薄肉翼の翼列性能に及ぼす前縁形状の影響に関する数値的研究*

大西 正^{*1}, 三宅 裕^{*2}, 木下 敏治郎^{*3}Numerical Study of Effect of Leading Edge Configurations
on Cascade Characteristics of Thin Arc AirfoilTadashi OHNISHI^{*4}, Yutaka MIYAKE and Kanjiro KINOSHITA^{*4} DAIKIN Air-Conditioning R&D Laboratory, Ltd.,
1304 Kanaoka-cho, Sakai-shi, Osaka, 591-8511 Japan

Steady and unsteady cascade flow characteristics of thin arc airfoil is numerically investigated. In comparison with thick airfoil, flow field around thin airfoil is quite sensitive to its leading edge configuration. In this study, new type of leading edge configuration is proposed, and two types of thin arc airfoil are calculated to investigate the improvement by our design. We tested thin arc airfoil (TA) and front-thicken airfoil (FA) having thickened leading edge. Since fluctuation of drag coefficient becomes smaller in FA cascade, aerodynamic characteristic of FA cascade is robust with respect to the change in attack angle. Although existence of periodic separation bubble are observed in both cascades in high attack angle cases, the hysteretic excursion on a map of reattachment point vs. downstream separation point of suction side surface revealed that thickness of leading edge suppresses the interaction between separation bubble and wake from downstream separation point.

Key Words: Computational Fluid Dynamics, Pseudo-Compressibility Method, Unsteady Flow, Cascade Flow, Thin Arc Airfoil, Leading Edge Configuration, Separation Bubble, Hysteretic Phenomenon

1. 結 言

空調機やOA機器の冷熱搬送に用いられる軸流ファンは、高効率、低騒音であることが要求される。軸流ファンは製品コストや強度上の問題から、等厚の薄肉翼で構成された羽根車を用いることが多い。この羽根形状は翼列理論にもとづき、経験パラメータを付加して設計されることが一般的である⁽¹⁾。生井らは、厚さの薄い円弧翼の翼列性能に関して、系統的な実験資料がないことを指摘し、実験による翼列性能とポテンシャル流れにおける理論的性能を比較し、理論の適用範囲および精度について検討するとともに、設計指針となるカーベット線図を作成した⁽²⁾。しかし、等厚の薄肉翼はその用途が産業上多岐にわたっているにもかかわらず、翼厚分布をもつ厚肉翼型に比べ、翼列性能に関する研究が少なく、数値解析による詳細な研究が望まれる。

これまで翼厚分布をもつ厚肉翼型やその翼列に関し

て多くの研究がなされ、圧縮性を無視しうる低レイノルズ数の翼型周りの流れでは、翼面境界層のはく離現象が空力性能に多大な影響を及ぼすことが知られている⁽³⁾⁻⁽⁵⁾。McCulloughら⁽⁶⁾は、翼型失速が(1)後縁失速、(2)前縁失速、(3)薄翼失速の3種類に分類できることを示した。(1)は負圧面後縁部における乱流はく離点、迎角を増すとともに上流側へ移動して失速が発達するもので、一般に前縁半径が大きい翼型に見られる。(2)は前縁負圧面直後の圧力上昇域にて層流はく離したまま、はく離泡は翼型へ再付着せず、長いはく離泡が形成されるものである。(3)は前縁半径が小さいため、翼負圧面前縁直後の急激な圧力上昇勾配によって層流はく離が発生し、短いはく離泡が形成されるものである。Abbott^{(3),(4)}は翼型前縁半径が失速形式に関与し、最大揚力係数に影響を与えることを示した。軸流ファンで用いられる薄肉翼は、翼厚比が1~2%程度であるため、迎角変化によって容易に薄翼失速が起こることが考えられる。杉尾ら⁽⁷⁾は斜流ファンの翼前縁に翼厚より大きい丸みを形成させることで、薄翼はく離や前縁はく離を抑えたと報告しているが、そのメカニズムについて詳細な分析はなされていない。

