

せん断流中における三次元部分空洞翼列の特性

(第二報, 解析結果)

藤井大樹*, 富樫賢一**, 伊藤哲也***,
中村豪*, 伊藤惇

Characteristics of a Three Dimensional Cascade with Partial Cavitation in Shear Flow (2nd Report, Analytical Results)

Hiroki FUJII*, Ken'ichi TOGASHI**, Tetsuya ITO***,
Goh NAKAMURA* and Jun ITO*

(2002年11月29日受理)

An analytical method of a three-dimensional cascade with partial cavitation in a spanwise shear flow between two parallel plane walls is presented. An equation of motion with respect to disturbance pressure is transformed into two differential equations by separation of variables. One of them is the equation of spanwise direction and the other is the equation of sectional plane of a hydrofoil.

For the differential equation and boundary conditions of the spanwise direction, an existing analytical solution is adopted. The differential equation with boundary conditions of the sectional plane of the hydrofoil is reduced to a simultaneous integral equation with respect to singularity distributions and is solved by using the analytical method previously proposed by the author for the three-dimensional isolated hydrofoil with partial cavitation. These two kinds of solutions corresponding to individual eigenvalues are combined linearly, and numerical calculations are carried out to clarify the characteristics.

1. 緒言

軸流機械の羽根車の羽根や案内羽根は、ケーシングとハブあるいは内筒の間にあることから、側壁境界層、前置翼による後流あるいは翼間からの噴流など様々なタイプのせん断流の中に置かれている。一方、流体機械の高速化により、これらの羽根には部分空洞や超空洞等の空洞現象が伴う。よって、平行な2平面間のせん断流中にある部分空洞三次元翼列の問題を解明することは、部分空洞発生下にある軸流機械の羽根車や案内羽根の特性評価や合理的設計に対して基礎的な資料を提供する上で重要と思われる。

翼幅方向に速度分布の変化する平行2平面間内せん断流中において部分空洞を伴う三次元翼の解析法は、単独翼について既に提案されている(1)。また同じせん断流中において空洞発生を考慮しない三次元翼列の解析法が最近著者らにより提案された(2)。空洞を伴う単独翼の解析法と空洞を考慮しない翼列の解析法の両者が構築されれば、これらの融合によって空洞を伴う翼列の特性が解析できることが期待されよう。

このような考えから本研究では、文献(1)と(2)の方法を融合させることにより、翼幅方向に速度分布の変化する平行2平面間内せん断流中にある部分空洞三次元翼列の理論を構築し、これに基づいて翼列特性および空洞特性に及ぼすせん断流効果および翼列効果を前報(3)に引き続いて明らかにする。

