

平成21年 5月11日現在

研究種目：若手研究（B）
 研究期間：2007～2008
 課題番号：19760119
 研究課題名（和文） ターボポンプインデューサにおける非定常キャビテーション特性の解明
 研究課題名（英文） Study on unsteady characteristics of turbopump inducer
 研究代表者
 渡邊 聡（WATANABE SATOSHI）
 九州大学・大学院工学研究院・准教授
 研究者番号：50304738

研究成果の概要：

キャビテーション発生下で運転されるインデューサではキャビテーションに起因した不安定現象が発生することが知られており、その発生予測・回避の観点からキャビテーション特性の解明が望まれている。本研究では、キャビテーション特性の解明に必要なインデューサ内部流れ情報の実験および CFD による全体的な把握、主要なキャビテーションである翼面および翼端漏れ渦のキャビテーション流れの調査を行うとともに、キャビテーション特性の評価を行った。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	2,100,000	0	2,100,000
2008年度	1,100,000	330,000	1,430,000
年度			
年度			
年度			
総計	3,200,000	0	3,530,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：インデューサ，キャビテーション，キャビテーション特性，入口逆流，翼端渦

1. 研究開始当初の背景

極低温あるいは高速ターボポンプでは、キャビテーション発生下での良好なポンプ性能と安全かつ安定な運転が不可欠であり、十分な吸込性能を確保するため主羽根車の前にインデューサが付設されることが多い。しかしながら、キャビテーション発生下のインデューサでは、軸振動の原因となる旋回キャビテーションやキャビテーションサージなどの不安定現象が発生することが知られており、その克服は非常に重要な課題である。

今後のターボポンプの研究開発・改良段階においてその高信頼性を確保するためには、不安定現象を流体力学的に理解し、その理解に基づいた不安定現象の発生予測法、回避手段を確立することが重要である。

一方、旋回キャビテーションやキャビテーションサージなどの不安定現象の発生には、マスフローゲインファクタ（ポンプ流量の減少（または迎え角の増加）に対するキャビティ体積の増加率）やキャビテーションコンプライアンス（入口圧力の低下に対するキャビ

ティ体積の増加率)と呼ばれるキャビテーション特性が密接に関係していることが知られている。しかしながら、これまでの研究においてキャビテーション特性を算出した例は少なく、二次元翼列における翼面キャビテーションに対するものなど、基礎的研究に限られている。

以上の背景のもと、本研究では、実際のインデューサでのキャビテーション特性の解明に向けて、(1)翼端漏れ渦キャビテーションのキャビテーションモデル構築とキャビテーション特性の評価、(2)二次元平板翼列のキャビテーション挙動観察、(3)平板ヘリカルインデューサの内部流れ計測と数値流体力学(CFD)解析によるキャビテーション流れ解析を行う。

2. 研究の目的

(1) 翼端漏れ渦キャビテーションのキャビテーションモデル構築とキャビテーション特性の評価

インデューサに生じるキャビテーションは、主として、翼負圧面低圧部に生じる翼面キャビテーションおよび翼端漏れ渦の渦芯近傍低圧部に生じる翼端漏れ渦キャビテーションに大別される。前者の翼面キャビテーションについてはこれまでに種々の解析的研究がなされているが、後者の翼端漏れ渦キャビテーションについてはそのキャビテーション特性は全く分かっていない。ここでは、単独翼に生じる翼端漏れ渦キャビテーションの簡易解析モデルを構築し、平板翼のキャビテーション特性を解明することを目的とする。また、実液の効果として、液体水素や液体酸素などの極低温流体で顕著となる熱力学的効果の影響についても調査する。

(2) 二次元平板翼列における非定常キャビテーションの挙動観察

二次元翼列の翼面キャビテーションの特性については解析的に求められた例があるものの、非常にシンプルなモデルに基づくものに限られており、その妥当性は明らかでない。ここでは、二次元平板翼列における非定常キャビテーション流れを実験的に観察し、妥当性検証に有用であると考えられる、キャビティ形状、翼列圧力特性、圧力変動特性のデータを取得することを目的とする。また、翼列のソリディティ(翼弦長/翼列ピッチ)、翼端隙間の影響についても調査する。

