

Fluctuating Surface Pressure on a Cross-Flow-Impeller Blade

Katsuya HIRATA*, Yuichi IIDA*, Akira TAKUSHIMA** and Jiro FUNAKI*
(Received December , 27)

In the present research, we develop the measuring technique of unsteady pressure on a rotating blade surface, and reveal the basic features of a cross-flow-impeller pressure. Specifically speaking, we consider the simplest model for the fundamental study, namely, the flow around the cross-flow impeller, rotating with flat-plate blades in open space without any casings. On this impeller's blade, we measure the fluctuating pressures, which are discussed in comparison with flow visualisations with the particle-image velocimeter (PIV), velocity measurements by a hot-wire velocimeter (HW) and numerical simulations. As a result, we get accurate pressures on the rotating blade, which are conditionally-averaged over a number of periods. The obtained experimental results can be also dedicated to CFD as standard benchmarks.

Key Words: Fluctuating Pressure, Pressure Measurement, Unsteady Pressure, Blower, Cross-Flow Impeller

キーワード: 変動圧力, 圧力計測, 非定常圧力, ブロワー, 貫流羽根車

貫流羽根車の翼表面における変動圧力

平田 勝哉, 飯田 雄一, 多久島 朗, 舟木 治郎

1. 書き出し

貫流羽根車は、横流れファンとも呼ばれ、ほぼ一様な細長い 2 次元の流れが容易に得られる特性から空調機やエアカーテンなどに広く用いられている。歴史的背景については、Eck¹⁾を参照されたい。

工学的応用の重要性から、これまでに、多くの実験的、解析的研究が報告されている²⁻²⁰⁾。また、最近、著者ら⁽²¹⁾は、低アスペクト比の貫流羽根車の基本特性を明らかにしており、将来の電装部品の小型化への応用が期待できる。しかし、貫流羽根車は流れの剥離を伴う非線形現象と密接に関係している為、解析的な研究には、もちろん限界がある。また、最近、計算機の発達に伴い数値解析も有効な手段となりつつあるが、信頼性などの残された課題を有する。よって、実験的アプローチは、貫流羽根車にとって現在も有効な手段である。

動翼上の圧力は、ファンの基本性能や騒音レベルを知る上での重要な情報である。しかし、一般的にファンはブローアやコンプレッサと異なり動翼上の圧力変動が小さい為、その非定常圧力を正確に測

定した報告は現在までない。特に、測定対象が回転していることに加え、圧力変動が微小であることは大きな困難を生み出す。

そこで、本研究では、回転翼上の微小な非定常圧力の計測法を確立し、貫流羽根車翼上の圧力の基本特性を明らかにする。具体的に述べると、文献²¹⁾と同じ様に、本研究では、複雑なケーシングのない簡単な形状を有する貫流羽根車を対象として、動翼表面の非定常圧力測定を試みる。そして、その結果を、流れの可視化、および、粒子画像速度計（以後 PIV）による測定、熱線流速計（以後 HW）による測定、数値計算による結果と比較し、考察する。

記号説明

b	: 翼弦長	[mm]
D_1	: 羽根車内径	[mm]
D_2	: 羽根車外径(代表長さ)	[mm]
f	: 周波数	[Hz]
L	: 羽根車スパン長さ	[mm]

*Department of Mechanical Engineering, Doshisha University, Kyoto

Telephone: +81-774-65-6461, Fax: +81-774-65-6830, E-mail: khirata@mail.doshisha.ac.jp

** Samsung Yokohama Research Institute, Senba Nishi 2-1-11, Minoo 562-0036, Japan

N	: 羽根車回転数	[rpm]
P	: 圧力	[Pa]
p	: 翼間ピッチ	[mm]
Re	: レイノルズ数	
r	: 半径方向座標	[mm]
t	: 翼厚さ	[mm]
u	: 流速	[m/s]
u_2	: 羽根車外周速度	[m/s]
Z	: 翼数	
z	: 軸方向座標	[mm]
α	: 翼傾斜角	[deg]
θ	: 周方向座標	[deg]
ν	: 空気動粘度	[m ² /s]
τ	: 時間	[s]

作動流体は空気で、羽根車は複雑なケーシングのない充分広い空間で回転する。この様な場合、著者ら⁽²⁾の研究によると偏心渦の旋回が見られることがわかっている。そこで、偏心渦の旋回を止めるために、舌部として薄い板を挿入した。もちろん舌部の挿入によって流れに若干の影響を与える可能性はあるが、後に示す流れの可視化、数値計算結果により貫流羽根車の基本的流動特性を保持している点は明瞭に確認できる。

2.2 座標系

本研究での座標系は、図3のような円柱座標系である。周方向座標 θ は、舌部を基準とし、反時計方向を正とする。なお、 θ により翼の位置を記述する際、その値は、レーザー変位計を用いて、検出している。

