_{\nu_n}) = 0 \quad (4.12)$$

ここで、根 z_ν は次式で表される。

$$z_\nu = \cos \frac{(2\nu + 1)\pi}{2(m_i + 1)} \quad (4.13)$$

(4.11)式に選点直交性を適用すると、係数行列の非対角要素はすべて 0 となり、次式により係数 $a_{\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_n}$ を求めることができる。

$$a_{\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_n} = \frac{\sum_{\nu_1=0}^{m_1} \dots \sum_{\nu_i=0}^{m_i} \dots \sum_{\nu_n=0}^{m_n} f(x_{\nu_1}, \dots, x_{\nu_i}, \dots, x_{\nu_n}) T_{\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_n}(z_{\nu_1}, \dots, z_{\nu_i}, \dots, z_{\nu_n})}{\sum_{\nu_1=0}^{m_1} \dots \sum_{\nu_i=0}^{m_i} \dots \sum_{\nu_n=0}^{m_n} T_{\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_n}^2(z_{\nu_1}, \dots, z_{\nu_i}, \dots, z_{\nu_n})} \quad (4.14)$$

(4.14)式の目的関数 f に含まれる設計変数を、(4.13)式で表されるチェビシェフ多項式の根に対応させると次式のように表される。

$$x_v = \frac{\beta_i - \alpha_i}{2} z_v + \frac{\beta_i + \alpha_i}{2} \quad (4.15)$$

4.3.2 プロペラの応答曲面

4.2.4 節で説明した 6 個すべての設計変数 x_i に対し水準数 3 ($m_i + 1 = 3$)、2 次 ($m_i = 2$) の近似モデルとしたときの推力、トルクおよびパネル表面圧力の応答曲面を作成した。これにはプロペラ性能の計算を $3^6 = 729$ 回行う必要があり、SQCM による定常プロペラ性能計算により求めた。計算対象は単純形状プロペラとした。プロペラの前進係数は $J = 0.4$ であり、設計変数の範囲を Table 4.1 に示す。

設計変数の範囲の設定は、まず単純形状プロペラの半径方向のピッチ分布および最大キャンバー分布が設計変数の範囲内に収まるように設定する。次に最適化を実施し、求められる最適解が設定した範囲に十分収まるように設計変数を変更する。最終的に最適解が設計変数の範囲に収まるように設定する。

Table 4.1 の範囲内でランダムに設計変数を設定した 2 万個のプロペラについて、SQCM による定常プロペラ性能計算の結果と本応答曲面法による推定値の相関関係を調べた。

Fig. 4.6 に推力係数 K_T の相関関係を示している。赤点が図中の直線上にあれば、計算値と推定値が一致していることになる。計算値と推定値の差は約 0.5% 以内に収まっており、良く一致している。

Fig. 4.7 にトルク係数 K_Q の相関関係を示している。赤点が図中の直線上にあれば、計算値と推定値が一致していることになる。計算値と推定値の差は約 0.5% 以内に収まっており、良く一致している。

Fig. 4.8 に制約条件を課す翼端を除くすべてのフェイス面の翼前縁から 1 番目と 2 番目のパネル、計 18 個のパネル表面の圧力係数 C_{pn} の相関関係を示している。赤点が図中の直線上にあれば、計算値と推定値が一致していることになる。計算値と推定値の差は ± 1.5 の範囲に、計算値の圧力係数が正の範囲では計算値と推定値の差は約 ± 0.2 に収まっている。

推力係数 K_T とトルク係数 K_Q は計算値と推定値が非常に良く一致しており、本応答曲面により定常プロペラ性能計算の結果を非常に良く推定できているといえる。また、推力係数 K_T とトルク係数 K_Q より推定精度が劣るが、制約条

件を課すパネルの圧力係数 C_{pn} も推定することができる。

Table 4.1 Ranges of design variables

Pitch ratio at root	0.5~1.2
Pitch ratio at 0.5R	0.5~1.0
Pitch ratio at tip	0.5~1.0
Max. camber ratio at root	-0.02~0.09
Max. camber ratio at 0.5R	0.00~0.06
Max. camber ratio at tip	0.00~0.04

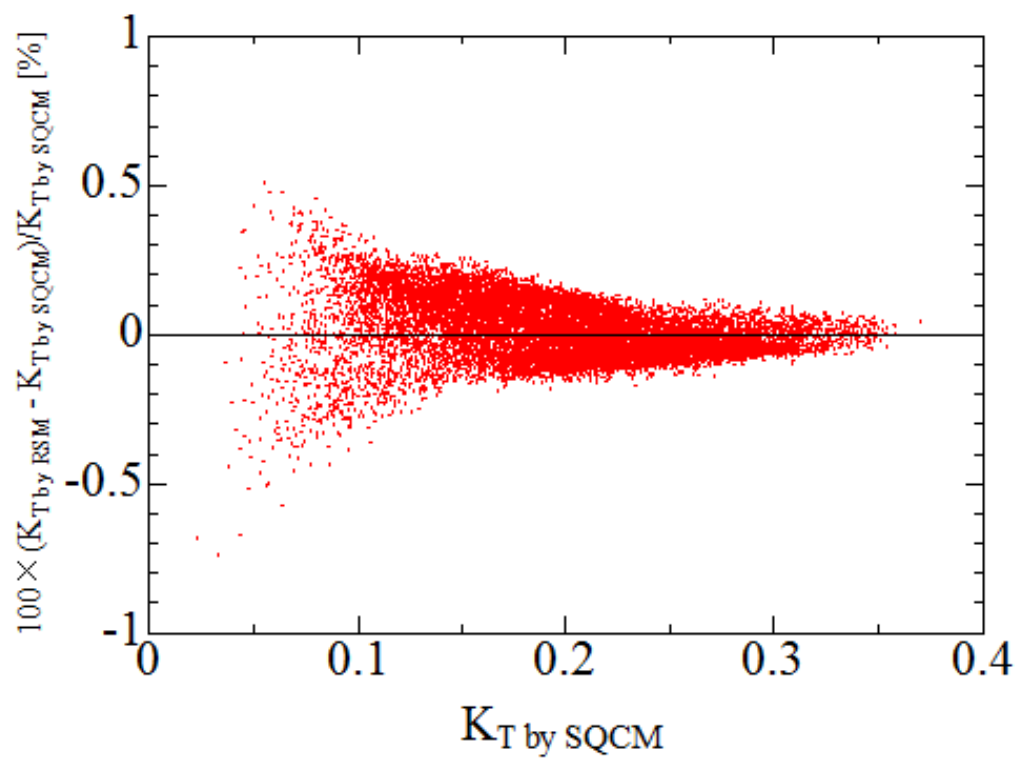
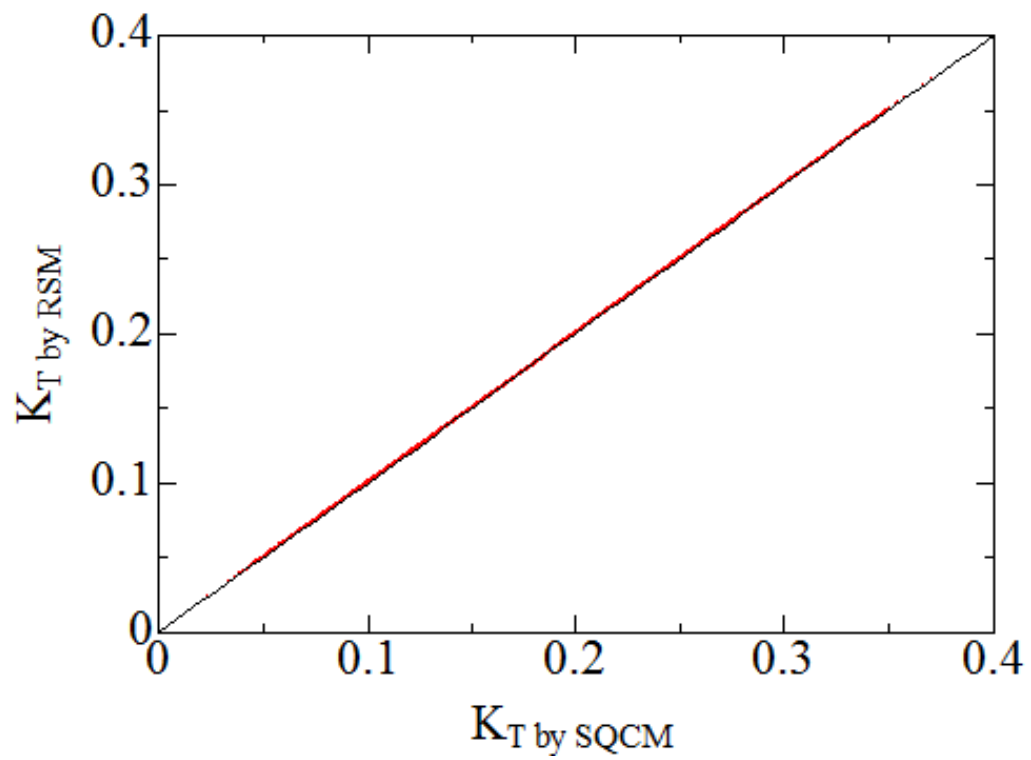


Fig. 4.6 Comparison of K_T

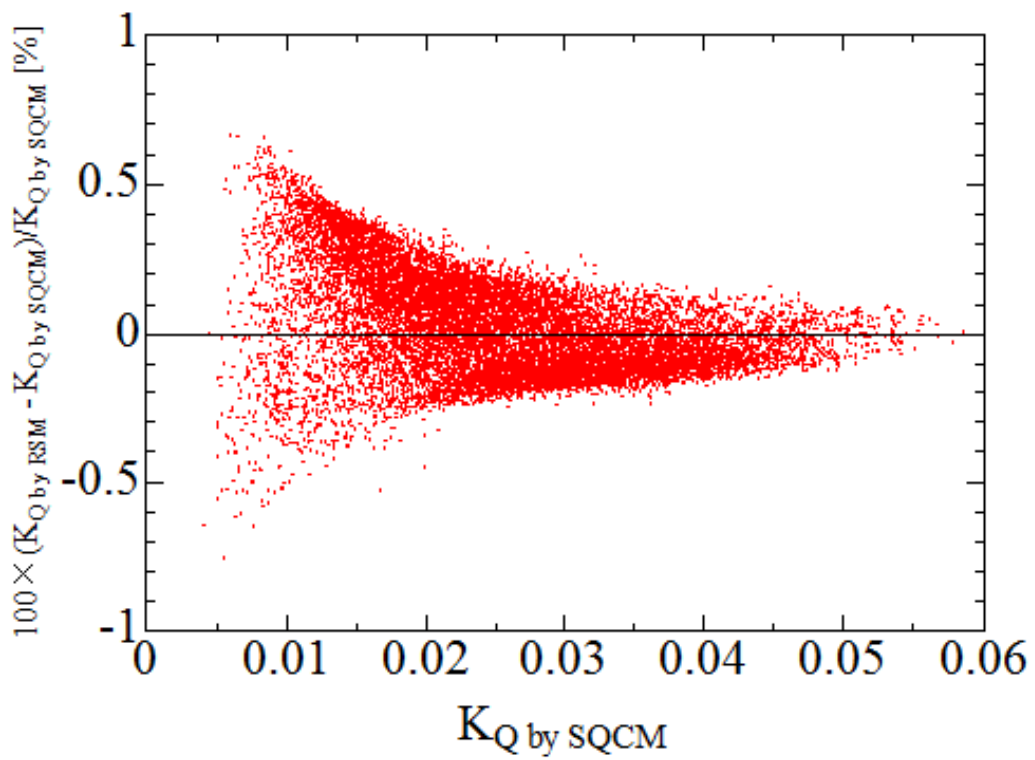
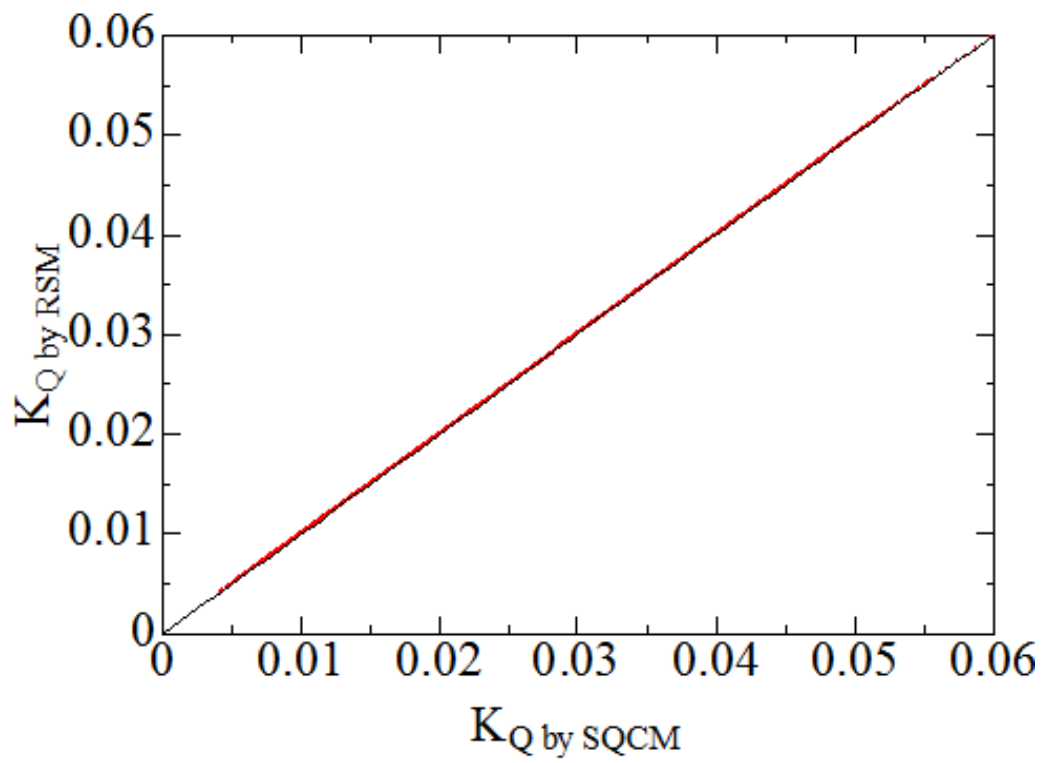