(3) 平板ヘリカルインデューサの内部流れ計測とCFD解析によるキャビテーション流れ解析

平板ヘリカルインデューサの内部流れ、特に不安定現象の発生することの多い部分流量域の流れは入口逆流を伴う複雑な流動構

造となる。ここではまず、非キャビテーション時のインデューサ内部流れ構造を、LDV(レーザードップラー流速計)計測およびCFD解析により詳細に解明することを目的とする。さらに、キャビテーションを考慮したCFD解析を行い、吸込み性能およびキャビティ概観を実験と比較することによりその妥当性を確認した上で、インデューサのキャビテーション特性を算出する。

3. 研究の方法

(1) 翼端漏れ渦キャビテーションのキャビテーションモデル構築とキャビテーション特性の評価

横断面流れが支配的である翼端渦流れに細長物体近似を施し、そこに発生するキャビテーションについて、円柱状キャビティの成長方程式と二次元渦法をカップリングした簡易モデル解析法を構築し、解析を行う。

図1に示すように翼端漏れ渦キャビテーションに関して細長物体近似を用いて、三次元定常流れの翼に沿う方向(Z軸方向)の変化を時間変化に置き換え、翼弦に垂直な平面内の二次元非定常流れを二次元渦法で解析する。渦法では、流れ場は翼端隙間からの漏れ流れを表す湧き出し分布、翼端から随時放出される渦点、キャビティの膨張・収縮を表す湧き出しおよびそれらの鏡像でモデル化される。ここで、それぞれの成分の鏡像は翼および壁面の境界条件を満足するように考慮する。また、漏れ流速および渦点の循環は翼面圧力差から、キャビティを表す湧き出しはその成長速度から算出される。このとき、キャビティの成長速度は円柱状キャビティの成長方程式を並行して解くことにより得られる。

作動流体の熱物性が翼端渦キャビテーションに及ぼす影響は、円柱状キャビティに対して、キャビティの膨張・収縮に伴う潜熱とキャビティ表面での熱流束との釣り合い、および Clapeyron-Clausius の式を適用することにより考慮する。

以上の解析結果から、キャビティの体積 V_C

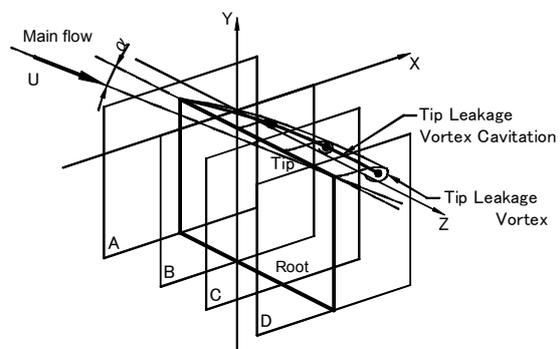


図1 翼端渦キャビテーションの解析モデル

を各二次元平面におけるキャビティ断面積を翼弦方向にキャビティ前縁から後縁まで積分することにより求め、その結果を用いて準定常のキャビテーションコンプライアンス C_B およびマスフローゲインファクタ M_B を次式により評価する。

$$C_B = \frac{\partial V_C / C^3}{\partial \sigma}, \quad M_B = \frac{\partial V_C / C^3}{\partial \alpha}$$

ここで、 C は翼弦長、 σ はキャビテーション数、 α は迎え角である。

(2) 二次元平板翼列における非定常キャビテーションの挙動観察

翼列のキャビテーション実験は、回流ポンプ、圧力調整用タンク、試験部 (200mm × 81.5mm 矩形断面) からなる密閉型回流水槽を使用する。図 2 に試験部外観を示す。供試翼列は、翼弦長を $c=90.0\text{mm}$ 、翼厚を 4.0mm、食違い角を $\beta=75^\circ$ とし、ソリディティ $c/h=2.0, 1.0$ 、翼端隙間 $\tau=0.0, 2.5\text{mm}$ の平板翼列とした。なお、試験部の都合上、翼枚数は有限 ($c/h=2.0$ は 3 枚、 $c/h=1.0$ は 1 枚) であるので、無限翼列を模擬すべく、試験部上下壁を隣接翼を模擬した形状 (以下ダミー翼と呼ぶ) としている。

