4枚羽根インデューサの翼応力変動とこれに及ぼす入口偏流の影響*

藤井 明^{*1}, 東 誠治^{*1}, 吉田 義樹^{*2}
辻 本 良 信^{*2}, Stéphane LAFFITE^{*3}Unsteady Stress of 4-Bladed Inducer Blades and the Effect
of Inlet Flow DistortionAkira FUJII, Seiji AZUMA, Yoshiki YOSHIDA^{*4},
Yoshinobu TSUJIMOTO and Stéphane LAFFITE^{**} Osaka University, Graduate School of Engineering Science, Division of Mechanical Science,
1-3 Machikaneyama, Toyonaka-shi, Osaka, 560-8531 Japan

Unsteady stress of 4-bladed inducer blades was measured with and without inlet flow distortion at the blade root near the leading edge. The following results were obtained: (1) Without the inlet flow distortion, and with the alternate blade cavitation at intermediate cavitation number, the mean stress of the blade with shorter cavity is lower than that with longer cavity. At lower cavitation number, the stress fluctuation occurs caused by the cavitation instabilities such as rotating cavitation and cavitation surge, which is one of the major causes of stress fluctuation of inducers. (2) The magnitude of stress fluctuation due to the interaction with the inlet flow distortion basically decreases as we decrease the cavitation number. With inlet flow distortion, the occurrence ranges of alternate blade cavitation and cavitation instability shift toward the lower cavitation number. Under the alternate blade cavitation, the fluctuation of longer cavity causes the stress fluctuation of the adjacent blade with shorter cavity. The stress fluctuations caused by the rotating cavitation and cavitation surge are nearly the same level as those in case without inlet flow distortion.

Key Words: Inducer, Non-Uniform Flow, Unsteady Blade Stress, Alternate Blade Cavitation, Unsteady Cavitation

1. 緒 言

インデューサは激しいキャビテーションの発生下で運転され、条件によっては種々のキャビテーション不安定(旋回キャビテーション, キャビテーションサージ)が発生する^{(1)~(3)}。このようなキャビテーション不安定が発生した場合にはキャビティ長さが変動し、翼には応力変動が発生する⁽⁴⁾。

キャビテーションによって生じる翼応力変動を知ることインデューサの信頼設計上重要であり⁽⁵⁾, Bordelon ら⁽⁶⁾ はスペースシャトルの液体酸素ターボポンプの4枚羽根インデューサの翼応力を計測し、隣接する翼のキャビティの長さが異なる交互翼キャビテーションの発生下では、長いキャビティが発生している翼と、短いキャビティが発生している翼の応力が異なることを報告している。

一方、インデューサ上流にベンドなどがあり、入口偏流がある場合には、偏流自体が翼の応力変動の原因となるほか、これがキャビテーション不安定に影響す

ることによって翼の応力変動に影響を及ぼす。偏流中におけるキャビティの変動は、船舶のプロペラが不均一な船尾伴流中で作動する場合のプロペラ起振力として広く研究されている⁽⁷⁾が、偏流中にあるインデューサについての研究例は見あたらない。

本研究では4枚羽根インデューサを用いて、まず偏流がない場合のキャビテーション不安定によって生じる翼応力変動を調べた。次にインデューサ上流に異なる径の孔を分布させた多孔板⁽⁸⁾を設置して偏流を作り、偏流がない場合の結果と比較することにより、偏流が翼応力変動に及ぼす影響について調べた。

2. 記 号

 D_i : インデューサ直径(=149.8 mm) f : 変動周波数 f_n : 軸回転周波数 [=50 Hz] h : 翼スペーシング l : 翼端でのキャビティ長さ p_v : 飽和蒸気圧 p_1 : 入口圧力 p_{1t} : 入口全圧 p_2 : 出口圧力 Δp : 圧力変動

* 原稿受付 2001年3月12日。

^{*1} 学生員, 大阪大学大学院(〒560-8531 豊中市待兼山1-3)。^{*2} 正員, 大阪大学基礎工学研究科。^{*3} SNECMA, Division SEP, 27208 Vernon Cedex, France.