* 秋田高専専攻科学生

** 東北大学院生 (秋田高専専攻科卒業生)

***秋田県立横手技術専門校 (秋田高専卒業生)

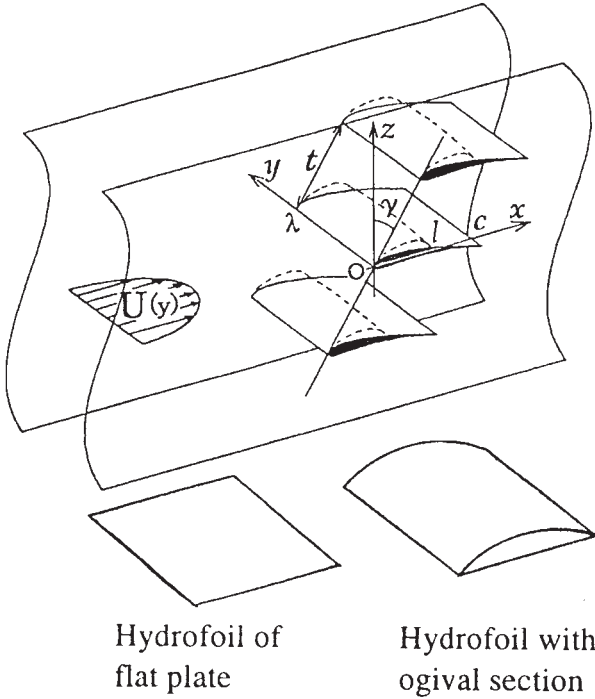


図1 座標系

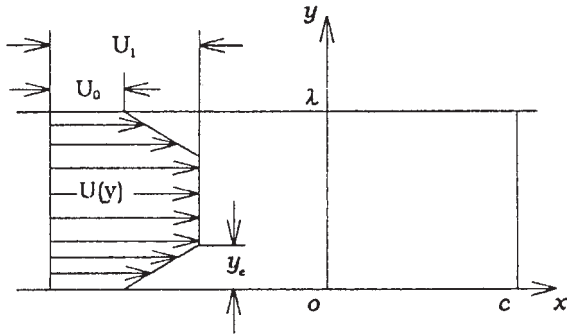


図2 主流の速度分布

2. 解析結果

図1に示すように、翼幅 λ 、弦長を c の翼からなる三次元翼列が、ピッチ t 、食い違い角 γ で平行2平面間に両翼端が接するように配置され、翼前縁からは空洞長さ l の部分空洞が発生している。翼幅方向に速度分布の変化する無限上流速度の x 成分として定義した主流 $U(y)$ は、翼と迎え角 α をなしているものとする。

厚みと反りのある翼（欠円翼；Ogival Section）については圧力係数分布，空洞厚さ分布を，平板翼については揚力係数，誘導抗力係数，局所揚力係数，

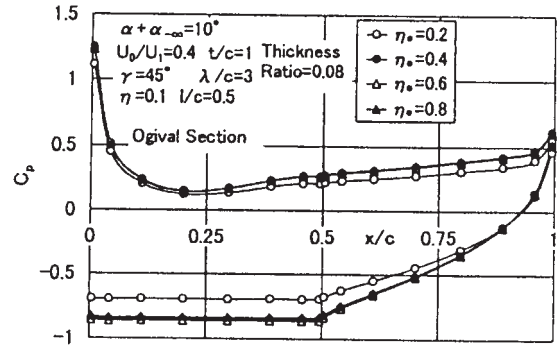


図3 圧力係数分布（ Ne の影響）

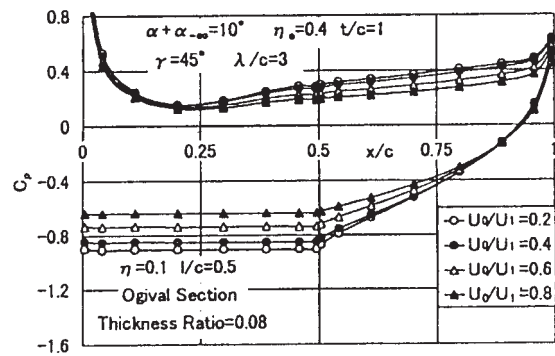


図4 圧力係数分布（ U_0/U_1 の影響）

キャピテーション係数，空洞圧力分布を具体的に計算した。圧力係数分布，空洞厚さ分布，揚力係数，誘導抗力係数については主流の速度分布，空洞長さ，翼列条件の影響を，局所揚力係数，キャピテーション係数，空洞圧力分布については主流の速度分布，空洞長さの影響を明らかにした。なお，無限上流速度の迎え角 $\alpha + \alpha_{-\infty}$ ($w(-\infty, y, z)/U(y) = \tan \alpha_{-\infty} \equiv \alpha_{-\infty}$) はすべて 10° として計算した。

図3，4は，欠円翼の圧力係数分布に及ぼす主流の速度分布の影響を示している。 η_e はせん断流領域の幅であり， $\eta_e = 2y_e/\lambda$ である。 η は翼幅方向位置を示し， $\eta = 2y/\lambda$ である。図3より， $\eta_e = 0.2$ では空洞部分の圧力係数が他の η_e の場合よりも高くなっている。これは計算断面位置が $\eta = 0.1$ であることから最もシアの強いせん断流領域に入っていることが原因と考えられる。図4より，速度比 U_0/U_1 によって空洞部分と翼下面後端側が特に影響を受ける。 U_0/U_1 が大きくなって一様流に近づくにつれて翼上下面の圧力差が小さくなっていく。これは後に述べる局所揚力係数の傾向を説明する根拠となる。

