入口偏流がインデューサのキャビテーション不安定と 翼応力変動におよぼす影響*

東 誠 治^{*1}, 藤 井 明^{*2}
吉 田 義 樹^{*3}, 辻 本 良 信^{*4}

Effects of Inlet Flow Distortion on Cavitation Instability and Blade Stress Fluctuation in an Inducer

Seiji AZUMA, Akira FUJII,
Yoshiki YOSHIDA^{*5} and Yoshinobu TSUJIMOTO

^{*5} Graduate School of Engineering Science, Division of Mechanical Science, Osaka University,
1-3 Machikaneyama, Toyonaka-shi, Osaka, 560-8531 Japan

To investigate the effect of inlet flow distortion on cavitation instability, unsteady pressure and blade stress fluctuation were observed in a 3-bladed inducer. The inlet flow distortions were generated by using screens installed upstream of the inducer. In addition, the effect of the frequency of the fluctuation of the angle of attack caused by the inlet flow distortion was examined with three screens. The following results were obtained: (1) The present inlet flow distortions have almost no effect both on the pressure and cavitation performances. (2) The conventional and higher order rotating cavitations were suppressed by the present inlet flow distortion. However, the occurrence of the conventional cavitation surge was enhanced at lower cavitation number. (3) Amplitude of the blade stress fluctuation caused by the inlet flow distortion decreased with increasing of the frequency of the fluctuation of the angle of attack. (4) The phase difference between the blade stress fluctuation due to the inlet flow distortion and the fluctuation of the angle of attack increased as decreasing of the cavitation number.

Key Words: Cavitation, Inducer, Unsteady Flow, Fluid Force, Inlet Flow Distortion

1. 緒 言

インデューサには、キャビテーション不安定が発生する⁽¹⁾⁽²⁾。キャビテーション不安定には、旋回キャビテーションとキャビテーションサージがあり⁽³⁾、これらは非同期軸振動や翼応力変動の原因となるので、その発生原因と抑制方法について多くの研究がなされている⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

一方、インデューサの上流に吸込ケーシング⁽⁶⁾や曲がり管⁽⁷⁾がある場合には流れが偏り、インデューサ入口に軸方向速度および旋回速度の不均一が発生する。こういった偏流中では、翼が一回転する間に迎え角が変動して揚力変動が発生するので翼の応力変動が問題となる。一方キャビテーションが発生している場合には、迎え角が変動することによって生じるキャビティの変動が、新たにキャビテーション不安定に影響する

ことも考えられる⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

軸流圧縮機においては、入口偏流が旋回失速の発生に悪影響を及ぼして安定な運転流量域が狭まることが理論的・実験的に研究されている⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。また、船舶のプロペラが不均一な船尾伴流中で作動する場合に、キャビティの変動が誘起するプロペラ起振力については広く研究されている⁽¹²⁾。一方、インデューサはプロペラに比べて翼のソリディティが大きく、また羽根角が小さいためにキャビティが隣の翼と干渉しやすいが、偏流がキャビテーション不安定や翼応力変動に与える影響を調べた研究は少ない。

本研究では3枚羽根インデューサの上流に意図的に孔の大きさを変えた多孔板⁽¹³⁾を設置し、これによって作られた入口偏流がキャビテーション不安定に与える影響を調べた。また、偏流のパターンを変えることによって迎え角の変動周波数を変えた実験を行い、迎え角の変動周波数が翼応力変動に与える影響についても調べた。

2. 記 号

C : 翼弦長(翼端)