E-mail: yoshida@me.es.osaka-u.ac.jp

- r : インデューサ半径方向位置
 R : インデューサ半径(=74.9 mm)
 U_t : 翼端周速度 $=\pi D_t f_n$
 v : 局所軸方向速度
 v_1 : インデューサ入口平均軸方向速度 $= \text{流量} / \text{入口面積}$
 α : 入射角 $=\beta_{t1}-\tan^{-1}(\phi)$
 β : 羽根角度
 β_t : 翼端での羽根角度(翼端羽根入口角 $\beta_{t1}=7.5^\circ$, 翼端羽根出口角 $\beta_{t2}=9.0^\circ$)
 θ : スクリーンの周方向位置
 ρ : 流体の密度
 σ : キャビテーション数 $=(p_t-p_v)/(\rho U_t^2/2)$
 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)
 ϕ_n : 局所無次元軸方向速度 $=v/U_t$
 ϕ_s : 圧力係数 $=(p_t-p_1)/(\rho U_t^2)$
 $\Delta\phi$: 変動圧力係数 $=\Delta p/(\rho U_t^2)$

Fig. 1 Test facility

(a) Sketch of test inducer

(b) Inducer cross section

Fig. 2 Test inducer

3. 実験装置および方法

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、入口管(長さ3135 mm)の上流にタンク(直径1162 mm, 高さ2200 mm)がありタンク上部の空気の圧力を真空ポンプで調整する。実験水は水道水であり、一度装置の限界までタンクの圧力を下げて(5 kPa 程度)脱気した状態で1日保持した後に実験を行った。またインデューサの主軸は歯付ベルトを介してインバータモータで駆動し、主軸の軸端には翼にちょう付したひずみゲージの信号を取り出すためにスリップリングを設けた。

3.2 供試インデューサ 実験に用いたインデューサ形状と主要諸元を図2(a)と表1に示す。羽根枚数は4枚、設計流量は $\phi_d=0.078$ であり、羽根入口、出口角はそれぞれ 7.5° , 9.0° である。また半径方向の羽根角度の分布 $\beta(r)$ は $r \cdot \tan \beta(r) = R \cdot \tan \beta_t$ のヘリカル条件を満たす分布となっている。

3.3 実験方法 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38 mmの位置のケーシング壁の周方向2箇所計測した。圧力変動の周波数と2箇所の位相差を分析することにより発生するキャビテーションの種類を同定した。

翼応力はひずみゲージを用いて計測した。インデューサでは、設計流量においても入射角が大きく翼前縁での翼負荷が大きいため、最大曲げ応力が発生すると考えられる前縁付近の負圧面に曲げ応力を計測する方向に1方向ゲージを各翼に1枚ずつちょう付した。ちょう付位置を図3(a)に示す。この信号を軸端に設けたスリップリングで取り出し、圧力変動とともにデータレコーダに記録し分析した。翼端の3箇所[図3(a)のA, B, C点]に集中加重を負荷した場合のゲージ出力の検定結果を図3(b)に示す。各翼の4枚のひずみゲージはほぼ同じ応答を示すが、今回ちょう付

Table 1 Principal dimensions of test inducer

Number of blades	4
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	2.97
Tip clearance, (mm)	0.5
Design flow coefficient, ϕ_d	0.078

Fig.3 Locations of strain gauges and calibration results

したゲージの方向では加重点が前縁から後縁側に移動すると、検出される応力は小さくなる。

偏流中での翼応力変動を計測するため、インデューサ上流 271 mm に、図 4(a) に示す径の違う 83 個の孔 ($\phi 8.5 \sim \phi 12.4$ mm) を開けた多孔板(厚さ 5 mm, 開孔率 47%, これ以後スクリーン A と呼ぶ)を設置し偏流を発生させた。

偏流を発生させるスクリーン A を設置した場合のスクリーン下流 251 mm (インデューサ上流 20 mm) における軸方向速度分布を図 4(b) に示す。計測はキャピテーションの発生のない条件で、レーザドップラー流速計を用いて行った。速度は平均軸方向速度 ($\phi = 0.080$) に対して約 $\pm 40\%$ 変化している。また回転する翼から見ると、軸方向速度は各半径で図 4(c) に示すように正弦波状に変化する。