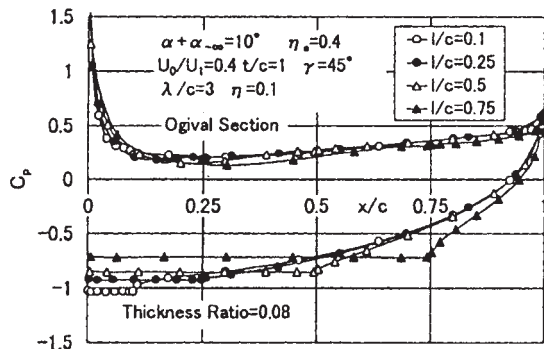


図5 圧力係数分布 (l/c の影響)

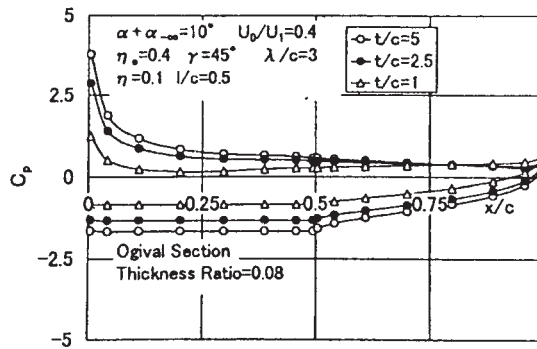


図7 圧力係数分布 (t/c の影響)

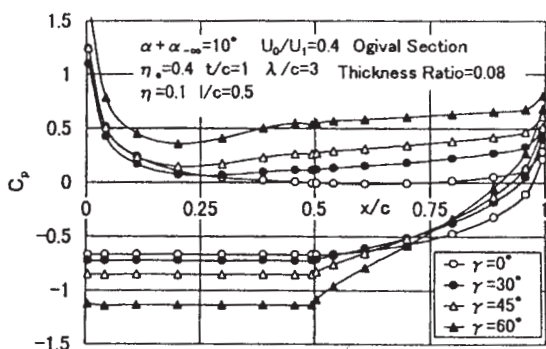


図6 圧力係数分布 (γ の影響)

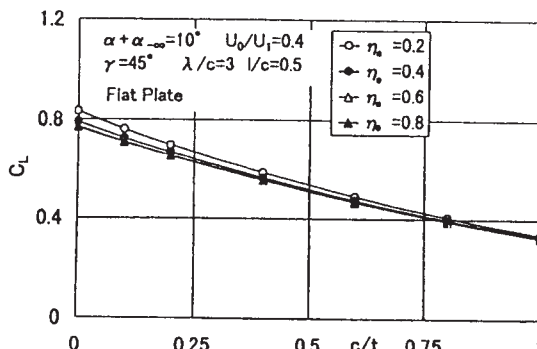


図8 圧力係数分布 (η_0 の影響)

図5は、欠円翼の圧力係数分布に及ぼす空洞長さの影響を示している。翼上面、特に空洞部分で変化が見られるが、翼下面はほとんど変化しない。

図6, 7は、欠円翼の圧力係数分布に及ぼす翼列条件の影響を示している。図6より食い違い角 γ によって、翼下面と空洞部分の圧力係数が大きく変化している。これは食い違い角が大きくなると翼上面前縁側と翼下面後縁側で隣接翼と離れるためと考えられる。図7より、節弦比が小さくなると翼下面の前縁付近の圧力の低下が著しい。