D_t : インデューサ直径(=149.8 mm)

f : 変動周波数

* 原稿受付 2003年7月29日。

^{*1} 正員、大阪大学大学院基礎工学研究科〔現：川崎重工業(株) (☎ 673-8666 明石市川崎町1-1)〕。

^{*2} 正員、大阪大学大学院基礎工学研究科、日本学術振興会特別研究員 (☎ 560-8531 豊中市待兼山1-3)。

^{*3} 正員、大阪大学大学院基礎工学研究科〔現：宇宙航空研究開発機構 (☎ 981-1525 角田市君堂字小金沢1)〕。

^{*4} 正員、フェロー、大阪大学大学院基礎工学研究科。

E-mail: kryoshi@kakuda.jaxa.jp

- f_n : 軸回転周波数 (= 50 Hz) ($n = 3\,000$ rpm)
 k : 無次元周波数 $= \omega C / 2 U_t$
 p_v : 飽和蒸気圧
 p_1 : 入口圧力
 p_{t1} : 入口全圧
 p_2 : 出口圧力
 Δp : 圧力変動 (片振幅値)
 r : インデューサ半径方向位置
 R_t : インデューサ半径 (= 74.9 mm)
 U_t : 翼端周速度 $= \pi D f_n$
 v_1 : インデューサ入口平均軸方向速度 (= 流量 / 入口面積)
 V_z : 局所軸方向速度
 $\bar{V}_z$: 平均軸方向速度
 α : 入射角 $= \beta_{t1} - \tan^{-1}(\phi)$
 α_m : 平均入射角
 $\Delta\alpha$: 変動入射角
 β : 羽根角度
 β_t : 翼端での羽根角度
 θ : 周方向位置
 ρ : 流体の密度
 σ : キャビテーション数 $= (p_1 - p_v) / (\rho U_t^2 / 2)$
 σ_m : 平均翼応力 MPa
 $\Delta\sigma$: 翼応力変動 (片振幅) MPa
 ϕ : 流量係数 $= v_1 / U_t$
 ϕ_d : 設計流量係数 (= 0.078)
 Ψ_s : 圧力係数 $= (p_2 - p_{t1}) / (\rho U_t^2)$
 $\Delta\Psi$: 圧力変動係数 $= \Delta p / (\rho U_t^2)$
 ω : 変動角速度

3. 実験装置および実験方法

3.1 実験装置 図1に実験に用いたキャビテーショントンネルを示す。ループは閉ループでありタンク上部の空気の圧力を調整することによってキャビテーション数を設定した。主軸は歯付ベルトを介してインバータモータで駆動し、回転数は 3 000 rpm ($f_n = 50$ Hz) である。

3.2 インデューサ 実験に用いたインデューサの形状を図2(a)に、その主要諸元を表1に示す。設計流量係数は $\phi_d = 0.078$ であり、翼端の羽根入口角、出口角はそれぞれ $\beta_{t1} = 7.5^\circ$, $\beta_{t2} = 9.0^\circ$ である。また半径方向の羽根角の分布 $\beta(r)$ は $r \cdot \tan \beta(r) = R_t \cdot \tan \beta_t$ のヘリカル条件を満たす分布となっている。

3.3 測定方法 図2(b)にインデューサまわりの断面図を示す。圧力変動はインデューサ上流 27.5 mm のケーシング壁の周方向 2 箇所(後述する各スクリーンで、おのおの軸流速度が速いところと遅いところ)で計測し、圧力変動の周波数と 2 箇所の位相差を

Table 1 Principal dimensions of test inducer

Number of blades	3
Tip diameter, D_t (mm)	149.8
Inlet tip blade angle, β_{t1}	7.5 deg.
Outlet tip blade angle, β_{t2}	9.0 deg.
Hub/tip ratio at inlet	0.25
Hub/tip ratio at outlet	0.51
Solidity at tip	1.91
Radial tip clearance, (mm)	0.80
Design flow coefficient, ϕ_d	0.078

Fig. 1 Test facility

Fig. 2 Test inducer

Fig. 3 Blade stress with the strain gauge for the calibration, and mean stress in non-cavitating flow

分析することにより、発生するキャビテーション不安定の種類を同定した。

また、キャビテーション不安定が発生すると翼に応力変動が発生することがわかっている⁽¹⁴⁾。そのため、翼の圧力面に一方向ひずみゲージを翼の曲げ応力を計測する方向にちょう付し翼応力変動を計測した。図2(a)に示すように、ひずみゲージは3枚の翼の同じ位置(翼前縁から周方向に95.5°、翼端から48 mm)の圧力面にちょう付した。

