

## NACA 翼形における後流渦形成と離散周波数騒音 の関係に関する実験的研究\*

林 秀千人\*<sup>1</sup>, 児 玉 好 雄\*<sup>1</sup>  
深 野 徹\*<sup>2</sup>, 池 田 昌 浩\*<sup>3</sup>

### Relationship between Wake Vortex Formation and Discrete Frequency Noise in NACA Blades

Hidechito HAYASHI, Yoshio KODAMA,  
Tohru FUKANO and Masahiro IKEDA

Effects of blade thickness on discrete frequency noise (DFN) have been investigated using symmetrical NACA blades of three different thicknesses. It was clarified that the mechanism of DFN generation was different depending on the thickness of the blade. In the case of a thin blade, NACA 0008, the air flow was separated upstream of the trailing edge on the suction side of the blade, but was attached to the trailing edge of the blade on the pressure side. Therefore the frequency and the sound pressure level of DFN were varied with the variation of the attack angle. On the other hand, in the case of a thick blade, NACA 0015 or NACA 0018, the flow was separated upstream of the trailing edge on the pressure side while it was attached to the trailing edge on the suction side. The frequency and sound pressure level of DFN did not vary with the variation of the attack angle in these cases. The location of the rolling up of Karman vortices was very important in the generation of DFN. When rolling up of the Karman vortex took place far from the trailing edge of the blade, the Karman vortices did not have a strong effect on the flow around the blade. However, when Karman vortices rolled up in the vicinity of the blade, the interaction of the Karman vortices with the blade was strong, causing DFN generation.

**Key Words:** Vortex, Aerodynamic Acoustics, Wake, Separation, Unsteady Flow, Blade Thickness

#### 1. 緒 言

翼まわりの流れの変動現象のうち後流中に現れる周期的変動現象は、翼に及ぼす影響が大きく振動や騒音の元凶となる。このような周期的変動とそれによる流力騒音は周周の流動状態と密接に関係するために、その構造や特性が研究されている<sup>(1)~(4)</sup>にもかかわらず、依然として不明な点が多い。著者らは既報<sup>(5)</sup>において、(1)後縁の薄い翼形においても、後縁が厚い平板翼の場合と同様に、後流へ放出される周期的な渦放出(カルマン渦列)が、流れの周期的変動現象の発生原因となること、(2)この発生条件として翼面境界層の後縁上流ではなく離とそれに伴う後縁での死水領域の形成があること、(3)さらにこの現象により発生する離散周波数騒音(以下ではDFNと略記する)の音圧レベルの予測に深野らの平板翼に対する理論<sup>(6)</sup>が適用できること、などを示した。

しかしながら流れの変動現象に伴う圧力変動のレベルは通常、騒音のレベルに比べて10の3乗から5乗

程度大きく、流体力学的解析のみでは直接流力騒音を解明できない。この点から今までに流力騒音についていくつかのフィードバック機構が提案され<sup>(7)~(11)</sup>たが、流れと騒音との因果関係を明確には把握できていない。

本報では、以上のような周期的変動現象およびそれを原因として発生する離散周波数騒音(以下DFNと呼ぶ)の発生機構について、翼厚による相違を実験的に調べ、DFNの発生機構を明らかにした。

#### 2. おもな記号

$C$ : 翼弦長 mm  
 $D^*$ : 翼の流れ方向投影長さ mm  
 $L$ : スパン長さ mm  
 $AR$ : アスペクト比  
 $U_0$ : 主流速度 m/s  
 $Re$ : レイノルズ数  
 $X$ : 翼後縁からの流れ方向距離 mm  
 $Y$ : 翼後縁からの流れに垂直方向距離 mm  
 $\alpha$ : 供試翼の迎え角 °