図8, 9は平板翼の揚力係数に及ぼす主流の速度分布の影響を示している。図8よりせん断流領域幅 η_0 による変化は小さいが、 η_0 が減少するにつれて多少揚力係数が増加している。図9より速度比 U_0/U_1 が大きくなっていくほど揚力係数が大きくなるがピッチが狭まるにつれその傾向も弱まっていく。図8, 9より、主流が一樣流に近づくほど揚力係数が大きくなるのがわかる。

図10は平板翼の揚力係数に及ぼす空洞長さの影響を示している。空洞長さ l/c が大きくなるほど揚力係数が小さくなる傾向がある。

図11は平板翼の揚力係数に及ぼす食い違い角の影響を示している。食い違い角が大きくなるほど揚力係数は大きくなっていく。

図12, 13は平板翼の誘導抗力係数に及ぼす主流の速度分布の影響を示している。図12より、せん断流領域幅 η_0 が小さくなるほど誘導抗力係数は小さくなっていく。図13より、速度比 U_0/U_1 が大きくなるほど誘導抗力係数は小さくなっていく。図12, 13より主流が一樣流に近づくほど誘導抗力係数は小さくなるのがわかる。

図14は平板翼の誘導抗力係数に及ぼす空洞長さの影響を示している。空洞長さの影響による影響誘導抗力係数の変化は小さい。

図15は平板翼の誘導抗力係数に及ぼす食い違い角の影響を示している。食い違い角 γ が大きくなるにつれ誘導抗力係数は揚力係数に比べ著しく大きくなっていく。

図16, 17は平板翼の局所揚力係数に及ぼす主流の速度分布の影響を示している。図16より一樣流部分では、局所揚力係数はほぼ一定の値となるが、せん断流部分では大きく値が変化している。図17

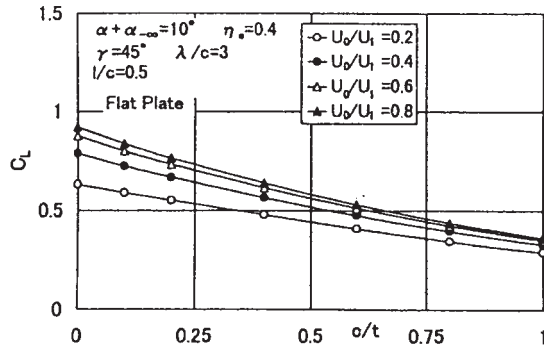


図9 揚力係数 (U_0/U_1 の影響)

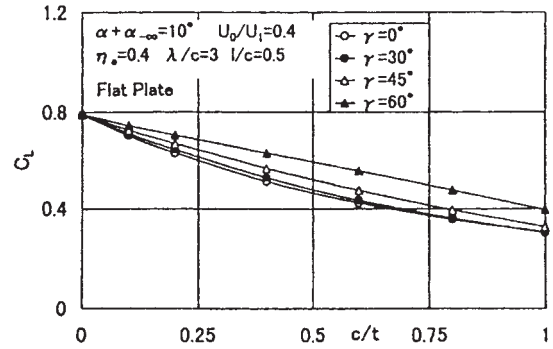


図11 揚力係数 (γ の影響)

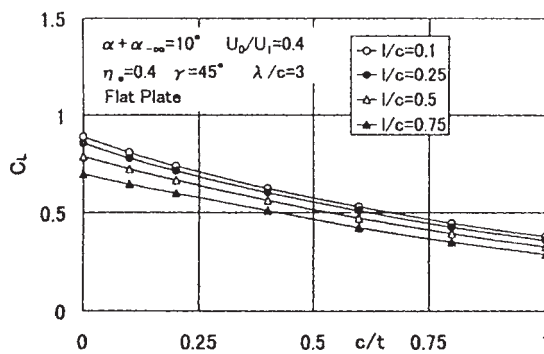


図10 揚力係数 (l/c の影響)