インデューサの翼端から5 mmの位置 [図2(a)] に集中加重を荷負した場合のひずみゲージの出力例を図3(a)(b)に示す。今回ちょう付したゲージの方向では加重点が前縁から後縁側に移動(θ が大きくなる)すると、図3(b)に示すようにゲージの出力は小さくなる。また、図3(c)は、後述するケーシングAで偏流がない場合の非キャビテーション状態の平均翼応力 σ_m とインデューサの圧力係数 ϕ_s を比較したものである。ちょう付した位置の平均翼応力はインデューサの圧力係数とほぼ比例関係にあることがわかる。

3.4 ケーシング形状 本研究では2種類のケーシングを用いて実験を行った。図4にその形状を示す。ケーシングA [図4(a)] は入口偏流がキャビテーション不安定に与える影響を調べるために、偏流がない場合に種々のキャビテーション不安定(通常および高次の巡回キャビテーション、高次のキャビテーションサージ)が発生するケーシングである⁽¹⁵⁾。

一方、ケーシングB [図4(b)] は偏流によって生じる翼応力変動のみを調べることを目的として、偏流がない場合にキャビテーション不安定の発生が抑制されるケーシングである⁽¹⁵⁾。なお、ケーシングA、Bはいずれも透明アクリル樹脂製であり、ストロボにより各翼に発生するキャビテーションを観察することができる。

3.5 入口偏流 偏流を発生させるためにインデューサ前縁から上流271 mmの位置に、図5(a)に示す多孔板を設置した⁽⁸⁾⁽¹³⁾。多孔板は厚さ5 mmの真ちゅう板に不均一な大きさの孔(孔の直径 $\phi 8.5 \sim \phi 12.5$ mm、開孔率約50%)をあけたもので、これを以後スクリーンと呼ぶ。図5に示すようにスクリーン1は180°ごとに、スクリーン2は90°ごとに、スクリーン3は60°ごとに孔の直径の分布が変化している。

Fig. 4 Configurations of the casing inlet

各スクリーンを設置した場合に、インデューサ上流20 mmの位置で計測した軸方向速度を図5(b)に等高線で示す。図5(b)中の数字は平均流速 $\bar{V}_z$ で無次元化した軸流速度 $V_z/\bar{V}_z$ を示す。計測は流量係数 $\phi=0.08$ で、非キャビテーションの条件($\sigma=0.9$)で、レーザドップラー流速計を用いて行った。軸方向速度は各半径で図5(c)に示すように平均軸流速度の約40%の振幅で周方向にほぼ正弦波状に変化する。

したがって、翼が一回回転する間にスクリーン1、2、3でおのおの1、2、3周期軸流速度が変動することになる。この変動角速度 ω を無次元周波数($k=\omega C/2U_i$)で表すと各スクリーンで $k=1.99, 3.98, 5.97$ である。また今回の実験では、インデューサの羽根枚数が3であるので、スクリーン1、2では各翼で偏流による迎え角変動の位相はおのおの異なるが、スクリーン3の場合には、各翼が同相で偏流の影響を受けることを注意しておく。

なお後述する実験は、非キャビテーションの状態か

Fig. 5 Test screen and axial velocity, (a) Sketch of screen, (b) Axial velocity distribution, and (c) Variation of axial velocity measured at 20 mm upstream of the inducer, for $\phi = 0.080$, Casing A

ら目視観察でスクリーンの孔にキャビテーションが発生し始める状態までのキャビテーション数の範囲 ($0.023 < \sigma < 0.35$) で行った。また上流にスクリーンを設置した影響を調べるために、一樣な大きさの孔 (孔の直径 $\phi 12.0$ mm, 開孔率 53%) をあけた多孔板 (これをスクリーン 0 と呼ぶ) を用いて偏流がない場合の予備実験も行った。その結果、スクリーン 0 とスクリーンのない場合の圧力特性、吸込性能、およびキャビテーション不安定の発生範囲に大きな差はなく、スクリーンの存在そのものの影響がないことを確認している。