#### 3. 実験装置および方法

本研究では、騒音および供試翼まわりの流速分布の

\* 原稿受付 平成6年8月5日。

<sup>1</sup> 正員, 長崎大学工学部 (☎852 長崎市文教町1-14)。

<sup>2</sup> 正員, 九州大学工学部 (☎812 福岡市東区箱崎6-10-1)。

<sup>3</sup> 正員, 自動車機器 (☎366 東松山市神明町2-11-6)。

計測に、既報<sup>(5)</sup>と同様に吸込式風洞による実験装置を用いた。また、翼まわり流れの観察のために、密閉形水槽実験装置を用いた。供試翼は翼厚が異なる対称翼 NACA 0008 翼, NACA 0015 翼, NACA 0018 翼である。以下ではそれぞれ 08 翼, 15 翼および 18 翼と呼ぶ。いずれも弦長  $C$  は 60 mm, スパン高さ  $L$  は風洞実験では 230 mm, 水槽実験では 50 mm で, それぞれアスペクト比  $AR$  が 3.83 と 0.83 である。なお, 翼後縁は厚みが非常に薄く鋭く上がった形状となっている。

風洞実験における主流速度  $U_0$  は 30 m/s である。実験では, 騒音と後流速度変動の周波数特性, 翼近傍後流の速度および速度変動特性の分布を調べ, さらに油膜法による翼近傍流れの可視化を行った。また, 翼表面に直径 0.8 mm のトリッピングワイヤを取付けてその影響を調べた。水槽実験で行ったトレーサ法は幅 0.8 m, 高さ 0.2 mm の注入口から染料としてローダミン B を吐出して行った。この様相をビデオテープレコーダにより記録し, 観察した。なお, 翼弦長を基準としたレイノルズ数  $Re$  は風洞実験では約  $1.2 \times 10^5$  で, 水槽実験では約  $2.7 \times 10^4$  である。

#### 4. 実験結果および考察

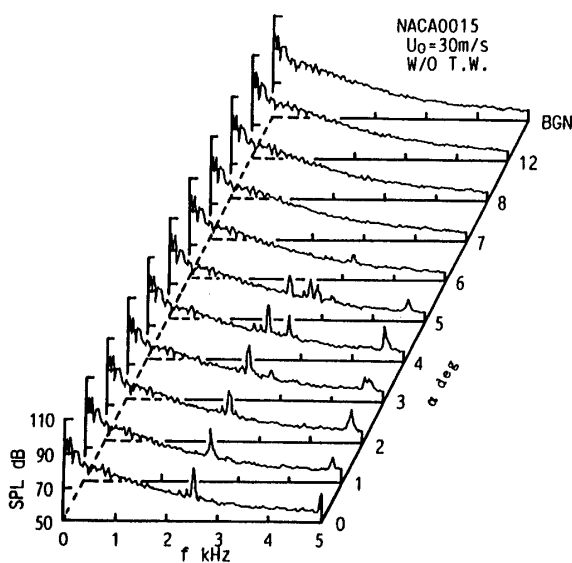
**4.1 周波数特性** 図 1 は騒音のスペクトル分布に与える迎え角の影響を示したもので, 図 1(a), (b) はそれぞれ 15 翼と 08 翼の場合である。図 1(a) では迎え角  $\alpha$  が  $0 \sim 5^\circ$  と小さい場合に  $f = 2.3$  kHz 付近に顕著なピークが現れ, 離散周波数騒音 (DFN) が発生していることがわかる。また, 迎え角による DFN の周波数変化はほとんど見られない。このことは, さ

らに翼が厚い 18 翼においても同様である (図略)。図 1(b) の 08 翼では, 15 翼の場合と異なり  $\alpha = 0^\circ$  では DFN の発生が見られない。 $\alpha = 1 \sim 3^\circ$  とわずかに迎え角が付くと, 迎え角によって  $f = 1 \sim 4$  kHz にピークが現れ, DFN が発生している。また, その周波数は迎え角によって大きく変化している。 $\alpha = 4^\circ$  以上では DFN は発生しない。