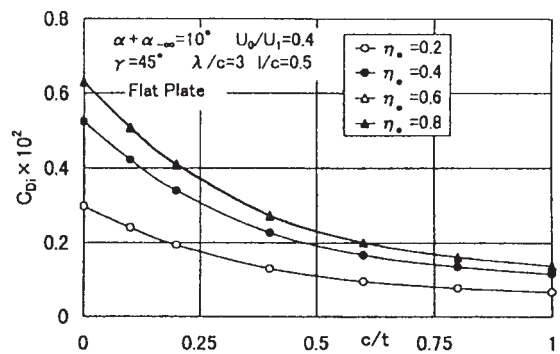


図12 誘導抗力係数 (η_e の影響)

より、 U_0/U_1 が大きくなって流れが一様流に近づくほど翼幅方向の断面位置 η による値の変化は小さくなっていく。図16, 17には、側壁に向かって局所揚力係数の急激な上昇が見られる。原因は、せん断流による縦渦の変形が高速側を減速し、低速側を加速させることと、せん断流特有の随伴渦が局所的迎え角に影響することが考えられる。

図18は平板翼の局所揚力係数に及ぼす空洞長さの影響を示している。空洞長さ l/c が大きくなるほど局所揚力係数が小さくなっていく。

図19, 20は欠円翼の空洞厚さ分布に及ぼす主流の速度分布の影響を示している。図19より、せん断流領域幅 $\eta_e = 0.2$ が他の η_e の結果と異なっている。圧力係数分布と同じくシアの影響が強く出たものと思われる。図20より、速度比 U_0/U_1 が大きくなるほど空洞厚さが小さくなっていく。

図21は欠円翼の空洞厚さ分布に及ぼす空洞長さの影響を示している。空洞長さ l/c が大きくなるにつれ空洞後端部分では厚さが大きくなっていく。

図22, 23は欠円翼の空洞厚さ分布に及ぼす翼列条件の影響を示している。図22より、食い違い角が

大きくなるほど空洞厚さは大きくなっていく。図23より、節弦比が小さくなってピッチが狭まるほど空洞厚さは押さえられることがわかる。

3. 結 言

空洞を伴う既存の単独翼の解析法と空洞の無い翼列の解析法とを融合させることにより、平行2平面間内せん断流中にある部分空洞三次元翼列の理論を展開し、これに基づいて翼列特性と空洞特性を明らかにした。本研究の内容は以下のように要約される。

- (1) 既存のせん断流中の三次元部分空洞単独翼の理論と同様の方法で変数分離を行い、翼幅方向に空洞長さ一定の仮定を行うと、翼列の場合でも翼幅方向と翼断面の二つの問題に分けて扱うことができ、それぞれの解の線形結合として一般解が得られることを示した。
- (2) 翼断面の問題においては、空洞部分における圧力一定条件と、翼表面の接線流れの条件にじょう乱速度を代入することにより積分方程式が導出され、級数解法の導入により連立一次代数方程式に変換さ

せん断流中における三次元部分空洞翼列の特性 (第二報, 解析結果)

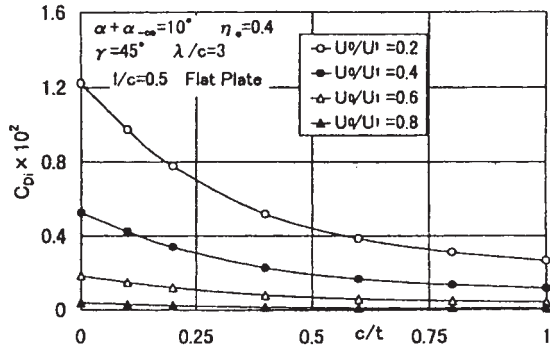


図13 誘導抗力係数 (U_0/U_1 の影響)

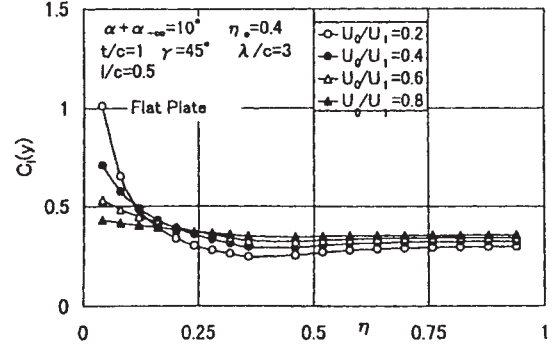


図17 居所揚力係数 (U_0/U_1 の影響)