2. 実験方法

2.1 モデル

図1に、今回調べる羽根車の概略を示す。図2に、翼形状の詳細を示す。先に述べた様に、基礎研究として簡単な形状を考えるため、翼は平板翼としている。強い偏心渦を得るため、翼に前向きの傾きを与えている。また、本論を通して、羽根車回転方向は反時計回りである。

実験には、大きさの異なる相似な2種類の羽根車を用いる。 $D_2=250$ mmの羽根車は圧力計測に、 $D_2=100$ mmの羽根車は流れの可視化とPIV測定、HW測定に用いる。 $D_2=250$ mmの羽根車には、圧力センサを翼腹面あるいは翼背面に、センサーダイアフラム表面が翼表面と一致する様に、埋め込んでいる。取り付け位置は、羽根車スパン中央の翼中心表面である。表1に、それぞれの羽根車の詳細を示す。なお、代表的な無次元パラメータは、内外径比 $D_1/D_2=0.72$ 、アスペクト比 $L/D_2=1.0$ ($D_2=250$ mm)と 0.8 ($D_2=100$ mm)である。

本研究におけるレイノルズ数 Re を以下のように定義する。

$$Re = \frac{u_2 D_2}{\nu} \quad (1)$$

ここで、 u_2 は羽根車外周の速度、 D_2 は羽根車外径、 ν は空気動粘度である。すべての実験において Re は 5.6×10^4 とした。

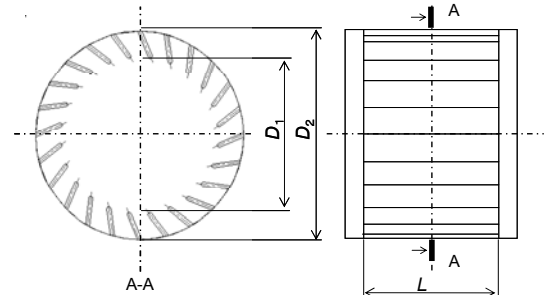
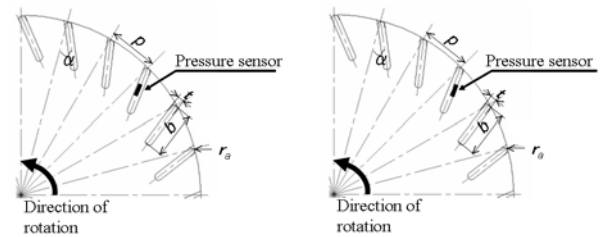


Fig. 1. Impeller with inclined flat blades.



(a) Pressure sensor on the front face of a blade (b) Pressure sensor on the back face of a blade

Fig. 2. Details of inclined flat blades.

Table 1. Parameters of inclined-flat-blade impeller.

Outer diameter	$D_2=250$ [mm]	$D_2=100$ [mm]
Inner diameter	$D_1=180$ [mm]	$D_1=72$ [mm]
Blade's chord length	$b=35$ [mm]	$b=14$ [mm]
Blade's thickness	$t=5$ [mm]	$t=2$ [mm]
Impeller's span length	$L=250$ [mm]	$L=80$ [mm]
Number of blades	$Z=24$	
Blade's angle	$\alpha=23$ [deg.]	

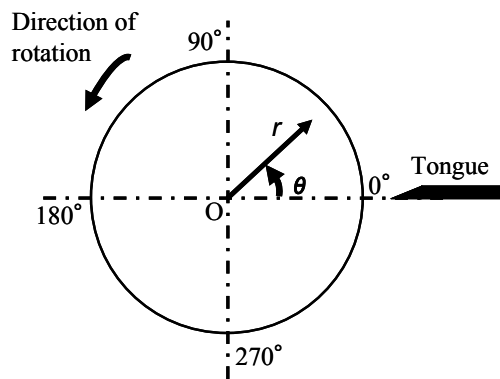


Fig. 3. Coordinates system.

2.3 圧力センサ

圧力センサは、SSK 社製 P310W-50 を使用した。計測可能範囲は $\pm 5\text{kPa}$ である。固有振動数は 1200Hz であり、 100Hz 程度までの変動応答に充分対応する。センサの外形を、図4に示す。圧力センサからの出力は、テレメータ（共和電業社製 送信機 MRT-300A, 受信機 MRT-301A）を用いて、外部の記録装置（A/D変換器付きパーソナルコンピュータ）に送られる。圧力センサの校正は、静止大気中で、圧力センサの静圧孔と微差圧計（柴田科学器械工業社製 ISP-3-50s）を同時に注射器につなぎ、注射器を押引して、圧力センサの出力と微差圧計の出力とを比較することにより、実施した。

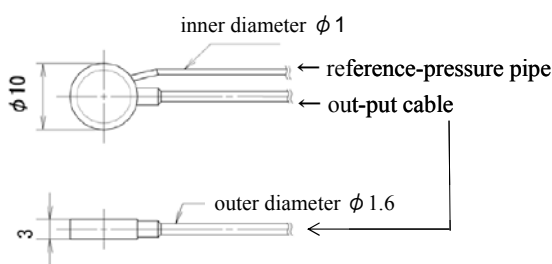


Fig. 4. Dimensions of a pressure sensor (mm).