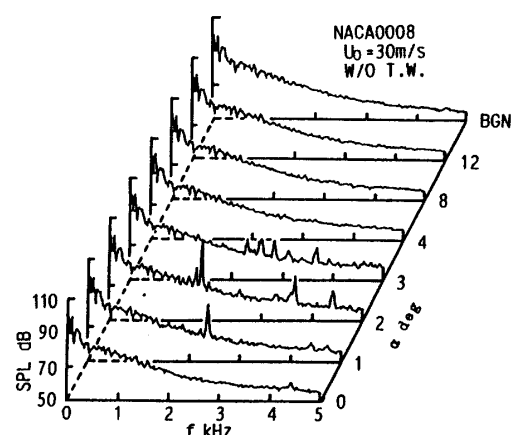
図 2 には後流中の速度変動強さが最大の位置 (例えば図 6(b) において島状の変動強さ分布の下側中心位置の  $\times$  印) における速度変動のスペクトル分布を示している。図 2(a) の 15 翼では, DFN が存在する迎え角ではいずれも速度変動のスペクトル分布に鋭いピークが現れており, 周波数も両者はよく一致している。

一方, 図 2(b) の 08 翼においても 15 翼と同様に DFN に対応する鋭いピークは速度変動の周波数によく対応して現れている。しかし, 速度変動のスペクトル分布において  $\alpha = 0^\circ$  で現れている  $f = 4.5$  kHz 付近の幅をもつ顕著なピークは, 騒音のスペクトルでは若干盛り上がる程度で明確なピークとなって現れていない。これは後述するように後流渦の巻上がりに関係していると思われる。

図 3 は 08 翼について後流速度変動のスペクトル分布の流れ方向変化を示したものである。図 3(a) の DFN が発生している  $\alpha = 2^\circ$  では, 後縁上流 ( $X < 0$ ) から離散周波数のピークが顕著に現れ, 後縁部近くでそのレベルは最大となり, 後縁下流 ( $X > 0$ ) では下流に行くにしたがって減少している。このことは, 後縁部に変動の源があることを示唆するものである。一方,  $\alpha = 0^\circ$  の場合は DFN が現れていないものの [図 1(b)], 図 2(b) に見られるように, 後流の速度変動では  $f = 4.5$  kHz 付近にピークが存在する。図 3(b) はこのような場合の流れ方向の速度変動スペクトル分布の変化



(a) NACA 0015 翼の場合



(b) NACA 0008 翼の場合

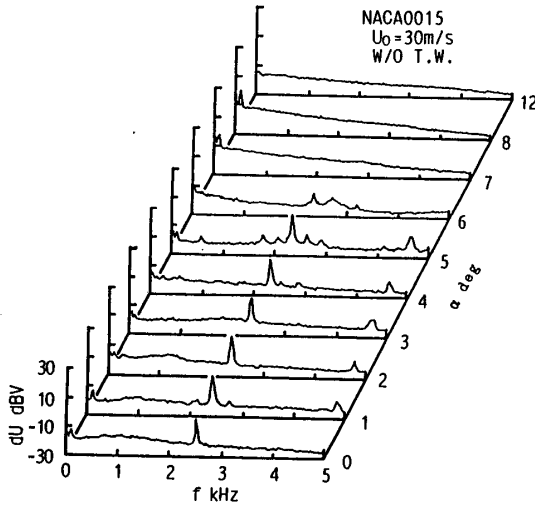
図 1 騒音スペクトル分布に及ぼす迎え角の影響

である。後縁上流( $X < 0$ )では、図3(a)と対照的に、4.3 kHz 付近のピークのレベルは非常に小さい。しかし、後縁から下流方向には  $X \cong 3$  mm まではそのレベルが増加し、その後は一定のレベルを取っている。このことは、 $\alpha = 0^\circ$  の場合には後流の速度変動の源が翼下流において現れ、翼面上の流れの変動にはあまり影響を与えないことを示すものである。