4. 入口偏流がキャビテーション不安定に与える影響

入口偏流がキャビテーション不安定に与える影響を調べる目的で、ケーシング A を用いて流量係数 $\phi = 0.08$ において各スクリーンで異なる偏流を与えて、入口圧力変動と翼応力変動からキャビテーション不安定の発生を観察した。なお、流量係数が $\phi = 0.08$ で図 5(c) に示したように $\pm 40\%$ の軸方向速度変動があると、速度三角形からは翼端で入射角が $\alpha = \alpha_m \pm \Delta\alpha =$

$2.9 \pm 1.8^\circ [\alpha = \beta_{t1} - \tan^{-1}(\phi)]$ 変動することになる。

4.1 圧力特性 非キャビテーション時に各スクリーンを設置した場合の圧力特性 ($\phi - \psi_s$) を図 6 に比較して示す。いずれのスクリーンにおいてもスクリーン 0 とほぼ同じ圧力特性を示しておりその差は小さい。また図 7 に、 $\phi = 0.08$ と 0.09 の場合の吸込性能 ($\sigma - \psi_s$) を示すが、スクリーンによる差は小さい。これらの結果から、今回実験に用いたインデューサではスクリーン 1~3 が作るような偏流のパターンが、圧力特性および吸込性能に与える影響は小さいものと判断できる。

4.2 キャビテーション不安定 図 8 に各スクリーンの場合の入口圧力変動の周波数分析結果を示す。なお、この圧力変動は各スクリーンで軸流速度が速い位置のセンサで計測したものであるが、軸流速度が遅い位置で計測したものでは翼通過周波数 ($3 \times f_n$) の振幅は若干異なるが、以下に述べるキャビテーション不安定による圧力変動の様相 (周波数とその発生するキャビテーション数範囲) は両者で差がなかった。

図 8 より各スクリーンで以下のキャビテーション不安定が発生していることがわかる。

Fig. 6 Static pressure performances compared among Screen 0, 1, 2 and 3 in non-cavitating flow, for Casing A

Fig. 7 Cavitation performances compared among Screen 0, 1, 2 and 3 for Casing A, at $\phi=0.08$ and $\phi=0.09$

Fig. 8 Spectral analyses of the inlet pressure fluctuation compared among Screen 1, 2, 3 and 0, for $\phi=0.08$ with Casing A

(1) スクリーン1 [図8(a)] では $0.024 < \sigma < 0.032$ で通常のキャビテーションサージ ($f \approx 5$ Hz) と、 $\sigma=0.033$ 付近で付着非対称キャビテーション ($f=f_n=50$ Hz) が発生している。

(2) スクリーン2 [図8(b)] では通常のキャビテーションサージの発生範囲が縮小し、 $0.03 < \sigma < 0.034$ で付着非対称キャビテーションが、 $0.035 < \sigma < 0.05$ で通常の旋回キャビテーション ($f \approx 60$ Hz, $f/f_n \approx 1.2$) が発生している。

(3) スクリーン3 [図8(c)] では通常のキャビテーションサージは発生していないが、付着非対称キャビテーションが $0.03 < \sigma < 0.034$ で発生し、通常の

旋回キャビテーションの発生範囲が拡大し ($0.034 < \sigma < 0.054$)、これより高いキャビテーション数ではスクリーン0 [図8(d)] およびスクリーンのない場合に観察された高次の旋回キャビテーション ($f=250$ Hz) と高次のキャビテーションサージ ($f=244$ Hz) が発生している。

4・3 翼応力変動 翼応力変動の周波数分析結果を図9に示す。キャビテーション数に対して振幅および周波数が変化しない成分 (図9中矢印で示した周波数以外のもの) は、インバータモータまたはスリップリングに起因する電氣的ノイズと考えられるので以後の考察からは除外する。

