

氏名	いが ゆか 伊賀 由佳
授与学位	博士 (工学)
学位授与年月日	平成15年3月24日
学位授与の根拠法規	学位規則第4条第1項
研究科,専攻の名称	東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 航空宇宙工学専攻
学位論文題目	Study of Numerical Analysis for Unsteady Cavitating Cascade (非定常キャビテーション翼列流れの数値解析に関する研究)
指導教官	東北大学教授 井小萩利明
論文審査委員	主査 東北大学教授 井小萩利明 東北大学教授 太田照和 東北大学教授 上條謙二郎

論文内容要旨

本論文は、非定常数値解析に有効な気液二相局所均質媒体モデル、及びそれに基づく数値解析手法を開発し、それを用いて一枚周期翼列に発生する非定常キャビテーション流れ、及び三枚周期翼列に発生するキャビテーション不安定現象の数値解析を行い、それらの特性およびメカニズムの解明を試みたもので、全5章からなる。

第1章は緒論である。

ロケットエンジンターボポンプインデューサに発生す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、キャビテーションと流体機械システムとの干渉によって発生するキャビテーション不安定現象は、実際に重大な事故の原因となっており、これに関する研究はターボポンプの設計・開発において重要な課題となっている。キャビテーション不安定現象の研究は、これまで実験および理論解析の分野において積極的進められてきたが、実験による研究では膨大な費用と時間を必要とし、また理論解析ではその解析モデルが遷移キャビテーション状態でのクラウドキャビティ放出を再現できないため、非定常キャビテーション流れの解析には問題が残されている。一方、数値解析の分野では、現在いくつかの気液二相汎用コードが提案されてはいるが、それらはそもそも定常な流れ場を対象としているため、ターボポンプなどに発生する非定常なキャビテーション流れの定量的な予測は現段階では困難である。以上のような状況を踏まえ、本研究では、非定常キャビテーション流れの解析に有効な数値解析手法の開発を行い、それを用いて一枚周期翼列及び三枚周期翼列に発生する非定常キャビテーション流れ及びキャビテーション不安定現象を解析し、その特性及びメカニズムを解明する目的を意義付けている。

第2章では、キャビテーション流れの数値解析手法を提案している。本研究で用いるキャビテーションモデルは、各計算格子内に存在する有限個の気泡粒子を無数の無限に微細な気泡粒子に近似することによって、各計算格子内のキャビティの混合状態をモデル化するものである。すなわち気液二相媒体は局所的に均質な疑似単相媒体として取り扱われることになる。気液二相局所均質媒体の状態方程式は、液相の状態方程式と気相の状態方程式を、局所平衡の仮定のもとで結合することによって、クオリティ Y (気体の質量分率) を用いて次のように導出される。

$$\rho = \frac{p(p + p_c)}{K_l(1 - Y)p(T + T_0) + R_g Y(p + p_c)T}$$

ここで ρ 、 p 、 T はそれぞれ二相媒体の混合密度、圧力、温度である。また p_c 、 T_0 はそれぞれ液体の圧力定数、温度定数であり、 R_g は気体定数、 K_l は液体定数である。本モデルの概念に基づく支配方程式は、二次元の一般曲線座標系 (ξ, η) では次のように表される。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial \eta} = 0$$

$$Q = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho \gamma \end{pmatrix} \quad E = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho U \gamma \end{pmatrix} \quad E_v = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} \\ 0 \end{pmatrix} \quad F = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho V \gamma \end{pmatrix} \quad F_v = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} \\ 0 \end{pmatrix}$$

上式において、 ρ は気液二相媒体の状態方程式を満足する混合密度であり、四段目は気相の質量保存の式である。また、 u 、 v はデカルト座標系(x,y)での速度成分、 τ は粘性項の応力テンソル、 $J = \xi_x \eta_y - \eta_x \xi_y$ はヤコビアン、 U 、 V は曲線座標系の反変速度成分である。本数値解析では、気液二相が混在する複雑な流れ場を、この一つの支配方程式系で一括して取り扱うため、非定常な流れ場の長時間に渡る時系列解析に有効であると考えられる。以上のキャビテーションモデルに基づく数値解析手法による空気-水系での計算結果と実験値との比較により、本解析手法がキャビテーション単独翼及び翼列翼の時間平均性能の評価に有効であることが確かめられた。