2.4 熱線流速計

精度と信頼性の高い速度変動を求めため、我々は熱線流速計(HW)による計測を実施した。熱線プローブはI型を使用し、カノマックス社製 DC VOLT METER (MODEL 1008), および, LINEARISER (MODEL 1014), CTA ANEMOMETER (MODEL 1011)を介して、パーソナルコンピュータに信号を取

り込む。また校正は、随時、ピトー管によって行う。プローブ先端位置は、スパン中央面内の $r/D_2=0.55$ ($r=55\text{mm}$)である。熱線は、直径 $5\mu\text{m}$ で長さ 2mm のタングステン線である。羽根車周辺での支配的な流れ方向を考え、軸方向流速成分は相対的に小さいので、熱線は軸平行方向に設置している。

2.5 流れの可視化と PIV 解析

従来の煙法とその可視化画像の PIV 解析より、流れ場の観察を行った。PIV 測定には、日本レーザー社製 PIV システムを用いた。実験装置の概略を、図5に示す。このシステムは、(1)測定エリアにレーザーシート光を照射するためのダブルパルス YAG レーザー(NEW WAVE RESEARCH 社製 MODEL MINILASE-I/15Hz), (2)レーザー電源, (3)画像撮影のための高解像度 CCD カメラ(PCO 社製 SENSICAM), および, (4)それらを制御しかつ撮影画像を取り込むためのパーソナルコンピュータによって構成される。トレーサ粒子は、オリーブオイルの微粒子である。(5)TSI 社製 SIX-JET ATOMIZER MODEL 9306 を, (6)コンプレッサにより駆動して、粒子を造り出している。SIX-JET ATOMIZER の下流には, (7)トレーサバッファを設置している。(8)羽根車の近傍に、あらかじめトレーサを導入するためのノズルを、流れに影響をおよぼさないように実験装置の周囲に配置している。このノズル噴射口内部には、初速度を一様化しかつ乱れを軽減するためのメッシュを組み込んでいる。トレーサ粒子の直径は 10^{-6} のオーダーであり、そのストークス数は $10^{-3}-10^{-2}$ 程度となる。よって、この粒子の流れへの追従性は、妥当とみなせる。羽根車の回転速度は, (9)パーソナルコンピュータで制御している。YAG レーザーの出力は 20mJ で、その持続時間は $6-8\text{ns}$ である。CCD カメラは、1 フレーム当たり 1024×1024 ピクセルの解像度があり、2 枚 1 組のフレーム内での撮影間隔は $300\mu\text{s}$ である。

なお、上述の可視化画像撮影のほか、連続的な流れの観察も行い、各実験結果の妥当性を確認している。その際は、ハイスピードビデオカメラ（フォトロン社製 FASTCAM-MAX120K）と連続 YAG レーザー光源（日本レーザー社製 DPGL-5W）を用いてい

る。

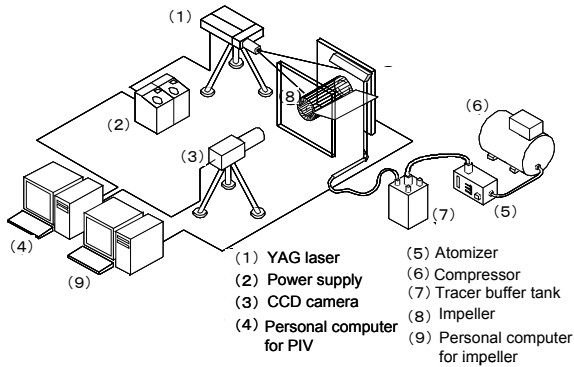


Fig. 5. Flow-visualisation system for PIV.

3. 結果と考察

3.1 羽根車周りの流れ

圧力計測結果を示す前に、(1)従来法による流れの可視化、および、(2)PIV 測定、(3)HW 測定、(4)数値解析による羽根車周りの流れを示す。羽根車外径 $D_2=100\text{mm}$ 、羽根車回転数 $N=1640\text{rpm}$ であり、 $Re=5.6 \times 10^4$ である。

図 6 に、煙による可視化写真を示す。本研究は偏心渦や貫流の発生/発達 の 解 明 が 目 的 で は な い の で、貫流羽根車の回転開始から充分時間が経ってからの実験を対象としている。撮影断面は貫流羽根車スパン中央である。動画すなわち図 6 を含む一連の可視化画像からは、 $\theta \approx 0-30\text{deg}$ で吸い込み、 $\theta \approx 180\text{deg}$ で吐き出し、 $\theta \approx 300\text{deg} \pm 70\text{deg}$ の羽根車内部で偏心渦が、それぞれ、存在することが確認できる。

