

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年 5月14日現在

機関番号：17102

研究種目：若手研究（A）

研究期間：2009～2011

課題番号：21686019

研究課題名（和文） キャビテーション翼列における局所非定常流動構造の解明と数値解析モデル構築

研究課題名（英文） Study on Unsteady Local Flow Structure in Cavitating Cascade toward Effective Mathematical Modeling of Cavitation

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（和文）：

キャビテーション発生下で運転されるターボポンプにおいて問題となるキャビテーション不安定現象の予測技術の確立を目指し、ターボポンプを模擬した簡便なモデルである翼または翼列のキャビテーション流れを対象に、流れ計測と可視化技術により詳細な流れ構造データを提示した。また、並行してキャビテーションCFD（数値流体力学）解析を実施し、実験との比較を通して予測技術の確立に具備すべき数理モデルの要件を提示した。

研究成果の概要（英文）：

Toward the quantitative prediction of cavitation instabilities in turbopumps, detailed measurements of cavitating flow in simplified models, namely two-dimensional cascade and isolated hydrofoils, are carried out in addition to high-speed video camera observations. From the combined data, unique characteristics of cavitating flow are extracted, and detailed flow data are presented. Numerical simulations are also carried out, and the numerical model required for the qualitative prediction of cavitating flow is discussed through the comparisons with the experiments.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	10,400,000	3,120,000	13,520,000
2010年度	5,200,000	1,560,000	6,760,000
2011年度	2,700,000	810,000	3,510,000
年度			
年度			
総計	18,300,000	5,490,000	23,790,000

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：キャビテーション，翼・翼列，ターボポンプ，非定常流，数値流体解析

## 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、その吸込側低圧部でキャビテーションが発生する。機体の軽量化が重要視される液体燃料ロケットにおいて使用される燃料・酸化剤供給用ターボポンプはその典型例であり、インデューサ部でキャビテーションが発生した状況下での運転が余儀なくされている。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し、それらによる軸振動が問題となることが多い。幸いなことに、これらの不安定現象は吸込みケーシング形状の変更等の対症療法的な手段により抑制される、あるいは運転時間が非常に短いためそれらによる軸振動が大きくなければ問題ではないなどの理由により、深刻な問題となることは少ないが、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するとともに、その理解に基づき不安定現象の発生を予め定量的に予測することが重要である。

これまでの研究により、キャビテーション不安定現象の発生原因がマスフローゲインファクタ（流量の減少に対するキャビティ体積の増加量）にあることが理論的に判明している。また、著者らはインデューサを模擬した二次元翼列に対するポテンシャル流に基づく理論解析により、各キャビテーション不安定現象における変動周波数や発生運転条件を定性的ではあるが世界で初めて予測するに至っている。一方、近年の数値流体力学（CFD）解析技術の飛躍的な発達のおかげにより、キャビテーション解析が市販の CFD コードでも可能となっており、既にインデューサのキャビテーション流に適用した例も見られる。しかしながら、キャビテーション不安定現象については定量的な予測にはほど遠く、未だ定性的な考察の域を超えないのが現状であり、適用したキャビテーションモデルや CFD 解析そのものの妥当性の検討にさえ至っていない。また、キャビテーション CFD モデルの構築および不安定現象の解明の観点から、二次元翼列を対象とした非定常キャビテーション流れの CFD 解析が積極的に行われている。その結果、様々な非定常現象が模擬され、詳細な考察がなされているが、翼列での実験データが全くないため実験との比較がなされておらず、実現象との対応および CFD モデルの妥当性の検討が課題として挙げられる。

## 2. 研究の目的

上述した背景の下、本研究では、キャビテーション不安定現象の予測技術の確立を目指す。まず、予測技術の確立のための流れ場の実験計測データが不足していることから、ターボポンプを模擬した簡便なモデルである翼および翼列のキャビテーション流れを対象に、流れ計測および可視化技術に基づき局所流動構造を解明するとともに詳細データベースを構築することを第一の目的とする。また、キャビテーション CFD 解析を実施し、実験結果との詳細な対比を通して、単に翼素性能のみならずキャビテーション流れ場の観点から CFD 解析の定量的な妥当性を明らかにする。その上で、予測性能改善に向けた数理モデルの課題を抽出・提示することを第二の目的とし、新たなキャビテーション CFD モデルの構築を将来的な目標とする。