第3章は、一枚周期翼列に発生する非定常キャビテーション流れの数値解析結果について議論している。本章では、一流路毎に周期条件を課した厚みなし平板翼列における非定常キャビテーション流れを数値解析した。特に、二種類の翼列配置におけるシートキャビテーションブレイクオフ現象の相違について考察している。計算には、入口境界で全圧一定、流入角度一定、出口境界で静圧一定の境界条件を課した。

まず初めに、比較的翼列

効果の小さい、ピッチコード比0.9、食違い角 30° での計算結果をFig.1に示す。成長したシートキャビティ後端の逆圧力勾配により、リエントラントジェットが発生し、翼前縁近傍でジェットがキャビティ界面と衝突する。その地点で圧力が急激に上昇し、シートキャビティが破断、切り離されたキャビティが下流へと押し流されて行き、

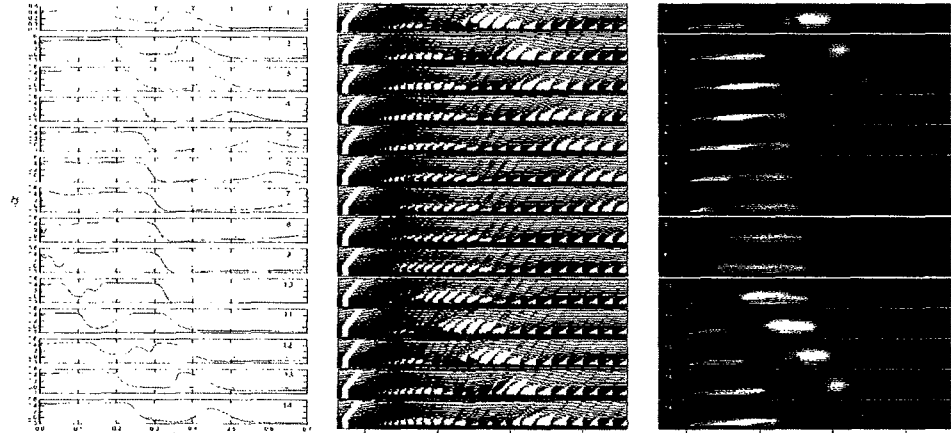


Fig.1 Time evolution of pressure distribution (left), mass flux vectors (center) and void fraction contours (right) around flat plate cascade hydrofoils ($h/c = 0.9$, $\gamma = 30^\circ$, $\sigma/2 \alpha_n = 1.95$, time interval = 1.2 ms)

クラウドキャビティとして放出される。このようにリエントラントジェットによるブレイクオフ現象が数値解析により明確に再現された。このときの翼列スロート中央部における局所圧力変動のパワースペクトラムには、リエントラントジェットによるシートキャビティのブレイクオフの周期が規則的であるため、様相から読み取ったブレイクオフ周波数で明確なピークが見られた。

次に、比較的翼列干渉の強いピッチコード比0.5、食違い角 75° での計算結果を解析した。この場合は、先ほどの場合に比べキャビティ界面が大きく変動し、それによってブレイクオフが発生する。このとき、キャビティ界面の破断を引き起こすような明確なリエントラントジェットは見られない。また、翼負圧面の圧力分布の経時変化より、キャビティ内部を伝播する圧力波の位置を読み取りプロットするとFig.2のようになる。このとき、圧力波がキャビティ内部を伝播し、そのうちの 하나가シートキャビティを切り取り、クラウドキャビティとして放出される。さらに、Fig.2の翼列スロート中央部における局所圧力変動と翼列前

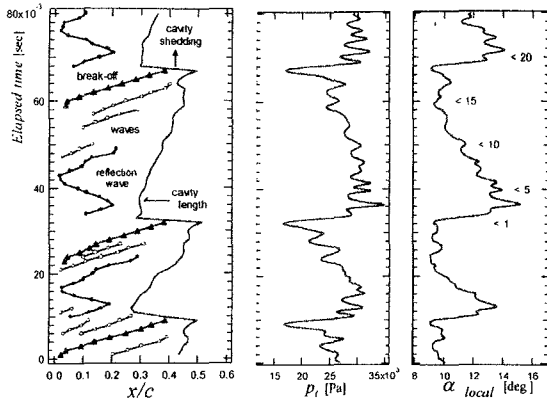


Fig.2 Time evolution of pressure waves inside cavity (left), local pressures at the center of front cascade throat (center), and local flow angle near the leading edge (right) ($h/c = 0.5$, $\gamma = 75^\circ$, $\sigma/2\alpha_{in} = 1.27$)