Fig. 4.7 Comparison of K_Q

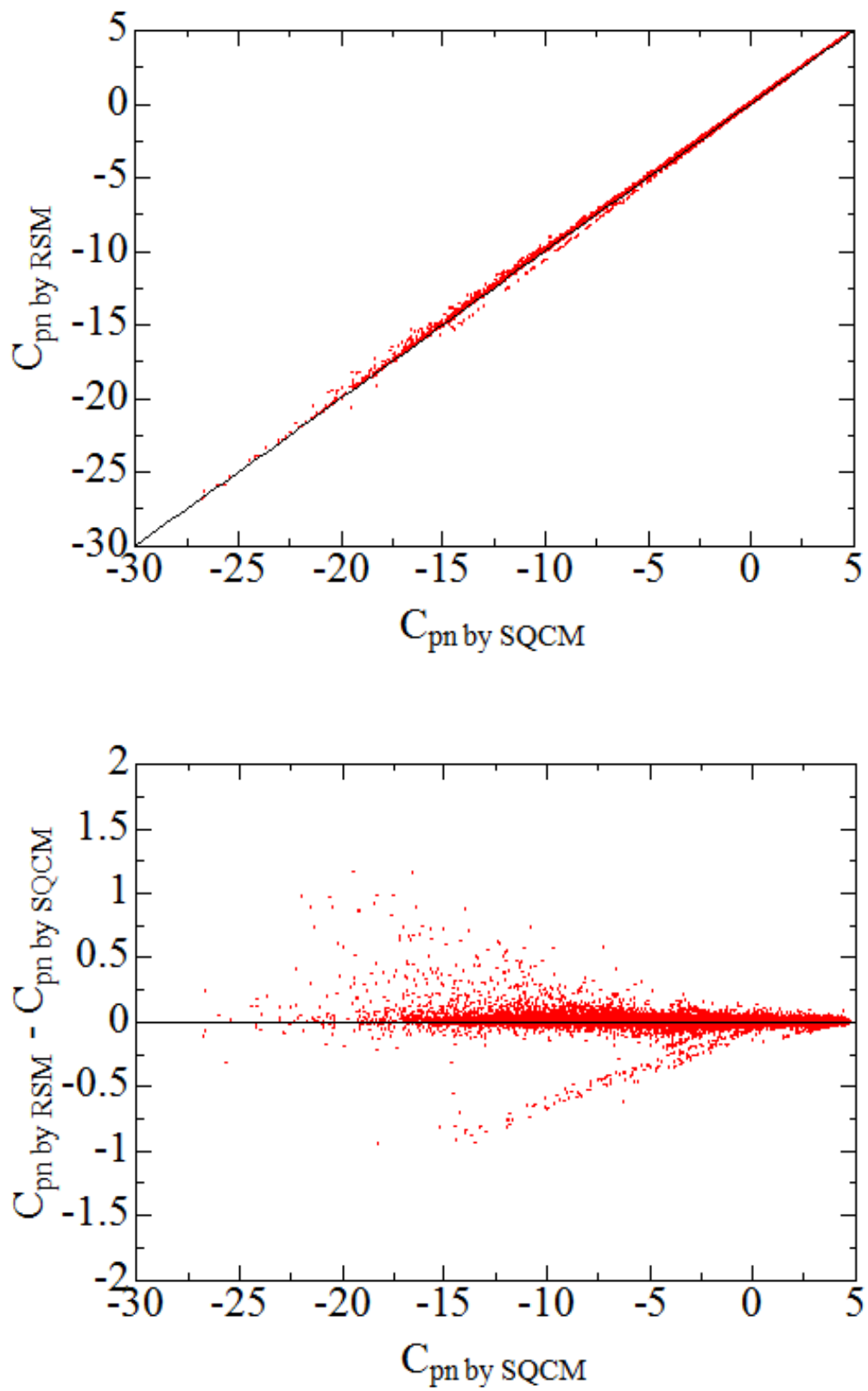


Fig. 4.8 Comparison of C_{pn}

4.4 応答曲面法の効果

本手法および従来法を用いて単純形状プロペラを原型プロペラとし、前進係数 $J=0.4$ の条件における、2 個の改良プロペラを得た。本手法では、SQCM によるプロペラ性能計算を $3^6=729$ 回行い、応答曲面を作成した。その後、制約条件を満たした個体が 20 万個に達するまで最適化計算を行った。従来法でも制約条件を満たした個体が 20 万個に達するまで計算を行った。

本手法と従来法の計算時間と比較する。本手法は応答曲面の作成に 15 分、最適化を開始し制約条件を満たしたプロペラが 20 万個に達するまでに 40 分、計 55 分で計算を終了した。従来法では最適化を開始し制約条件を満たした個体が 20 万個に達するまでに 2.5 日間要した。本手法は従来法のおよそ 100 倍の速度で 1 個の個体を評価していることになる。

原型プロペラ、本手法で最適化された改良プロペラ、従来法で最適化された改良プロペラを比較する。Table 4.2 に SQCM によって求めたプロペラ性能を示す。本手法、従来法とも改良プロペラは原型プロペラよりプロペラ効率が約 2.5% 向上している。

Table 4.2 Comparison of propeller performance ($J=0.4$)

	K_T	K_Q	η_o
ORG.	0.16957	0.020042	0.53863
IMP. by present method	0.16953	0.019546	0.55215
IMP. by previous method	0.16957	0.019550	0.55219

半径方向のピッチ分布の比較を Fig. 4.9、半径方向の最大キャンバー分布の比較を Fig. 4.10 に示す。本手法による改良プロペラと従来法による改良プロペラが同様な形状であることがわかる。

Fig. 4.11, Fig. 4.12 はそれぞれプロペラ設計点 $J=0.4$ におけるプロペラ翼の半径方向の推力分布とトルク分布である。本手法、従来法ともに改良プロペラ翼の推力分布は 0.75R 付近を境にして、トルク分布は 0.8R 付近を境にして、翼端側が増加、翼根側が減少しており、同様な傾向を示している。

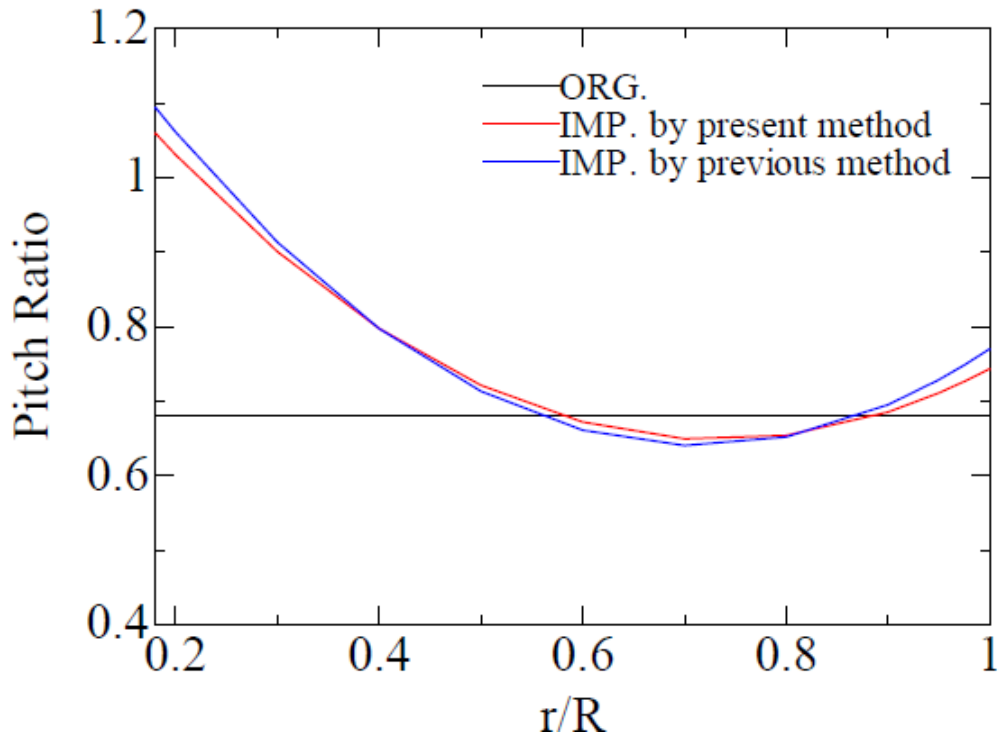


Fig. 4.9 Pitch distribution of propellers

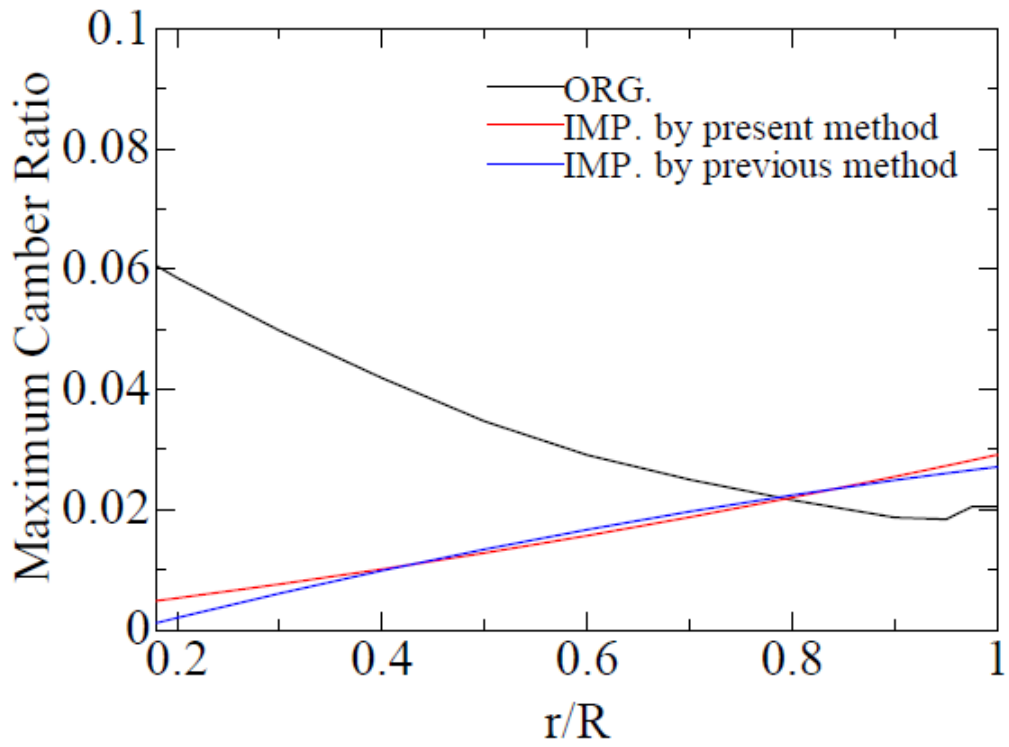


Fig. 4.10 Maximum camber distribution of propellers

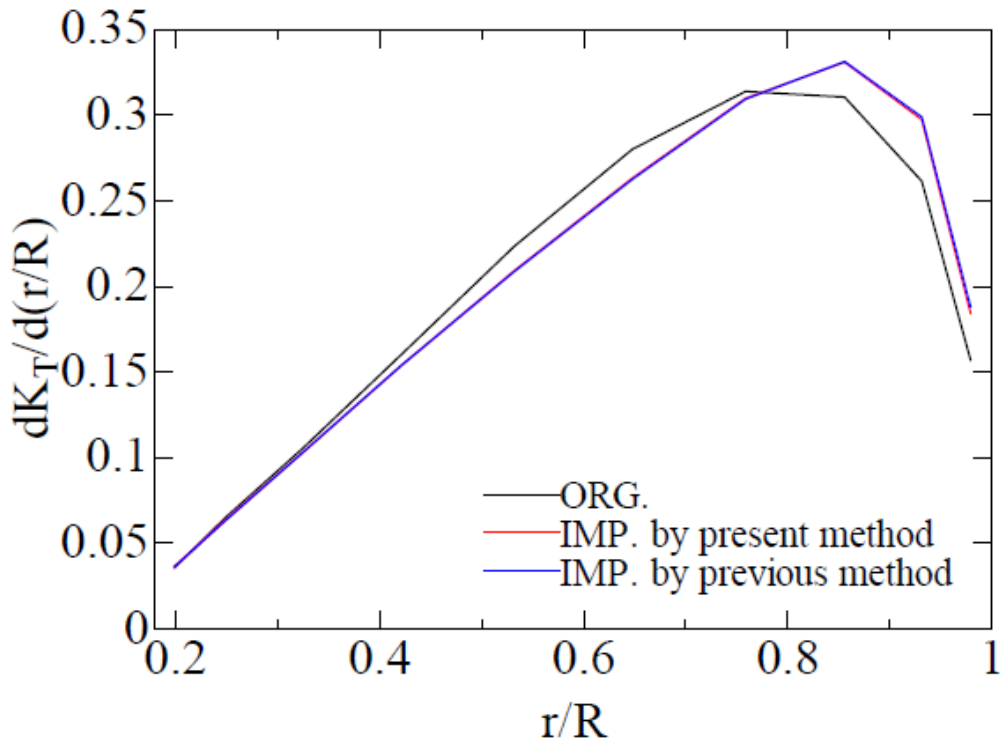


Fig. 4.11 Thrust distribution in radial direction ($J=0.4$)