## 3. 研究の方法

本研究では、上述した二つの目的の完遂のため、以下の3課題を段階的に実施する。そ

れぞれについて、以下に方法を述べる。

### (1) 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

インデューサの簡便なモデルとして二次元翼列が最適であるが、翼列のキャビテーション流れに関する実験例は少なく、非定常挙動に関する実験例は全くない。そこで、本研究では、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し、翼列のキャビテーション実験を行う。図1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  $4.0\text{mm}$ 、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としている。

実験は、迎え角を  $7^\circ$  とし、試験部流速  $U=8.0\text{m/s}$ （レイノルズ数  $Re=Uc/\nu=6\times 10^5$ 、 $\nu$ ：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  $P_m$ 、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。

### (2) 単独 Clark Y 11.7% 翼周りの詳細流れ計測

翼列での実験では、翼間が非常に狭く、詳細な流れ計測が困難であるため、単独翼周りのキャビテーション流れ計測を実施する。実験には、(1)と同一の密閉型回流水槽を用い、供試翼には、翼弦長  $C=100\text{mm}$ 、翼スパン 81mm（翼端隙間 0.5mm）の Clark Y 11.7% 翼を用いる。翼スパン方向を水平に負圧面が上面を向く姿勢で試験部中央に設置して実験する。

実験では、壁面静圧分布計測と翼周囲の流れ分布計測を行う。壁面静圧分布計測においては、図2(a)に示すように、孔径 0.5mm の取

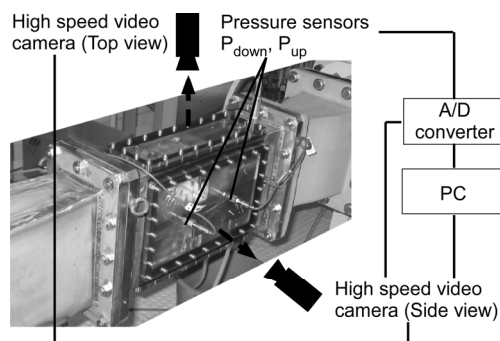
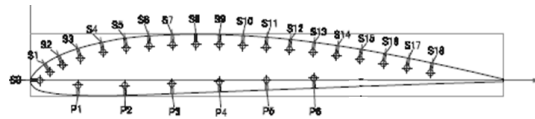
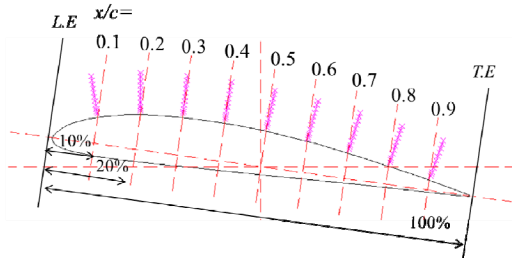


図1 翼列試験の試験部と計測システム



(a) 翼面圧力計測位置



(b) LDV 計測位置

図 2 Clark Y 11.7%翼形モデルと各計測点

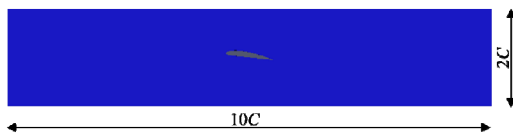


図 3 解析領域

圧孔をスパン中央において前縁 1 カ所，負圧面 18 カ所，圧力面 6 カ所の前 25 カ所の圧力を計測する。なお，導圧管の周波数特性を勘案し，計測条件設定後十分な時間が経過したのちに時間平均圧力を計測する。一方，翼周囲の流れ分布計測では，トレーサ粒子として球形ナイロン粒子（平均直径  $4.1\mu\text{m}$ ，比重 1.02）を用い，1 次元レーザードップラー流速計（LDV）により行う。計測は，スパン中央断面において，図 2(b)に示すように，翼前縁より 10%翼弦長ごとに，翼面に平行な速度成分を翼表面より 1mm ごと（+翼面より 1.5mm）の計 11 点において実施する。また，翼上流および下流の速度分布計測も併せて実施する。なお，計測結果は各計測点にランダムに飛来するトレーサ粒子の速度であるため，十分なサンプル数を取得したのち，それらの平均値と標準偏差によって，時間平均流れ分布と変動分布を評価する。