その他いくつかの計算結果よりブレイクオフ周期のストローハル数を計算すると、リエントラントジェットによるブレイクオフでは、最大キャビティ長さで見積もったストローハル数が0.2ではほぼ一定値をとった。実験的にシートキャビティのブレイクオフのストローハル数は0.2から0.4の間で一定値を取ることがわかっており、本解析手法はそのブレイクオフの周期特性を予測できる。また、圧力波によるブレイクオフにおいても、同程度のストローハル数範囲でブレイクオフが発生していることが示された。

第4章は、三枚周期翼列に発生するキャビテーション不安定現象の解析結果を議論している。本章では、周期境界条件を三流路毎に課すことにより、三枚羽根ターボポンプインデューサを三枚周期平板翼列で模擬した。翼列配置は3章で翼列干渉が強かった場合と同じでピッチコード比0.5、食違い角 75° で、その他の境界条件は3章と同様である。

広範囲のキャビテーション係数および流量係数に対して行った計算結果より、静圧係数とNPSHの関係を求めプロットするとFig.3のようになる。流量係数ごとに線で結ぶと、それぞれあるNPSH以下で揚程が急激に低下しており、本三枚周期翼列でもブレイクダウンが発生している。さらに、低NPSHにおいて、揚程が高流量側と低流量側で逆転する領域が存在することが見て取れる。

次にFig.3中のE.R.C1で示した場合($\phi = 0.213$, $\psi = 0.131$, $NPSH = 6.46\text{m}$, $\sigma = 0.09$)での、三枚周期翼列まわりのキャビティの様相を経時変化でFig.4(a)に示す。この場合ではシートキャビティのブレイクオフが、Blade3-Blade2-Blade1と翼列の回転方向に相当する順に発生している。また、このブレイクオフに伴ってシートキャビティの大きさが不均一となり、その不均一が翼から翼へと伝播している。この場合では、翼列の回転速度が11.4m/s、不均一キャビティの伝播速度が2.38m/sであるため、翼列外部の静止系から見た不均一キャビティの伝播速度比は1.18と見積もられる。この伝播速度比の値が一般に観察される前回り旋回キャビテーションの伝播速度比の範囲内にあることより、発生している現象は前回り旋回キャビテーションに相当する現象であることがわかる。次にFig.3中のR-S.Cで示した場合($\phi = 0.141$, $\psi = 0.119$, $NPSH = 3.94\text{m}$, $\sigma = 0.059$)での三枚周期翼列まわりのキャビティの様相をFig.4(b)に示す。この場合では、ブレイクオフがBlade1-Blade2-Blade3と翼列の反回転方向に伝播している。このとき

縁での局所流れ角変動との関係では、クラウドキャビティが放出されスロート幅が瞬時に広くなると、スロート部の流速が低下、圧力が瞬時に上昇する。これにより、スロートに隣接する翼前縁の局所流れ角が急激に増加し、その後緩やかに元の角度まで回復する。この局所流れ角の変動により、キャビティ内部に圧力波が発生し、キャビティ界面が不安定となり、シートキャビティが破断すると考えられる。また、このときのスロート中心部での局所圧力変動のパワースペクトラムで明確なピークが見られないことより、圧力波によるブレイクオフではその周期にばらつきがあることがわかった。

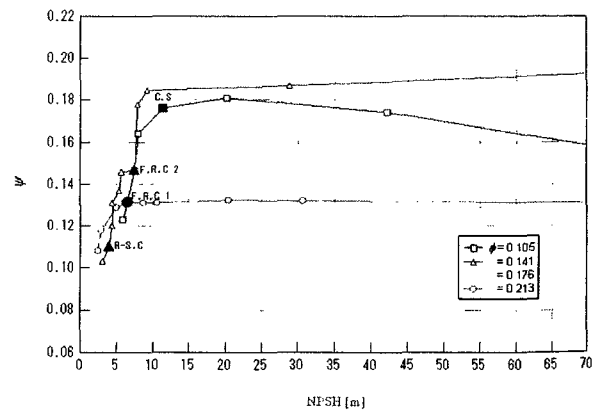


Fig.3 Time averaged static pressure coefficient versus NPSH (present three blades cyclic cascade; $h/c = 0.5$, $\gamma = 75^\circ$)