実験は、迎え角を 7° とし、試験部流速 $U=8.0\text{m/s}$ (レイノルズ数 $Re=Uc/\nu=6 \times 10^5$, ν : 動粘性係数) をほぼ一定に保ち、試験部圧力 (キャビテーション数) を変化させて行う。いずれの翼列においても、中央の翼の中心から上流 200mm、前縁から上流側 $0.2c$ 、後縁から下流側 $0.2c$ の壁面において、歪ゲージ式圧力変換器により試験部主流圧力 P_t 、翼列上下流圧力 P_{in} 、 P_{out} を測定するとともに、2 台の高速度カメラ (撮影速度は 4,000frame/s) を用いて、側面と上面からのキャビティ挙動の同時観察を行う。

(3) 平板ヘリカルインデューサの内部流れ計測と CFD 解析によるキャビテーション流れ解析

本実験では、密閉式回流水槽を用いる。試験部概略図および供試インデューサを図 3 に示す。供試インデューサは翼数 2、翼先端弦

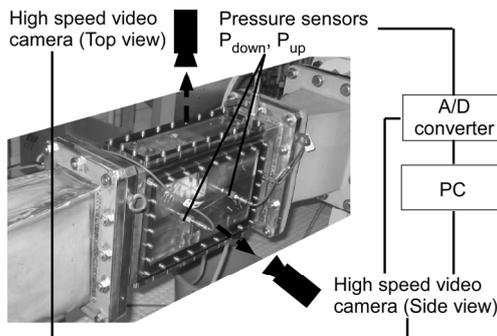


図 2 翼列試験の試験部と計測システム

節比 2.0、先端翼角 14° 、翼先端径 $D=64[\text{mm}]$ (翼端隙間 0.5mm) の平板ヘリカル形である。回転数を $N=3,000[\text{rpm}]$ または $5,000[\text{rpm}]$ とし、流量係数をキャビテーションサージが広い NPSH 域で発生する流量係数 $\phi=0.017$ 一定 (ϕ は軸流速と翼先端周速の比) に保ち、キャビテーションが発生しない十分に高い NPSH で実験を行う。

本研究で用いた LDV は一次元計測用であり、絶対流速の軸方向成分 V_a および周方向成分 V_u をそれぞれ別個に計測する。LDV 計測と同時にインデューサの回転位相を表す 1 回転 360 パルスをカウントし、LDV データの取得と同時にパルスのカウント数を参照することにより、計測データとインデューサ回転位相とを対応付ける。LDV 計測位置は、インデューサ翼前縁から翼間喉部下流までの逆流構造を明らかにするために、主として翼端側 $r=30.1\text{mm}$ (86.3% 翼スパン)、ミッドスパン近傍 $r=24.8\text{mm}$ (56% 翼スパン)、ハブ側 $r=16.7\text{mm}$ (9.7% 翼スパン) の 3 半径位置の、インデューサ前縁を基準に上流 $z=-13\text{mm}, -2\text{mm}$ 、下流 $z=3\text{mm}, 6.5\text{mm}, 10\text{mm}, 13.5\text{mm}, 17\text{mm}, 20\text{mm}$ において軸方向と周方向速度成分を計測する。得られた流速データを翼位置 4° 毎に平均し、翼回転位相に固定したアンサンブル平均流速分布を得る。

次に、商用 CFD コードである ANSYS 社製 CFX11.0 を用いて、インデューサ 1 ピッチに対して、LDV 計測と同一の流量係数 $\phi=0.017$ において定常解析を行う。解析モデルを図 4 に示す。簡単のため、解析モデルとしてインデューサと回転軸、ケーシングのみを考慮し、インデューサ上流 $4D_c$ (D_c はケーシング内径)、下流 $3D_c$ までを解析領域としている。総格子点数は 1,475,452 点であり、翼端隙間に格子点を 25 点配置している。乱流モデルには SST

