インデューサの前縁スウィープが 非定常キャビテーションに与える影響* (第2報, 前進, 後退スウィープの問題点)

吉田 義樹^{*1}, 東 誠治^{*2}
辻本 良信^{*1}, Stéphane LAFFITE^{*3}

Effects of Leading Edge Sweep on Unsteady Cavitation in Inducers (2nd Report, Problems of Forward and Backward Sweep)

Yoshiki YOSHIDA^{*4}, Seiji AZUMA,
Yoshinobu TSUJIMOTO and Stéphane LAFFITE

^{*4} Division of Mechanical Science, Osaka University, Graduate School of Engineering Science
1-3 Machikaneyama, Toyonaka-shi, Osaka, 560-8531 Japan

With an aim to clarify the effects of leading edge sweep on unsteady cavitation, four inducers with backward/forward leading edge sweep were examined. It was found that the cavity length at the tip is made shorten by both backward/forward leading edge sweep, and cavitation performances are also improved. In addition, the shape of leading edge affects the development of the blade cavitation at inner radial location. With forward sweep, the blade cavitation at the mid-span occurs considerably, which begins at the leading edge. On the contrary, with backward sweep, no blade cavitation develops at the mid-span. For unsteady cavitation, backward leading edge sweep is very effective in suppressing the unsteady cavitation, and an inducer with strong backward sweep could totally suppress the rotating cavitation, although the inlet backflow occurs more easily. On the other hand, an inducer with strong forward leading edge sweep suffers from various types of unsteady cavitation including backward rotating cavitation, although the head breakdown occurs at significantly smaller cavitation number.

Key Words: Inducer, Backward/Forward Sweep, Suction Performance, Unsteady Cavitation, Backflow

1. 緒 言

インデューサでは, 翼入口付根の応力の低減を一つの目的⁽¹⁾として, 翼前縁を後退スウィープとする場合が多い。また前縁をスウィープさせたインデューサは, キャビテーション性能に優れるだけでなく, 非定常キャビテーションも発生しにくいことが知られている⁽²⁾⁽³⁾。そのため実用化されているインデューサでは前縁を後退スウィープとしたものが多い。これを以後, 後退翼インデューサと呼ぶ。

一方, 翼をシュラウドで支持するハブレスシュラウド付インデューサ(通常のインデューサはねじとみなせるのに対しこのインデューサはナットとみなせる⁽⁴⁾)で前進スウィープが採用され, 高吸込性能が得られたという報告⁽⁴⁾があるが, 製作, 強度上の問題から実用化はされていない。

本研究では入口羽根角が同じ4枚羽根インデューサを用いて, 前縁を後退スウィープとしたもの(2種: 後退翼インデューサ B 50, B 90)と前進スウィープとしたもの(2種: 前進翼インデューサ F 30, F 50)を, スウィープのない前縁が放射状のインデューサ(インデューサ 0)と比較実験し, 前縁スウィープが非定常キャビテーションに与える影響を調べた。

第1報⁽⁵⁾ではスウィープを表す角 λ (図1)が比較的大きい場合 [インデューサ B 50 ($\lambda=35.4^\circ$) と F30 ($\lambda=49.2^\circ$)] について, 実験で観察された定常キャビティ長さに Acosta ら⁽⁶⁾が提案した横断流れのキャビテーションのスケール則 [$\sigma_c/2\alpha_c=(\sigma/2\alpha)\cdot(1/\sin\lambda)$] を適用し, スウィープの非定常キャビテーションの抑制効果について考察した。その結果, λ の比較的大きいインデューサについては, 定常キャビティ長さの抑制効果は Acosta らのスケール則でよく説明できることがわかった。また理論解析で予測されたように⁽⁷⁾, 非定常キャビテーションの発生は定常キャビティ長さに依存することが確認され, スウィープによる定常キャビティ長さの抑制が, 非定常キャビテーションの抑制にも寄与していることが明らかとなった。

* 原稿受付 2000年12月1日。

^{*1} 正員, 大阪大学基礎工学研究科(〒560-8531 豊中市待兼山町1-3)。

^{*2} 学生員, 大阪大学大学院。

^{*3} SNECMA, Division SEP, 27208 Vernon Cedex, France
E-mail: yoshida@me.es.osaka-u.ac.jp