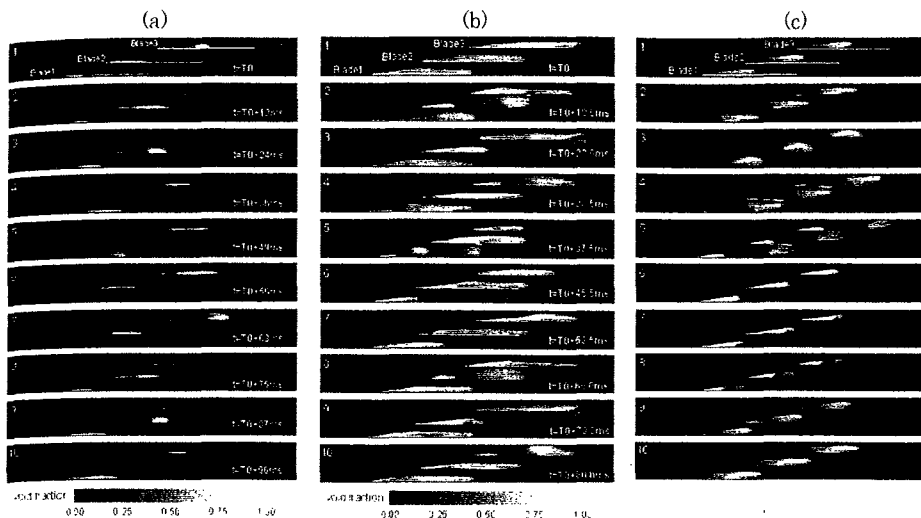


Fig.4 Time evolutions of the aspect of cavitation around three blades cyclic cascade

縁局所流れ角変動との関係より考察すると、前回り旋回キャビテーションは二つのブレイクオフ情報伝播の重ね合わせ、旋回失速キャビテーションは一つのブレイクオフ情報の伝播で説明できることが示された。さらに Fig.3 中の C.S で示した場合 ($\phi = 0.105$, $\psi = 0.176$, $NPSH = 11.3m$, $\sigma = 0.146$) でのキャビティの様相 (Fig.4 (c)) では、三つのシートキャビティが同時にブレイクオフし、それに伴いキャビティ領域も同時に大きく変動している。これは、キャビティ体積の変動を伴い流体機械の管路系全体が大きく振動するシステム不安定現象であるキャビテーションサージに相当する振動現象であると考えられる。このときのシートキャビティブレイクオフの周波数は 48Hz と計算される。一方、キャビテーションサージの周波数は経験的にポンプの回転周波数と比例の関係にあり、この場合の翼列回転周波数及びキャビテーション係数を用いて計算すると、キャビテーションサージ周波数は 45Hz と見積もられる。よって、この場合に発生している振動現象はキャビテーションサージに対応する現象であると判断された。

Fig.3 の静圧係数と NPSH の関係のグラフを、横軸を流量係数に書き換えると、Fig.5 のように本三枚周期翼列の性能曲線が得られる。一般に回転流体機械では、性能曲線が右下がりの領域でシステムは安定、右上がりの領域で不安定となり、またキャビテーション不安定現象では、旋回失速キャビテーションは右上がり不安定領域で発生し、また、旋回キャビテーションやキャビテーションサージは右上がり右下がりどちらの領域でも発生すると言われている。Fig.5 に本解析より得られたキャビテーション不安定現象の発生領域をプロットすると、上記の発生領域に合致していることより、本解析によりキャビテーション不安定現象の発生領域が予測できることが示された。

最後に第 5 章は結論である。

本研究では、非定常キャビテーション流れの数値解析に有効な数値解析手法を開発し、一枚周期平板翼列流れへ適用することにより、旋回キャビテーションブレイクオフ現象の二種類のメカニズムを予測した。さらに、本解析手法を二枚周期平板翼列流れへ適用することにより、ターボポンプに発生する三種類のキャビテーション現象を予測できることを示した。

翼列の回転速度は 11.2m/s、不均一キャビティの伝播速度は -1.88 m/s であり、伝播速度比は 0.83 と見積もられる。この伝播速度比の値より、この場合の現象は旋回失速キャビテーションに相当することがわかる。以上、二つの場合の不均一キャビティ伝播のメカニズムを、局所スロート圧力変動と翼前