また、一様な大きさの孔を開けた多孔板 ($\phi = 12.0$ mm, 83 個, 開孔率 53%, これ以後スクリーン B と呼ぶ) を用いた実験も行いスクリーンがない場合の実験結果と比較し、スクリーン自体がインデューサの性能に与える影響⁽⁹⁾ を調べた。

キャピテーションの発生がない状態での圧力特性(圧力係数 ψ_s , 流量係数 ϕ) を、スクリーンがない場合と各スクリーンを設置した場合について図 5 に比較する。スクリーンがない場合の入口静圧は文献(3)と同様インデューサ上流 165 mm の壁面で計測した。ス

Fig. 4 Screen A for non-uniform flow, and axial velocity distribution at 20 mm upstream of inducer for $\phi = 0.080$

Fig. 5 Static pressure performance compared with Screen A and B in non-cavitating flow

クリーンがある場合はスクリーン下流 233 mm (インデューサ上流 38 mm) の壁面で周方向 2 箇所 [図 4(b) の $\theta = 90^\circ, 270^\circ$ の位置] の静圧を計測し平均をとった。スクリーン A を設置した場合、偏流があるにもかかわらず $\phi = 0.080$ 付近の圧力特性は偏流がな

Fig. 6 Spectral analyses of the inlet pressure fluctuation for $\phi=0.080$ without inlet flow distortion (Screen B)

Fig. 7 Spectral analyses of the stress fluctuation of blade 1 for $\phi=0.080$ without inlet flow distortion (Screen B)

い場合とほとんど差がなかった。また予備実験の結果、キャビテーション不安定の発生範囲は $\phi=0.080$ ではスクリーンなしと均一な孔を分布させたスクリーン B ではほとんど差がなかった。

なお以下に述べる実験は、回転数 3 000 rpm (回転周波数 $f_n=50$ Hz)、流量係数 $\phi=0.080$ で、入口圧力を変化させることによりキャビテーション数 σ を変化させて実験を行った。

4. 偏流がない場合の翼応力

偏流中での翼応力との比較のため、まず一様な大きさの孔をもつスクリーン B を用いて実験を行った。以下にその結果を示す。

4.1 入口圧力変動とキャビテーションの種類

図 6 に入口圧力変動の周波数分析結果を示す。横軸が周波数 f 、高さが圧力変動の振幅 $\Delta\psi$ 、奥行きがキャビテーション数 σ を表している。キャビテーション数が大きい ($\sigma>0.09$) 場合には翼通過周波数 ($f=4\times$

Fig. 8 Amplitude of the stress fluctuation versus cavitation number caused by cavitation surge and rotating cavitation for $\phi=0.080$ without inlet flow distortion (Screen B)

f_n) が卓越しており、各翼のキャビティ長さが等しい等長キャビテーションの状態である。キャビテーション数を低下させると、翼端でのキャビティ長さがスペーシングの約 65% となる付近から $f=2\times f_n$ の周波数成分が卓越するようになり、隣り合う 2 枚の翼でキャビティの長さが交互に異なる交互翼キャビテーションとなる。 $\sigma=0.05$ 付近まで交互翼キャビテーションの状態が続いた後、さらに低いキャビテーション数においては 4 枚の翼のキャビティ長さがほぼ同相で変動するキャビテーションサージ ($f\approx 5$ Hz) と、翼ごとに不均一なキャビティ長さが翼から翼へ伝ばする旋回キャビテーション ($f\approx 1.2\times f_n$) が発生している。

4.2 翼変動応力 翼応力変動の周波数分析結果を図 7 に示す。図 7 中矢印で示した周波数以外の、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、以後の考察からは除外する。等長キャビテーションおよび交互翼キャビテーションが発生している場合には、流れは翼から見て定常であるので翼に応力変動はほとんど発生していない。しかし、図 6 の圧力変動にキャビテーションサージ、旋回キャビテーションによるスペクトル成分が確認できるキャビテーション数で、キャビテーションサージと旋回キャビテーションによる翼応力変動成分が現れる。キャビテーションサージによる変動は、圧力変動と同じ周波数 $f\approx 5$ Hz に卓越したスペクトルが見られ、旋回キャビテーションによる変動は、圧力変動で計測される周波数から軸回転周波数を引いた周波数 ($1.2\times f_n - f_n = 0.2\times f_n$) に卓越したスペクトルが見られる。これらの非定常キャビテーションによる翼応力変動の片振幅値をキャビテーション数に対して図 8 に示す。