本報ではおもに λ が小さい場合 [インデューサ B 90 ($\lambda=17.3^\circ$), F50 ($\lambda=30.9^\circ$)] の実験結果を示し、一連の実験結果からインデューサ前縁の後退・前進スウィープが非定常キャビテーションに与える影響と問題点を総括する。

2. 記 号

C : 翼弦長

D : 羽根車直径 (=149.8 mm)

f : 圧力変動周波数

f_n : 軸回転周波数 (=66.7 Hz) ($n=4\,000$ rpm)

h : 翼ピッチ

l : 翼端でのキャビティ長さ

l_s : 交互翼キャビテーション発生下での短いキャビティの翼端キャビティ長さ

p_1 : 入口圧力

p_{1t} : 入口全圧

p_2 : 出口圧力

p_v : 飽和蒸気圧

Δp : 変動圧力

R_t : 翼端半径 (=74.9 mm)

r : 半径

U_t : 翼端周速度 $=\pi D f_n$

V_1 : インデューサ入口軸方向流速 = 流量/入口面積

V_z : 軸方向速度

$\bar{V}_z$: 平均軸方向速度

V_θ : 旋回速度 (軸回転方向正)

$\bar{V}_\theta$: 平均旋回速度

α : 入射角 $=\beta_{t1}-\tan^{-1}(\phi)$

α_c : 横断流れでの入射角 $=\tan^{-1}(\tan \alpha / \tan \lambda)$

β : 羽根角度 (β_{t1} : 翼端羽根入口角 $=7.5^\circ$,

β_{t2} : 翼端羽根出口角 $=9.0^\circ$)

σ : キャビテーション数 $=(p_1-p_v)/(\rho U_t^2/2)$

σ_c : 横断流れでのキャビテーション数
 $=\sigma/\sin^2 \lambda$

λ : スウィープを表す角度 (図1 参照)

θ : 周方向位置

ρ : 流体の密度

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 $=(p_2-p_1)/(\rho U_t^2)$

$\Delta\psi$: 変動圧力係数 $=\Delta p/(\rho U_t^2)$

3. 実験インデューサ

実験装置, 実験方法は第1報⁽⁵⁾と同じであるので省

Table 1 Principal dimensions of the test inducers

Inducer	0	B50	B90	F30	F50
Sweep	Without sweep	Backward sweep	Backward sweep	Forward sweep	Forward sweep
Sweep angle at tip, λ	90 deg.	35.4 deg.	17.3 deg.	49.2 deg.	30.9 deg.
Solidity at tip	2.97	2.44	1.91	2.86	3.17
Diameter, D	149.8 mm	←	←	←	←
Number of blades	4	←	←	←	←
Inlet tip blade angle, β_{t1}	7.5 deg.	←	←	←	←
Outlet tip blade angle, β_{t2}	9.0 deg.	←	←	←	←
Tip clearance, s	0.5 mm	←	←	←	←

(a) Inducer B 50, B 90, and 0

(b) Inducer F 30, F 50, and 0

Fig. 1 Sketch of test inducers, (a) Inducer B 50, B 90 with backward sweep, and (b) Inducer F 30, F 50 with forward sweep

略し, ここでは実験に用いたインデューサについて述べる。

図1に実験に用いたインデューサの形状を示す。また, 表1に各インデューサの主要諸元を示す。なお参考のために第1報で実験結果を示したインデューサ B 50, F 30 についても併せて示す。後退翼インデューサ B 90 は翼端がハブに比べて 95.2° 後退し, 翼端のスウィープを表す角は $\lambda=17.3^\circ$ である。一方, 前進翼インデューサ F 50 は翼端がハブに比べて 52.5° 前進し, $\lambda=30.9^\circ$ である。前縁のスウィープ形状は基礎円半径が 26 mm のインポリュート曲線を基本にし, これを修正した曲線を用いている。第1報で述べたとおりインデューサ入口部の翼のキャンバは直線であり, 前縁形状にかかわらず5種類のインデューサの入口角は $\beta_{t1}=7.5^\circ$ ですべて同じであるが, スウィープのため翼端でのソリディティは各インデューサで異なる。