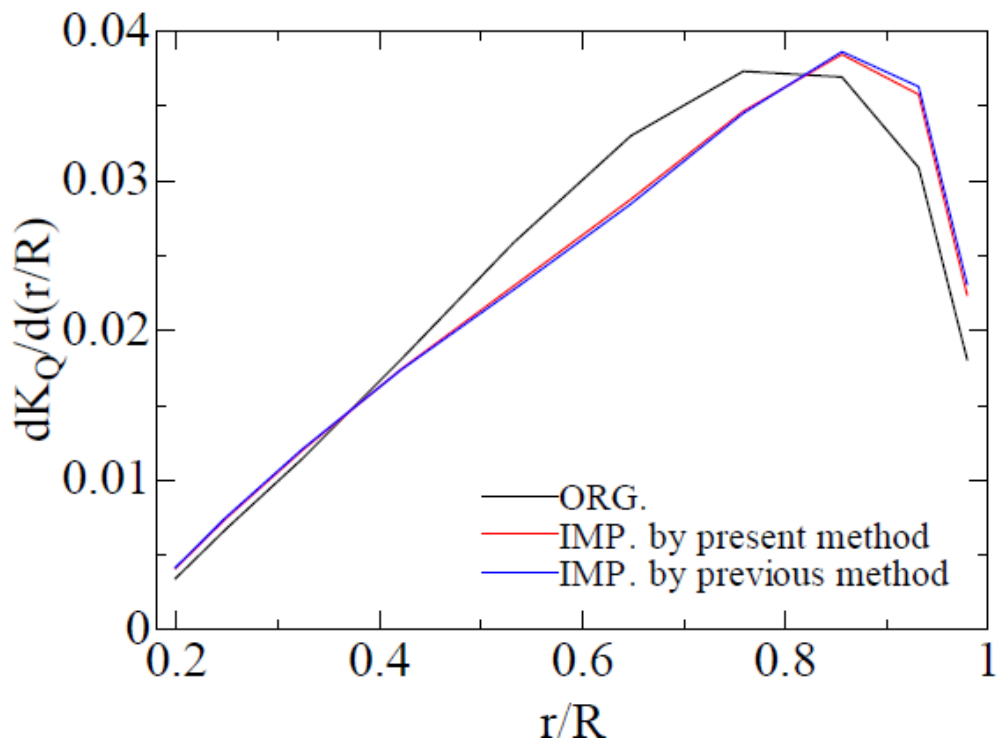


Fig. 4.12 Torque distribution in radial direction ($J=0.4$)

4.5 結言

本章ではプロペラ性能を近似する新たな応答曲面法を開発した。簡便なパネル法 SQCM によるプロペラ性能計算の結果をもとに応答曲面を作成し、最適化の過程で応答曲面による推定値をもとにプロペラ性能を評価する手法を示した。また、最適化の過程で簡便なパネル法 SQCM によるプロペラ性能計算を行う従来の最適化手法と比較を行った。その結果、以下のことを確認した。

- 1) 新たに開発した応答曲面法を用いることで、設計変数の変化によるプロペラ性能を精度の良い応答曲面で表すことが可能である。
- 2) 実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化手法に応答曲面法を適用することで、プロペラ性能を改善した改良プロペラを得ることができる。
- 3) 本手法は最適化の過程で直接プロペラ性能を計算する従来法に比べ格段に計算時間を短縮することができることを確認した。
- 4) 本手法によって最適化された改良プロペラと従来法によって最適化された改良プロペラは同様な形状、同等の性能である。

以上のように良好な結果が得られた。今後、性能計算に時間を要するような最適化問題への適用が期待される。

第5章 プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗増加を考慮したプロペラ翼形状最適化

5.1 緒言

第2章では「旋回流中プロペラ性能試験」によって、プロペラ回転方向とは逆向きの旋回流をプロペラに与えることで、一様流中に比べより少ない回転数で目標となる推力を満たし伝達馬力を減少させることを確認した。

第3章では簡便なパネル法 SQCM による非定常プロペラ性能計算法を用いた「伝達馬力推定法」により第2章で示した「旋回流中プロペラ性能試験」を再現できることを確認した。また、パネル法 SQCM による定常プロペラ性能計算法を用いた「伝達馬力推定法」によってフィンの後流を周方向に平均した流れの中の計算においても旋回流の影響を考慮し、「旋回流中プロペラ性能試験」を再現できることを確認した。

プレスワールフィンの装備により自航時の船体抵抗の増加が報告されている[4]。これによりプレスワールフィンが装備されていない状態に比べより大きな推力が必要となる。また旋回流によってより低回転で必要な推力を発生することになるが、船用エンジンは定格出力で最も効率が良くなるように設計されており、プロペラ回転数の低下は船用エンジンの性能の悪化につながる。

以上のように、プレスワールフィンを船舶に装備する場合には自航時の船体抵抗増加と船用エンジンが駆動されるシステムとして適切なプロペラ回転数を考慮して設計しなければならない。そこで本章では、実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化手法を用いて、船体抵抗が増加した場合のプロペラ翼形状最適化を行う。

5.2 プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗増加の取り扱い

プロペラが作動していない状態の船体抵抗に比べ、船尾でプロペラが作動しているときの船体とプロペラの系の全抵抗は増加する。プロペラの作動によって船体後部の流れが加速し、船尾部表面の圧力が低下するためである。

船体を推進させる推力は曳航時の船体抵抗 R_t° とプロペラの作動による抵抗増加 ΔR の和で表される。

$$T = R_t^\circ + \Delta R = R_t^\circ + tT \quad (5.1)$$

ただし、

$$\Delta R = tT$$

(5.1)式中の t は推力減少率であり、以下のように定義される。

$$t = \frac{T - R_t^\circ}{T} \quad (5.2)$$

プレスワールフィンにより船尾部の表面積が増加することによって推力減少率が増加すると考えられる。

5.3 最適化問題と最適化問題の設定

本研究ではプレスワールフィンが装備されていない状態の推力減少率を $t = 0.2$ とし、プレスワールフィンが増備されている状態での推力減少率の増加率として 10%、15% および 20% の 3 種類の条件を想定してプロペラ翼形状最適化問題を解く。

最適化の対象となるプロペラを単純形状プロペラとし、翼形状を第 4 章で示した最適化手法を用いて改良する。設計変数と評価関数は第 4 章と同じである。なお、最適化の過程においては第 3 章に示した定常プロペラ性能計算法を用いる。

プロペラの設計条件を以下に示す。

まず、第3章に示した SQCM による定常プロペラ性能計算により単純形状プロペラが流速 1.0m/s の一様流中、プロペラ回転数 10rps における推力の値に推力減少率の増加量を考慮した目標推力 T^{Target} を設定する。最適化におけるプロペラ性能評価は、第2章でフィン後方において計測した流場を周方向に単純平均した値を流入速度に与え定常プロペラ性能計算により行う。プロペラ回転数 10rps と、周方向に単純平均したフィン後方の流場中で原型となる単純形状プロペラが設定した目標推力 T^{Target} となるプロペラ回転数 n' においても最適化を行う。

プロペラ回転数 10rps はプレスワールフィンが装備されていない状態で船舶が原型プロペラにより航行するときのプロペラ回転数を意味する。この回転数を条件に設定する最適化は、船用エンジンが駆動されるシステムとして適切なプロペラ回転数において改良プロペラを得るためである。

また、プロペラ回転数 n' はプレスワールフィンが装備された状態で船舶が原型プロペラにより航行するときのプロペラ回転数を意味する。この回転数を条件に設定する最適化は、原型プロペラと設計点を変更せずに改良プロペラを得るためである。

回転数が異なる2種類の最適化条件により得られる2個の改良プロペラを比較する。

以下に最適化を行う条件の設定手順を示す。

5.3.1 最適化条件の設計手順

[手順1] 基準推力 $T^{\text{w/oFin}}$ の設定

一様流速 $V=1.0\text{m/s}$ とプロペラ回転数 $n=10\text{rps}$ 、前進係数 $J=0.4$ でのプロペラ単独性能計算を行い、推力を算出する。このときの推力を基準推力 $T^{\text{w/oFin}}$ とする。また、このときの伝達馬力の値を DHP° として、以下のように伝達馬力減少率 ∇DHP を定義する。

$$\nabla DHP(\%) = (DHP^\circ - DHP) / DHP^\circ \times 100 \quad (5.3)$$

[手順 2] 目標推力 T^{Target} の設定

推力減少率の増加量に対応する推力を設定する。基準推力 $T^{\text{w/o Fin}}$ と目標推力 T^{Target} の関係は以下の式で表される。

$$t = \frac{T^{\text{w/o Fin}} - R_t^\circ}{T^{\text{w/o Fin}}} \quad (5.4)$$

$$t + \Delta t = \frac{T^{\text{Target}} - R_t^\circ}{T^{\text{Target}}} \quad (5.5)$$

ただし、

Δt : 推力減少率の増加量

よって、目標推力 T^{Target} は(5.5)式で示される。

$$T^{\text{Target}} = \frac{1-t}{1-(t+\Delta t)} T^{\text{w/o Fin}} \quad (5.6)$$

[手順 3] 比較対象とする最適化条件の設定

原型となる単純形状プロペラにフィン後方の流場を周方向に平均した値を流入速度として与えプロペラ性能計算を行う。二分法により推力が目標推力 T^{Target} となるまでプロペラ回転数 n を変化させる。推力が目標推力 T^{Target} と一致したときのプロペラ回転数 n' を算出する。このプロペラ回転数を比較の対象とする最適化条件とする。

5.3.2 最適化条件

単純形状プロペラを対象として流速 1.0m/s の一様流中、プロペラ回転数 10rps のプロペラ計算により得られた推力、トルク、伝達馬力およびプロペラ効率を Table 5.1 に示す。この条件の推力の値を基準推力 $T^{w/o Fin}$ とする。

Table 5.1 Thrust, torque and *DHP* (ORG. $V=1.0\text{m/s}$, 10rps)

	$T^{w/o Fin}$ (N)	Torque(N・m)	<i>DHP</i> (W)	η_o
Steady SQCM	66.141	1.954	122.795	0.539

推力減少率が増加する 3 種類の最適化条件について以下に示す。

- (Case 1) フィンにより推力減少率が 10%増加
- (Case 2) フィンにより推力減少率が 15%増加
- (Case 3) フィンにより推力減少率が 20%増加

Table 5.2 にそれぞれの条件における推力減少率 $t + \Delta t$ 、目標推力 T^{Target} および必要な推力の増加率を示す。

Table 5.3 にそれぞれの条件において周方向に単純平均したフィンの後流中で原型プロペラの推力が目標推力 T^{Target} になるプロペラ回転数 n' とそのときの推力、トルクおよび伝達馬力を示す。

Table 5.2 Thrust deduction fraction and T^{Target}

	$t + \Delta t$	T^{Target} (N)	$T^{Target} / T^{w/o Fin}$
(Case 1)	0.22	67.837	1.026
(Case 2)	0.23	68.718	1.039
(Case 3)	0.24	69.622	1.053

Table 5.3 Thrust, torque and *DHP*

	n' (rpm)	Thrust(N)	Torque(N · m)	<i>DHP</i> (W)	∇DHP (%)
(Case 1)	9.62	67.837	1.975	119.383	2.78
(Case 2)	9.667	68.718	1.998	121.384	1.15
(Case 3)	9.715	69.622	2.022	123.449	-0.53

5.4 翼形状最適化の結果

本節では 5.3 節で述べた 3 種類の条件の最適化結果を示す。それぞれの条件において得られたプロペラ翼形状と推力一致法によって求めた自航要素を示す。

(Case 1) フィンにより推力減少率が 10%増加する条件の最適化結果

原型プロペラおよびプロペラ回転数 10rps と 9.62rps のそれぞれの条件で最適化した改良プロペラのピッチおよび最大キャンバーの分布を Fig. 5.1 に示す。

プロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラはプロペラ回転数 9.62rps の条件で最適化した改良プロペラに比べ全体的にピッチが小さくなっている。特に翼根から 0.6R のピッチが小さくなっており、翼端に向かうにつれ差が減少している。プロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラの最大キャンバー分布はプロペラ回転数 9.62rps の条件で最適化した改良プロペラに比べ翼根では大きく、翼端では小さくなっている。

単独性能計算の結果を Fig. 5.2 に示す。プロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラは推力とトルクが減少している。これはプロペラ回転数をフィンが装備されていない状態と変わらないように設計したため、設計点が前進係数の低い領域に移動したためである。

Table 5.4 に推力一致法により求めた自航要素を示す。プロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラは他の 2 個のプロペラよりも回転数が高いが、トルクが低いいため伝達馬力が原型プロペラよりも減少、プロペラ回転数 9.62rps の条件で最適化した改良プロペラよりもわずかに増加するだけである。

Table 5.5 に伝達馬力減少率を示す。原型プロペラは旋回流によって伝達馬力が 2.8%減少しているのに対して、改良プロペラは伝達馬力がさらに約 2%減少している。プロペラ回転数 10rps において最適化した改良プロペラは、プロペラ回転数 9.62rps において最適化した改良プロペラに比べ伝達馬力減少率が 0.15 ポイント劣るが、フィンが装備されていない状態からプロペラ回転数を変化させずに伝達馬力を減少させることができている。

Fig. 5.3 は周方向単純平均流場中においてそれぞれのプロペラが目標推力を満たすプロペラ回転数における半径方向の推力の分布、Fig. 5.4 はトルクの分布を $2\pi mQ$ として示す。2 個の改良プロペラは原型プロペラに比べ、翼根から 0.75R

付近では推力が減少し、 $0.75R$ 付近から翼端では増加している。 $2mQ$ は翼根から $0.8R$ 付近では減少し、 $0.8R$ 付近から翼端では増加している。2 個の改良プロペラの推力および $2mQ$ は同様な分布となっている。

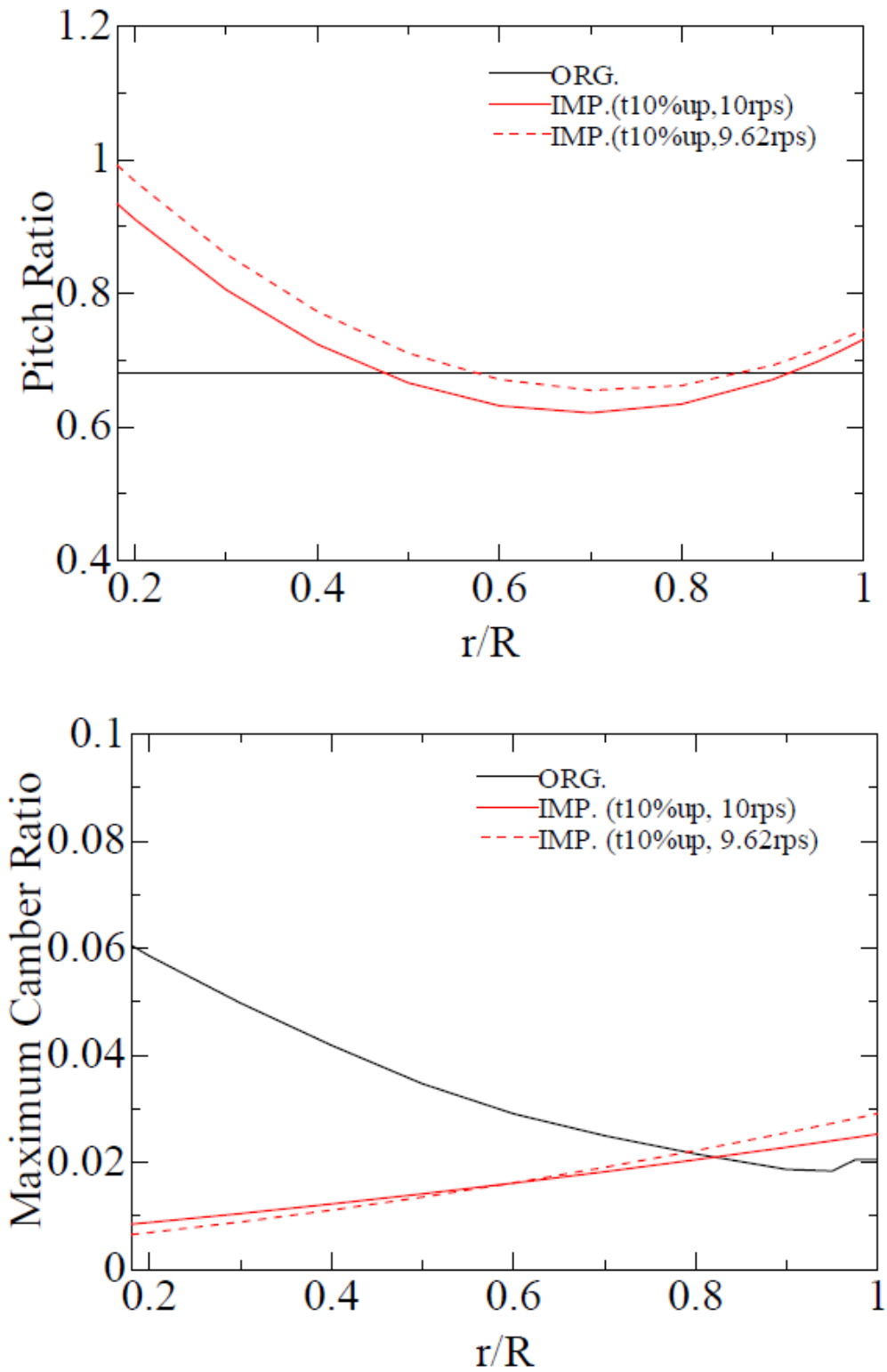


Fig. 5.1 Pitch and maximum camber distribution of propellers (t10%up)
 (Upper: Pitch distribution, Lower: Camber distribution)

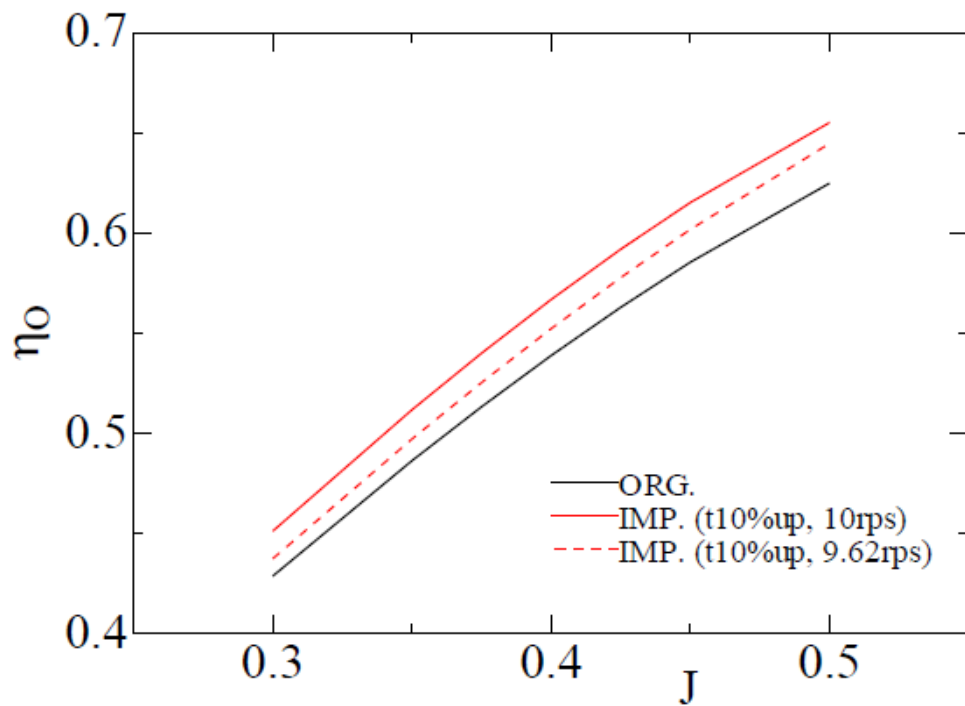
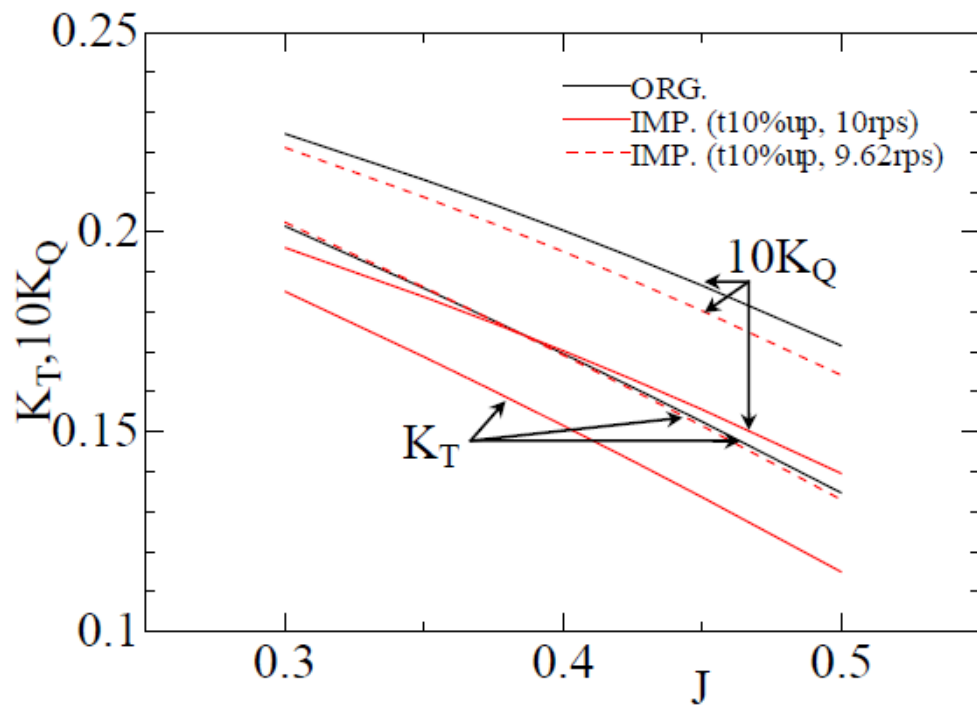


Fig. 5.2 Calculated results of propeller characteristics (t10%up)
 (Upper : K_T and $10K_Q$, Lower : propeller efficiency)

Table 5.4 Self-propulsion factors (t10%up)

	ORG.	IMP.(10rps)	IMP.(9.62rps)
n (rps)	9.62	10.00	9.62
T^{Target} (N)	67.837	67.837	67.837
Q (N · m)	1.975	1.864	1.934
K_T	0.188	0.174	0.188
J	0.345	0.335	0.346
$10K_Q$	0.214	0.188	0.210
Q° (N · m)	1.938	1.830	1.896
V_A (m/s)	0.829	0.838	0.831
w_e	0.171	0.162	0.169
η_O	0.480	0.494	0.492
η_R	0.981	0.982	0.981
DHP (W)	119.383	117.068	116.869
DHP / DHP°	0.972	0.953	0.952
K_T / J^2	1.580	1.545	1.570

Table 5.5 Reduction rates of delivered horsepower (t10%up)

	ORG.	IMP.(10rps)	IMP.(9.62rps)
∇DHP (%)	2.779	4.664	4.826

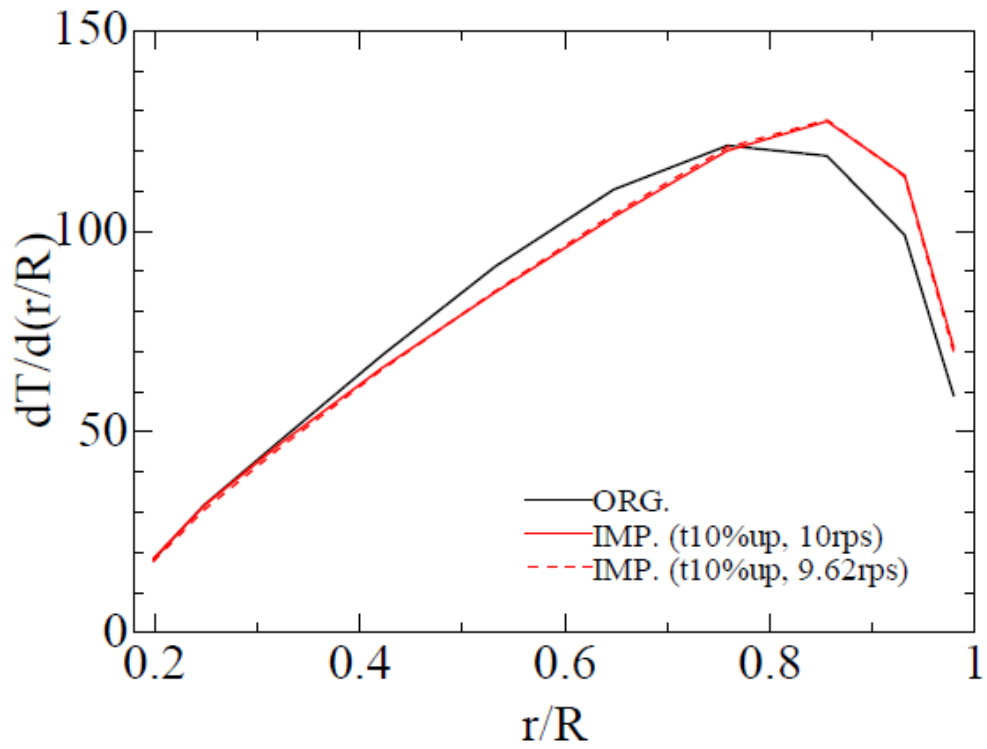


Fig. 5.3 Thrust distribution in radial direction (t10%up)