ここで見られたキャビテーションサージでは、交互翼キャビテーションの形態を保ちながらキャビティが変動するため⁽¹⁰⁾、翼 2, 4 (長いキャビティ)、翼 1,

Fig. 9 Mean stress, cavity length and static pressure coefficient versus cavitation number for $\phi=0.080$ without inlet flow distortion (Screen B)

Fig. 10 Schematic sketch of the tip cavity length on each blade under alternate blade cavitation

3(短いキャビティ)で応力振幅のキャビテーション数に対する変化の傾向が似通っている。また、計測された応力変動は、後述するキャビテーションの発生のない状態の平均応力に対して、最大片振幅で約25%でありキャビテーションサージは大きな応力変動を発生させることがわかる。

4.3 翼平均応力 キャビテーション数に対する翼平均応力 σ_m (各キャビテーション数の状態で時間平均した応力) の変化を、翼端でのキャビティ長さ (l/h)、圧力係数 ϕ_s とともに図9に示す。引張応力を正としているので、本実験の翼負圧面の応力計測では、負荷が大きいほど翼面圧力差が大きいことを表す。

キャビテーションの発生がほとんどない $\sigma=0.25$ からキャビテーション数が低下してキャビティが発生しても、翼端のキャビティ長さがスペーシングの約65% ($l/h=0.65$)、 $\sigma=0.09$ 付近までは平均応力はほとんど変化しない。しかし $\sigma=0.09$ 以下ではキャビティが発達するにしたがって平均応力の絶対値が漸減する。インデューサは設計流量においても比較的大きな入射角をもつため、キャビティが発生していない状態では翼前縁付近の翼面圧力差は大きい。そのため今回

Fig. 11 Mean stress versus cavity length for $\phi=0.080$ without inlet flow distortion (Screen B)

の計測位置である翼付根の応力は大きいものとなるが、キャビティが発達すると負圧面のキャビティが存在する部分の圧力は飽和蒸気圧となり、翼前縁付近ではキャビテーションの発生がない場合に比べて圧力差は小さくなる。これに対しそれより下流部分の圧力面と負圧面の圧力差は、負圧面にキャビティが存在することによりキャビテーションの発生していない場合に比べて大きくなる。図3(b)に示した加重点の違いによる応力の変化を考え合えると、キャビテーションの発達によって、翼負荷が後縁側に移動することが、キャビテーション数の低下により前縁付近の計測位置での翼応力が漸減する理由と考えられる。

一方、 $\sigma<0.09$ で交互翼キャビテーションとなり、翼交互のキャビティ長さの差が大きくなると、短いキャビティが発生している翼(翼1, 3)の応力の絶対値が長いキャビティが発生している翼(翼2, 4)よりも小さくなる。交互翼キャビテーションは、長いキャビティの後縁の影響で、隣接する翼の入射角が減少することによって、隣接翼に発生するキャビティが短くなる現象⁽¹¹⁾であり、この入射角の減少により短いキャビティが発生している翼の負荷が減少し、応力が小さくなるものと考えられる。また図10に示すように、長いキャビティがスロートをを超えて発達すると ($l/h>1.0$)、キャビティのブロックageによりスロット部分の流速は大きくなり、短いキャビティが発生している翼の前縁付近の圧力面の圧力が低下する。そのため、短いキャビティが発生している翼の圧力差は低下し、応力がほとんど零となったものと考えられる。

キャビティ長さと平均応力の関係を調べるため、図11にキャビティ長さに対する平均応力の変化をプロットし直した。交互翼キャビテーションの状態では、キャビテーション数が小さくなるにつれて長いキャビティは大きく成長するのに対し、短いキャビティの長さはほとんど変化しない。しかし、短いキャビティの

Fig. 12 Spectral analyses of the inlet pressure fluctuation for $\phi=0.080$ with inlet flow distortion (Screen A)

(a) Blade 1 (with shorter cavity)

(b) Blade 2 (with longer cavity)