実験条件は，試験部流速を  $U=8.0\sim 8.2\text{m/s}$  でほぼ一定とし，迎え角  $\alpha$  を，圧力分布計測では高揚力状態である  $\alpha=8.0^\circ$  および高揚抗比状態である  $\alpha=2.0^\circ$ ，LDV 計測では  $\alpha=8.0^\circ$  とする。また，以上の計測に加えて，計測結果と非定常キャビテーション挙動との対応を明らかにすべく，(1)と同様に 2 台の高速度カメラ（撮影速度は  $8,000\text{frame/s}$ ）を用いて，側面と上面からのキャビテーション挙動の同時観察を行う。

#### (3) 単独 Clark Y 11.7%翼周りの CFD 解析

ここでは CFD 解析の課題抽出を目的に，簡単のため二次元流れを仮定し，実験と同様の Clark Y 11.7%翼形周りの二次元 CFD 解析を実施する。流路高さは実験と同一の  $H=200\text{mm}=2C$  とし，翼の翼弦中心が流路中心に一致するよう翼を配置する。CFD 解析ソルバーには，OpenFOAM に実装されている interPhaseChangeFoam を用いる。OpenFOAM はソースコードが公開されているため，必要に応じて自由にモデルの組み込み，修正が可能である。interPhaseChangeFoam は，VOF 法を用いた非定常非圧縮性流体ソルバーであり，均質流の仮定に基づき，Navier-Stokes 方程式に加えて，蒸気相の体積分率であるボイド率  $\alpha_v$  ( $=1-\alpha_l$ ， $\alpha_l$ : 液相体積分率) の輸送方程式を解くソルバーである。ボイド率の生成項には，Kunz の蒸発・凝縮項を用い，それぞれのモデル定数を  $C_v=C_c=100$  とした。

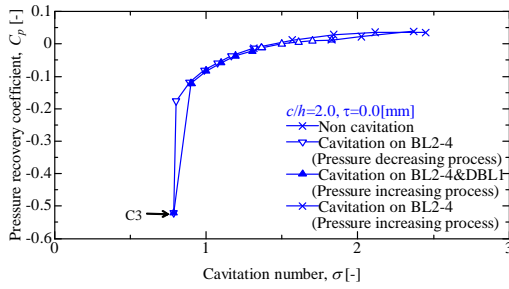
乱流モデルには，単相流において翼面圧力分布を適切に模擬できる RNG  $k-\varepsilon$  モデルを使用する。翼中心から上下流 5C までの領域を計算領域とし（図 3），境界条件には，入口で速度一定 ( $U=8.1\text{m/s}$ )，出口で静圧一定，翼壁面ですべり無し，流路壁面ですべり有り条件を用いる。なお，計算格子の総節点数は 82,816 である。

解析では，実験と翼のキャビテーション性能に大きな差異が見られる迎え角  $\alpha=8.0^\circ$  を解析条件とし，出口静圧を変えることにより種々のキャビテーション数を設定して解析を実施する。