さらに低レイノルズ数厚肉翼型の前縁はく離泡に関して、多くの理論解析、実験、数値的研究がなされて

* 原稿受付 2000年9月20日。

^{*1} 正員、(株)ダイキン空調技術研究所(☎591-8511 堺市金岡町1304)。^{*2} 正員、大阪大学大学院工学研究科(☎565-0871 吹田市山田丘2-1)。^{*3} 正員、ダイキン工業(株)(☎591-8511 堺市金岡町1304)。

E-mail: tadashi.ohnishi@daikin.co.jp

いる⁽⁸⁾⁻⁽¹²⁾。Brendelら⁽⁹⁾は、はく離泡領域での流れの詳細計測を行い、その領域では層流から乱流に移し、再付着点近傍では非定常性が強いことを示した。またLinら⁽¹¹⁾は低レイノルズ数 ($Re < 5 \times 10^5$) の流れ場ではKelvin-Helmholtz不安定性によりはく離が発生するため、はく離泡の非定常性は小さなスケールの乱流でなく、大きなスケールの渦放出によると言及している。

一方、翼からの層流境界層はく離に起因した渦放出による騒音に関する研究も多くなされている⁽¹³⁾⁻⁽¹⁵⁾。翼後流近傍からの渦放出による騒音はある特定の周波数に鋭いピークをもつ離散周波数音となる場合が多く、その理由としてTam⁽¹⁶⁾は、翼負圧面の層流境界層が後縁を離脱後ある距離において不安定となり、そこが音源となって上流の翼後縁近傍境界層の変動を励起させるフィードバック機構によると推定している。さらに秋下⁽¹⁷⁾は、前縁近傍の負圧面のはく離泡と翼後縁で発生する音との間のフィードバックモデルを提案し、翼から発生する周期性騒音の説明を試みた。

本研究では、著者らが開発した擬似圧縮性法による非定常数値解法を用いて薄肉翼の翼列流れ解析を行う。前述のように翼前縁形状が負圧面境界層のはく離に大きな影響を及ぼすことから、前縁のみを厚肉化する新翼形状を提案する。新薄肉翼と従来の等厚薄肉翼の定常、非定常流れ解析結果から両者の流れ構造を比較し、前縁層流はく離、再付着など前縁近傍での流れと翼後縁近傍流れの関連性の究明を行う。さらに、非定常解析によって得られた圧力変動値をもとに音源解析を試みる。

記号

- C_D : 抗力係数
- C_L : 揚力係数
- C_p : 圧力係数 $= (p - p_0) / (\rho U_0^2 / 2)$
- L : 翼弦長
- U_0 : 一様流入速度
- Re : レイノルズ数 $= U_0 L / \nu$
- w_1 : 相対流入速度
- w_2 : 相対流出速度
- w_∞ : ベクトル平均速度
- x/L : 無次元翼弦方向長さ
- x_R/L : 無次元再付着点位置[%]
- x_g/L : 無次元後縁はく離点位置[%]
- α : 迎角
- α_∞ : ベクトル平均迎角 $= \beta_\infty - \gamma$
- β : 擬似圧縮性係数
- β_1 : 流入角

- β_2 : 流出角
- β_∞ : ベクトル平均流入角
 $= \tan^{-1} \{ (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) / 2 \}$
- γ : 食違い角
- ϕ : 流量係数
- φ : 静圧係数
- ν : 動粘性係数

2. 数値解析法

2.1 基礎方程式 本研究では、非圧縮性解法として擬似圧縮性法⁽¹⁸⁾を非定常流れ解法へ拡張した、著者ら⁽¹⁹⁾のSDTS (Simplified Dual-Time Stepping) 法を用いた。一般座標系を用いた2次元非圧縮性Navier-Stokes方程式は、次のようになる。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_V}{\partial \xi} + \frac{\partial F_V}{\partial \eta} \right) \quad \dots\dots\dots (1)$$

ただし、

$$Q = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ u \\ v \end{bmatrix}, \quad E = J^{-1} \begin{bmatrix} U \\ uU + \xi_x p \\ vU + \xi_y p \end{bmatrix}, \quad F = J^{-1} \begin{bmatrix} V \\ uV + \eta_x p \\ vV + \eta_y p \end{bmatrix},$$

$$E_V = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} \end{bmatrix}, \quad F_V = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} \end{bmatrix}$$