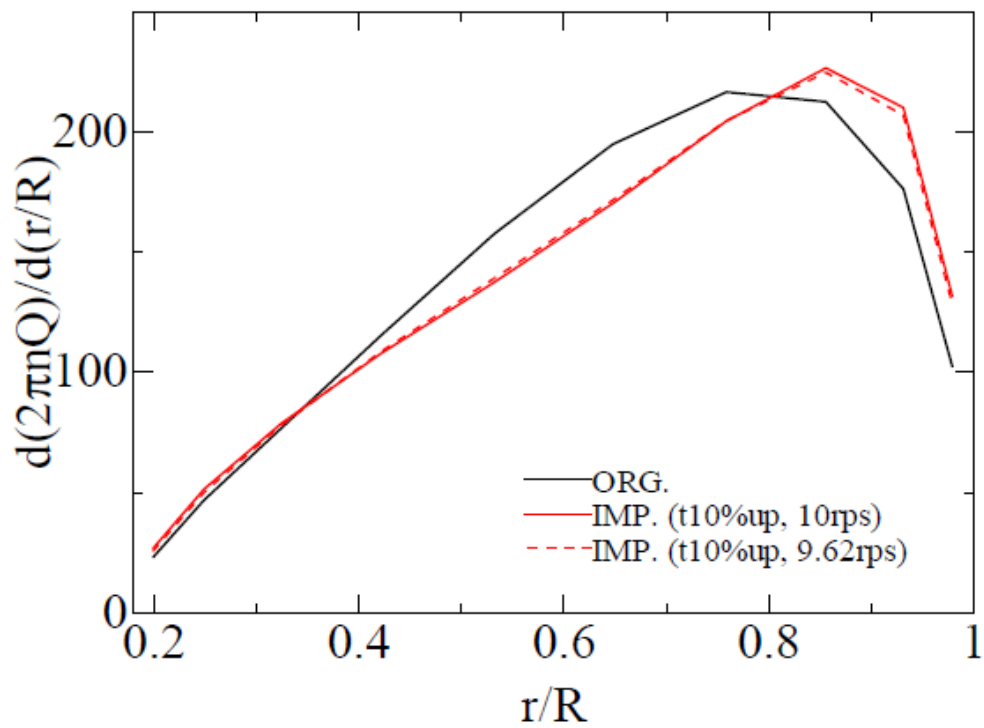


Fig. 5.4 Torque distribution in radial direction (t10%up)

(Case 2) フィンにより推力減少率が 15%増加する条件の最適化結果

原型プロペラおよびプロペラ回転数 10rps と 9.67rps のそれぞれの条件で最適化した改良プロペラのピッチおよび最大キャンバーの分布を Fig. 5.5 に示す。

(Case 1)と同様にプロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラはプロペラ回転 9.67rps の条件で最適化した改良プロペラに比べ全体的にピッチが小さくなっている。特に翼根から 0.6R のピッチが小さくなっており、翼端に向かうにつれ差が減少している。しかし、全体的なピッチの差は(Case 1)に比べ減少している。プロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラの最大キャンバー分布はプロペラ回転数 9.67rps の条件で最適化した改良プロペラに比べ翼端で小さくなっている。

単独性能計算の結果を Fig. 5.6 に示す。(Case 1)と同様にプロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラは推力とトルクが減少している。しかし、(Case 1)と比べると推力とトルクの減少量が小さくなっている。これは(Case 1)よりも船体抵抗の増加量を大きく設定したためである。

Table 5.6 に推力一致法により求めた自航要素を示す。(Case 1)と同様にプロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラは他の 2 個のプロペラよりも回転数が高いが、トルクが低いため伝達馬力が原型プロペラよりも減少、プロペラ回転数 9.67rps の条件で最適化した改良プロペラよりもわずかに増加するだけである。

Table 5.7 に伝達馬力減少率を示す。原型プロペラは旋回流によって伝達馬力が 1.1%減少しているのに対して、改良プロペラは伝達馬力がさらに 2%減少している。プロペラ回転数 10rps において最適化した改良プロペラは、プロペラ回転数 9.67rps において最適化した改良プロペラに比べ伝達馬力減少率が 0.13 ポイント劣るが、フィンが装備されていない状態からプロペラ回転数を変化させずに伝達馬力を減少させることができている。

Fig. 5.7 は周方向単純平均流場中においてそれぞれのプロペラが目標推力を満たすプロペラ回転数における半径方向の推力の分布、Fig. 5.8 はトルクの分布を $2mQ$ として示す。2 個の改良プロペラは原型プロペラに比べ、翼根から 0.75R 付近では推力が減少し、0.75R 付近から翼端では増加している。 $2mQ$ は翼根から 0.8R 付近では減少し、0.8R 付近から翼端では増加している。2 個の改良プロペラの推力および $2mQ$ は同様な分布となっている。

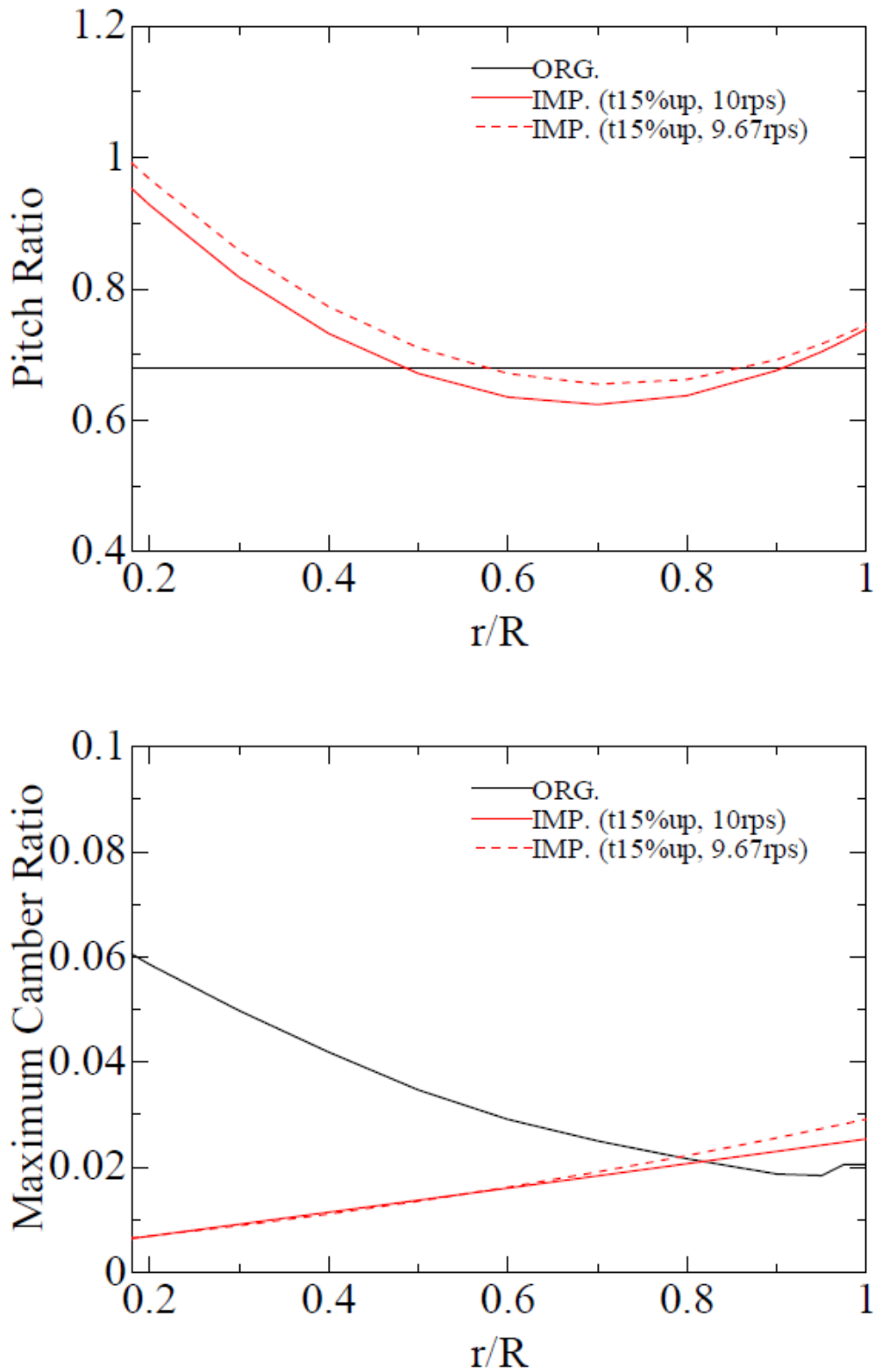


Fig. 5.5 Pitch and maximum camber distribution of propellers (t15%up)
 (Upper: Pitch distribution, Lower: Camber distribution)

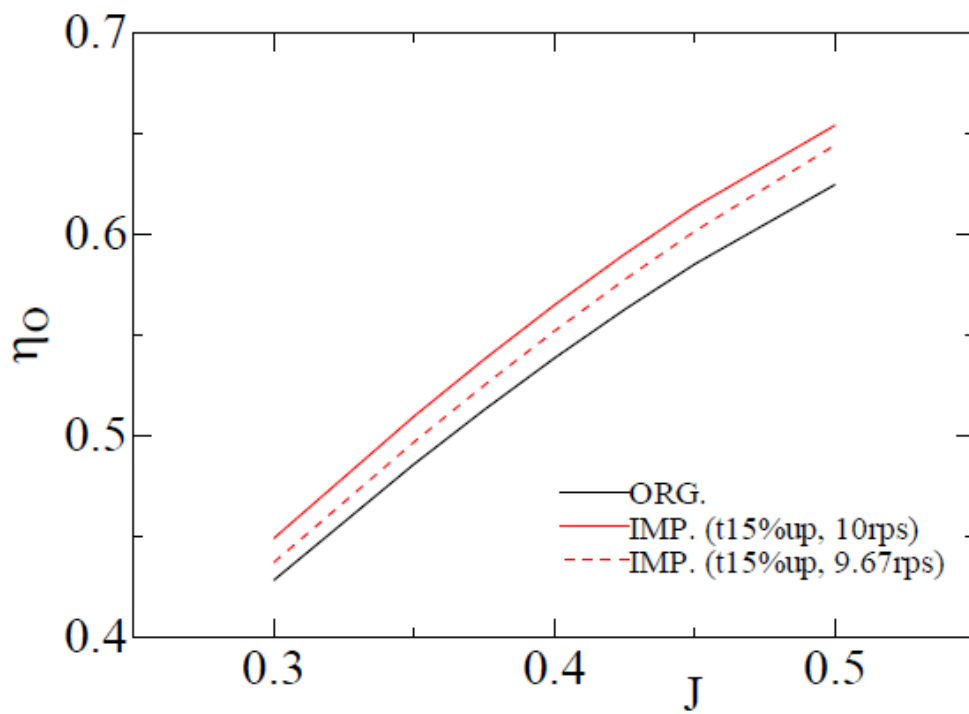
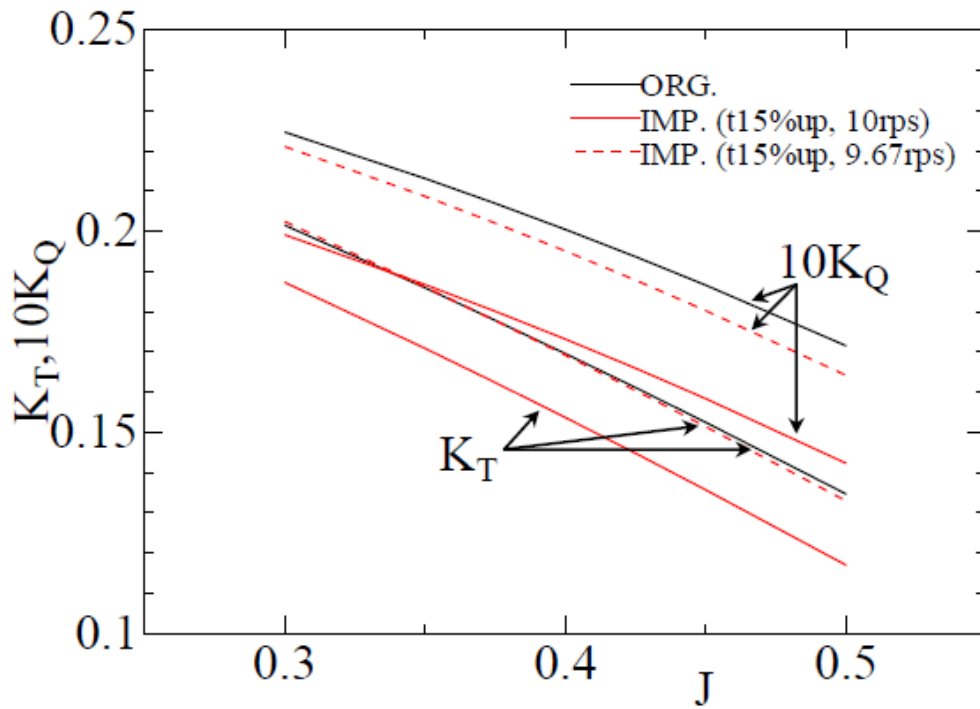