Fig.9 Spectral analyses of the blade stress fluctuation compared among Screen 1, 2, 3 and 0, for $\phi=0.08$ with Casing A

Fig. 10 Amplitude of the stress fluctuation caused by the cavitation instabilities compared among Screen 1, 2, 3 and 0, for $\phi=0.08$ with Casing A

各スクリーンでの迎え角変動による周波数 $f=1 \times f_n$ (スクリーン1), $2 \times f_n$ (スクリーン2), $3 \times f_n$ (スクリーン3) 成分以外に、4・2節で述べた通常の旋回キャビテーション(スクリーン0, 2, 3)および高次の旋回キャビテーション(スクリーン0, 3)と、通常のキャビテーションサージ(スクリーン1, 2)および高次のキャビテーションサージ(スクリーン0, 3)による周波数成分が現れている。図8と比較すると圧力変動に現れる

キャビテーション不安定の発生領域と翼応力変動にこれらの成分が現れるキャビテーション数の領域は対応している。またその周波数の関係は、通常および高次のキャビテーションサージの場合は圧力変動と翼応力変動の周波数が同じで、通常および高次の旋回キャビテーションの場合には、圧力変動で計測される周波数から軸回転周波数を差引いた周波数に翼応力変動の卓越したスペクトルが現れている。この結果から本実験

で出現した旋回キャビテーションのセル数は1で軸回転方向と同方向に旋回する“前まわり”の旋回キャビテーションであることが確認できる。

これらのキャビテーション不安定による翼応力変動の片振幅値を各スクリーンで、キャビテーション数に対して図10に示す。図10より、スクリーン0に比べてスクリーン3, 2となるほど、通常および高次の旋回キャビテーションはその応力変動の振幅が小さくなるとともに、その発生範囲がキャビテーション数の小さいほうに移動している。これに対してスクリーン1では旋回キャビテーションの発生はないが、応力変動の大きな通常のキャビテーションサージが発生している。

以上の結果から、今回の実験のスクリーンで作ったような軸流速度が周方向に正弦波状に変化するような入口偏流の場合には、周方向のパターン数が少ないほど(言い換えれば入口偏流による迎え角の変動周波数が低いほど)周方向の不安定である旋回キャビテーションは発生しにくくなるが、低キャビテーション数では軸方向の不安定である通常のキャビテーションサージが発生しやすくなることがわかった。

この原因として、次のように考えることができる。旋回キャビテーションは不安定として、キャビティ長さの変動が翼から翼へ周方向に伝ばしていく現象である。しかし、入口偏流がある場合には翼が一回転する間に、偏流による強制的な迎え角変動のためにキャビティ長さが変動する(これはストロボによる観察で確認できた)。したがってスクリーン1, 2の場合は旋回キャビテーションとしてキャビティ長さが変動しようとするよりも、偏流がキャビティを強制的に変動させる影響のほうが大きくなって、不安定として伝ばする旋回キャビテーションの発生が抑制されたものと考えられる。

一方、スクリーン3では偏流による強制的な迎え角の変動が各翼で同相となり、各翼のキャビティ長さの変動も同相となる。このことが、異なる位相でキャビティが変動するスクリーン1, 2で見られた旋回キャビテーションの抑制効果を小さくしているものと考えられる。

5. 入口偏流による翼応力変動

次に入口偏流による翼応力変動を調べる目的で、一様流中ではキャビテーション不安定が発生しないケーシングBを用いて実験を行った。実験した流量係数は $\phi=0.09$ で、この流量では $\phi=0.08$ に比べて逆流の発生が少ない。速度三角形から、 $\phi=0.09$ では翼端

(a) Cavitation performance

(b) Mean blade stress (σ_m), and amplitude of the blade stress fluctuation ($\Delta\sigma$) caused by the inlet flow distortion

(c) Phase difference between the fluctuation of the angle of attack and the blade stress fluctuation

Fig.11 Cavitation performance, mean blade stress, blade stress fluctuation, and phase difference compared among Screen 1, 2, 3 and 0, for $\phi=0.09$ with Casing B