図 7 に、PIV 測定によるベクトル図を示す。一般に、PIV 測定の精度は高くないので、我々は、HW で精度確認を行った。図 8 に、羽根車周囲の HW 測定による結果と、PIV 測定による結果を、一緒に示す。HW 測定点は限られているが、PIV 解析が充分な精度を有することを確認するには充分であろう。

可視化画像と PIV 解析結果より、羽根車外周流れの大きな領域分類ができる。その分類を図 8 に示す。すなわち、 $\theta \approx 0-60\text{deg}$ は吸い込み領域、 $\theta \approx 60-180\text{deg}$ は微流速領域、 $\theta \approx 180-270\text{deg}$ は吐き出し領域、 $\theta \approx$

$270-330\text{deg}$ は周方向流れ領域、 $\theta \approx 330-360\text{deg}$ は再吸い込み領域とする。

図 9 と図 10 に、それぞれ、数値解析により得られたベクトル図と圧力分布図を示す。手法は、有限体積差分法に基づく擬似 2 次元非定常解析である。羽根車 ($D_2=250\text{mm}$) を含む移動領域と舌部を含む静止領域にそれぞれ計算格子を設けて、格子間を接合している。静止領域の外径は $20D_2 (=5\text{m})$ である。要素数は 135414、節点数は 74898 で、乱流モデルには標準 $k-\varepsilon$ モデルを使った。図 9 を実験結果 (図 6—8) と比較すると、定性的一致を確認できる。例えば、吸い込み領域や吐き出し領域、偏心渦の位置は、よく一致している。もっとも、吐き出し後の流れには、実験との差が認められる。この主な理由は、計算領域の広さや境界条件にあると思われる。図 10 では、翼表面の圧力値が大部分で大気圧よりも低くなっていることがわかる。なお、後節に、圧力測定結果と比較した考察を示す。

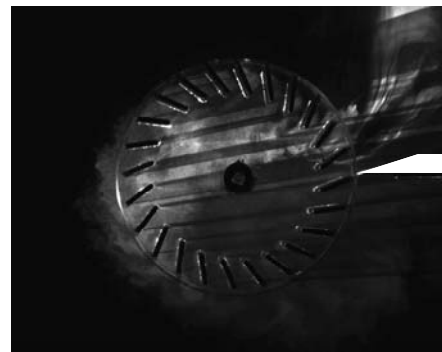


Fig. 6. Flow-visualisation photo ($D_2=100[\text{mm}]$).

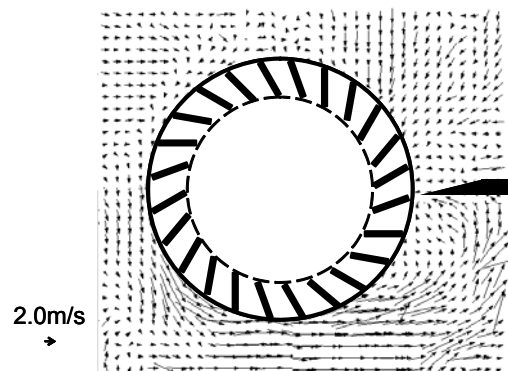


Fig. 7. Velocity vectors by PIV ($D_2=100 [\text{mm}]$).

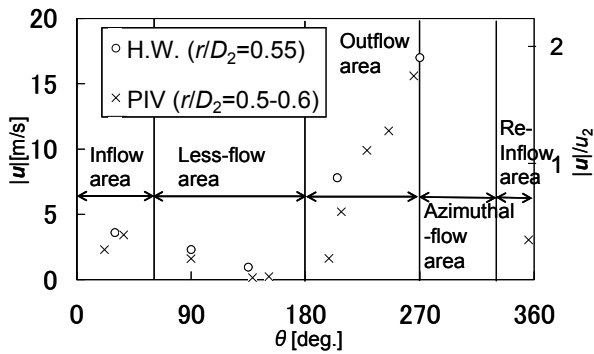
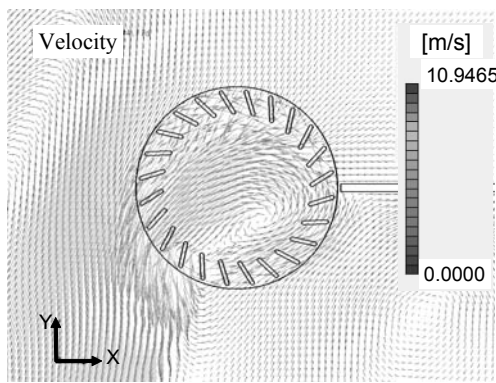
Fig. 8. Mean velocity distribution ($D_2=100$ [mm]).

Fig. 9. Velocity vectors by computation.

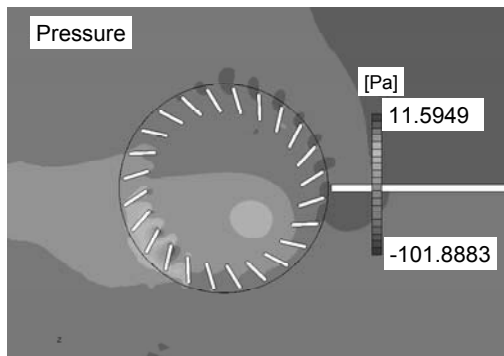


Fig. 10. Pressure distribution by computation.