ここで、 p は圧力、 u, v はそれぞれ x, y 方向速度の物理成分を示す。 J はヤコビアン、 U, V はそれぞれ ξ, η 方向速度の反変成分で以下のように表される。

$$J^{-1} = x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi$$

$$U = \xi_x u + \xi_y v, \quad V = \eta_x u + \eta_y v$$

また、 $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{yy}$ は変形速度テンソルのデカルト座標成分で次のように表される。

$$\tau_{xx} = 2(\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta) - \frac{2}{3}(\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta + \xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta)$$

$$\tau_{xy} = \xi_x v_\xi + \eta_x v_\eta + \xi_y u_\xi + \eta_y u_\eta$$

$$\tau_{yy} = 2(\xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta) - \frac{2}{3}(\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta + \xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta)$$

式(1)に擬似圧縮性法を導入すると、以下になる。

$$DQ^* + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_V}{\partial \xi} + \frac{\partial F_V}{\partial \eta} \right) \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$D = \text{diag} \left[\frac{1}{\beta} \frac{\partial}{\partial \tau}, \frac{\partial}{\partial t}, \frac{\partial}{\partial t} \right], \quad Q^* = J^{-1} [p, u, v]^T$$

ここで、 β は擬似圧縮性係数である。

2.2 非定常解法および離散化手法 本研究では、擬似圧縮性非定常解法として提案されているDTS (Dual-Time Stepping) 法^{(20), (21)}による複雑な計算アルゴリズムを採用せず、時間積分の簡略化を行ったSDTS法⁽¹⁹⁾を用いた。すなわち、連続の式は擬似時間方向に1次精

度の Euler 陰解法を、運動方程式は、物理時間方向に 2 次精度の Crank-Nicholson 法を用い、かつ物理時間と擬似時間の関連付けのために $\Delta\tau = \Delta t$ とし、以下の離散化式となる。

$$\frac{p^{m+1} - p^m}{\Delta t} = RHS_p(u^{m+1}) \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\frac{u^{m+1} - u^n}{\Delta t} = \frac{1}{2} [RHS_u(u^{m+1}, p^{m+1}) + RHS_u(u^n, p^n)] \quad \dots\dots\dots (4)$$

ここで、上付き添え字 m, n はそれぞれ擬似時間、物理時間に対応した時間ステップであり、 $\Delta\tau$ は擬似時間刻み、 Δt は物理時間刻みである。これにより、擬似時間進行は単なる反復処理とみなし、擬似時間内で連続の式を満足させることで、物理時間方向には 2 次精度が保証されることになる。

空間方向の離散化手法は Beam-Warming による近似因子化法⁽²²⁾を採用する。本研究では、数値計算の安定化のため Jameson 型の 4 次陽的スムージングを与えることで、対流項は 3 次精度風上差分となっている。また、粘性項は 2 次精度中心差分によって離散化され、3×3 ブロック 3 重対角行列を解くことにより数値解を求める。

2.3 解析条件 本研究では、非圧縮性低レイノルズ数 ($Re < 5 \times 10^5$) の流れ場での前縁はく離挙動を捉えることに主眼を置くため、Lin ら⁽¹¹⁾と同様に乱流モデルを用いずに数値解析を行う。翼列解析に用いる計算格子は、前縁近傍ではく離挙動を高精度に予測するために C 型格子を用い、格子点は翼周りに 181 点、翼法線方向に 50 点を配置している。計算領域は、翼弦長 L を基準として翼上流に L 、翼下流に $8L$ とする。翼面近傍の最小格子幅は翼弦長 L を代表長さとし 2×10^{-4} ($y^+ < 5$) である。また、Hsiao ら⁽¹¹⁾は、はく離泡領域には 40 点程度の格子点があれば格子依存性のない解が得られると報告しているが、厚肉翼に比べ薄肉翼ははく離泡領域が小さいことから、本研究では流れ方向に 15 点、法線方向に 10 点程度の前縁近傍の格子点数ではく離泡領域の計算を行っている。本研究の目的である翼前縁形状による流れの影響を相対的に比較する上では問題がないと考える。