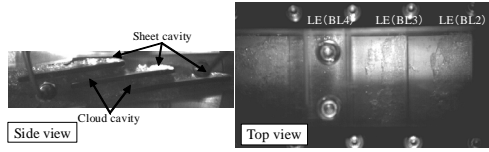
#### 4. 研究成果

##### (1) 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 4 に，実験結果の一例として，ソリディティ  $c/h=2.0$ ，翼端隙間  $\tau=0.0\text{mm}$  の場合の，減速翼列の性能の指標である圧力回復係数  $C_p=2(P_{out}-P_{in})/\rho U^2$  のキャビテーション数  $\sigma=2(P_{in}-P_v)/\rho U^2$  に対する変化を示す ( $P_v$ : 水の飽和蒸気圧， $\rho$ : 水の密度)。また，同図(b)には  $C_p$  の急低下時のキャビテーションの様相を示す。図から，翼面のシートキャビテーションが翼間喉部まで至っていないにも関わらず， $C_p$  の低下が生じていること，翼間ではクラウドキャビテーションの流下が見られ，クラウドキャビテーションによる非定常的な翼間閉塞が時間平均としての  $C_p$  の低下を招いていることが分かる。同様の結果は翼端隙間  $\tau=2.5\text{mm}$  の場合にも得られ，翼間を有するソリディティ  $c/h=2.0$  の翼列においては，翼列のキャビテーション性能はシートキャビテーションとその後縁から放出されるクラウドキャビテーションの非定常性に大きく依存することが分かった。一方，ソリディティが  $c/h=1.0$  の翼列の場合には，シートキャビテーションが翼よりも長く伸長するスーパーキャビテーション状態が存在し，キャビテーションが翼面

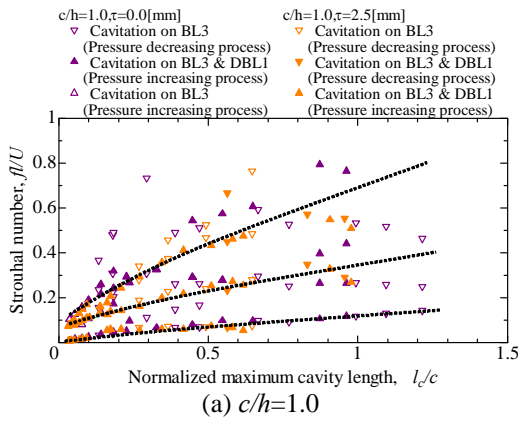


(a) 圧力回復係数  $C_p$  vs  $\sigma$

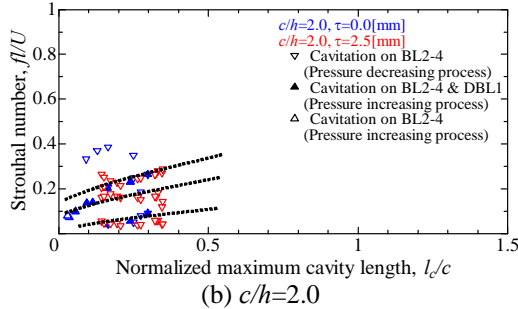


(b) キャビテーション様相 ( $\sigma=0.79$ )

図4 圧力回復係数のブレークダウン特性とキャビティの様相 ( $\tau=0.0\text{mm}$ )



(a)  $c/h=1.0$



(b)  $c/h=2.0$

図5 キャビティの変動周波数とキャビティ長の関係

を覆うことにより翼負荷が低下し圧力回復係数  $C_p$  の低下に至ることが別途確認され、ソリディティにより翼列性能のキャビテーションブレークダウンの機構が大きく異なることが分かった。

図5に、翼上流の圧力変動の周波数解析結果から、別途行った画像解析結果との対比によりキャビティの変動によるものを抽出し、平均キャビティ長  $l$  に基づく無次元周波数  $St = fl/U$  を用いて整理したものを示す。図から、横軸にキャビティ長を取ることにより、翼端

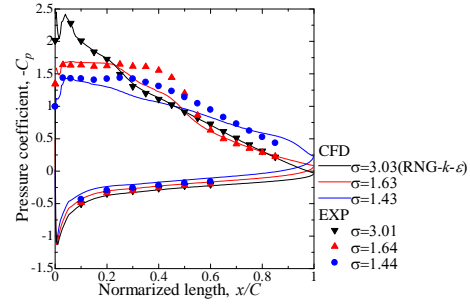
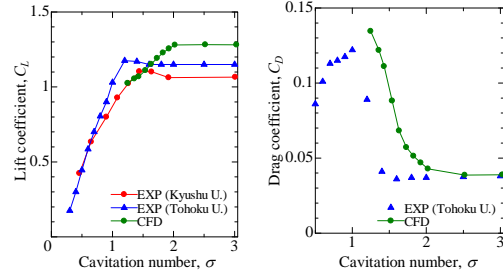