Fig. 13 Spectral analyses of the stress fluctuation of blade 1 and blade 2 for $\phi=0.080$ with inlet flow distortion (Screen A)

翼応力は長いキャビティの長さ l/h が 1.0 を超えるあたりからキャビテーション数の低下とともに急激に減少している。このことより、交互翼キャビテーション発生下の短いキャビティが発生している翼前縁の応力は、その翼に発生しているキャビティの長さ変化よりも、一つ前の翼に発生している長いキャビティの長さの影響を強く受けることがわかる。

一方、交互翼キャビテーションの状態からさらにキャビテーション数を減少させていくと、キャビテーシ

Fig. 14 Amplitude of the stress fluctuation versus cavitation number caused by cavitation surge and rotating cavitation for $\phi=0.080$ with inlet flow distortion (Screen A)

Fig. 15 Mean stress versus cavitation number for $\phi=0.080$ with inlet flow distortion (Screen A)

ョンサージと旋回キャビテーションが発生する。これら非定常キャビテーションが発生すると、キャビティ長さが大きく変動し、翼交互の平均応力の差は(それまで大きかった)交互翼キャビテーションの場合に比べて小さくなる。そして、揚程低下が始まる $\sigma < 0.03$ では各翼の平均応力に差がなくなるとともに応力値もほとんど零となる。

5. 偏流中での実験結果

図 4(b) に示した偏流中において、偏流がない場合と同様の実験を行った。以下にその結果を示す。

5.1 非定常キャビテーションによる翼変動応力

図 12 に入口圧力変動の周波数分析結果を示す。偏流がある場合も偏流がない場合と同様、キャビテーション数の低下に伴い、交互翼キャビテーション ($\sigma < 0.058$, $f = 2 \times f_n$)、キャビテーションサージ ($\sigma < 0.030$, $f \approx 7 \text{ Hz}$)、旋回キャビテーション ($\sigma < 0.021$, $f \approx 1.2 \times f_n$) に相当する周波数成分が順に現れている。しかし、卓越するスペクトルから判断すると、偏流がない場合に比べて各キャビテーションの発生域はキャビテーション数の小さいほうに移動し、その発生領域も小さくなっている。

図 13 に翼 1, 2 の翼応力変動を周波数分析した結果

Fig. 16 Amplitude of the stress fluctuation at rotational frequency caused by the interaction with inlet flow distortion (Screen A) versus cavitation number for $\phi=0.080$

を示す。図7と同様、圧力変動のキャビテーションサージ、旋回キャビテーションに対応する周波数の応力変動成分が見られる。その片振幅値を、キャビテーション数に対して図14に示す。偏流中においては非定常キャビテーションの発生域は狭くなるが、発生すれば応力変動は偏流がない場合と同程度となる。また、図13では軸回転周波数成分 f_n が大きく卓越しているが、これは偏流によって生じる応力変動であり、これについては5・2節で述べる。

図15にキャビテーション数に対する平均応力の変化を示す。偏流がある場合も、キャビテーション数の変化に対し偏流がない場合とほぼ同様の变化を示しており、交互翼キャビテーションの状態では短いキャビティが発生している翼(翼1, 3)の平均応力は小さくなっている。また、各キャビテーション数で時間平均した圧力係数は、図9に示した偏流がない場合のものとほぼ同じ傾向を示し、圧力係数が低下し始めるキャビテーション数は偏流がない場合に比べて若干小さかった。

5・2 偏流による翼変動応力 偏流中での応力変動(図13)には旋回キャビテーションやキャビテーションサージによる周波数成分のほかに、軸回転周波数成分($f=f_n$)が大きく現れていることがわかる。これは、偏流中を翼が回転するため翼の入射角が1回転を1周期として変化することによって生じる応力変動の成分である。また隣接する翼[図13(a)翼1と(b)翼2]を比較すると、キャビテーション数に対する軸回転周波数成分($f=f_n$)の振幅の変化が異なっている。図16に各翼の翼応力変動の f_n 成分の片振幅値をキャビテーション数に対して示す。ストロボを用いた観察より、偏流によって翼に発生するキャビティ長さが1回転で大きく変動することが観察された。しか