4. 実験結果

4.1 圧力特性 各インデューサのキャビテーションの発生がない状態での圧力特性 ϕ - ψ_s を図2に示す。後退翼インデューサ B 50, B 90 [図2(a)] は、スweepのないインデューサ 0 とほぼ同じ圧力係数を示し、全流量域で右下がり特性を示す。しかし、前進翼インデューサ F 30, F 50 [図2(b)] は $\phi=0.06$ 以下ではインデューサ 0 よりも圧力係数が低下し、イ

(a) Inducer B 50, B 90, and 0 (b) Inducer F 30, F 50, and 0

Fig. 2 Static pressure performance curves in non-cavitating flow, static pressure coefficient, ψ_s , versus flow coefficient, ϕ , (a) Inducer B 50, B 90 with backward sweep, and (b) Inducer F 30, F 50 with forward sweep

ンデューサ F 50 が F 30 よりも低い圧力係数となっているが、 $\phi < 0.01$ で再びインデューサ 0 と一致する。設計流量は $\phi = \phi_d = 0.078$ [入射角 $\alpha = \beta_{t1} - \tan^{-1}(\phi) = 3.0^\circ$] であり、以下のキャビテーションの実験は各インデューサの圧力特性に差のない $\phi = 0.06$ ($\alpha = 4.1^\circ$) ~ 0.09 ($\alpha = 2.4^\circ$) の範囲で行った。

4.2 インデューサ入口の速度分布 インデューサ B 90, 0, F 50 の 3 種類のインデューサについてキャビテーションの発生のない状態で、翼前縁に沿った上流 5 mm の位置で 7 半径について速度分布を計測した。測定にはレーザドップラー流速計を用い、流速データは軸に取付けたエンコーダ (180 パルス/回転) の信号でインデューサの周方向位置と関係づけて取得した⁽⁸⁾。1 条件について 8 192 個のデータを取得し、各周方向位置でおおの平均した。

図3に $\phi = 0.078$ の各半径位置での軸流方向成分 V_z と旋回成分 V_θ の速度分布を示す。また図4に $\phi = 0.078, 0.07$ の場合について周方向に平均化した平均軸方向速度 $\bar{V}_z$ と平均周方向速度 $\bar{V}_\theta$ を示す。図3の横軸 $\theta = 0, 90, 180, 270^\circ$ は各半径での翼前縁の位置を表し、各縦軸の右側が前縁負圧面に相当する。インデューサ B 90 を除いて軸流方向、旋回方向ともに、翼

Fig. 3 Velocity distributions at inducer inlet, 5 mm upstream from the leading edge, for various radial positions, $\phi = 0.078$, (a) Axial velocity V_z/U_t , and (b) Swirl velocity V_θ/U_t

Fig. 4 Averaged axial velocity $\bar{V}_z/U_t$, and swirl velocity $\bar{V}_\theta/U_t$, (a) $\phi=0.078$, and (b) $\phi=0.070$

前縁近くで速度が小さく翼間で大きい。またインデューサ B 90, 0 は翼端で逆流し ($V_z < 0$), 旋回成分 ($V_\theta > 0$) をもつが, インデューサ F 50 は $\phi=0.078$ で逆流は認められなかった。すなわち $\phi=0.078$ では前縁が後退するほど逆流が強くなる。各半径における速度は各点で平均(1ポイントのサンプリング数は約40~50点)しているにもかかわらず逆流している半径では分散が大きく, 逆流域では非定常性が強いことがわかる⁽⁹⁾⁽¹³⁾。次に図4(a) ($\phi=0.078$) を見ると, $r/R_t=0.5\sim0.85$ 付近では3種のインデューサで大きな違いは見られないが, 翼端付近 ($r/R_t=0.95\sim1.0$) でインデューサ 0, B90 は逆流が発生し, $r/R_t=0.85\sim1.0$ で旋回成分をもっている。一方流量が少ない図4(b) ($\phi=0.070$) の場合は, インデューサ B 90 では逆流域が拡大するために小さい半径位置で軸方向速度が増加している。しかしインデューサ F 50 は, 他のインデューサに比べて逆流が発生しにくい傾向を示しており, 半径の小さいところで軸方向速度は増加していない。インデューサ 0 はこれらの中間的な傾向を示している。この結果より前進翼インデューサは逆流の発生が他のインデューサに比べてより低流量側にあるが⁽¹⁰⁾, 翼端側の逆流域が小さいことにより半径の小さい位置で軸流速度の増速が小さくなっていて, 半径の小さい位置での入射角が他のインデューサに比べて大きくなっていることがわかる。