Fig. 5.6 Calculated results of propeller characteristics (t15%up)
 (Upper : K_T and $10K_Q$, Lower : propeller efficiency)

Table 5.6 Self-propulsion factors (t15%up)

	ORG.	IMP.(10rps)	IMP.(9.67rps)
n (rps)	9.67	10.00	9.67
T^{Target} (N)	68.718	68.718	68.718
Q (N · m)	1.998	1.894	1.956
K_T	0.188	0.176	0.188
J	0.343	0.335	0.344
$10K_Q$	0.215	0.191	0.210
Q° (N · m)	1.961	1.861	1.919
V_A (m/s)	0.829	0.837	0.831
w_e	0.171	0.163	0.169
η_O	0.478	0.492	0.490
η_R	0.981	0.982	0.981
DHP (W)	121.384	118.989	118.832
DHP / DHP°	0.989	0.969	0.968
K_T / J^2	1.601	1.568	1.591

Table 5.7 Reduction rates of delivered horsepower (t15%up)

	ORG.	IMP.(10rps)	IMP.(9.67rps)
∇DHP (%)	1.149	3.099	3.227

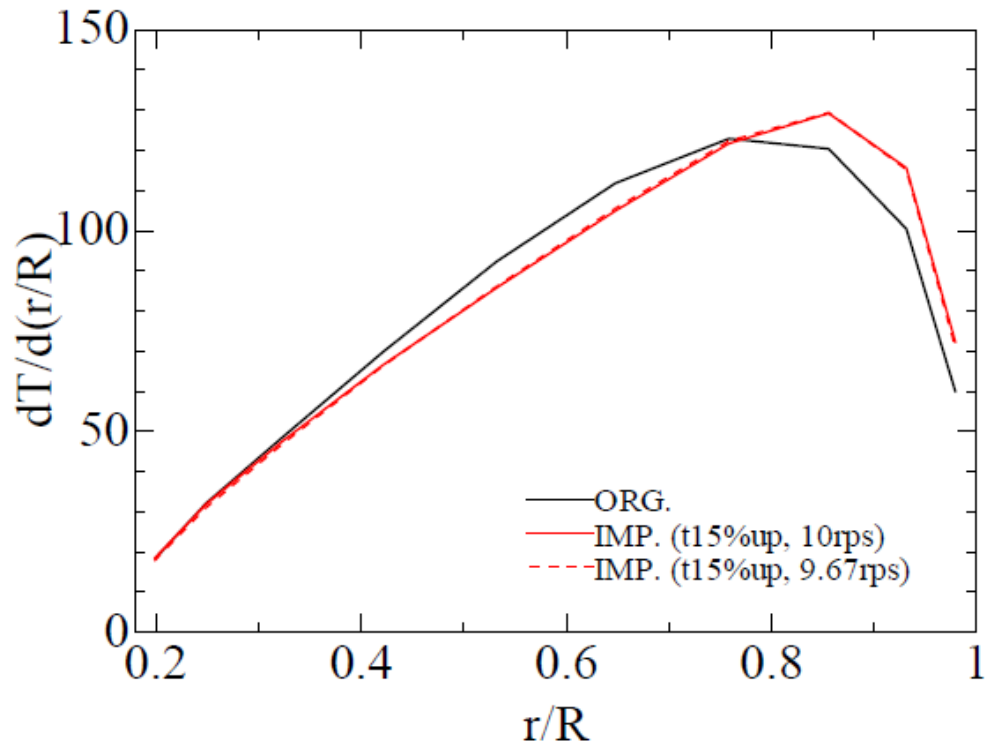


Fig. 5.7 Thrust distribution in radial direction (t15%up)

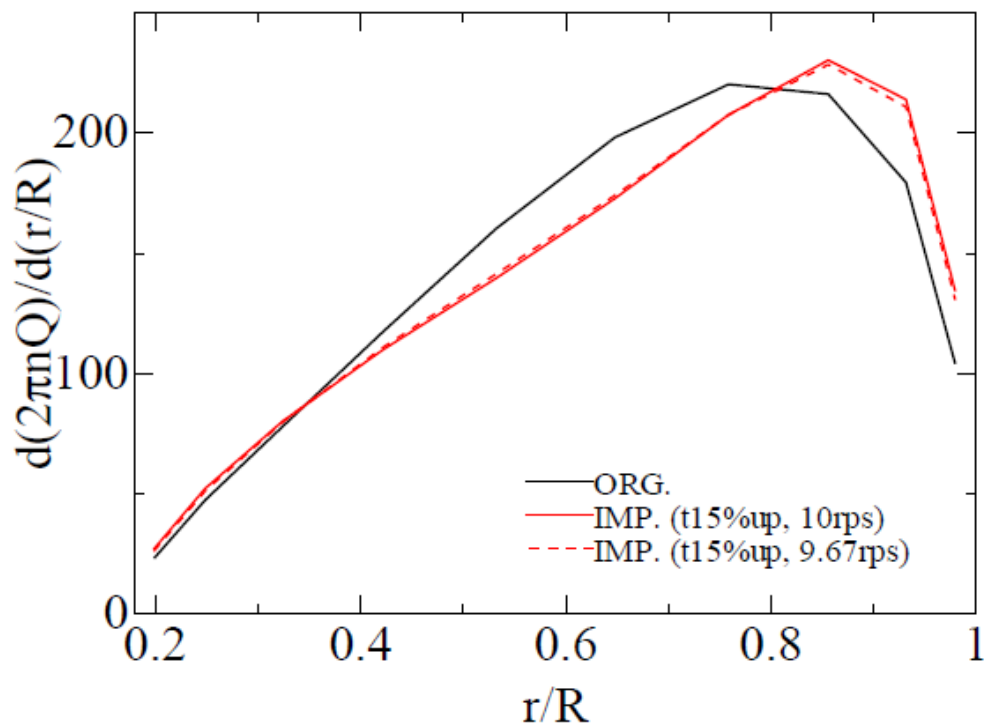


Fig. 5.8 Torque distribution in radial direction (t15%up)

(Case 3) フィンにより推力減少率が 20%増加する条件の最適化結果

原型プロペラおよびプロペラ回転数 10rps と 9.72rps のそれぞれの条件で最適化した改良プロペラのピッチおよび最大キャンバーの分布を Fig. 5.9 に示す。

(Case 1), (Case 2)と同様にプロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラはプロペラ回転 9.715rps の条件で最適化した改良プロペラに比べ全体的にピッチが小さくなっている。特に翼根から 0.6R のピッチが小さくなっており、翼端に向かうにつれ差が減少している。全体的なピッチの差は、(Case 1), (Case 2)に比べ小さくなっている。プロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラの最大キャンバー分布はプロペラ回転数 9.72rps の条件で最適化した改良プロペラに比べ翼根では大きく、翼端では小さくなっている。

単独性能計算の結果を Fig. 5.10 に示す。(Case 1), (Case 2)と同様にプロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラは推力とトルクが減少している。しかし、(Case 1), (Case 2)と比べると推力とトルクの減少量が小さくなっている。これは(Case 1), (Case 2) よりも船体抵抗の増加量を大きく設定したためである。

Table 5.8 に推力一致法により求めた自航要素を示す。(Case 1), (Case 2)と同様に、プロペラ回転数 10rps の条件で最適化した改良プロペラは他の 2 個のプロペラよりも回転数が高いが、トルクが低いため伝達馬力が原型プロペラよりも減少、プロペラ回転数 9.72rps の条件で最適化した改良プロペラよりもわずかに増加するだけである。

Table 5.9 に伝達馬力減少率を示す。原型プロペラは旋回流によって伝達馬力 0.5%が増加しているが、改良プロペラは伝達馬力が約 1.5%減少している。プロペラ回転数 10rps において最適化した改良プロペラは、プロペラ回転数 9.715rps において最適化した改良プロペラに比べ伝達馬力減少率が 0.1 ポイント劣るが、フィンが装備されていない状態からプロペラ回転数を変化させずに伝達馬力を減少させることができている。

Fig. 5.11 は周方向単純平均流場中においてそれぞれのプロペラが目標推力を満たすプロペラ回転数における半径方向の推力の分布、Fig. 5.12 はトルクの分布を $2mQ$ として示す。2 個の改良プロペラは原型プロペラに比べ、翼根から 0.75R 付近では推力が減少し、0.75R 付近から翼端では増加している。 $2mQ$ は翼根から 0.8R 付近では減少し、0.8R 付近から翼端では増加している。2 個の改良プロペラの推力および $2mQ$ は同様な分布となっている。

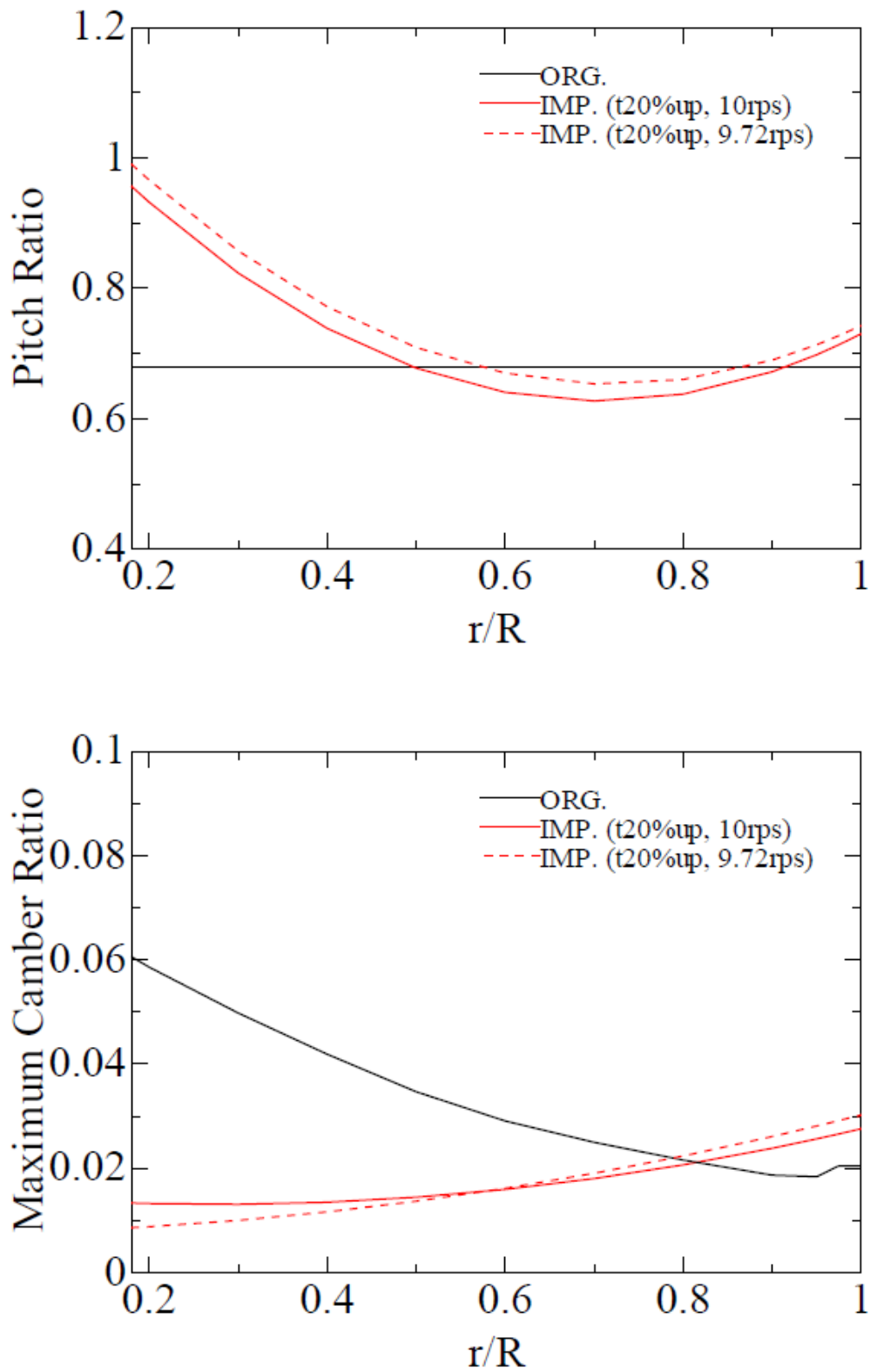


Fig. 5.9 Pitch and maximum camber distribution of propellers (t20%up)
 (Upper: Pitch distribution, Lower: Camber distribution)