SDTS 法による非定常解析を行うため、物理時間刻み Δt 、擬似時間刻み $\Delta\tau$ も $0.0002L/U$ としている。予備計算から擬似時間反復回数は約 5 回で速度発散の平均値が $10^{-5}U/L$ 程度となることから、本計算での擬似時間反復回数は 5 回とし、計算効率の向上を図っている。また前報⁽¹⁹⁾より擬似圧縮性係数 $\beta=1$ とした。境界条件として、速度は流入境界で一様流入、流出境界で自由

流出としている。圧力は流入、流出とも 2 次微分が零の条件を与えている。また周期性を仮定して翼列解析を行うため、翼間境界では前時間での変数値を用いた周期条件を用いる。

3. 解析精度検証

本解析の解析精度を検証するため、生井ら⁽²⁾の薄肉円弧翼列試験における実験結果との比較を行う。解析対象である円弧翼列の仕様諸元を表 1 に示す。これは、生井らの実験条件とほぼ同じである。等肉厚の円弧翼の翼前縁、後縁形状は翼厚みを直径とする半円である。またレイノルズ数は 1.9×10^5 である。

Table 1 Specification of Test Cascade

Maximum camber ratio	0.15
Inlet angle, β_1	60 degrees
Pitch - chord ratio	1.25
Thickness ratio	0.012

生井らは相対流入速度 w_1 と相対流出速度 w_2 から導出されるベクトル平均速度 w_∞ に基づき、ベクトル平均迎角 α_∞ に対する揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D を示した。ベクトル平均流入角 β_∞ 、ベクトル平均迎角 α_∞ は、図 1 の定義となる。

Fig. 1 Definition of Cascade Flow Parameters

本計算結果と生井らの翼列試験結果によるベクトル平均迎角 α_∞ に対する薄肉円弧翼列の揚力係数、抗力係数をプロットしたのが図 2 である。図のシンボルは本計算結果で、実線は実験結果である。同図から、本解析手法による数値計算結果は、実験結果と良い一致を示しており、翼列の流れ構造を分析するには十分な精度をもつと考えられる。

4. 薄肉翼前縁形状

Abbott^{(3),(4)}によると、 $r_0/L \leq 1.6\%$ では前縁失速や薄翼失速が、 $r_0/L \geq 1.6\%$ では後縁失速が起こりやすいとされ

Fig. 2 Comparison of Numerical and Experimental Results

ている。ここで、 r_0 は前縁半径、 L は翼弦長である。低圧送風機で用いられる薄翼は、 r_0/L が1~2%程度であるため、迎角変化によって容易に前縁はく離を有する薄翼失速が起こることが考えられる。前縁はく離の抑制方法としては、トリップ・ワイヤによる乱流遷移や境界層の吸い取りなどが提案されているがコスト等の面で実用的でない。

本研究では、前縁最近傍のみに翼厚み分布をもたせる新薄肉翼形状を提案する。図3(a), (b)にそれぞれ従来の薄肉翼 (Thin arc Airfoil; TA と呼ぶ) および新型翼 (Front-thicken Airfoil; FA と呼ぶ) の前縁近傍を示す。FA は、図のように薄肉翼の前縁近傍のみ圧力面側に厚肉化したもので、最大部の翼厚比は0.027、厚肉化幅は0.08Lである。

Fig. 3 Leading Edge Configurations of Thin Arc Airfoil and Front-thicken Airfoil, and Computational Grids near the Leading Edges

提案したFA形状と一般的な薄肉翼形状をもつ軸流ファンを試作し、それらのファン空力性能と騒音レベルを計測したのが図4(a), (b)である。図4(a)の横軸は流量係数 ϕ 、縦軸は静圧係数 ψ である。図4(b)の縦軸はAスケール補正を施した音圧レベルである。同図からFAファンは、TAファンと比べ空力性能はほとんど同等であるにも関わらず、騒音性能は動作点 (流量係数 $\phi=0.32$) を含む広範囲において大幅に向上しているこ