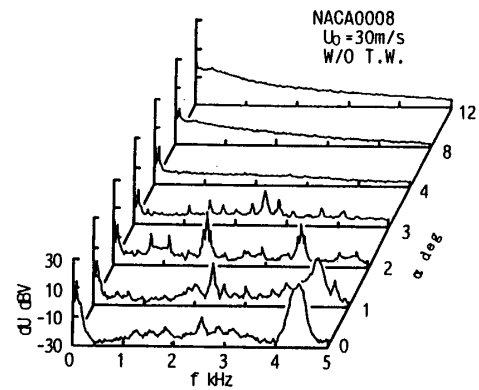
図4は、図1においてDFNの発生が見られた $\alpha = 2^\circ$ について、トリッピングワイヤ(以下T.W.と略記する)を用いて得られたDFN発生状況の変化を示したものである。図4中の $\overline{X_{T.W.}}$ は翼前縁からT.W.までの距離を弦長 $C$ で無次元化したものである。図4(a)は15翼の場合である。負圧面側にT.W.が設置された場合には、その位置によらずT.W.がない場合

(以下W/O T.W.と略記する)と同様にDFNが発生し、T.W.の影響はほとんど見られない。しかし、正圧面側にある場合は $\overline{X_{T.W.}} = 0.17$ を除きDFNが消滅している。これは後述するように、正圧面側ではW/O T.W.の場合に後縁上流から流れははく離するが、T.W.を設置すると流れは再付着するために、DFNは発生しないのである。

図4(b)は08翼の場合である。T.W.が前縁にある場合はT.W.なしの場合と同様に $f = 2$  kHz 付近にDFNが発生している。T.W.が正圧面側にある場合は15翼の場合と異なってその位置によらずつねにDFNの発生が見られる。薄い08翼ではT.W.がない場合も正圧面側の流れは後縁まで付着した流れとなっており、これに加えてT.W.を設置しても境界層が乱流化することなく、T.W.はDFNの発生にほとんど影響を及ぼさない。一方、T.W.が負圧面側にある場合には、15翼の場合とは逆に後縁上流ではく離していた流



(a) NACA 0015 の場合



(b) NACA 0008 翼の場合

図2 後流速度変動のスペクトル分布に及ぼす迎え角の影響

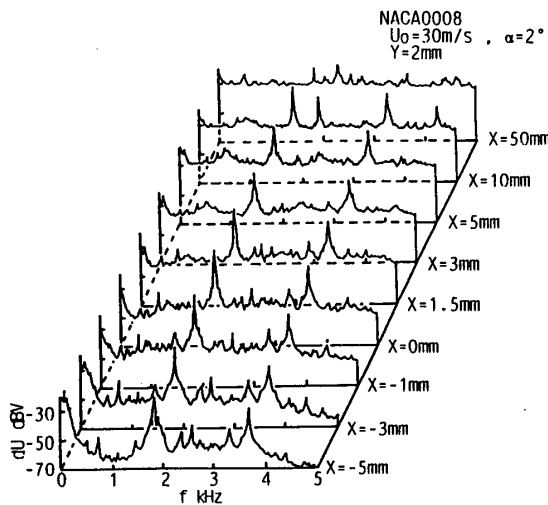
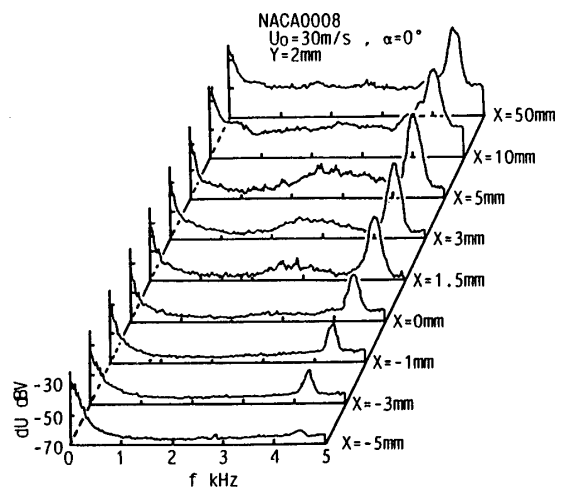
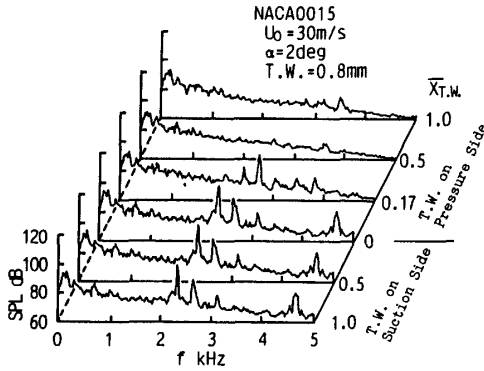
(a) NACA 0008 翼の  $\alpha = 2^\circ$  の場合(b) NACA 0008 翼の  $\alpha = 0^\circ$  の場合