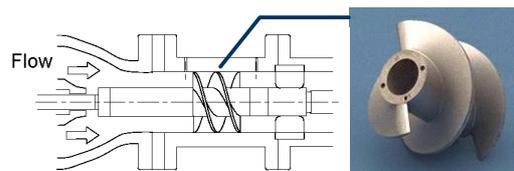


図 3 インデューサ試験部と供試インデューサ

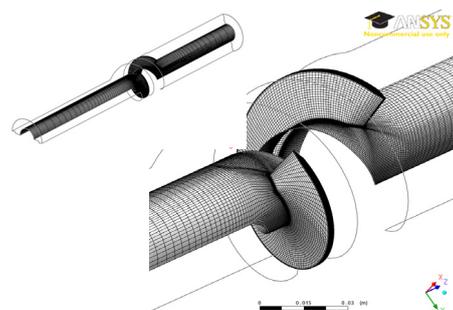


図 4 解析モデルと解析格子

モデルを採用し、境界条件には、入口で質量流量一定の流入条件、出口で全圧一定の開放流出条件、インデューサ及びハブ面で回転座標系でのすべりなし条件、ケーシング壁面では絶対座標系でのすべりなし条件を用いた。CFD解析ではまず、非キャビテーション時の解析を行い、インデューサの複雑な内部流れ場を十分に模擬できることを確認した上で、キャビテーションを考慮した CFD 解析を行う。キャビテーションモデルには Rayleigh-Plesset モデル（単一気泡の成長を模擬したもの）を用いる。

4. 研究成果

(1) 翼端渦キャビテーションのキャビテーションモデル構築とキャビテーション特性の評価

解析モデルの基本的な妥当性を検討するため、解析結果の一例を同条件での実験結果と合わせて図5に示す。図5はキャビテーション数 $\sigma=1.0$ 、迎え角 $\alpha=4.0^\circ$ のときの翼端渦キャビテーションの形状を示しており、(a)はHigashiらによる水試験の結果（出典：Higashi, S. et al., JSME Int. J. 45-3, 662-671 B(2002)）、(b)は本解析で熱力学的効果を考慮しなかった場合（水は熱力学的効果が小さいため）の結果を示している。これらの比較により、本解析が翼端渦キャビテーションの形状を良く模擬できることが分かる。

熱力学的考慮を考慮した解析を行ったところ、熱力学的効果の大きさを表す Σ^* の値が大きくなるほど、翼前縁付近におけるキャビティの成長、およびキャビティが最大径をとった後の収縮が共に抑制されることが分かった。ここで Σ^* は

$$\Sigma^* = \frac{L^2}{c_{pl} T_\infty} \left(\frac{\rho_v}{\rho_l} \right)^2 \sqrt{\frac{C}{aU^3}}$$

であり、 L 、 c_{pl} 、 T_∞ はそれぞれ潜熱、液相の比熱、遠方の温度、 ρ_v 、 ρ_l は蒸気相、液相の密度、 U 、 a は主流の流速、温度伝導率である。以上で得られた結果より、準定常のキャビテーション特性（キャビテーションコンプライアンス、マスフローゲインファクタ）を算出した結果を図6に示す。図6では、迎え角を $\alpha=5.0^\circ$ とし、 Σ^* を0, 10, 100としている。図から、キャビテーション数 σ の減少に伴い、 C_B 、 M_B はともに熱力学的効果の程度によらず増加すること、 Σ^* の増加に伴い、 C_B 、 M_B の値はともに減少することが分かる。特に後者は、 σ が小さい範囲で顕著に表れており、熱力学的効果の影響によりキャビティの成長が強く抑えられているためと考えられる。

本解析により得られた主要な結論を以下に示す。

- 本解析は翼端渦キャビティの形状を良く模擬できる。

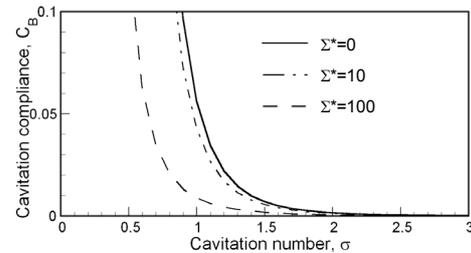


(a) Experiment by Higashi et al.