3.2 翼表面における圧力計測

$D_2=250$ mm の羽根車を用いて非定常圧力を計測する。羽根車回転数 $N=265$ rpm とし、 $3 \cdot 1$ と同様に、 $Re=5.6 \times 10^4$ において実験を行っている。

図 11 と図 12 に、それぞれ、スパン中央における翼腹面と翼背面での圧力計測の一例を示す。それらの圧力変動波形に対応する高速フーリエ変換 (FFT) 結果を、それぞれ、図 13 と図 14 に示す。

図 11 に示した翼腹面の圧力変動からは、 0.23 s の周期を持つ卓越変動と、それに重ね合った高周波成分の変動を観察できる。ここで、 0.23 s は羽根車 1 回転の周期である。また、圧力 P の時間平均値は、約 50 Pa の正の値をとる。

図 12 に示した翼背面での圧力変動においても、 0.23 s の卓越周期を確認できる。しかし、 P の時間平均値は、約 80 Pa の負の値をとる。図 11 と図 12 間の時間平均値の差は、主に遠心力が原因と考えられ、この点は後に説明する。

図 13 では、 4.4 Hz に著しい卓越周波数を見ることができる。この卓越周波数は、もちろん、図 11 の 0.23 s の卓越周期に対応したものである。さらに、 4.4 Hz よりも弱い、 120 Hz で、別の卓越周波数も見ることができる。 120 Hz は、実験装置の構造固有振動数とほぼ同じであるので、この卓越周波数は、物体振動に関係していると考えられる。

図 14 では、図 13 と同様に、 4.4 Hz で顕著な卓越周波数が確認できる。図 13 と異なり、 8.8 Hz も卓越周波数が認められる一方、 120 Hz には際立った卓越周波数が認められない。これら図 13 と異なる二つの特徴は、後に図 17 で議論する。

図 15 と図 16 に、それぞれ、図 11 (翼腹面) と図 12 (翼背面) の圧力変動の 1 周期分のみを、拡大して示す。ここで、横軸は、物理的考察を容易にする為、時間 τ の代わりに、圧力センサのある翼位置 θ (レーザー変位計にて検出) としている。従って、 $\theta=0-360$ deg 間隔は、 0.23 s に対応する。両図には、高い周波数成分の変動 (図では、周期が約 13 deg 程度の変動) が、特に $\theta \approx 90-180$ deg で、明瞭に観察できる。この変動に対する周波数が、約 120 Hz である。

図 17 に、図 15 や図 16 の様な圧力変動波形の、 22 周期分を、位相平均した結果を示す。横軸には、図 15 や図 16 と同様に τ の代わりに θ を用いている。なお、図 18 には、数値計算による翼中央表面での圧力分布を示す。吐き出し領域での一致は良くないが、概ね定性的に一致していることがわかる。

図 11, 12 で述べた様に、生データは遠心力の影響を含んでいる。今回、圧力センサのダイアフラムは半径方向に垂直ではないので、その影響は大きい。そして、静圧

孔側の内部空気の質量の影響も微小だが、考慮すべきである。そのため、予備実験を行って、遠心力の程度を求めた。予備実験では、翼表面流れの影響を取り除くために、ダイアフラムに、気密性のある蓋をした。その様に、遠心力の影響を評価した結果、本実験と同じ条件下では、65Paの圧力差を生じることがわかった。よって、図17において、翼腹面では-65Pa、翼背面では+65Paの補正を行う。

先に、流れの可視化と流速計測 (PIV および HW) に基づき、 $\theta = 0-60\text{deg}$, $60-180\text{deg}$, $180-270\text{deg}$, $270-330\text{deg}$, $330-360\text{deg}$ を、それぞれ、吸い込み領域、微流速領域、吐き出し領域、周方向流れ領域、再吸い込み領域に分類した。また、偏心渦は、羽根車内部の $\theta = 300\text{deg} \pm 70\text{deg}$ に存在していることが分かる。これらの結果は、図17の翼腹面や翼背面における圧力変動とよく対応している。特に、吐き出しも吸い込みも周方向流れも弱く空気が羽根車外側ではほぼ静止している (図7参照) 微流速領域では、両面とも圧力が最大値をとり、羽根車外側の大気圧とほぼ等しい。微流速領域を除いた他の領域では、圧力は、微流速領域よりも低い。特に、吐き出し領域では、翼背面での圧力は非常に低い値に達する。さらに言い加えると、他の領域では、翼腹面と翼背面での圧力は、特徴を異にする。すなわち、吸い込み領域や再吸い込み領域では翼腹面の圧力は翼背面の圧力よりも低く、吐き出し領域ではその逆になる。本実験では、翼傾斜角が前向きでかつ翼厚さが有限であるので、これら3領域では、半径方向流れ成分の符号を考えると半径方向の圧力勾配と正負が逆となる順圧力勾配 (流れ方向に負勾配) となっている。この観点からは、3領域での圧力測定結果は、整合性を保っている。