図6 翼面圧力分布



(a)  $C_L$  vs  $\sigma$

(b)  $C_D$  vs  $\sigma$

図7 揚抗力係数

隙間と無関係に  $St$  数で整理できること、また異なるソリディティの結果でも同様の  $St$  数となることが分かる。すなわち、キャビティが短い状態におけるキャビティの非定常性は、翼列の形状に依存しないことが結論づけられた。

他の知見に関しては割愛するが、以上のようなキャビテーション翼列に関する基礎的な実験データはこれまでに一切提示されておらず、各発表においては国内外の研究者から好評を得た。今後の CFD 解析のベンチマークデータとして非常に有用であると自負している。

## (2) 単独 Clark Y 11.7% 翼周りの詳細流れ計測

図6に、迎え角  $8^\circ$  における、キャビテーション発生時 (キャビテーション数  $\sigma=1.64, 1.44$ ) および非発生時 ( $\sigma=3.01$ ) の Clark Y 11.7% 翼周りの圧力係数  $C_p = 2(p - p_{in}) / \rho U^2$  の分布の計測結果例を示す。縦軸には  $-C_p$  を取っており、負圧面側 ( $-C_p$  が正側) で、 $-C_p = \sigma$  となっている領域がキャビテーションの発生領域に相当する。図から、実験データでキャビティの後方で、 $-C_p$  が滑らかに低下していること、この傾向が  $\sigma$  が小さい方が顕著であることが確認される。また、図7に  $C_p$  分布を積分することにより算出された揚力係数  $C_L$  を  $\sigma$  に対してプロットした結果を示す。同図には、過去の東北大学での天秤による直接計測結果も示している。本実験結果および天秤による直接計測結果では、トンネルの違いに起因して定量的には異なるものの、いずれの場合も、 $\sigma$  の減少に伴い  $C_L$  は一旦増加した後

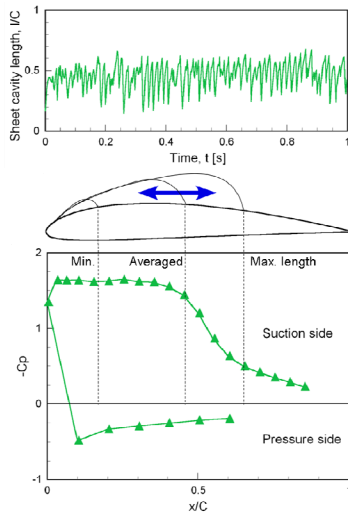


図8 キャビティ長変動と  $C_p$  分布 ( $\sigma=1.65$ )

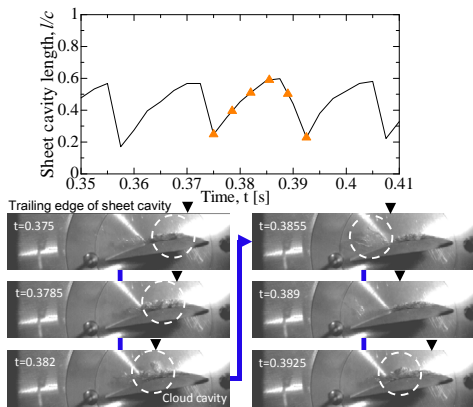


図9 キャビティの非定常挙動 ( $\sigma=1.65$ )

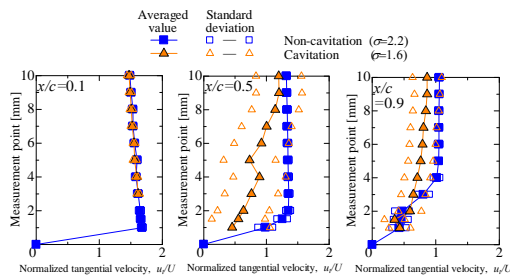


図10 LDV 計測結果の例

に、減少に転じてブレークダウンに至ることが分かる。

本実験結果で揚力係数  $C_L$  の増加が見られた  $\sigma=1.65$  における、キャビティ長変動の時間履歴と翼面圧力係数 ( $-C_p$ ) 分布を図8に、変動1周期中のキャビティの様相を図9に示す。図8から、翼面キャビティ長さの変動領域の後半部で  $-C_p$  が徐々に減少していること、また図9よりこの領域がクラウドキャビティの存在領域に相当することが確認される。このことから、クラウドキャビティの存在、すなわちキャビティの非定常性により、 $-C_p$  がシートキャビティ後方で急減せずに高い状態