図3 後流速度変動のスペクトル分布の流れ方向変化

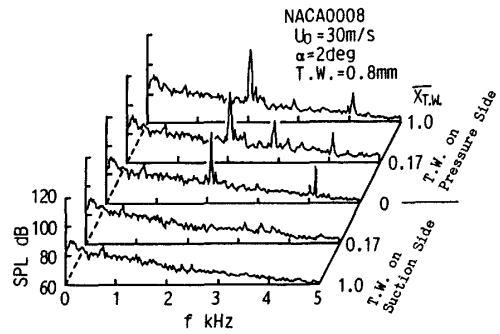
れは T.W. によって後縁まで付着した流れに変わり、DFN の発生が抑えられる。

**4.2 流動特性** 図5は油膜法による翼表面流れ状態の可視化結果を示したものである。図5(a)の08翼の $\alpha=1^\circ$ の場合、正圧面側は後縁まで付着流れであり(図省略)、負圧面側は後縁よりかなり上流(図5

中記号 A の位置近く)から層流はく離を起こし、そのまま後縁まではく離して後流へ続いている。図5(b)、(c)は15翼の $\alpha=2^\circ$ について、それぞれ負圧面側と正圧面側の表面流れを示している。この場合は08翼と異なり、負圧面側は前縁近傍(図5中記号 B の位置)でいったんはく離するものの、その後方(図5中記号 C 付近)で再付着してその間にはく離泡を形成している。