4.3 キャビテーションの発生状況 図5に, 各インデューサで等長キャビテーション, および交互翼キャビテーション発生時のキャビティ形状のスケッチ

Fig. 5 Sketch of cavitations, (a) Equal length cavitation, and (b) Alternate blade cavitation for $\phi=0.078$, showing the effect of leading edge sweep

を示す。

等長キャビテーションではインデューサ 0 はハブから翼端にかけて扇形にキャビティが成長しているが, 後退翼インデューサ B 50, B 90 では等長キャビテーション, 交互翼キャビテーションいずれの場合にも翼端にのみキャビテーションが発生し, 翼面にはほとんどキャビテーションは発生しない。一方, 前進翼インデューサ F 30, F 50 では, いずれもハブから翼スパン中央にかけてキャビティが発達するが, 翼端にかけて λ が小さくなると徐々にキャビティは小さくなり, 翼端付近で一度翼面キャビテーションの発生がなくなるが, 再び翼端でキャビテーションが発生する。また, 交互翼キャビテーションの状態になるとキャビティの長い翼におけるキャビテーションの発生状況は等長キャビテーションとほぼ同じ傾向を示すが, 他方の翼には翼端にのみキャビティが発生し翼面キャビテーションはまったく発生しなくなり, 顕著な交互翼キャビテーションの状態となる。

堀口ら⁽¹¹⁾の二次元理論解析によれば, キャビティ長さが翼ピッチの65%程度となると, キャビティ後縁

の流れが隣接する翼の入射角を減少させることが交互翼キャビテーションの発生原因である。前進翼インデューサで翼スパン中央付近に発生するキャビテーションは、前縁からキャビティが成長しキャビティ後縁が閉じるような形状となっており、理論解析の形状に近かった。このため前進翼インデューサでは、翼スパン中央でキャビティ後縁が隣接翼の入射角に与える影響が大きく、はっきりとした交互翼キャビテーションの状態になったものと考えられる。一方、翼端に発生するキャビテーションには翼端すきまの漏れ流れに発生するキャビテーションも含まれるため、キャビティ後縁が隣接する翼の入射角に与える影響は翼面キャビテーションに比べて小さいと考えられるが、前進翼、後退翼インデューサいずれの場合も、翼端に発生するキャビテーションも交互翼キャビテーションとなること興味深い。

4.4 非定常キャビテーション

4.4.1 設計流量での非定常キャビテーション

図6に各インデューサの設計流量付近 ($\phi=0.08$) で

の圧力変動の周波数分析結果を示す。また、各キャビテーション(等長キャビテーション, 交互翼キャビテーション, 非定常キャビテーション)の発生領域を各インデューサのスweepを表す角 λ で比較して図7に示す。

(1) 後退翼インデューサ 後退翼インデューサ B 50, B 90 はともにインデューサ 0 に比べて交互翼キャビテーション ($f=2 \times f_n$ の周波数成分が顕著) の発生領域がキャビテーション数の小さいほうへ縮減している。これは第1報⁽⁵⁾で述べたようにスweepが翼端での定常キャビティ長さを抑制するためである。しかし、インデューサ B 50 と B 90 を比較すると、いずれも $\sigma=0.06$ 付近で翼端キャビティ長さ/翼ピッチ (l/h) が $0.65 \sim 0.7$ となり交互翼キャビテーションが発生している(図7)。翼端でのスweepを表す角 λ はインデューサ B 50 で $\lambda=35.4^\circ$, B 90 で $\lambda=17.3^\circ$ であるので、この場合第1報で翼端キャビティ長さがキャビテーションのスケール則: $\sigma_c/2\alpha_c=(\sigma/2\alpha) \cdot (1/\sin \lambda)$ で整理できるとした結果には当てはまらない。

Fig. 6 Spectral analyses of the inlet pressure fluctuations, for $\phi=0.080$

Fig. 7 Comparison of the occurrence regions of cavitation type (Equal length cavitation, Alternate blade cavitation, and Unsteady cavitation), showing the effect of leading edge sweep angle λ , for $\phi=0.080$