が保たれ、 $C_L$  も微増するものと判断される。

図10に翼負圧面近傍の速度分布を、キャビテーション発生時 ( $\sigma=1.6$ ) と非発生時 ( $\sigma=2.2$ ) について示す。図から、シートキャビティの後方 ( $x/C=0.5$ ) において、 $\sigma=1.6$  の場合に、クラウドキャビティの存在により平均流の大きな欠損が存在するとともに変動分(標準偏差)が非常に大きいこと、クラウドキャビティ消失後の  $x/C=0.9$  においても速度欠損の範囲が広いことが分かる。

以上のように、本研究により、単独翼形の揚力特性とキャビティの非定常性との関係が明らかになった。このことは、CFD解析によるキャビテーション時の翼素性能やポンプ性能、不安定現象の予測には、キャビティの有する本来の非定常性を定量的に再現できるモデルが必要であることを意味している。また、単独翼の結果ではあるものの、本研究成果のようにキャビテーション時における翼面圧力分布、翼周りの速度分布、キャビティ挙動の詳細な動画が揃ったデータは公表されておらず、今後のCFD解析の向上に向けた有用なベンチマークデータを提示できたものと考えている。

なお、本研究での圧力分布計測の一部は、ターボ機械協会コンソーシアムプロジェクト「CFDによるターボ機械のキャビテーション予測手法の高度化」の補助を受けた。

### (3) 単独 Clark Y 11.7% 翼周りの詳細流れ計測

図6, 7に、本研究で実施したCFD解析により得られた翼面圧力係数 ( $-C_p$ ) 分布および揚抗力特性を実験と対比して示す。図から、CFD解析の方がキャビティ後方部で  $-C_p$  が小さく、より高いキャビテーション数で揚力係数  $C_L$  が低下していることが確認される。一方、図11に示すシートキャビティ長の平均長さ、最大長さ、最小長さの実験結果とCFD解析結果を見ると、CFD解析結果の方が同一の  $\sigma$  に対して明らかにキャビティが短いことが確認される。このことは、CFD解析はキャビティ領域を過小評価しているにも拘らず、キャビティ発生による性能低下を過大評価していることを意味する。

図12にCFD解析で観察された変動1周期中のキャビティの様相の例をボイド率分布で示すとともに ( $\sigma=1.63$ )、図13に同条件での翼周りの速度分布を示す。図から、CFD解析結果ではクラウドキャビティの発生は確認されず、クラウドキャビティ放出による速度変動も確認されない。(2)での結論を勘案すると、クラウドキャビティの放出を含む非定常性の実現がCFD解析によるキャビテーション予測性能の向上に重要であるといえる。