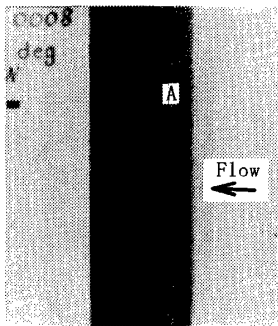


(a) NACA 0015 翼の場合

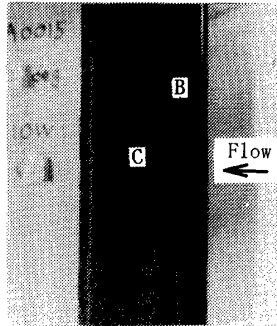


(b) NACA 0008 翼の場合

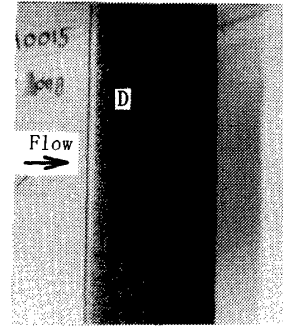
図4 後流速度変動スペクトル分布のトリッピングワイヤの影響



(a) NACA 0008 翼の  $\alpha=1^\circ$  負圧面側表面流れ

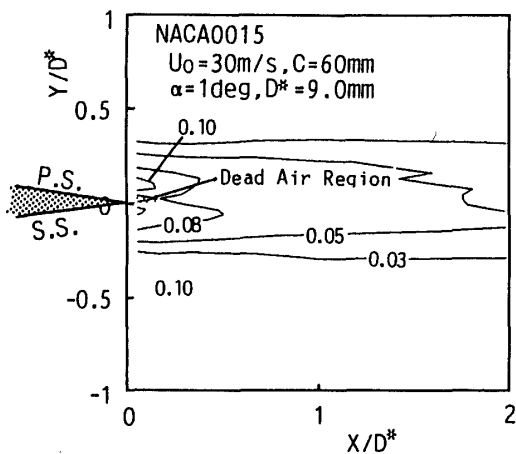


(b) NACA 0015 翼の  $\alpha=2^\circ$  負圧面側表面流れ

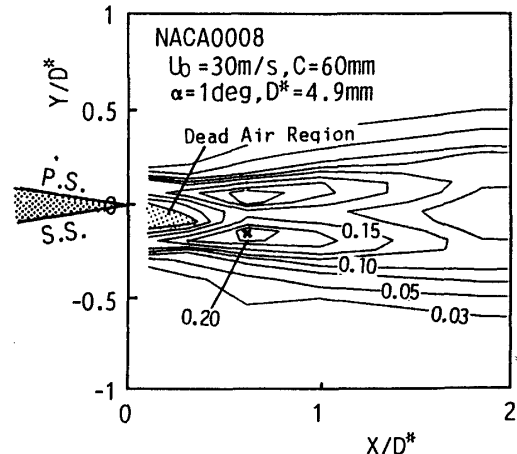


(c) NACA 0015 翼の  $\alpha=2^\circ$  正圧面側表面流れ

図5 油膜法による翼表面の流動状況



(a) NACA 0015 翼の  $\alpha=1^\circ$  の場合



(b) NACA 0008 翼の  $\alpha=1^\circ$  の場合

図6 後流速度変動分布の等高線図

再付着後は乱流境界層が発達し、後縁まで付着流れとなっている。一方、正圧面側では後縁上流(図5中記号Dの位置)から層流はく離し、再付着することなく後流へ続いている。

図6は後縁近傍の速度変動強度の等高線図を示したもので、横軸と縦軸はそれぞれ流れ方向座標  $X$  とそれに垂直な方向の座標  $Y$  を翼の流れ方向投影長さ  $D^*$  で無次元化した量である。図6(a)の15翼の  $\alpha=1^\circ$  の場合は、後縁直後に変動の強い上下対の島状の分布が見られる。この最大変動の位置は後縁にかなり近く、図6(a)では翼後縁の等高線の左端に一部が現れている。これは後述するように後流渦の巻上りが翼の直後で起こっているためである。さらに、前述したように正圧面側では後縁上流からはく離しているため、死水領域がいくぶん正圧面側によっている。また、はく離位置は迎え角によってあまり変わらない(図省略)。

図6(b)は08翼の迎え角  $\alpha=1^\circ$  の場合であるが、後縁直後に後流渦放出時の特徴を表す変動レベルが大きく上下対をなす島状の分布が見られる。また、負圧

面側で流れが後縁上流からはく離するために、死水領域が負圧面側に寄っている。この最大変動の位置は迎え角  $\alpha$  が大きくなるにつれて後縁に近づく(図省略)。

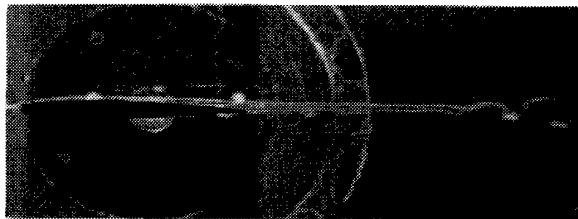
図7はトレーサ法により翼まわりの流れを可視化したものである。図7(a)は08翼の  $\alpha=0^\circ$  の場合である。翼両面の流れは後縁まで付着しているかどうか定かではないが、後縁から下流へスムーズに流脈線がつながり、かなり後方において流脈線は不安定になり動揺し始めている。一方、図7(b)の  $\alpha=3^\circ$  では負圧面側の境界層が後縁上流からはく離する。はく離領域では上流への逆流が存在して、染料が後流渦の巻上がり部からこの部分へ向けて広がっている。死水領域のすぐ後ろには後流渦の巻上がりが起こり、後流中には明確なカルマン渦列が形成される。