し、図16からわかるように、等長キャビテーション(ここではすべての翼のキャビティが偏流に対して同じ変動をする状態をいう)の状態では、キャビティが短いとき($\sigma>0.15$)よりも、キャビティが発達したとき($\sigma=0.1$ 付近)のほうが振幅値が小さくなっている。これはキャビティの発達に伴い、翼前縁付近の負圧面がキャビティに覆われて飽和蒸気圧となってしまうため、偏流中での入射角変動による負圧面の圧力変動が小さくなるためと考えられる。

また、交互翼キャビテーションの状態(ここでは翼交互にキャビティが長短の状態を保ちつつキャビティが偏流に対して変動をする状態をいう)になった直後では、短いキャビティが発生している翼の f_n 成分の応力変動が、長いキャビティが発生している翼の応力変動よりも大きくなっている。偏流のない場合の交互翼キャビテーションのキャビティ長さと平均翼応力(図11参照)の関係に見られたように、短いキャビティが発生している翼前縁に発生する応力は、一つ前の翼に生じる長いキャビティの影響を強く受けると考えられる。ストロボ観察によれば交互翼キャビテーションの状態では、短いキャビティも長いキャビティも、共に偏流により1回転ごとに変動していた。長いキャビティは $l/h=1.0$ 前後で変動しているため、長いキャビティの変動による隣接翼の入射角への影響と、長いキャビティのブロック効果により、短いキャビティの発生している翼応力変動が大きくなったものと考えられる。

6. 結 言

キャビテーション発生下における4枚羽根インデューサの入口流れに偏流がない場合と、偏流がある場合の翼応力計測から以下のことがわかった。

(1) 旋回キャビテーション、キャビテーションサージといったキャビテーション不安定の発生時には、キャビテーションの発生がない場合の平均応力の最大約25%の翼応力変動が発生する。

(2) 交互翼キャビテーション発生時には、翼交互に平均応力が異なり、長いキャビティが発生している翼のキャビティが長くなるほど、短いキャビティが発生している翼前縁に生じる平均応力は減少する。

(3) 偏流により、交互翼キャビテーション、キャビテーションサージ、旋回キャビテーションの発生域はキャビテーション数の小さいほうに移動し発生領域も狭くなる。しかし、キャビテーションサージ、旋回キャビテーションによって発生する翼応力変動の振幅値は偏流がない場合のこれらキャビテーション不安定

による値とさほど変わらない。

(4) 偏流中では、翼への入射角が周期的に変化し、これにより翼に応力変動が発生する。キャビティが成長すると偏流によってキャビティ長さが変動するが、今回の応力の計測点である翼前縁では、偏流による応力変動はキャビテーションが発生していない場合よりキャビティが発達した場合のほうが小さくなる。

(5) 偏流中において交互翼キャビテーションの状態となった場合には、偏流による長いキャビティの変動が隣接する短いキャビティが発生している翼に大きな影響を与え、短いキャビティの翼応力変動が著しく大きくなる。

今回の応力計測に関し、助言と計測器の使用に便宜を図っていただいた共和電業(株)の井上朋篤氏に感謝する。また本研究は文部科学省科学研究補助金、および畠山研究助成金の一部を用いて行われた。ここに関

係各位に謝意を表す。

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, *AIAA J. Prop. Power*, **9-6** (1993), 819-826.
- (3) Tsujimoto, Y., ほか 4 名, *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, **119** (1997), 775-781.
- (4) 東誠治・ほか 2 名, *ターボ機械*, **29-3** (2001), 147-154.
- (5) 笠井憲一, 第 606 回機習教, (1985), 99-109.
- (6) Bordelon, W. J., Jr., ほか 2 名, *ASME FED*, **210** (1995), 39-46.
- (7) 加藤洋治編, 新版キャビテーション (1999), 374-395, 槇書店.
- (8) Bhattacharyya, A., Ph. D Thesis, California Institute of Technology, (1994).
- (9) Valle, J. D., ほか 2 名, *Trans. ASME, J. Turbomach.*, **114** (1992), 360-365.
- (10) 辻本良信・ほか 3 名, *機論*, **66-645**, B(2000), 1311-1319.
- (11) 堀口祐憲・ほか 3 名, *機論*, **64-623**, B(1998), 1997-2003.