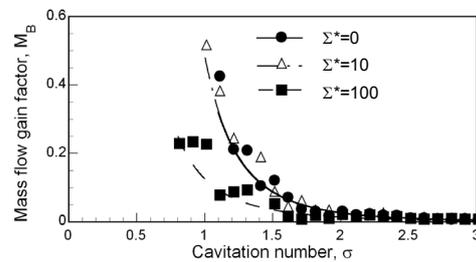


(b) Present analysis

図5 キャビティ形状の例 ($\sigma=1.0$, $\alpha=4.0^\circ$)



(a) キャビテーションコンプライアンス



(b) マスフローゲインファクタ

図6 翼端渦キャビテーションの準定常キャビテーション特性 ($\alpha=5.0^\circ$)

- 翼端渦キャビテーションの膨張およびその後の収縮は、熱力学的効果の影響で熱力学パラメータ Σ^* が大きいかほど抑制される。
- 翼端渦キャビテーションの準定常特性は熱力学的効果の影響が大きいかほど小さい値を示す。

(2) 二次元平板翼列における非定常キャビテーションの挙動観察

図7に、実験結果の代表例として、翼端隙間 $t=2.5\text{mm}$ の場合の、キャビテーション数 σ に対する翼列の圧力回復係数 $C_p=2(P_{out}-P_{in})/\rho U^2$ を示す。ソリディティ $c/h=2.0$ の翼列の方が、翼のブロッキングが $c/h=1.0$ の翼列より大きいため、 C_p が全体的に小さい。図から、キャビテーションが発生する前（図中○、△）までは C_p はほぼ一定であり、キャビテーションが発生すると急激に低下していることが分かる。また、図から、 $c/h=1.0$ では圧力低下時と上昇時に C_p が異なる値をとるヒステリシスが確認できる。この原因は、キャビティの高速度ビデオ撮影により、各翼に発生するキャビティのパターンが異なることによることが分かった。例えば、 $c/h=1.0$ の場合に

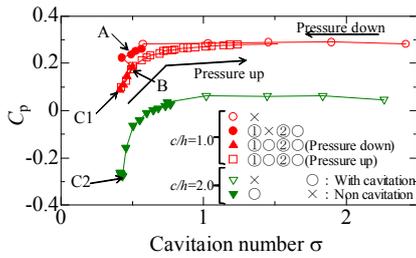


図7 翼列の圧力回復係数

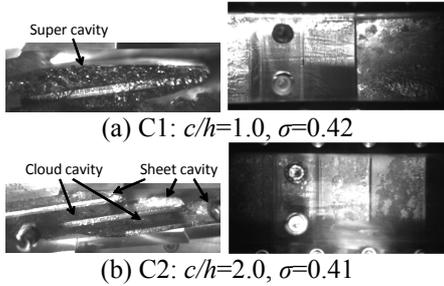


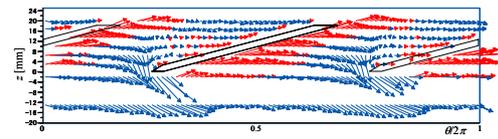
図8 ブレークダウン時のキャビティ形状

おけるほぼ同じキャビテーション数 ($\sigma \approx 0.50$) のときの A 点 (圧力低下過程) と B 点 (圧力増加過程) を比較すると、B 点の方が全ての翼においてシートキャビティ、クラウドキャビティともに発達しているのに対し、A 点の場合には中央の翼にのみキャビティが発生する。このように、同じキャビテーション数 σ でも、キャビティのパターンが異なり、このことが、図7の翼列特性のヒステリシスの発生と対応していると考えられる。