周方向の流速成分が支配的で半径方向の流速成分が小さい周方向流れ領域では、両面とも、圧力は複雑である。例外的に際立った特徴として、 $\theta = 300\text{deg}$ における翼腹面圧力の鋭い谷が挙げられる。これは、偏心渦中心付近の低圧力が関係していると考えられる。

次に、図13, 14の周波数特性と図17との関連について、議論する。図13の特徴である120Hzの卓越周波数については、特に翼腹面の微流速領域での圧力が、大きく貢献している。一方、翼背面の微流速領域での圧力の貢献は小さい (ただし、図16に示すように、位相平均しな

ければ、120Hz程度の変動は観察できる.)。この2面間の相違を説明するのは難しそうであり、更なる研究が必要であろう。構造—流体間の共鳴現象は、可能な解釈と思われる。微流速領域では翼間の大部分の流体は翼と共に移動しがちだが、弱い相対流れはもちろん存在する。よって、羽根車の回転と位相を合致しやすい100Hzオーダーの流れ構造が、翼腹面近くには存在し、翼背面近くには存在しないこともあり得る。

図14の8.8Hz高調波について、 $\theta = 300\text{deg}$ における偏心渦中心に近い周方向流れ領域では、翼腹面の非常に低い圧力の谷の存在が重要になると考えられる。詳しく述べると、 $\theta = 180-270\text{deg}$ (吐き出し領域) と $330-60\text{deg}$ (再吸い込み領域、吸い込み領域) に、半径方向流れ成分が大きい2つの領域が存在する。厳密には、周方向流れ成分も一緒に考えるべきだが、両領域での圧力は他領域に比べ局所的に低くなっていることが期待できる。そして、今回の圧力測定も、概ねこの予測に合致している。よって、2領域を1周期間に翼が通過するので、8.8Hzの周波数の卓越は、この意味でごく自然である。ところが詳しく見ると、吐き出し領域の圧力は、再吸い込み領域や吸い込み領域の圧力よりも、格段に低い。また、微流速領域では、ほとんど静止している流れのために、圧力は周方向流れ領域よりも格段に高い。その結果、翼背面の圧力は、4.4Hzの卓越周波数が最も顕著になり、8.8Hzの卓越周波数よりも支配的となる。一方、翼腹面では、周方向流れ領域 ($\theta = 300\text{deg}$) に、偶然、非常に低い圧力の谷が存在する。それゆえ、8.8Hz高調波は翼腹面において弱められている。

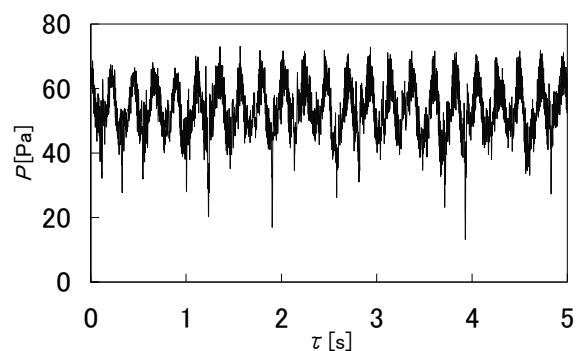


Fig. 11. Time history of surface pressure (on a blade's front face).

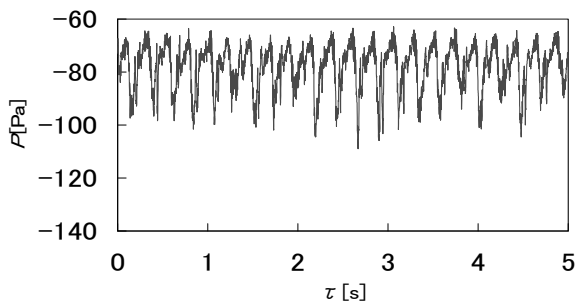


Fig. 12. Time history of surface pressure (on a blade's back face).

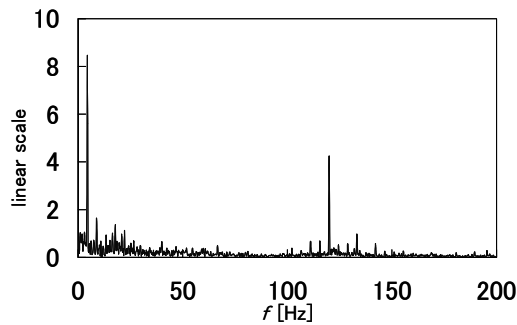


Fig. 13. Spectrum (on a blade's front face).