の入射角は $\alpha=\alpha_m \pm \Delta\alpha=2.4 \pm 2.1^\circ$ で変動することになる。

5.1 入口偏流が吸込性能および平均翼応力に与える影響 一様流中(スクリーン0)および3種の偏流中(スクリーン1, 2, 3)での吸込性能($\sigma-\psi_s$), および平均翼応力を図11(a), (b)に示す。キャビテーション数に対する圧力係数の傾向は各スクリーンで一致しており、ケーシングA(図7)の場合と同様偏流が吸込性能に与える影響は小さい。

一方、平均翼応力も各スクリーンでほぼ同じ値と傾向を示しており、 $\sigma < 0.1$ でキャビテーション数の低下とともに漸減している。これは、キャビテーション数の低下に伴い負圧面のキャビティが大きく成長すると、キャビティによる翼のチョーク効果が大きくなり、隣接する翼の圧力面の圧力が次第に飽和蒸気圧に近づき、翼前縁付近では翼面の圧力差が小さくなってひずみゲージの計測位置では平均翼応力が低下することによるものである⁽¹⁴⁾。

5.2 キャビテーションが入口偏流の翼応力変動に与える影響 図11(b)にはキャビテーション数に対して偏流によって生じる翼応力変動の変化を示す。

Fig. 12 Spectral analyses of the blade stress fluctuation compared among Screen 1, 2 and 3, for $\phi=0.09$ with Casing B

これは図12に示す翼応力変動のスペクトルから、それぞれの迎え角変動の周波数に対応する応力変動成分(スクリーン1, 2, 3でおおの $f=f_n$, $2 \times f_n$, $3 \times f_n$ 成分)の片振幅値をプロットしたものである。スクリーン1, 2, 3となるに従って、この周波数成分の翼応力変動の振幅は小さくなっている。また、3種類の偏流中すべてにおいて $\sigma < 0.1$ で平均翼応力が低下するのと同じく、応力変動の振幅値も低下している。

また、図11(c)には翼応力変動と迎え角変動の位相差を示す。ここでの位相差は、図5に示した軸流速度が最小の位置を翼端の前縁が通過する瞬間(迎え角が最大になるときに)発生するパルスを基準として、その翼の応力変動との位相差を求めたものである。スクリーン1, 2では $0.03 < \sigma < 0.15$ でキャビテーション数が減少するに従って、キャビテーション数が大きい場合に比べて位相遅れが大きくなっている。この原因は平均キャビティ長さの増大(σ の減少)とともに、キャビティ長さ変動の迎え角変動に対する位相遅れが大きくなるためと考えられる。キャビティ長さの成長とともに、キャビティの変動が迎え角変動に対して時間遅れを示すような現象は、橋元ら⁽¹⁶⁾がピッチング振動する単独翼の翼面キャビテーションの場合について、また村山ら⁽¹⁷⁾がピッチング振動する単独翼の翼端漏れ流れに生ずる渦キャビテーションについて観察している。これらの実験ではピッチング振動の振動周波数が大きくなるに従って(無次元周波数で $k=0 \sim 0.9$)、迎え角変動に対するキャビティの変動の時間遅れが大きくなることが示されているが、今回のインデューサの実験では無次元周波数がスクリーン1でも $k=1.99$ と大きく、またインデューサではソリディティ(1.91)が大きいことが影響するためか、スクリーン1($k=1.99$)、2($k=3.98$)による無次元周波数 k の違