とがわかる。従って、2つの翼形状による翼列解析を行うことで、流れ構造の違いを明確化しうることが予想される。

(a) Aerodynamic Performance (b) Sound Pressure Level
Fig. 4 Aerodynamic and Sound Performance of Fans

5. 翼列特性比較

5.1 諸条件 軸流ファンの羽根から、面積平均半径位置の円筒断面で2次元展開した薄肉円弧翼およびそれにより形成される翼列を計算対象とする。表2にTA, FA両翼型に共通する翼列仕様諸元を示す。なお、TAの翼前縁は翼厚みを直径とする半円である。また両翼型とも後縁は負圧面を切断したエッジ形状である。

Table2 Specification of Cascades

Maximum camber ratio	0.071
Stagger angle, γ	64.8 degrees
Pitch - chord ratio	1.13
Thickness ratio	0.012

ここでは実機運転条件に合わせており、翼弦長 L を代表長さ、一様流入速度 U_0 を代表速度としたレイノルズ数は 1.88×10^5 である。その他の条件は、2.3節に示すとおりである。またファンの流入流れは、運転条件などによって変化することから、迎角 α を6, 8, 10, 12, 14°の5条件で計算を行った。ちなみにファン実機運転試験から、動作点付近での迎角は約10°である。

5.2 定常翼列特性 図5(a), (b)は、それぞれ迎角8°, 12°でのTA, FA翼列の翼面圧力係数 C_p 分布である。TA翼列は破線、FA翼列は実線で示している。図6はTA, FA翼列の流れ特性の違いを比較するため、図5(a)の迎角8°における翼面圧力係数分布の前縁部を拡大表示したものである。これらの図から、TAは前縁近傍で3つの急激な圧力のピークをもつことがわかる。1つはよどみ点での正圧ピーク (図6の P_1) で、残りの2つは正圧ピークの近傍下流位置でのそれぞれ翼圧力面 (P_2)、負圧面 (P_3) の負圧のピークである。よ

(a) Attack Angle $\alpha = 8$ degrees (b) Attack Angle $\alpha = 12$ degrees

Fig.5 Distribution of Pressure Coefficients

どみ点直後の2つの負圧ピーク (P_2 , P_3) をもつことが、等厚の薄肉翼の翼型特性であり、流れ場やそれによる騒音発生に大きく寄与していると考えられる。

Fig.6 Distribution of Pressure Coefficients near Leading Edge ($\alpha = 8$ degrees)

さらに両翼列を比較すると、正圧のピークであるよどみ点はほとんど変化がない。ところがTA翼列と比

べてFA翼列は、圧力面側の負圧ピークが低減され、翼面圧力分布の変化が小さくなっていることがわかる。すなわち、TA翼列では0.3%位置にあった圧力面負圧ピークが、FA翼列では約4%とかなり下流側へ移動している。またFA翼列は翼負圧面での負圧ピークが若干増大していることがわかる。

次に、翼負圧面での境界層の挙動を調べるため、時間平均化した前縁はく離泡の再付着点と後縁はく離点位置を示したものが表3である。ここで、計算結果に基づく評価を可能とするため、後縁はく離点位置は再付着後の下流域で格子最近傍点での翼面に沿う流れ方向の速度が零以下になった点と規定している。この表から本計算の前縁近傍の格子解像度において、TA, FA翼列とも迎角 10° 以上で非常に小規模な前縁はく離泡が観測された。注目すべきは、迎角 10° においてFA翼列ははく離泡の再付着点位置の増大に関わらず、後縁はく離点位置が後方へ移行していることがわかる。

Table3 Comparison of Reattachment and Separation Points in both Cascades

attack angle (deg.)	T A cascade		F A cascade	
	reattachment (from L.E. %)	separation (from L.E. %)	reattachment (from L.E. %)	separation (from L.E. %)
6	—	64.10	—	65.18
8	—	55.67	—	56.36
10	1.30	48.95	2.21	49.28
12	2.66	41.95	3.59	41.45
14	4.45	32.95	6.86	30.96