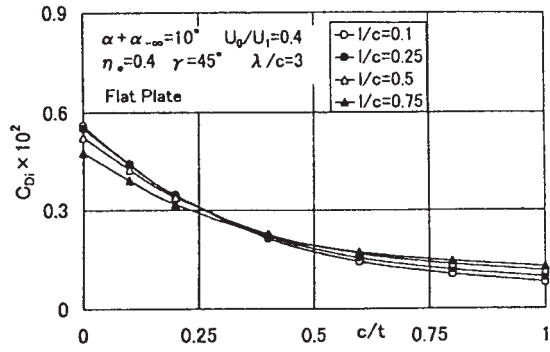


図14 誘導羽抗力係数 (l/c の影響)

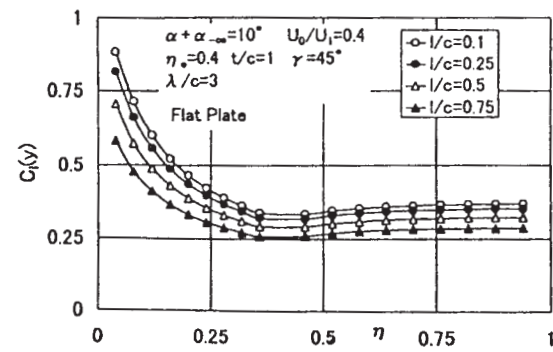


図18 居所揚力係数 (l/c の影響)

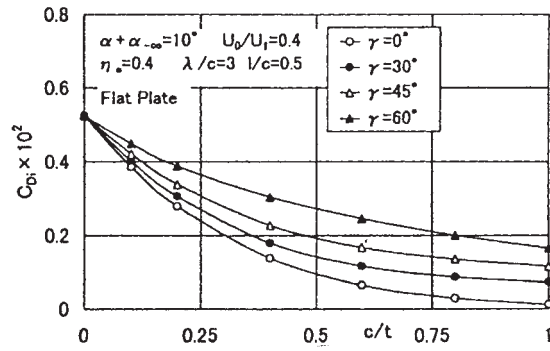


図15 誘導抗力係数 (γ の影響)

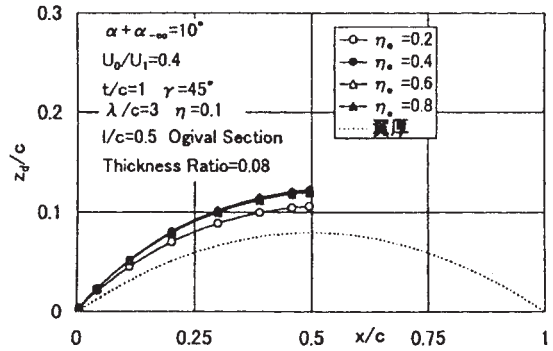


図19 空洞厚さ分布 (η_o の影響)

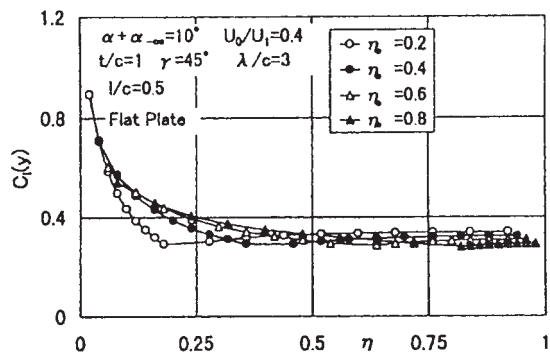


図16 居所揚力係数 (η_o の影響)