したがって、横断流れのキャビテーションのスケール則はスイープが小さく λ の比較的大きい場合には適用できるが、インデューサ B 90 のような λ が小さい場合には適用できない。

旋回キャビテーション ($f=1.1\sim 1.5\times f_n$ の周波数成分が顕著) についてはインデューサ B 50, B 90 とともにスイープが旋回キャビテーションを抑制する効果が現れており、特にインデューサ B 90 では本実験で旋回キャビテーションは全流量で観察されなかった。

しかし、インデューサ B 90 では交互翼キャビテーションの発生するキャビテーション数よりも高いキャビテーション数において周波数が約 $6.3\times f_n$ の圧力変動が測定され、実験時の騒音も大きかった。この圧力変動は堀口ら⁽¹²⁾ の安定解析から予測された高次モードの前まわりの旋回キャビテーションに、その発生域 (交互翼キャビテーションよりも高いキャビテーション数で発生すること) と周波数 ($5\sim 7\times f_n$ 付近であること) が近いが、残念ながら今回の実験では、高速ビデオの観察と、周方向位置が異なる圧力変動の位相差からこれを同定することはできなかった。また、この変動周波数はインデューサ B 50 にも振幅は小さいが現れている。しかし、後退翼インデューサ以外のインデューサでは発生していない。

(2) 前進翼インデューサ 前進翼インデューサ F 30, F 50 は、ともにインデューサ 0 に比べて交互翼キャビテーションの発生領域がキャビテーション数の小さいほうに縮減している。また、インデューサ F 30 ($\lambda=49.2^\circ$) と F 50 ($\lambda=30.9^\circ$) を比較した場合、交互翼キャビテーションの発生し始めるキャビテーション数

に大きな違いは見られない (図 7)。これらの傾向は後退翼インデューサの場合と同様であり、スイープは前進、後退の向きにかかわらず翼端のキャビティの発達を抑制する効果はあるが、 λ を極端に小さくしてもその効果には限界があることを示している。

次に旋回キャビテーションについて比べると、インデューサ F 50 は F 30 に比べてキャビテーション数の大きいほうに旋回キャビテーションの発生領域が拡大している。これは、前進インデューサ F 50 では 4・2 節で述べたように翼端付近での逆流域が小さいため、半径の小さい位置での入射角の減少が少なく、他のインデューサに比べてスロート面積の小さいハブ側に翼面キャビテーションが発達しやすいためと考えられる。

4・4・2 低流量での非定常キャビテーション 図 8 にインデューサ B 90 と F 50 の $\phi=0.070$ における圧力変動の周波数分析結果を示す。また、図 9 に $\sigma=0.035$ の場合のキャビテーションの発生状況の写真を示す。

(1) 後退翼インデューサ 図 8 に示すようにインデューサ B 90 では交互翼キャビテーションの発生もなく、キャビテーションサージ以外に明確な周波数

Fig. 8 Spectral analyses of the inlet pressure fluctuations, for $\phi=0.070$, (a) Inducer B 90, and (b) Inducer F 50

(a) Inducer B 90 with vortex cavitation in back flow

(b) Inducer F 50 under rotating cavitation

Fig. 9 Photographs of cavitation for $\phi=0.070$, $\sigma=0.035$

Fig. 10 Phase difference, $\text{Arg} [\Delta P_i(\theta)/\Delta P_0]$, of the inlet pressure fluctuations for various cavitation types, for $\phi=0.070$ in Inducer F 50

Fig. 11 Cross spectrum of the inlet pressure fluctuation between P_0 and P_2 ($\Delta\theta=90\text{ deg.}$), for $\phi=0.070$, $\sigma=0.07$ in Inducer F 50

は見られない。キャビテーション数が小さい範囲では図9(a)に示すように逆流の旋回流と主流の間の速度せん断層が巻き上がった渦のコアに渦キャビテーションが発生し、旋回するのが観察された⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾。 $\phi=0.070$ ではこういった逆流渦の渦の端がケーシング壁につく位置と圧力センサ(ハブ翼付根の上流 38 mm)の位置がほぼ同じために、計測された圧力変動には非定常性が強く、図8(a)に示した平均処理(1 スペクトルにつき 16 回の平均)した圧力変動のスペクトルは非常にブロードなものとなっている。またキャビテーション数が大きい範囲に、周波数約 $3.2 \times f_n$ 付近にやや振幅の大きいブロードな圧力変動が見られるが、この原因については今のところよくわかっていない。