図7(c)の15翼では  $\alpha=0^\circ$  の場合においても、境界層が後縁より上流の断面ではく離し、後縁では明確な死水領域が生じている。これに応じて後流渦が巻き上がって、カルマン渦列を形成している。

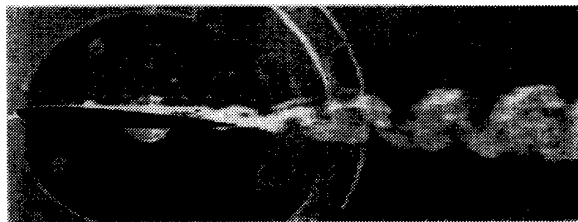
この水槽実験ではレイノルズ数  $Re$  が27000程度で風洞実験の場合に比べて多少小さいが、流動現象の特徴はよく現れており、08翼と15翼の翼厚による相違が明確である。すなわち08翼の  $\alpha=0^\circ$  の場合は、上下両せん断流が後縁下流で合流した後に、ある距離において後流渦の巻上がりが生じるために、後流中の周期的変動現象が翼に与える影響は少ない。これはTamが提案した離散周波数騒音のフィードバック機構<sup>(7)</sup>を否定するものである。

一方、 $\alpha=3^\circ$  と迎え角が大きい場合あるいは15翼のように厚い翼の場合には、前縁から発達した層流境界層が後縁より上流側の逆圧力こう配となっている翼面上ではく離し、後縁に死水領域が形成される。そのため、後流渦の巻上がりが後縁直後から生じて離散周波数騒音が発生するのである。

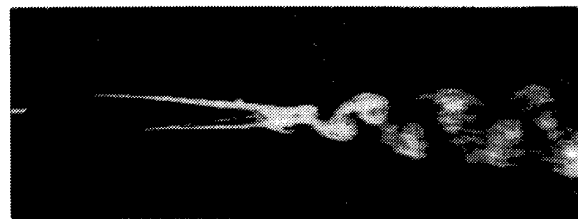
#### 4.3 離散周波数騒音の特性 図8はDFNの周



(a) NACA 0008 翼の  $\alpha=0^\circ$



(b) NACA 0008 翼の  $\alpha=3^\circ$



(c) NACA 0015 翼の  $\alpha=0^\circ$

図7 トレーサ法による翼まわりの流れの可視化 ( $Re=27000$ )