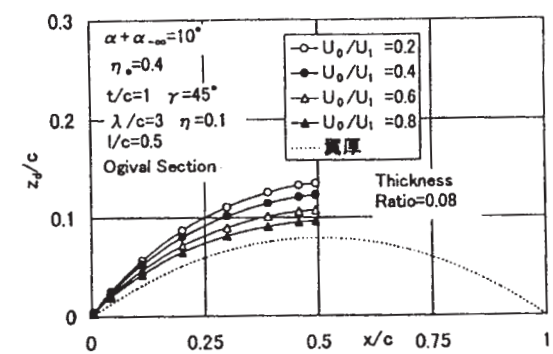


図20 空洞厚さ分布 (U_0/U_1 の影響)

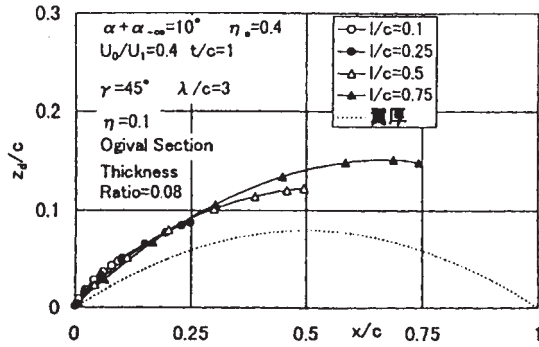


図21 空洞厚さ分布 (l/c の影響)

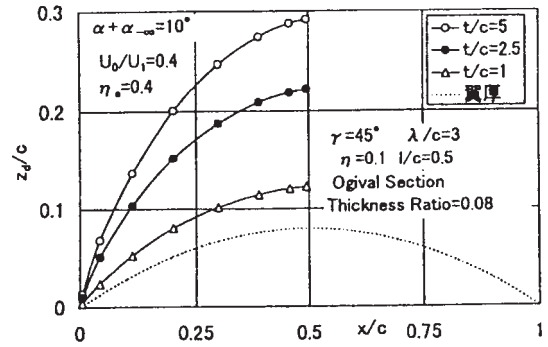


図23 空洞厚さ分布 (t/c の影響)

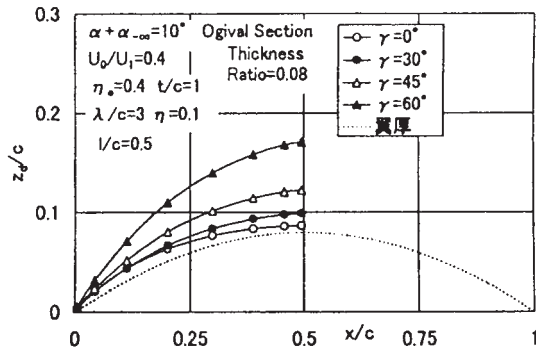


図22 空洞厚さ分布 (gamma の影響)

れ、ガウスの消去法により解が得られた。

(3) 翼幅方向の問題は、スツルム・リュウヴィル型の固有値問題となり、与えられた主流の速度分布に対して既存の方法を用いることにより固有関数は解析解が得られ、固有値については超越方程式が成り立ち、これはニュートンの接線法により解かれた。

(4) 翼断面の問題で得られた圧力関数と、翼幅方向の解である固有値、固有関数及び線形結合のスペクトルを用い、平板翼、欠円翼について、翼列特性と空洞特性に及ぼす主流の速度分布、空洞長さ、食い違い角、ピッチの影響を明らかにした。

本研究は平成13年度文部科学省研究費補助金（基盤研究(c)、ロケットポンプインデューサのキャビテーションに関する基礎的研究）による研究の一部として行われたものである。

参考文献

- (1) 伊藤 (惇), 日本機械学会論文集, 57-536 (1991-4), 1289.
- (2) 伊藤 (惇)・伊藤 (哲)・富樫, 日本機械学会論文集, 68-665 (2002-1), 94.
- (3) 富樫・伊藤 (哲)・伊藤 (惇), 秋田工業高等専門学校研究紀要, 37 (2002-2), 1.