(2) 前進翼インデューサ インデューサ F 50

では理論解析⁽¹⁵⁾でその存在が予想され、橋本ら⁽¹⁶⁾の実験でも観察された、軸回転方向と逆向きに旋回する伝ば速度比(旋回速度/軸回転速度)が $-1.8 \sim -2.0$ の後まわりの旋回キャビテーションが観察された。旋回方向を同定するためにインデューサ入口の周方向 8 箇所での圧力変動を計測した。各計測位置での圧力変動の位相差 $\text{Arg}[\Delta P_i(\theta)/\Delta P_0]$ を代表的な後まわりの旋回キャビテーション、前まわりの旋回キャビテーション、交互翼キャビテーションの場合について図 10 に比較して示す。図 10 より、130 Hz の圧力変動(後まわりの旋回キャビテーション)は各測定点 P_i において基準となる P_0 よりも測定位置の角度差 θ_i だけ位相が進んでいる。したがって、圧力変動がセル数 1 で軸回転方向の逆向きに伝ばをしていることがわかる。また図 8(b)に示すように平均化したスペクトルではキャビテーション数の小さいほうから順にキャビテーションサージ、前まわりの旋回キャビテーション、交互翼キャビテーション、再び前まわりの旋回キャビテーションが発生し、同時に後まわりの旋回キャビテーションのスペクトルが現れている。図 11 に周方向に 90° 離れた位置での 0.4 秒間のデータの圧力変動のクロススペクトルと位相を示す。図 11 からわかるように 0.4 秒間の圧力変動にも前まわりと後まわりの旋回キャビテーションが現れている。この圧力変動をウェーブレット変換により詳細に調べた結果、前まわりと後まわりの旋回キャビテーションは十数回転ごとにその旋回方向が交互に入れ替わって発生していることがわかった⁽¹⁷⁾。なお、図 9(b)の写真に示すように、前まわりの旋回キャビテーション発生時のキャビティの短い翼では、翼面に発生するキャビティと翼端に発生するキャビティはともに短く、両者のキャビティはほぼ同位相で変動しながら伝ばすることが高速ビデオの画像から観察された。また、前進翼インデューサの逆流域の大きさは図 9(a)に示す後退翼インデューサに比べて小さいことが逆流渦キャビテーションの大きさからわかる。

4.5 スウィープによるキャビテーション性能およびキャビテーション発生領域の変化

図 12 に各インデューサについて、キャビテーション性能曲線上に各種非定常キャビテーションの発生領域を示す。

4.5.1 キャビテーション性能

キャビテーション性能を比較すると、インデューサ 0 が $\sigma=0.03$ 付近で圧力係数が低下しているのに対し、後退翼インデューサ B 50, B 90 は $\sigma=0.02$ 付近まで圧力係数はほぼ一定である。また、前進翼インデューサはさらにキャビテーション数の低い領域まで圧力係数は低下せず、

Fig. 12 Suction performance and map showing the occurrence regions of various cavitation type in various inducers

特にインデューサ F 50 においては実験を行った実験装置で可能な最低のキャビテーション数 ($\sigma \approx 0.015$) でも圧力係数は低下しなかった。これらキャビテーション性能の向上は、前進、後退スweepにかかわらず基本的には翼端付近の横断面流れの効果⁽⁶⁾によって説明できる。また、前進翼インデューサでは翼スパン中央にキャビテーションが発生するが、翼端のキャビテーションは抑制されるためにキャビテーション性能が改善されているものと考えられる。

4.5.2 非定常キャビテーション 交互翼キャビテーションは、前縁スweepにより翼端のキャビティ長さが抑制されるため発生領域がキャビテーション数の小さいほうに縮減するが、スweepを表す角 λ が小さくなると前進、後退いずれの場合にもこの効果には限界が現れている。旋回キャビテーションについては、翼面キャビテーションの発生がほとんどない後退翼インデューサでその抑制効果が顕著である。インデューサ B 50 では旋回キャビテーションはほとんど発生しなくなり、実験を行った流量範囲でインデューサ B 90 には旋回キャビテーションの発生がなかった。しかし、翼面キャビテーションが発生する前進翼インデューサでは、旋回キャビテーションの抑制効果は小さくインデューサ F 50 では F 30 に比べて発生領域が