5.3 非定常翼列特性 本節では、翼から発生する騒音について顕著に影響を及ぼすと考えられる翼列の非定常特性について検討する。図7は、動作点付近である迎角 10° で無次元時間 $T=40\sim45$ におけるTA, FA翼列の揚力、抗力係数の時間変動値を示したものである。この結果を分析すると、TA, FA翼列とも2つの周期の変動周波数 ($f_1=7.6\text{Hz}$, $f_2=91.4\text{Hz}$) をもつことがわかった。前報⁽¹⁹⁾の単独薄翼周りの流れと同様に、 f_2 変動は翼後縁からの渦放出によるもので、 f_1 変動は翼負圧

(a) Lift Coefficients

(b) Drag Coefficients

Fig. 7 Lift and Drag Coefficients vs. time

面の後縁上流ではなく離に伴う後流の変動によるものである。同図の詳細分析から、FAは揚力、抗力係数とも6.0%程度悪化しているものの、 f_2 時間変動値はTAに比べ揚力係数で約47%、抗力係数で約29%低減されることが得られた。さらに、この結果を横軸抗力係数、縦軸揚力係数で再プロットしたのが図8である。同図から時間的変動は前述の f_1 、 f_2 両周期変動を重合したヒステリシス特性をもつこと、FAはTAに比べ揚力、抗力のヒステリシス変動が低減していることがわかる。

Fig. 8 Hysteretic Fluctuation of Lift and Drag Coefficients ($\alpha = 10$ degrees)

翼面流れの変動挙動を分析するため、TA, FAの前縁近傍での渦度分布を可視化したのが図9である。同図は、表3からはく離泡のスケールが大きく、その変動

Fig. 9 Instantaneous Vorticity near Leading Edge ($\alpha = 14$ degrees)

挙動を可視化しやすい迎角 14° の結果で、A~Eは図7に示す f_2 変動1周期の位置である。この結果から、両翼とも負圧面前縁付近で流れはく離し、その下流で再付着して、前縁はく離泡が形成されている様子がわかる。

さらに、図10(a), (b)はそれぞれTA, FAの迎角 10° における前縁はく離泡再付着点位置と後縁はく離点位置をプロットしたものである。ここで、 x_R/L は翼弦長に対する再付着点位置(%), x_S/L は翼弦長に対する後縁はく離位置(%)を示しており、A~Eは図7の f_2 を変動周波数にもつほぼ1周期を表す。図10(a)からTAでは前縁はく離泡の変動と後縁はく離が密接な関係をもち、 f_2 変動はそれに起因したものであることがわかる。一方、図10(b)のFAでは、同様にヒステリシス特性をもつが、前縁はく離泡の変動と後縁はく離の干渉が大幅に低下している。

(a) TA Cascade

(b) FA Cascade

Fig. 10 Hysteresis Curve of Separation Point vs. Reattachment Point ($\alpha = 10$ degrees)

翼から発生する騒音分析は、CAAによる研究が進められている。三宅ら⁽²³⁾は、角柱周りのLES解析から得

られた角柱表面の圧力変動に対して, Curle の式を適用することで音源解析を行った. これによると, 角柱表面の相当音圧分布を作成することで音の主要な発生領域を特定することが可能であることを示している. ここでは, 流れ場特性から FA の騒音低減要因を突きとめるため, 翼面圧力変動の分布を特定周波数に限定して分析する. すなわち前縁はく離泡と後縁はく離の干渉に密接に関連していると推測される f_2 変動を考える. 図 11 に f_2 変動における TA, FA の翼面上での時間微分圧力変動の二乗平均値 $[\partial p / \partial t]^2$ の分布を示す. 迎角は 10° である. ここで, 二乗平均値は基準値 1.0×10^{-2} に対する dB 値で表される. 同図から, FA は TA に比べて, 前縁近傍および後縁側の幅広い範囲において時間微分圧力変動の二乗平均値が低減していることがわかる. これは前縁はく離泡と後縁はく離の相互干渉が抑制された結果によるもので, FA を有する軸流ファンの騒音が低下したのは, この翼面圧力変動の低減によると考えられる.