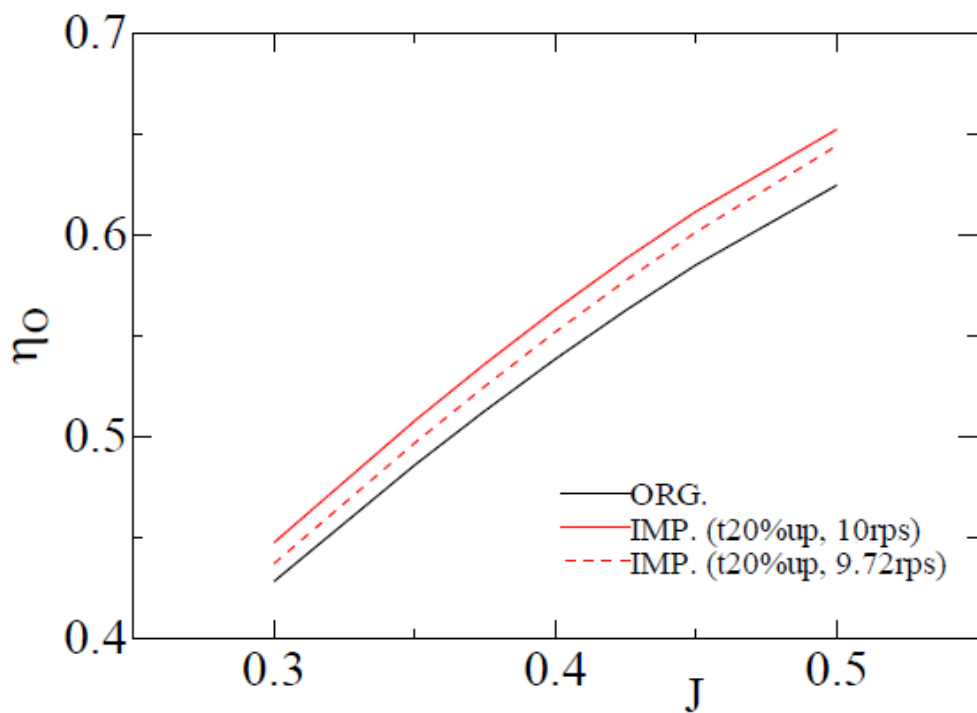
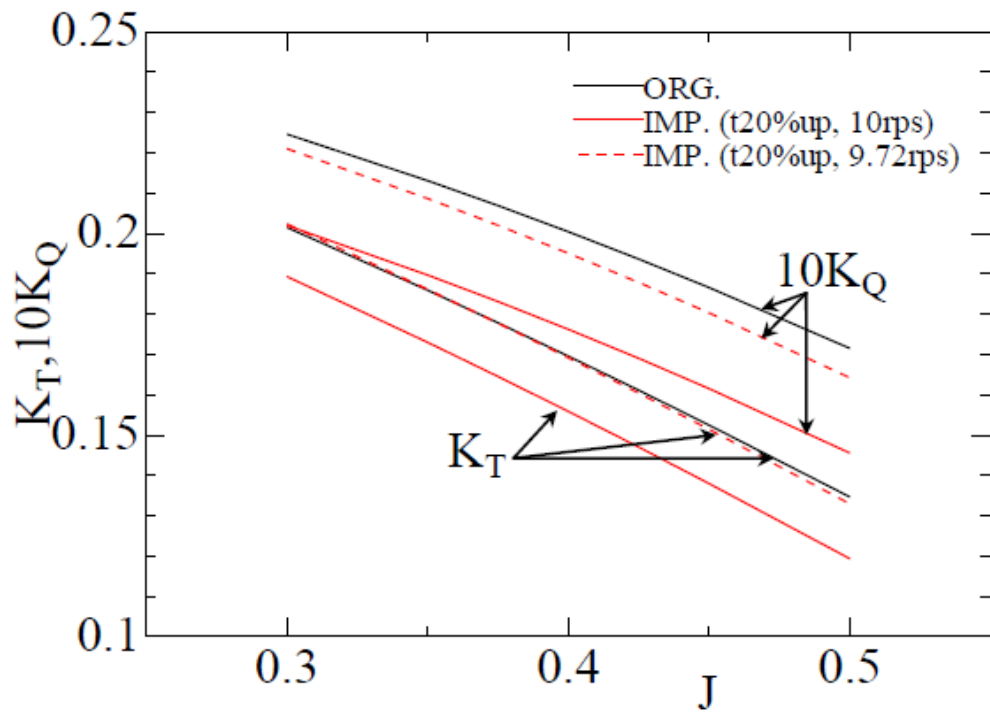


Fig. 5.10 Calculated results of propeller characteristics (t20%up)
 (Upper : K_T and $10K_Q$, Lower : propeller efficiency)

Table 5.8 Self-propulsion factors (t20%up)

	ORG.	IMP.(10rps)	IMP.(9.72rps)
n (rps)	9.72	10.00	9.72
T^{Target} (N)	69.622	69.622	69.622
Q (N · m)	2.022	1.926	1.980
K_T	0.189	0.178	0.189
J	0.341	0.334	0.342
$10K_Q$	0.215	0.194	0.211
Q° (N · m)	1.985	1.892	1.943
V_A (m/s)	0.828	0.835	0.831
w_e	0.172	0.165	0.169
η_O	0.476	0.489	0.488
η_R	0.981	0.982	0.981
DHP (W)	123.449	120.993	120.857
DHP / DHP°	1.005	0.985	0.984
K_T / J^2	1.623	1.597	1.614

Table 5.9 Reduction rates of delivered horsepower (t20%up)

	ORG.	IMP.(10rps)	IMP.(9.72rps)
∇DHP (%)	-0.533	1.467	1.578

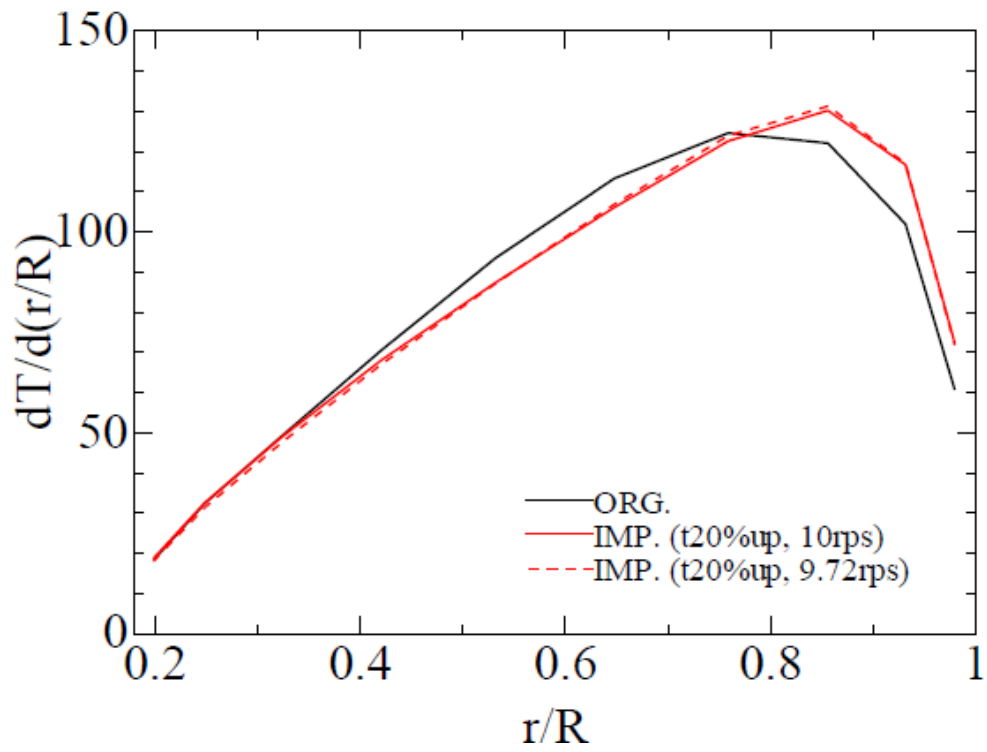


Fig. 5.11 Thrust distribution in radial direction (t20%up)

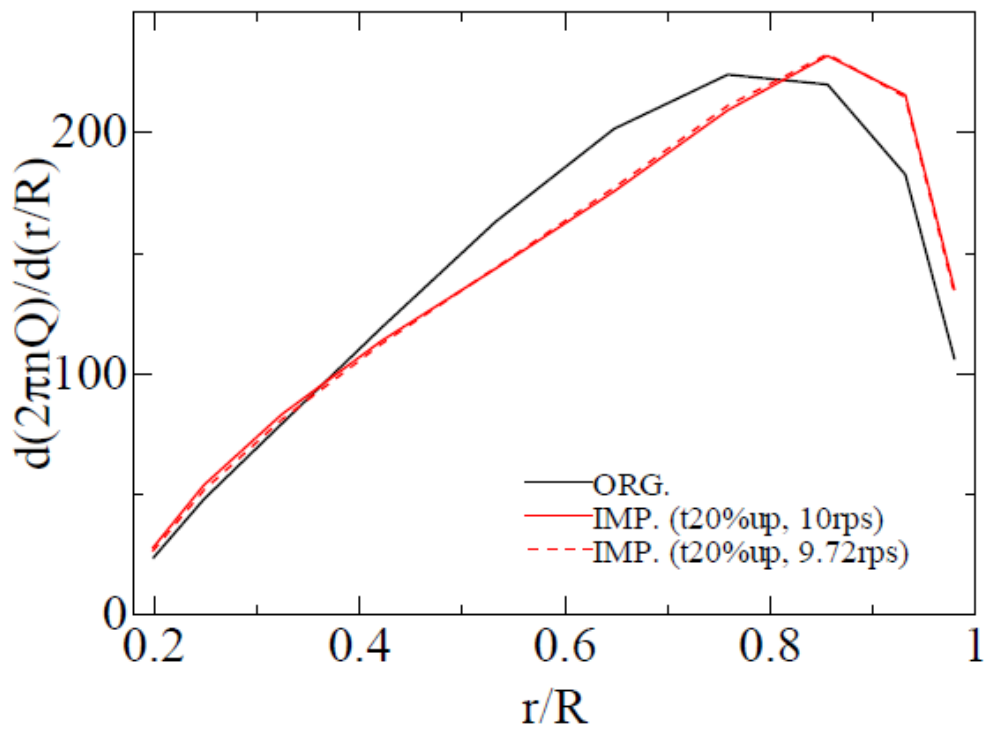


Fig. 5.12 Torque distribution in radial direction (t20%up)

5.5 結言

本章では、プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗の増加を考慮したプロペラ翼形状最適化を行った。船体抵抗の増加量によって目標とする推力を設定し、プレスワールフィンが装備されていない状態で船舶が原型プロペラにより航行するときのプロペラ回転数と、プレスワールフィンが装備された状態で船舶が原型プロペラにより航行するときのプロペラ回転数でそれぞれプロペラ翼形状の最適化を行った。その結果、以下のことを確認した。

- 1) 船体抵抗の増加するいずれの条件においてもプロペラ翼形状の最適化を行うことで船舶を航行させるのに必要な伝達馬力が減少する。
- 2) プレスワールフィンが装備されていない状態で船が原型プロペラにより航行するときのプロペラ回転数のままプロペラが目標となる推力を発生し、伝達馬力を減少させるプロペラを得ることができる。
- 3) プレスワールフィンによる船体抵抗の増加量に応じたプロペラを得ることができる。
- 4) 船体抵抗の増加量が大きくなるにつれ、プレスワールフィンが装備されていない状態で船舶が原型プロペラにより航行するときのプロペラ回転数と、プレスワールフィンが装備された状態で船舶が原型プロペラにより航行するときのプロペラ回転数で最適化された2個の改良プロペラはプロペラ形状の差が小さくなる。

本最適化手法を用いることによって、プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗の増加と適切なプロペラ回転数を考慮した改良プロペラを設計できることが確認された。今後、水槽試験により改良プロペラの性能を確認する必要がある。

第6章 結論

本研究では、船舶がプレスワールフィンを装備した状態におけるプロペラ翼形状を最適化し、推進性能を向上させる手法の開発を目的とした。旋回流中のプロペラ性能を評価するために簡便なパネル法 SQCM を用いた「伝達馬力推定法」を開発した。

また、最適化の効率化のために実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化手法に応答曲面法を適用することで、より短時間で効率良く最適化を行える手法を開発した。

さらに、「伝達馬力推定法」とプロペラ翼形状最適化手法を用いることによってプレスワールフィンによる自航時の船体抵抗増加と適切なプロペラ回転数を考慮したプロペラ最適化を行った。

本研究で得られた結論は以下のとおりである。

第1章では本研究の必要性ならびに関連する研究の背景について概説し、旋回流中プロペラ性能計算および旋回流中のプロペラ翼形状最適化手法の構築における重要な課題を示した。

第2章では模型プロペラ前方に旋回流を発生させるフィンを配置した「旋回流中プロペラ性能試験」を行った。プロペラ逆向きの旋回流が所定の推力を発生させるための伝達馬力を減少させることを確認した。

第3章では旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算を行った。簡便なパネル法 SQCM において「旋回流中プロペラ性能試験」を再現できる「伝達馬力推定法」を開発し、計算においてもプロペラ回転方向とは逆向きの旋回流が所定の推力を発生させるための伝達馬力を減少させることを示した。計算結果と第2章の「旋回流中プロペラ性能試験」の結果を比較してその有用性を確認した。