キャビテーション数の大きいほうに拡大し、また後まわりの旋回キャビテーションも観察された。

キャビテーションサージについても後退翼インデューサ B 50, B 90 はともに、インデューサ 0 に比べて発生領域が縮小している。しかし、前進翼インデューサ F 30, F 50 はインデューサ 0 と比べてもキャビテーションサージの発生領域に大きな差はなく、その抑制効果は小さい。

5. 結 言

(1) キャビテーション性能は前進翼インデューサ、後退翼インデューサともにインデューサ 0 に比べて改善され、特に前進スweepによる効果が大きい。

(2) 前進翼インデューサ、後退翼インデューサともにスweepによる翼端のキャビティ長さの抑制効果により、交互翼キャビテーションの発生領域はインデューサ 0 に比べてキャビテーション数の小さいほうに縮減される。

(3) 後退翼インデューサでは、スweepによって翼端でのキャビティの発達が抑制されることと、翼面にキャビテーションがほとんど発生しなくなることによって旋回キャビテーションが抑制される。しか

し、インデューサ B 90 では高次の巡回キャビテーションとも考えられる、周波数約 $6.2 \times f_n$ の圧力変動が交互翼キャビテーションの発生域より高いキャビテーション数で観察された。

(4) 前進翼インデューサでは、翼端でのキャビテーションの発達抑制されるが、スパン中央の翼面にキャビテーションが発生する。このためスweepを表す角 λ が小さいインデューサでは巡回キャビテーションを抑制する効果は認められない。また、インデューサ F 50 では軸回転方向と逆向きに巡回する伝ば速度比が $-1.8 \sim -2.0$ の後まわりの巡回キャビテーションも観察された。

今回の研究を支援していただいた SNECMA, Division SEP の Dr. Philippe GEAI と、レーザドップラ流速計の使用に便宜を図っていただいた(株)荏原総合研究所の故青木正則博士に深謝する。また、レーザドップラ流速計の計測は三上誠君によって行われた。本研究は文部省科学研究補助金を用いて行われた。ここに謝意を表す。

文 献

- (1) NASA Space Vehicle Design Criteria, Liquid Rocket Engine Turbopump Inducers, SP-8052 (1971).
- (2) Acosta, A. J., *Proc. 2nd Symp. Naval Hydrodyn.*, ONR/ACR-38 (1958), 537-557.
- (3) Jamigro, A. and Ferrini, F., *V. K. I. Lecture Ser.*, **61** (1973).
- (4) Jekat, W. K., *Trans. ASME, J. Basic Eng.*, **89** (1967), 125-140.
- (5) 辻本良信・ほか4名, 機論, **67**-656, B (2001), 903-910.
- (6) Acosta, A. J., ほか4名, *Proc. ISROMAC-8*, **1** (2000), 181-188.
- (7) 渡邊聡・ほか3名, 機論, **64**-622, B (1998), 1675-1682.
- (8) Aoki, M. and Yamamoto, K., *Trans. ASME, J. Turbomach.*, **114** (1992), 392-397.
- (9) Hashimoto, T. ほか5名, *AIAA*, 2000-3154 (2000).
- (10) 生井武文・ほか5名, 機械の研究, **25**-11 (1973), 1394-1400.
- (11) 堀口祐憲・ほか3名, 機論, **64**-635, B (1998), 1997-2003.
- (12) 堀口祐憲・ほか3名, 機論, **65**-636, B (1999), 2672-2680.
- (13) 蔵原和裕・ほか3名, 機論, **64**-622, B (1998), 1667-1674.
- (14) Tsujimoto, Y., ほか4名, *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, **119** (1997), 775-781.
- (15) 辻本良信・ほか2名, 機論, **58**-551, B (1992), 2052-2059.
- (16) 橋本知之・ほか3名, 機論, **63**-605, B (1997), 147-152.
- (17) 有福聡・ほか3名, 関西支部卒業研究発表講演会, (1999), S 616.