Fig. 11 Time-averaged Square Pressure Fluctuation of 91.4Hz ($\alpha = 10$ degrees)

6. 結 言

本研究では, 軸流ファンなどに用いられる薄肉翼において, その前縁近傍を圧力面側に厚肉化した新型翼形状を提案し, 従来の等厚薄肉翼と新型翼の非定常翼列流れ解析および両翼形状を有する軸流ファンの実験計測を行い, 以下のことを明らかにした.

- (1) 薄肉翼は前縁半径が極端に小さいことから, よどみ点直後の圧力面, 負圧面で鋭い負圧ピーク

をもつ.

- (2) 両翼とも迎角が増大すると前縁はく離泡が現れ, 前縁はく離泡と後縁渦放出による後縁はく離が干渉し, 2つの周期が重合したヒステリシス特性を示す.
- (3) 前縁部を厚肉化した新型翼形状を有する軸流ファンは動作点付近で, 騒音レベルが大幅に低下する.
- (4) 薄肉翼と比較して新型翼では前縁はく離泡と後縁はく離の相互干渉が抑制されることで, 騒音源である翼面圧力変動が大幅に低減する. 新翼形状を有する軸流ファンの騒音低減には, これが大きく寄与している.

謝 辞

本研究において, 数々の御指導を頂いた大阪大学助教授 梶島岳夫氏, 実験計測にあたり御協力を頂いた(株)ダイキン空調技術研究所 佐藤誠司, 鄭志明の両氏に謝意を表する.

参考文献

- (1) Weinig, F., *Die Stromung um Schaufeln von Turbomaschinen*, Johann Ambrosius Barth Verlag, (1935)
- (2) 生井武文・井上雅弘・金子賢二, 機論, **40**-330, (昭 49), 426.
- (3) Abbott, I. H. et al., NACA Rep., No.824, (1945)
- (4) Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E., *Theory of Wing Sections*, Dover Publication, New York, (1958)
- (5) 西山哲男, 翼型学, 日刊工業新聞社, (1992)
- (6) McCullough, G. B. and Gault, D. F., NACA TN, No.2502, (1951)
- (7) 杉尾孝・ほか 5 名, 松下技報, **35**-6, (1989), 94.
- (8) Horton, H. P., Aeronautical Research Council Current Papers, CP 1073, Univ. of London, (1967)
- (9) Brendel, M., and Mueller, T. J., *J. Aircraft*, **25**-7, (1988), 612.
- (10) Pauley, L. L., Moin, P., and Reynolds, W. C., *J. Fluid Mechanics*, **220**, (1990), 397.
- (11) Lin, J. C. M., and Pauley, L. L., *AIAA J.*, **34**-8, (1996), 1570.
- (12) Hsiao, C. T., and Pauley, L. L., *AIAA J.*, **37**-5, (1999), 529.
- (13) Clark, C. L., *ASME, J. Eng. Power*, **93**-4, (1971), 366.
- (14) Kotake, S., *J. Sound & Vibr.*, **40**-1, (1975), 87.
- (15) 深野徹・ほか 3 名, 機論, **51**-469 B, (1985), 2828.
- (16) Tam, C. K. W., *J. Acoust. Soc. Am.*, **55**-6, (1974), 1173.
- (17) 秋下貞夫, 機論, **47**-424 B, (1981), 2243.
- (18) Chorin, A. J., *J. Comp. Physics*, **2**, (1967), 12.
- (19) 大西正・三宅裕・木下敏治郎, 機論, **61**-591 B, (1995), 3869.
- (20) Rogers, S. E. and Kwak, D., *AIAA J.*, **28**-2, (1990), 253.
- (21) Rogers, S. E., Kwak, D. and Kiris, C., *AIAA J.*, **29**-4, (1991), 603.
- (22) Beam, R. M. and Warming, R. F., *AIAA J.*, **16**-4, (1978), 393.
- (23) 三宅裕・板東潔・堀順士, 機論, **59**-567 B, (1993), 173.