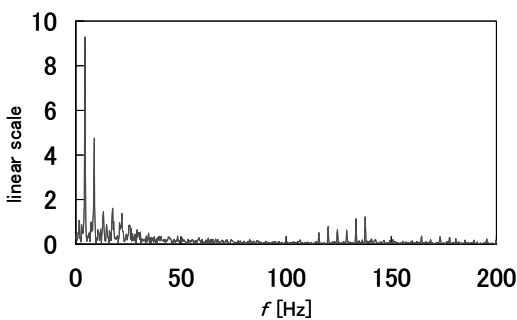


Fig. 14. Spectrum (on a blade's back face).

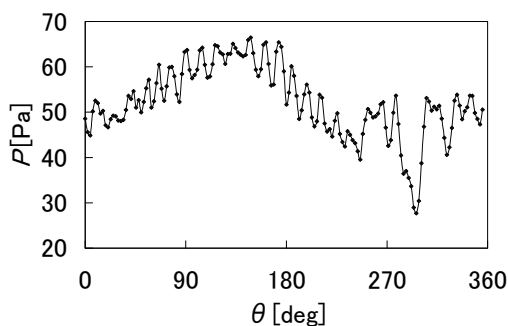


Fig. 15. Pressure distribution of one period (on a blade's front face).

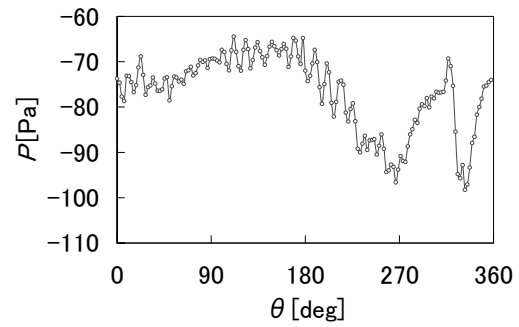


Fig. 16. Pressure distribution of one period (on a blade's back face).

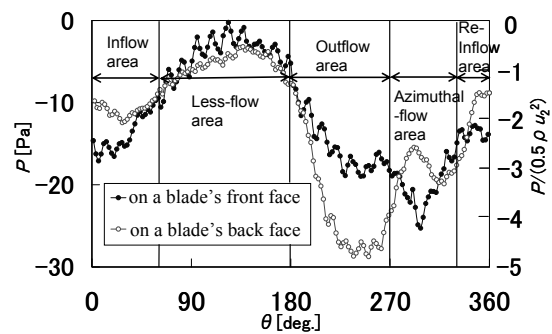


Fig. 17. Pressure distribution of one period, conditionally-averaged over 22 periods.

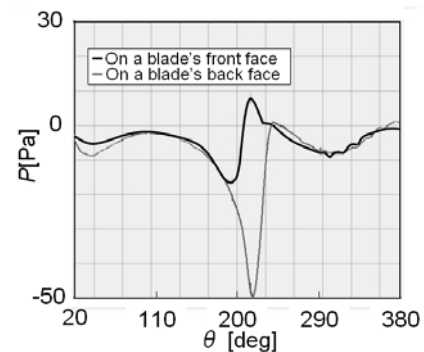


Fig. 18. Pressure distribution of one period, by computation.

4. 結び

本研究では、回転する翼表面での非定常圧力の計測法を確立し、貫流羽根車翼上の圧力の基本特性を明らかにした。圧力測定の結果を、流れの可視化、および、PIV測定、HW測定、数値計算による結果と比較し、考察した。結論は次の通りである。

- (1)翼スパン中央での腹面, 背面の表面圧力変動は, 羽根車回転に同期した卓越周波数成分が著しい。
- (2)位相平均手法を用いることで, 一周期間の翼表面での圧力変動を明らかにした。なお, 遠心力による影響を, 評価し, 取り除いた。翼表面での圧力変動は, 他の実験結果や数値解析の結果と, よい整合を示した。
- (3)特に微流速領域で, 翼腹面の圧力は翼背面よりも構造振動を反映しやすい。翼背面での第一高調波成分は特に際立っており, これは吐き出し領域での低圧力の存在の影響が大きい。
- 近年, 計算機の発達に伴い数値解析は有効な手段となりつつあるが, 信頼性などの課題は残されたままであり, 多くの場合, 補足のための実験を必要とする。本実験結果は, 数値解析のベンチマークとしても有効であろう。