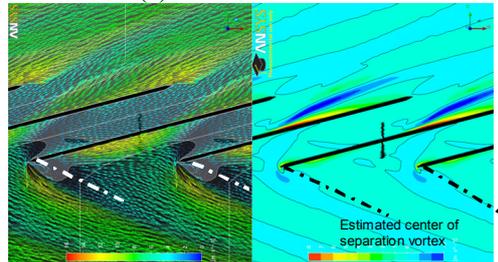
次に、ソリディティの違いによるブレークダウン (C_p の急低下) 時のキャビティ様相の違いを比較するため、図7中の $c/h=1.0$ の C1 点および $c/h=2.0$ の C2 点におけるキャビティの様相を図8に示す。 $c/h=1.0$ の場合には、翼負圧面上のキャビティがブレークダウン時にスーパーキャビテーションまで発達しているのに対して、 $c/h=2.0$ の場合にはキャビティが喉部までも達していないことがわかる。これは $c/h=2.0$ では喉部が狭いため、隣接翼の前縁のよどみ点圧力が影響し、キャビティの伸長が抑制されているためであると考えられる。また $c/h=2.0$ の場合には、正面からの画像より、翼間にクラウドキャビティが確認できる。このクラウドキャビティが上流のシートキャビティ後縁からちぎれて流下し、翼間を閉塞することによりブレークダウンに至っていると考えられる。このように、ブレークダウンに至る過程において、ソリディティ $c/h=1.0$ と 2.0 では、キャビティの成長過程が異なることが観察された。

本実験で得られた結果を以下にまとめる。

- ソリディティ $c/h=1.0$ の翼列において、圧力回復係数に圧力の上昇過程と低下過程でヒステリシスが見られた。これはキャビ



(a) LDV measurement



(b) CFD

図9 翼間速度分布の例 ($\phi=0.017, r=30.1\text{mm}$)

ティの発生パターンの相違が原因であることがわかった。

- $c/h=1.0$ の翼列において、圧力回復係数はキャビティ長さやキャビティの発生パターンによることがわかった。翼端漏れ流れは主流の迎え角を等価的に小さくし、翼面のキャビティを短くすることで間接的に現れる。
- $c/h=1.0$ と 2.0 の翼列ではブレークダウンに至るまでのキャビティの成長過程が異なることがわかった。特に、 $c/h=2.0$ の場合には、キャビティの非定常性がブレークダウンと密接に関係していることが分かった。

(3) 平板ヘリカルインデューサの内部流れ計測と CFD 解析によるキャビテーション流れ解析

まず、図9に部分流量点における LDV 計測および CFD 解析により得られた非キャビテーション時の相対速度分布の例を示す。図の速度ベクトル図は翼端近傍 $r=30.1\text{mm}$ のものであり、実験結果(a)においては逆流 (軸速度成分が負) を青の矢印で、CFD 結果(b)の左図においては逆流を背景が濃いグレーの領域で示している。CFD 結果(b)の右図は流れ場を三次元的に捉えるべく、半径方向速度成分の分布を示している。図から、実験で観察される逆流様相を含めた翼間流れが CFD 解析でよく模擬されることが分かる。さらに詳細な CFD 解析結果の分析により、入口逆流の発生が翼端近傍の前縁はく離と漏れ流れに起因すること、翼端近傍負圧面側では低流量であってもハブ側からの流体の供給により流れが再付着して翼面に沿う順流となることなど、インデューサ内部流れの複雑な三次元構造が明らかになった。

次に、同低流量において、CFD 解析により得られたキャビティ形状の例を実験観察とあわせて図10に示す (無次元 NPSH

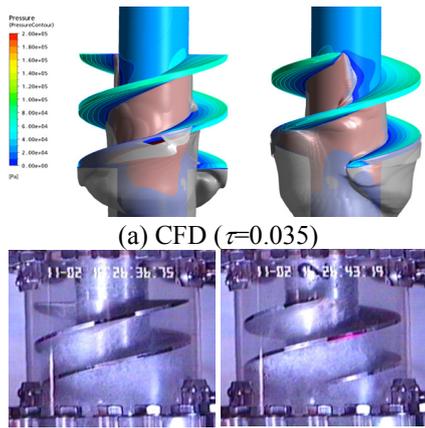


図10 キャビティ形状の例 ($\phi=0.017$)