いが位相遅れに与える影響は比較的小さい。

一方、スクリーン3ではこれらとは逆に $0.05 < \sigma < 0.15$ で位相遅れが小さくなっている。この原因として次のように考えられる。スクリーン3の場合は、偏流の周方向の波数と翼枚数が同じであるので各翼の迎え角は同じ位相で変動し、各翼のキャビティ長さも同じ位相で変動している。つまり偏流によってある翼のキャビティが長くなるときには、その前後の翼のキャビティも同時に長くなる。一方、キャビティが発達して長くなるとキャビティ後縁を回り込む流れは隣接する翼の迎え角を減少させる効果をもつ⁽¹⁸⁾。このためにスクリーン3では、偏流によってキャビティが長くなろうとすると同時に隣接する翼の迎え角を減少させる効果も3枚の翼で同時に現れるようになり、キャビティが成長することが抑制される。この隣接する翼のキャビティの成長を抑制する効果のために、スクリーン3ではスクリーン1, 2に比べてキャビティが縮小する速度が速くなり、偏流に対するキャビティ変動の応答に相当する図11(c)に示す位相遅れが小さくなるものと考えられる。

6. 結 論

(1) 実験を行った偏流(スクリーン1, 2, 3)では、偏流がインデューサの圧力特性、および吸込性能に与える影響は小さかった。

(2) 実験を行ったスクリーン3のような入口偏流のパターンでは、キャビテーション不安定の発生はそれほど抑制されないが、スクリーン1では通常の旋回キャビテーション、および高次の旋回キャビテーションの発生が抑制された。しかし、低キャビテーション数では偏流によって通常のキャビテーションサージが助長されて新たに発生するようになった。

(3) 入口偏流による迎え角の変動によって生じる翼応力変動は、その変動周波数が高いほど翼応力変動の振幅は小さくなる。また、今回計測した翼前縁近傍ではキャビテーション数が小さくなるに従って翼応力変動は漸減する。

(4) スクリーン1, 2の場合、迎え角変動に対する翼応力変動はキャビテーション数が小さくなるに従って非キャビテーション時に比べてその位相遅れが大きくなるが、偏流の影響が各翼で同相となるようなスクリーン3では、翼応力変動の位相遅れは逆に小さくなった。

本実験は科学研究費補助金、および畠山研究助成金の一部を用いて行われた。関係各位に感謝申し上げます。また計測器の使用に便宜を図っていただいた共和電業(株)の井上朋篤氏と、卒研生として実験に尽力していただいた宮田繁明君に深謝する。

文 献

(1) Acosta, A. J., *Proc. 2nd Symp. Naval Hydr-Dyn.*,

ONR/ACR-38, (1958), 537-557.

- (2) Kamijo, K., ほか2名, *ASME Paper*, 77-WA/FW-14 (1977).
- (3) Tsujimoto, Y., ほか2名, *AIAA J. Propuls. Power*, **17**-3 (2001), 636-643.
- (4) 上條謙二郎・吉田誠, *機論*, **57**-544, B (1991), 4023-4028.
- (5) Shimura, T., *AIAA J. Propuls. Power*, **11**-2 (1995), 330-336.
- (6) Stinebring, D. R., *ASME FED*, **25** (1985), 71-76.
- (7) Sekita, R., ほか5名, *AIAA-2002-3844* (2002).
- (8) 藤井明・ほか4名, *機論*, **68**-665, B (2002), 153-160.
- (9) 鹿野透・ほか4名, *機構論*, No. 02-1, **III** (2002), 191-192.
- (10) Mazzawy, R. S., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, **99** (1977), 288-296.
- (11) Hynes, T. P., ほか3名, *Trans. ASME, J. Turbomach.*, **109** (1987), 371-379.
- (12) 例えば, 加藤洋治編, 新版キャビテーション, (1999), 374-395, 横書店.
- (13) Valle, J. D., ほか2名, *Trans. ASME, J. Turbomach.*, **114** (1992), 360-365.
- (14) 東誠治・ほか2名, *ターボ機械*, **29**-3, (2001), 147-154.
- (15) 藤井明・ほか5名, *機論*, **68**-669, B (2002), 1466-1473.
- (16) 橋元篤志・ほか4名, *機論*, **67**-654, B (2001), 391-397.
- (17) 村山雅弘・ほか2名, *機論*, **69**-678, B (2002), 315-323.
- (18) 堀口祐憲・ほか3名, *機論*, **64**-623, B (1998), 1997-2003.