本研究の一部は, 文部科学省学術フロンティア推進事業「次世代ゼロエミッションエネルギー変換システム」の援助によるものである。

参 考 文 献

- 1) Eck, Ing. B., *fans - Design and Operation of Centrifugal, Axial-Flow and Cross-Flow Fans*-, Pergamon Press, Oxford (1973).
- 2) Porter, A.M. and Markland, E., A Study of the Cross Flow Fan, *J. Mechanical Engineering Science*, Vol.12, No.6 (1970), pp.421-431.
- 3) Yamafuji, K., A Study on Cross-Flow-Impeller Flow -1st Report, Experimental Study-, *Trans. JSME*, (in Japanese), Ser II, vol.41, No.341. (1975), pp.189-199.
- 4) Yamafuji, K., A Study on Cross-Flow-Impeller Flow -2nd Report, Analytical Study-, *Trans. JSME* (in Japanese), Ser II Vol.41, No.344. (1975), pp.1184-1192.
- 5) Murata, S. and Nishihara, K., A Study on Cross-Flow Impeller -1st Report, Effect of Casing Geometry on Impeller's Performance-, *Trans. JSME* (in Japanese), Ser II, Vol.41, No.347. (1975a), pp.2062-2075.
- 6) Murata, S. and Nishihara, K., A Study on Cross-Flow Impeller -2nd Report, Performance Characteristics and Inside Flow-, *Trans. JSME* (in Japanese), ser II Vol.41, No.347. (1975b), pp.2076-2089.
- 7) Nakamura, K. and Okutani, K., An analysis on Flow inside Cross-Flow Fan, *Turbomachinery* (in Japanese), vol.11, No.4 (1983), pp.10-15.
- 8) Nakamura, K., Umekage, Y., Tomohiro, T. and Okutani, K., An automatic measurement and an analysis for Flow inside Cross-Flow Fan, *Turbomachinery* (in Japanese), vol.14, No.2. (1986), pp.9-18.
- 9) Takushima, A. and Iizuka, K., Numerical Analysis of Cross-Flow Fan by a Clouds-in-Cells Method Combined with the Finite-Element Method, *Trans. JSME* (in Japanese), ser B, Vol.58, No.545. (1992), pp.64-70.
- 10) Fukano, T., Yamashita, Y., Hara, Y., Kinoshita, K. and Nomiyama, S., Reduction of Noise Generated by a Cross Flow Fan. Part 1: The Effect of Geometries of a Tongue and a Rotor, *Turbomachinery* (in Japanese), vol.20, No.8. (1992), pp.22-28.
- 11) Fukano, T., Yamashita, Y., Hara, Y. and Kinoshita, K., Reduction of Noise Generated by a Cross Flow Fan. Part 2: The Effect of the Clearance between a Tongue and a Rotor, *Turbomachinery* (in Japanese), vol.21, No.8. (1993a), pp.16-22.
- 12) Fukano, T., Yamashita, Y., Hara, Y., Kinoshita, K., Reduction of Noise Generated by a Cross Flow Fan. Part 3: The Effect of Geometry of a Scroll, *Turbomachinery* (in Japanese), vol.21, No.8. (1993b), pp.11-17.
- 13) Tsurusaki, H., Shimizu, H., Tsujimoto, Y., Yoshida, Y. and Kitagawa, K., Study of Cross-Flow-Fan Internal Flow by Flow Visualization -1st Report, Discussion of Measured Results by Particle Tracking Velocimetry-, *Trans. JSME* (in Japanese), Ser B, vol.59, No.568. (1993), pp.3743-3748.
- 14) Fukano, T., Yamashita, Y., Hara, Y., Kinoshita, K., Reduction of Noise Generated by a Cross Flow Fan. Part 4: Relation between Flow Pattern and Performance., *Turbomachinery* (in Japanese), vol.21, No.8. (1994), pp.18-23.
- 15) Tsurusaki, H., Shimizu, H., Tsujimoto, Y., Yoshida, Y. and Kitagawa, K., Visualization Measurement and Numerical Analysis of Internal Flow in Cross-Flow Fan, *Trans. ASME J. Fluids Engineering*, vol.119 (1997), pp.633-638.
- 16) Lazzaretto, A., A Criterion to Define Cross-Flow Fan Design Parameters, *Trans. ASME J. Fluids Engineering*, vol.125 (2003a), pp.680-683.

- 17) Lazzaretto, A., Toffolo, A. and Martegani, A.D., A Systematic Experimental Approach to Cross-Flow Fan Design, *ASME J. Fluids Engineering*, vol.125 (2003b), pp.684-693.
- 18) Toffolo, A., Lazzaretto, A. and Martegani, A.D., An Experimental Investigation of the Flow Field Pattern within the Impeller of a Cross-Flow Fan, *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol.29 (2004), pp.53-64.
- 19) Toffolo, A., On the Theoretical Link between Design Parameters and Performance in Cross-Flow Fans: a Numerical and Experimental Study, *Computers and Fluids*, vol.34 (2005), pp.49-66.
- 20) Go-Long, T., Tsung-Heisen, T., Tung-Chen, LI. and Kuang-Hsieng, W., Flow Style Investigation and Noise Reduction of a Cross-Flow Fan with Varied Rotor-skew-Angle Rotor, *JSME Int. J., Ser B*, vol.49, No.3. (2006), pp.1197-1205.
- 21) Funaki, J., Kimata, N., Hisada, M. and Hirata, K., Aspect-Ratio and Reynolds-Number Effects on short-Span Cross-Flow Impellers without Casings, *JSME Int. J., Ser B*, vol.49, No.4. (2006), pp.1197-1205.