なお、以上の結果を受けて、キャビティ界面を仮想的にボイド率50%の等値面と仮定し、その内外で諸量を切り替えるモデルを考

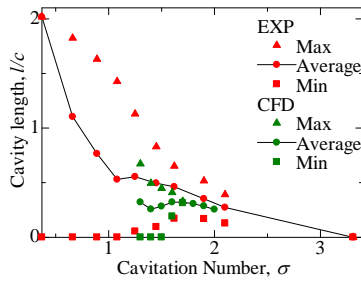


図 11 シートキャビティ長さ

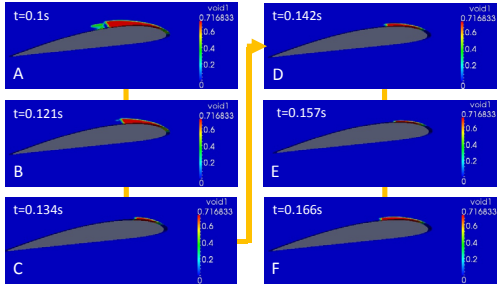


図 12 CFD 解析でのキャビティの様相例

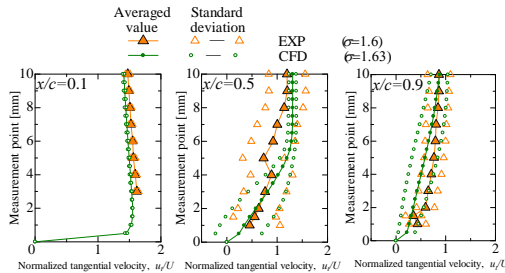


図 13 負圧面近傍速度分布 ( $\sigma=1.63$ )

案した。今後、引き続いて CFD 解析に実装し、その妥当性を検討して行きたい。

### 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)

[雑誌論文] (計 1 件)

- ① 渡邊 聡, 小西祐介, 松成宏樹, 古川明徳, 単独翼に生じるキャビテーション不安定現象の実験的研究, ターボ機械, 査読有, 第 40 巻第 4 号, 2012, pp.248-255.

[学会発表] (計 10 件)

- ① S. Watanabe, Y. Konishi, H. Matsunari and A. Furukawa, Experimental Observation of Cavitation Instabilities around Isolated Hydrofoils, The 8th KSME-JSME Thermal and Fluids Engineering Conference, 2012 年 3 月 20 日, Incheon (韓国)
- ② 松成宏樹, 渡邊 聡, 古川明徳, Clark-Y 11.7% 翼周りのキャビテーション流れの数値解析, 日本機械学会九州支部第 65 期総会・講演会, 2012 年 3 月 16 日, 佐賀
- ③ 渡邊 聡, 小西祐介, 松成宏樹, 古川明

徳, 単独翼のキャビテーション不安定現象の観察, 第 66 回ターボ機械協会宮崎地方講演会, 2012 年 9 月 15 日, 宮崎

- ④ S. Watanabe, Y. Konishi, I. Nakamura and A. Furukawa, Experimental Analysis of Cavitating Behavior around a Clark Y Hydrofoil, WIMRC 3rd International Cavitation Forum 2011, 2011 年 7 月 5 日, Warwick (英国)
- ⑤ 小西祐介, 中村一晴, 渡邊 聡, 古川明徳, 平板翼列における非定常キャビテーションの観察, 可視化情報全国講演会(鹿児島 2010), 2010 年 10 月 8 日, 霧島
- ⑥ S. Watanabe, A. Ikeda, I. Nakamura and A. Furukawa, Observation of Unsteady Cavitating Flow in Flat Plate Cascades, 25th IAHR Symposium on Hydraulic machinery and Systems, 2010 年 9 月 23 日, Timisoara (ルーマニア)
- ⑦ S. Watanabe, A. Ikeda, I. Nakamura and A. Furukawa, Experimental Study of Cavitating Flow in Flat Plate Cascades with/without Tip Clearance, 13th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, 2010 年 4 月 5 日, Honolulu (米国)
- ⑧ 池田 専, 渡邊 聡, 末藤太造, 古川明徳, 西井一史, 平板翼の非定常キャビテーション流れに及ぼす翼端隙間の影響, 日本機械学会 2009 年度年次大会, 2009 年 9 月 14 日, 盛岡
- ⑨ S. Watanabe, A. Furukawa, Y. Yoshida and Y. Tsujimoto, Analytical Investigations of Thermodynamic Effect on Cavitation Characteristics of Sheet and Tip Leakage Vortex Cavitation, 7th International Symposium on Cavitation, 2009 年 8 月 19 日, Ann Arbor (米国)
- ⑩ S. Watanabe, T. Suefuji, A. Ikeda, A. Furukawa and K. Nishii, Experimental Study of Unsteady Cavitating Flow with/without Tip Clearance, ASME 2009 Fluids Engineering Division Summer Meeting, 2009 年 8 月 4 日, Vail (米国).

### 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