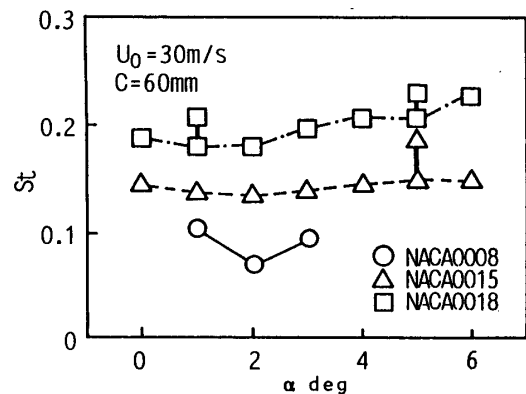


図8 ストロウハル数の迎え角による変化

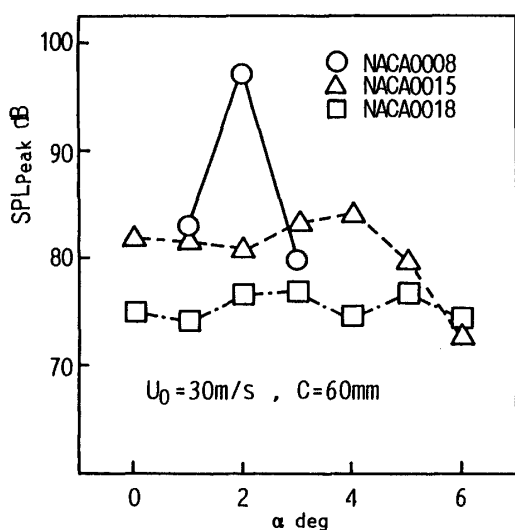


図9 離散周波数騒音の音圧レベルの迎え角による変化

波数特性を翼の流れ方向投影長さを代表寸法に取ったストローハル数  $St (=f \cdot D^*/U_0)$  について示したものである。図1に示したように08翼を除けば、DFNの周波数は迎え角によりあまり変化しないけれども、ストローハル数は08翼、15翼、18翼の順に厚翼になるほど大きくなっている。後縁が薄い翼の場合には、 $St = 0.11 \sim 0.16$ といわれるが<sup>(12)</sup>、本実験では翼形状によって流動状況が異なるために一定値を取らない。

図9はDFNのピーク音圧レベル  $SPL_{peak}$ の迎え角による変化を示したものである。08翼では迎え角によって大きく変化するが、15翼や18翼では変化はあまり見られない。08翼のような薄翼では流れが負圧面側で後縁より上流ではく離し、渦の巻き上がり位置が迎え角によって変化するために、DFNの周波数とそのレベルはともに大きく変化する。一方、厚翼では正圧面側で後縁上流から流れがはく離し巻き上がっており、はく離の位置はあまり変化しない。このため、DFNの周波数とレベルはあまり変化しない。

## 5. 結 論

翼厚が異なる対称翼について、離散周波数騒音の発生状況の違いを実験的に調べ以下の結論を得た。

(1) 08翼のような翼厚が薄い場合には、小さな迎え角において負圧面側流れが後縁より上流の断面ではく離し、後縁直後に死水領域を形成して、DFNを発生する。

(2) 15翼や18翼のような厚い翼では、迎え角が小さい場合に負圧面側流れは再付着流れとなる。一方、正圧面側流れは後縁より上流の断面ではく離して後縁では死水領域を形成し、DFNが発生する。

(3) 薄翼の負圧面側がはく離する場合は、DFNの周波数や音圧レベルは迎え角によって大きく変化する。一方、厚翼で正圧面側がはく離する場合には、DFNの周波数と音圧レベルは迎え角によりあまり変化しない。

(4) 08翼の場合に後縁からある距離をおいた下流断面で渦が巻き上がる場合は、後流の変動が翼面上にはほとんど影響を及ぼさず、そのときDFNは発生しない。このことはTamがDFNの発生機構として提案したフィードバック機構では本実験結果を説明できないことを意味している。

終わりに、本研究に協力いただいた当時学生であった高橋 弘、鶴田真一の両君に感謝の意を表す。また、本研究の一部は平成5年度財団法人原田記念財団の研究助成金援助および文部省科学研究費 [奨励(A)番号05750171] によったことを記して謝意を表す。

## 文 献

- (1) Sharland, I. J., *J. Sound Vib.*, 1-3(1964), 302.
- (2) Kotake, S., *J. Sound Vib.*, 40-1(1975), 87.
- (3) Clark, C. L., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 93-4(1971), 366.
- (4) 丸田・小竹, 機論, 46-408, B(1980), 1415.
- (5) 林・ほか2名, 機論, 59-559, B(1993), 802.
- (6) 深野・ほか3名, 機論, 51-469, B(1985), 2828.
- (7) Tam, C. K. W., *J. Acoust. Soc. Am.*, 55-6(1974), 1173.
- (8) Fink, M. R., *J. Aircr.*, 12-2(1975), 118.
- (9) Longhouse, R. E., *J. Sound Vib.*, 53-1(1977), 25.
- (10) 秋下, 機論, 4-424, B(1981), 2243.
- (11) 深野・ほか3名, 機論, 51-468, B(1985), 2505.
- (12) Blake, W. K., *Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration*, (1986), 763, ACADEMIC PRESS.