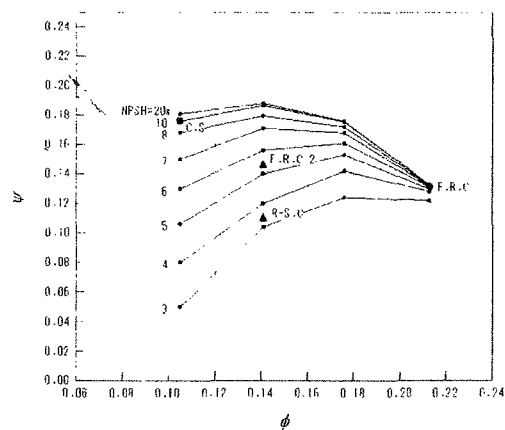


Fig.5 Time averaged static pressure coefficient versus flow coefficient (present three blades cyclic cascade ; $h/c = 0.5$, $\gamma = 75^\circ$)

論文審査結果の要旨

液体ロケットポンプインジェクタなどの高速流体機械内に生じるキャビテーション流れは、システムとの干渉により種々のキャビテーション不安定現象を引き起こし、性能向上や安全性の観点から、その不安定現象機構の解明や抑制法の開発が重要な研究課題となっている。

本論文は、流体機械の基本的要素である翼列流れの非定常キャビテーション流れを解明することを目的に、気液二相媒体のモデリングに基づく数値解析手法を提案し、キャビテーション翼列流れに適用することによってキャビテーション不安定現象を解析した結果を取りまとめたもので、全編5章よりなる。

第1章は緒論である。

第2章では、キャビテーション流れの物理モデルとして、独自の圧縮性気液二相局所均質媒体モデルを提案し、それに基づく圧縮性気液二相の支配方程式系を構築した。本モデルは最近散見される他のモデルに対し、気相のみならず液相にも圧縮性を考慮し、熱力学的関係を満足する状態方程式を新たに導出している点に特徴がある。また、気液の密度差が1000倍にも達する圧縮性の強い流れ場を効率良く計算できる数値スキームを構築している。これらの数値解析手法を用いて、ClarkY翼形からなるキャビテーション単独翼および翼列翼の時間平均特性を求め、既存の実験結果との比較により、本解析手法の有効性を示している。これは有用な成果である。

第3章では、翼列内に発生するシートキャビテーションの基本的な非定常挙動を解明するために、本解析手法を1枚毎に周期条件を課した厚みなし平板翼列に適用している。その結果、シートキャビテーションのブレイクオフ（破断）現象には、翼列干渉の小さな翼列配置においてキャビティ後端から発生するリエントラントジェットとキャビティ界面との衝突によりキャビティが破断するもの、翼列干渉の大きな翼列配置においてキャビティ内を伝播する圧力波によって引き起こされる界面不安定によりキャビティが破断するもの、の2種類が存在することを見出し、それらのメカニズムを明らかにしている。また、得られたシートキャビテーションのブレイクオフ周期は既存の実験結果を定量的に予測し得ることを示している。

第4章では、3枚羽根インジェクタの基本的な流れを模擬するために、3枚毎に周期条件を課した翼列流れを解析している。その結果、キャビテーションサージ、前周り旋回キャビテーションおよび旋回失速キャビテーションの3種類のキャビテーション不安定現象を数値的に再現することに成功し、それらのメカニズムについて詳細に考察している。不安定現象の発生領域と翼列性能曲線の傾きとの対応により、旋回失速キャビテーションは右下がりの不安定領域で、前周り旋回キャビテーションは右上がりおよび右下がりのどちらの領域でも発生することが確かめられ、本解析手法はインジェクタ試験により知られているキャビテーション不安定現象の発生を予測し得ることを示している。さらに、破断キャビティが翼列スロート部を通過する際の隣接翼前縁との干渉により、ブレイクオフ現象が翼列間を伝播することを見出し、特に前周り旋回キャビテーションは2つのブレイクオフ現象伝播の重ね合わせで説明できることを明らかにしている。これは有益な知見である。

第5章は結論である。

以上要するに本論文は、高速流体機械に発生するキャビテーション不安定現象を独自に提案した物理モデルに基づく数値解析手法によって解明したもので、航空宇宙工学および機械知能工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士(工学)の学位論文として合格と認める。