第4章では実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ翼形状最適化手法に応答曲面法を適用し、最適化を効率化した手法を提案した。最適化の過程で生成されるプロペラの評価をあらかじめ作成した応答曲面による推定値を用いることで、最適化の過程で生成されるプロペラの評価を簡便なパネル法 SQCM によって行う従来の手法に比べ、さらに短時間で最適化を行うことができることを示した。また、本手法と従来法によって最適化されたプロペラは、同様な形状、同等の性能であり、本手法の有用性を確認した。

第5章では第3章で示したプロペラ前方の旋回流の影響を考慮したプロペラ性能計算法と第4章で示したプロペラ最適化手法を用いて、プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗増加と適切なプロペラ回転数を考慮したプロペラ翼形状最適化を行った。原型プロペラがプレスワールフィンを装備していない状態で船を航行させるプロペラ回転数のまま、伝達馬力が減少するプロペラが得られることが示された。

本研究では、プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗の増加と適切なプロペラ回転数を考慮したプロペラ翼形状最適化手法を開発した。しかし、未だいくつかの課題が残る。以下にそれらの課題を示す。

1) 水槽試験による改良プロペラの性能の確認

本手法によって得られた改良プロペラを水槽試験によって性能を確認する必要がある。

2) 非定常プロペラ計算法を用いたプロペラ最適化の実施

実際の伴流は不均一であり、非定常計算による性能評価を必要とする。そのため非定常プロペラ性能計算法を用いたプロペラ最適化を行う必要がある。

3) 推進性能を向上させる伴流の検討

推進性能の向上に有効な伴流を検討し、船型や省エネ装置の設計に反映させなければならない。

4) プレスワールフィンを含めた最適化

本研究では、プレスワールフィンによる流れは変更せずにプロペラのみを最適化を行った。今後はプレスワールフィンを含めた最適化を行う必要がある。

5) プレスワールフィンによる自航時の船体抵抗増加量の確認

本研究では、プレスワールフィンの船体抵抗の増加量を仮定してプロペラを最適化した。自航試験を行いプレスワールフィンによる抵抗の増加量を確認する必要がある。

謝辞

本研究をまとめるにあたり、終始ご指導と励ましを頂きました多くの方々に、心より感謝の意を表します。

特に、九州大学大学院工学研究院海洋システム工学部門 教授 安東 潤 先生には、本研究の方向づけからまとめまで、終始丁寧なご指導を賜りました。ここに感謝の意を表しますとともに、厚く御礼申し上げます。

論文の査読にあたりましては、九州大学大学院工学研究院海洋システム工学部門 教授 古川 芳孝 先生、九州大学大学院工学研究院機械工学部門 教授 渡邊 聡 先生より、論文執筆に関して懇切丁寧なご指導を賜りました。心より御礼申し上げます。

九州大学大学院工学研究院海洋システム工学部門 助教 吉武 朗 先生、九州大学大学院工学研究院海洋システム工学部門 助教 金丸 崇 先生には終始暖かい激励とご助言を賜りました。厚く御礼申し上げます。

研究生活におきましては、研究室の皆様方、事務室の皆様方、家族や友人の協力を得て本論文をまとめることができました。心より厚く御礼申し上げます。

参考文献

- [1] 例えば、タイム社ライフ編集部編: ライフサイエンスライブラリー〈第5〉船の話, タイムライフインターナショナル, 1967.
- [2] 文部科学省・経済産業省・気象庁・経済産業省: 気候変動 2014: 気候変動に関する政府間パネル第5次評価報告書統合報告書 政策決定者向け要約, http://www.env.go.jp/earth/ipcc/5th/pdf/ar5_syr_spmj.pdf
- [3] Takekuma, K., Tsuda, S., Kawamura, A., and Kawaguchi, N.: Development of Reaction Fin as a Device for Improvement of Propulsive Performance of High Block Coefficient Ship, Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol.150, pp.74-84, 1981.
- [4] 浅海友弘, 池田勉, 玉島正裕, 藤原秀嗣: 省エネルギー装置“フレンドフィン”の有効性について, 日本船舶海洋工学会講演会論文集, 第3号, pp.261-264, 2006.
- [5] Kim, M.C., Chun, H.H. and Kang, Y.D.: Design and Experimental Study on a New Concept of Preswirl Stator as an Effective Energy-Saving Device for Slow Speed Full Body Ship, 2004 SNAME Annual Meeting, pp.1-11, 2004
- [6] 中武一明, 安東潤, 片岡克己, 吉武朗: 簡便な一厚翼計算法, 西部造船会会報, 第88号, pp.13-21, 1994.
- [7] 安東潤, 毎田進, 中武一明: 簡便なパネル法による定常プロペラ性能解析, 日本造船学会論文集, 第178号, pp.61-69, 1995.
- [8] 毎田進, 安東潤, 中武一明: 簡便なパネル法による非定常プロペラ性能解析, 日本造船学会論文集, 第182号, pp.71-80, 1997.
- [9] Kawakita, C. and Hoshino, T.: Design System of Marine Propellers with New Blade Sections, Proceeding of the 22nd Symposium on Naval Hydrodynamics, pp.110-126, 1998.
- [10] Takekoshi, Y., Kawamura, T., Yamaguchi, H., Maeda, M., Ishii, Kimura, K., Taketani, T. and Fujii, A.: Study on the Design of Propeller Blade Sections Using the Optimization Algorithm, Journal of Marine Science and Technology, Vol.10, No.2, pp.70-81, 2005.

- [11] Karim, M.M. and Ikehata, M.: Application of Micro-genetic Algorithm (μ GA) to the Optimal Design of Lifting Bodies, Journal of the Kansai Society of a Naval Architects, Japan, No.235, pp.1-8, 2001.
- [12] Jung, J., Han, J.M., Lee, K.J. and Song, I.H.: Design of Marine Propellers Using Generic Algorithm, Proceedings of the 10th International Symposium on Practical Design of Ships and Other Floating Structures, pp.1193-1199, 2007.
- [13] 安東潤, 片岡史朗, 龍知宏: 実数値遺伝的アルゴリズムを用いたプロペラ性能の改善, 日本船舶海洋工学会講演会論文集, 第 11 号, pp.9-12, 2010.
- [14] Ryu, T., Kanemaru, T., Kataoka, S., Arihara, K., Yoshitake, A., Arakawa, D., and Ando, J.: Optimization of Energy Saving Device Combined with a Propeller Using Real-coded Genetic Algorithm, International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering, Volume 6, Issue 2, pp.406-417, 2014.
- [15] Pien, P.C.: Five-Hole Spherical pitot Tube, D. T. M. B. Report No.1229, 1958.
- [16] Lan, C.E.: A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory, Journal of Aircraft, Vol.11, No.9, pp.518-527, 1974.
- [17] Hess, J.L. and Smith, A.M.O.: Calculation of Nonlifting Potential Flow about Arbitrary Three Dimensional Bodies, Journal of Ship Research, Vol. 8, No. 2, pp.22-44, 1964.
- [18] 毎田進, 安東潤, 中武一明: 簡便な一厚翼計算法 (続報) - 薄い翼への適用 -, 西部造船会会報, 第 92 号, pp.37-44, 1996.
- [19] 毎田進, 安東潤, 中武一明: 簡便なパネル法による非定常 2 次元翼問題の解法, 西部造船会会報, 第 93 号, pp.15-24, 1997.
- [20] Box, G.E.P. and Wilson K.B.: On the Experimental Attainment of Optimum Conditions, Journal of the Royal Statistical Society. Series B (Methodological), Vol. 13, No1, pp.1-45, 1951.
- [21] 田口玄一: 第 3 版実験計画法 上/下, 丸善, 1976.
- [22] Myers, R.H. and Montgomery D.C.: Response Surface Methodology Process and Product Optimization Using Designed Experiments, John Wiley & Sons, 1995.
- [23] 例えば、北野宏明 (編集) : 遺伝的アルゴリズム(4), 産業図書, 2000.
- [24] 小野功, 佐藤浩, 小林重信: 単峰性正規分布交叉 UNDX を用いた実数値

- GA による関数最適化, 人工知能学会誌, Vol.14 No.6, pp.1146-1156, 1999.
- [25] Ono, I., Kobayashi, S. and Yoshida, K.: Optimal Lens Design by Real-Coded Genetic Algorithms Using UNDX, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, No.186, pp. 483-497, 2000.
- [26] 佐藤浩, 小野功, 小林重信: 遺伝的アルゴリズムにおける世代交替モデルの提案と評価, 人工知能学会誌, Vol.12 No.5, pp.734-744, 1997.

表圖題一覽

Table 2.1	Principal particulars of simple geometry propeller model	12
Table 2.2	Principal particulars of fin	13
Table 2.3	Average velocity	25
Table 2.4	Result of propeller open water test ($J=0.4$)	33
Table 2.5	<i>DHP</i>	34
Table 2.6	Self-propulsion factors	35
Table 3.1	Thrust, torque and <i>DHP</i> ($J=0.4$)	58
Table 3.2	Self-propulsion factors (Pre-swirl inflow)	60
Table 3.3	Self-propulsion factors (Decelerated uniform inflow)	61
Table 4.1	Ranges of design variables	78
Table 4.2	Comparison of propeller performance ($J=0.4$)	82
Table 5.1	Thrust, torque and <i>DHP</i> (ORG. $V=1.0\text{m/s}$, 10rps)	90
Table 5.2	Thrust deduction fraction and T^{Target}	90
Table 5.3	Thrust, torque and <i>DHP</i>	91
Table 5.4	Self-propulsion factors (t10%up)	96
Table 5.5	Reduction rates of delivered horsepower (t10%up)	96
Table 5.6	Self-propulsion factors (t15%up)	101
Table 5.7	Reduction rates of delivered horsepower (t15%up)	101
Table 5.8	Self-propulsion factors (t20%up)	106
Table 5.9	Reduction rates of delivered horsepower (t20%up)	106
Fig. 1.1	Pre-swirl Fin (Left: Reaction Fin, Right: Eco-Stator)	3
Fig. 2.1	High-speed circulating water channel	11
Fig. 2.2	Simple geometry propeller model	12
Fig. 2.3	Fin	13
Fig. 2.4	Dimension of fin	14
Fig. 2.5	Five-hole spherical pitot tube	15
Fig. 2.6	Symbol and coordinate systems of five-hole spherical pitot	

tube	16
Fig. 2.7 Calibration curves of five-hole spherical pitot tube.....	20
Fig. 2.8 Arrangement of fin and five-hole pitot tube.....	22
Fig. 2.9 Measuring points.....	23
Fig. 2.10 Velocity distribution	25
Fig. 2.11 Circumferential average velocity distribution.....	26
Fig. 2.12 Experimental conditions.....	29
Fig. 2.13 Thrust identity method [Process 2].....	30
Fig. 2.14 Thrust identity method [Process 4].....	31
Fig. 2.15 Thrust identity method [Process 5].....	31
Fig. 2.16 Characteristics of propeller (Simple geometry propeller) ...	33
Fig. 2.17 Thrust and DHP	34
Fig. 3.1 Arrangement of surface panel, bound vortex and control point	38
Fig. 3.2 Coordinate system of propeller	39
Fig. 3.3 Blade section of propeller	40
Fig. 3.4 Vortex segment geometry	43
Fig. 3.5 Arrangement of vortex system.....	50
Fig. 3.6 Panel arrangements for propeller.....	57
Fig. 3.7 Characteristics of propellers.....	58
Fig. 3.8 Comparison of DHP	62
Fig. 4.1 Concept of UNDX (Two-dimensional case)	67
Fig. 4.2 Blade thickness and camber distribution of basic blade section	69
Fig. 4.3 Design variables.....	70
Fig. 4.4 MGG model	71
Fig. 4.5 Chebyshev polynomials	74
Fig. 4.6 Comparison of K_T	79
Fig. 4.7 Comparison of K_Q	80
Fig. 4.8 Comparison of C_{pn}	81
Fig. 4.9 Pitch distribution of propellers.....	83

Fig. 4.10	Maximum camber distribution of propellers	83
Fig. 4.11	Thrust distribution in radial direction ($J=0.4$)	84
Fig. 4.12	Torque distribution in radial direction ($J=0.4$)	84
Fig. 5.1	Pitch and maximum camber distribution of propellers (t10%up)	94
Fig. 5.2	Calculated results of propeller characteristics (t10%up)	95
Fig. 5.3	Thrust distribution in radial direction (t10%up)	97
Fig. 5.4	Torque distribution in radial direction (t10%up)	97
Fig. 5.5	Pitch and maximum camber distribution of propellers (t15%up)	99
Fig. 5.6	Calculated results of propeller characteristics (t15%up)	100
Fig. 5.7	Thrust distribution in radial direction (t15%up)	102
Fig. 5.8	Torque distribution in radial direction (t15%up)	102
Fig. 5.9	Pitch and maximum camber distribution of propellers (t20%up)	104
Fig. 5.10	Calculated results of propeller characteristics (t20%up)	105
Fig. 5.11	Thrust distribution in radial direction (t20%up)	107
Fig. 5.12	Torque distribution in radial direction (t20%up)	107