$\tau=0.035$). CFD 解析結果ではボイド率 (蒸気相の体積分率) 10%の等値面をグレーで示している. 図から, CFD 解析でのキャビティ形状が概ね実験での形状を捉えていることが分かる. なお, ここでは割愛するが, 吸込み性能曲線についても, CFD 解析により実験結果をよく模擬できることが確認された.

最後に, 高流量 (流量係数 $\phi=0.135$) において得られた CFD 解析結果について, キャビティ総体積を解析領域全域でのボイド率の積分値として求め, その結果から準定常のキャビテーションコンプライアンスを算出した例を示す. キャビテーションコンプライアンスは, 無次元 NPSH の低下とともに増大し, キャビティが翼間を閉塞し始めると, 急激に増加することが分かった.

本研究により得られた結果を以下にまとめる.

非キャビテーション時について,

- インデューサ翼間ハブ側では, 喉部より下流においてほぼ全域逆流であり, ハブ側から流入した流れが喉部上流で半径外側へ向かう三次元流れとなる.
- 低流量であってもインデューサ負圧面前縁近傍は, ハブ側より立ち上ってくる流れにより流体が供給され, 順流となる. ただし, この流れの一部は三次元流れにより上流へ押し戻される.
- 翼間から上流への逆流は, 主として圧力面からの上流流出による.
- 翼先端側負圧面前縁近傍ではく離渦が生じ, これが上流へ向かうことにより, 大規模な入口逆流が形成される.

キャビテーション時について

- CFD 解析におけるボイド率の等値面は実験のキャビティ形状を概ね模擬できる.
- CFD 解析によりキャビテーション特性を実際に算出したところ, キャビティが翼間を閉塞するとキャビテーション特性が急激に増加することが分かった.

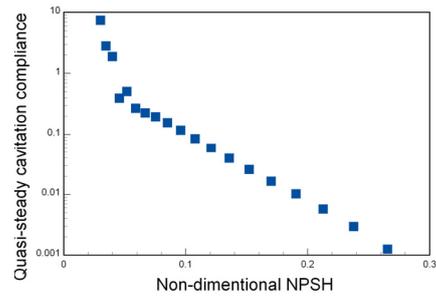


図11 準定常のキャビテーションコンプライアンスの算出例 ($\phi=0.135$)

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[学会発表] (計5件)

- ① 末藤太造, 渡邊 聡, 池田 専, 古川明德, 平板翼列に生じる非定常キャビテーションの実験的観察, キャビテーションに関するシンポジウム (第14回), 2009年3月19日, 仙台
- ② 井上直樹, 渡邊 聡, 石坂公一, 古川明德, 金 峻琥, 部分流量域におけるポンプインデューサの入口逆流構造, キャビテーションに関するシンポジウム (第14回), 2009年3月19日, 仙台
- ③ 渡邊 聡, 池田 専, 古川明德, 西井一史, 翼端渦キャビテーションの熱力学的効果の解析的検討, 日本混相流学会巡回講演会 2008, 2008年8月8日, 会津.
- ④ S. Watanabe, A. Ikeda, A. Furukawa and K. Nishii, An Analysis of Thermodynamic Effect of Tip Leakage Vortex Cavitation, WIMRC CAVITATION FORUM 2008, 2008年7月9日, Warwick (英国).
- ⑤ 渡邊 聡, 井上直樹, 石坂公一, 古川明德, ヘリカルインデューサに生じる入口逆流の数値解析, 日本機械学会九州支部・中国四国支部合同企画沖縄講演会, 2007年10月20日, 沖縄

6. 研究組織

(1) 研究代表者

渡邊 聡 (WATANABE SATOSHI)

九州大学・大学院工学研究院・准教授

研究者番号: 50304738

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし