

一様流中に置かれた翼まわりの流れの周期的 変動現象に関する実験的研究

林 秀千人* ・ 児玉 好雄*
池田 昌浩**

Experimental Investigation of the Periodic Fluctuating Flow around NACA0008 and NACA0015 Blades in Uniform Inflow.

by

Hidechito HAYASHI*, Yoshio KODAMA*,
Masahiro IKEDA**

The mechanism of the fluctuating phenomena in the wake was investigated to NACA0008 and NACA0015 blades with experimentally. It's found that when the attack angle α is small, the periodic fluctuating phenomenon emerges in the wake for both type blades. This phenomenon is the Karman vortex street which generates from the separation of a laminar boundary layer upstream of the trailing edge and from the formation of a dead air region. At NACA0008 blade the frequency of the Karman vortex formation falls with the attack angle increasing, because the separation of the laminar boundary layer occurs mainly on the suction surface and the dead air region becomes large as a attack angle increases. At NACA0015 blade, the frequency of the Karman vortex formation increases with the attack angle increasing, because the separation occurs mainly on the pressure surface and the dead air region becomes small as the attack angle increases. When the attack angle more increases, the Karman vortex street disappears for both blades because of the boundary layer on both surface of the blade attached before the trailing edge and no dead air region formed. When the attack angle is very large, the flow of suction side separates near the leading edge and the large dead air region forms so the Karman vortex street emerges and it's frequency is very low.

1. 緒 言

およそすべての流体機械において翼はその中核をなす構成要素であり、翼についての基本的な特性を把握することは必要なことである。特に、離れなどの非定常現象は流体機械の振動や騒音の原因ともなり^{1)~3)}そのメカニズムを知ることは非常に重要である。このような流れの非定常現象の中でも周期性を持つ変動現象については、その振動や騒音への影響が多大であ

り発生メカニズムを知ることは不可欠となっている。従来より種々の研究が進められているが^{4)~10)}、非定常現象の発生条件や機構は今だ十分には明らかにされていない。特に、翼のような後縁が尖った場合は、離れに現れる周期的な変動現象については流速や翼形状また迎え角等の条件がわずかに変わっても流れが複雑に変化し、今まで系統的に調べられることがなかった。

以上の観点から、本報では翼まわりの流れの非定常

平成2年4月28日受理

*機械システム工学科 (Department of Mechanical systems Engineering)

**大学院機械工学専攻 (Graduate School of Mechanical Engineering)

現象について系統的に調べ、その変動現象発生 の要因を明らかにした。

2. 主な記号

C	；弦長	mm
D^*	；投影長さ	mm
dU	；速度変動	m/s
f	；周波数	Hz
U_0	；主流速度	m/s
X, Y	；座標軸（後縁基準）	mm
α	；迎え角	deg

3. 実験装置および方法

本研究は吸い込み式風洞を用いており、主流の乱れは主流速度の0.5%以下と非常に小さい。図1に測定部を示す。ノズルは幅350mm、高さ230mmでそれより190mm下流に供試翼が取り付けられている。供試翼の両側は側壁で固定されている。

本実験では厚みの異なるNACA0008とNACA0015の2種類の対称翼が使用された。表1にこれらの主要諸元を示す。NACA0008翼は最大厚み4.8mm、弦長60mmであり、スパン長さは230mmアスペクト比は3.83である。また、NACA0015翼は最大厚み9.0mm、弦長はNACA0008と同じ60mmであり、スパン長さは230mmである。なお、両供試翼とも翼後縁厚みは非常に小さく、測定不可能であった。以下NACA0008は08翼、

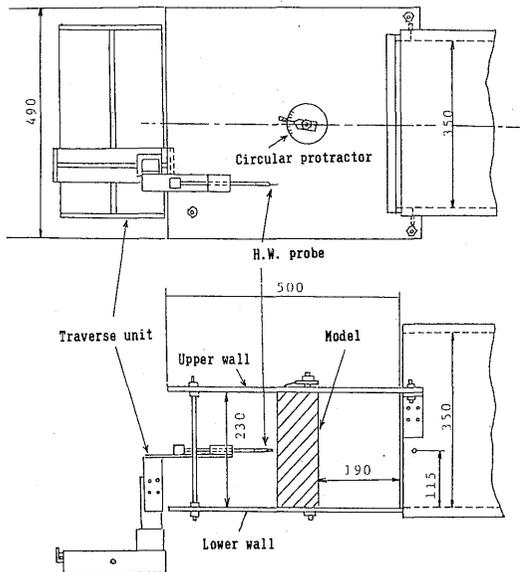


Fig.1 Schematic diagram of experimental apparatus

NACA0015は15翼と呼ぶ。

本実験における主流速度 U_0 は30m/sである。実験では、後流速度変動の周波数特性、後縁近傍後流の速度及び速度変動特性の分布さらに油膜法による翼表面流れを調べた。なお、翼弦長を基準としたレイノルズ数は約 1.2×10^5 である。

4. 実験結果

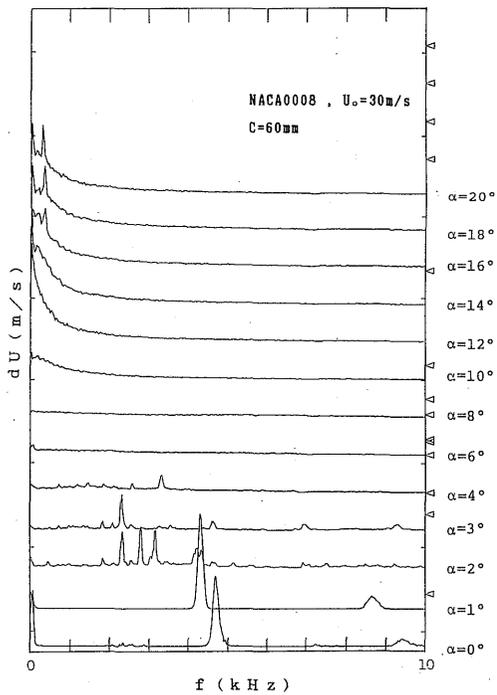
図2の(a), (b)は、後流速度変動のスペクトル密度分布の迎え角による変化を示したもので図(a)は08翼、図(b)は15翼の場合である。図(a)の $\alpha = 0^\circ$ では、 $f = 4.7$ kHz付近にピークが見られる。この場合の流れは後述のようにカルマン渦発生の特徴をよく現しており、ピークは、カルマン渦の発生周波数に対応するものである。迎え角が大きくなるとこのピーク周波数は低くなり、 $\alpha = 3^\circ$ では $\alpha = 0^\circ$ の場合の約 $\frac{1}{2}$ の $f = 2.3$ kHzになっている。またピークのレベルは α が 0° から 1° では若干大きくなっているものの、 1° 以上では迎え角が大きくなると共に急激に小さくなっている。さらに、迎え角が大きくなるとピークは次第に消えてゆき、 α が 6° 以上ではピークは全く見られなくなる。また、迎え角 α が大きい 12° 以上では1 kHz以下の低周波数領域で変動レベルが大きくなり、 $\alpha = 16^\circ$ になると $f = 350$ Hz付近にピークが現れる。この場合の流れは迎え角が小さい場合と同様にカルマン渦発生時の流動様相を示しており(図略)、このピークは渦発生周波数に対応するものである。さらに迎え角を大きくするとピーク発生周波数は若干下がってくる。一方、迎え角が小さい場合に $\alpha = 2^\circ$ のようにピークが複数個存在する現象が見られる。これらのピークは時間的にずれており、それらが交互に現れていることが数個現れる原因である。図(b)の15翼の場合は $\alpha = 0^\circ$ では、08翼と較べるとピーク発生周波数はかなり低く $f = 2.5$ kHz付近にピークが現れる。このピークも、08翼と同様にカルマン渦の発生によるものと思われる。迎え角が大きくなると、このピークのレベルは幾分大きくなっている(図中aの部分)。さらに迎え角が大きくなると、そのピークは消滅している。一方、 $\alpha = 2^\circ$ からは $f = 2.8$ kHz付近にもう1つのピークが現れている(図中

Table 1 Dimensions of each model

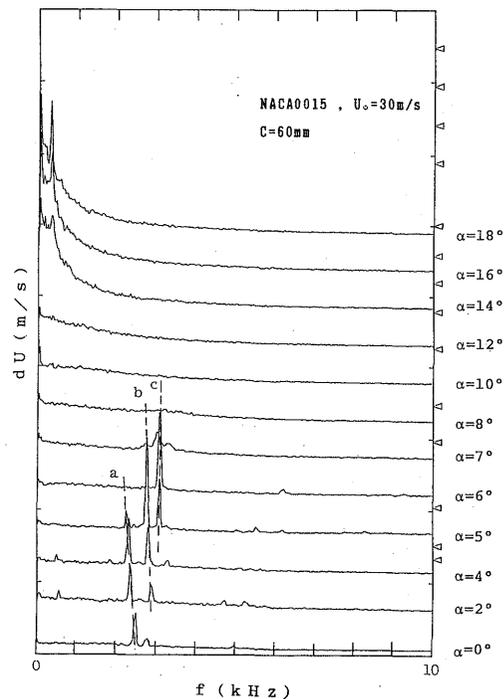
	NACA0008	NACA0015
Max. Thickness	4.8 (mm)	9.0 (mm)
Cord Length C	60 (mm)	60 (mm)
Span Length	230 (mm)	230 (mm)

bの部分)。このピークは $\alpha = 5^\circ$ まで迎え角と共にレベルが急激に増大し、 $\alpha = 6^\circ$ では消滅している。これはa部の場合ピークレベルの変化と対称的な変化を示すものである。さらに、b部の変化と対称的に、 $\alpha = 5^\circ$ から $f = 3.1\text{kHz}$ 付近にもう1つのピークが現れてくる(図中cの部分)。これも $\alpha = 6^\circ$ でレベルが最大を示し、それから迎え角が大きくなると急激に小さくなっている。 α が 8° 以上ではピークは全く見られなくなる。また、迎え角 α が大きい 14° 以上では 1kHz 以下の低周波数領域で変動レベルが大きくなり $\alpha = 16^\circ$ になると $f = 325\text{Hz}$ 付近にピークが現れる。さらに迎え角 α を大きくするとピーク発生周波数は若干下がってくる。また、低い周波数帯にピークが現れる迎え角において後述のように08翼と15翼ではほとんど流れに違いがみられず、スペクトル密度分布は同様な傾向を示している。以上のように08翼と15翼では、明らかに迎え角が小さいときの状態が異なっている。即ち、15翼の場合迎え角が小さいところで08翼と同様にピークが複数個発生しているが、08翼の場合は迎え角の増加と共にピーク周波数は低下するのに対して、15翼では逆に周波数が高くなる傾向を示している。これは以下で述べるように翼表面の流れが08翼と15翼とでは違うということに対応している。

図3は08翼について油膜法を用いて翼表面流れの可視化をしたものである。図(a)は、 $\alpha = 0^\circ$ である。翼前縁から層流境界層が発達し、翼弦長の16% (図中のA印で油膜が溜りスパン方向へ白い帯を形成している)位置から流れがはく離している。一端はく離れた流れは後縁まで再付着することなく後流へと続いている。図(b)は $\alpha = 1^\circ$ の正圧面側である。翼前縁から層流境界層が発達し、 $\alpha = 0^\circ$ より多少後方の翼弦長の24%位置からはく離している。はく離した流れは図(a)と同様に再付着することなく後流へ続いている。図(c)は $\alpha = 2^\circ$ の正圧面側である。この迎え角になると翼面上の油膜はすべて後方へ移動し正圧面側の流れは前縁から後縁まで付着し層流境界層が発達している。迎え角がさらに大きくなると正圧面側の流れは、 $\alpha = 2^\circ$ と同様な全面付着流れとなり層流境界層の発達を招いている(図略)。一方、負圧面側の流れは図(d)に $\alpha = 1^\circ$ を示すが、図(a)の $\alpha = 0^\circ$ より多少後方で翼弦長の20%程度のところからはく離(図(d)中A印)している。そして、はく離した流れはそのまま後流へ続いている。図(e)は $\alpha = 2^\circ$ であるが、図(d)とほぼ同様な様相を示す。さらに迎え角を大きくすると図(f)や図(g)に示すようにはく離の位置はほとんど変わらず、また一端はく離れた流れは再付着することなく後流へ続いている。以上のことか



(a) NACA0008



(b) NACA0015

Fig. 2 Spectral density distribution of velocity fluctuation

ら、08翼においては図2(a)のスペクトル密度分布にピークが見られた $\alpha = 0^\circ$ から 4° の流れにおいて、迎え角が 0° および 1° の場合には正・負両側の流れが翼面上の弦長の20%辺りからはく離している。また迎え角が 2° から 4° では、正圧面側は後縁まで付着しているものの、負圧面側では翼弦長の20%程度の位置からはく離している。このために、後にも述べるように後縁直後に死水領域が形成されていることがわかる。

図4は15翼について翼表面流れの可視化を示したものである。図(a)は $\alpha = 0^\circ$ であるが、08翼の場合と同様に、翼前縁から層流境界層が発達し08翼より後方の翼弦長の30%の位置から流れははく離している(図中A印)。はく離した流れは再付着することなく後流へと続いており、後縁近傍では翼表面近くに強い逆流が現れている(図中の後縁からB印の位置へ逆流)。図(b)は $\alpha = 1^\circ$ の正圧面側の流れである。この場合も図(a)と同様に、前縁より弦長の27%程度の位置から流れははく離し(図(b)中A印)、再付着することなく後縁へ続いている。このため、後縁近傍では強い逆流が生じている(図中B印)。図(c)は $\alpha = 2^\circ$ の正圧面側である。08翼においては正圧面側の流れは全面で付着しているが、15翼の

場合、 $\alpha = 0^\circ$ の場合と同様に前縁より弦長の31%の位置から流れははく離している(図中A印)。図(d)から(f)は $\alpha = 3^\circ \sim 6^\circ$ の正圧面側の流れであるが、いずれの場合においても翼面上で流れははく離している(図中A印)。また、はく離の位置は($\alpha = 3^\circ$ では23%、 4° では32%、 6° では37%)さらに迎え角が大きくなると若干後方に移動している。迎え角が大きく $\alpha = 8^\circ$ 以上になると図(g)のように正圧面側の流れは全面で付着してしまう。一方、負圧面側の流れは図(h)に $\alpha = 1^\circ$ の場合を示す。この場合には、前縁からの流れは翼弦長の23%の位置(図中A印)から一端はく離するが、後縁前方(図中B印とC印の間)で再付着する。そのため翼面上にはく離泡(図中AからBの間)が形成され、再付着後は後縁まで乱流境界層が発達している。図(i)は $\alpha = 2^\circ$ の結果である。この場合にも、 $\alpha = 1^\circ$ の場合と同様に翼面上にはく離泡が形成され、その後方には乱流境界層が後縁まで発達している。さらに迎え角が大きいかも同様の流れが現れているが、図(j)の $\alpha = 8^\circ$ の結果からわかるようにはく離泡の形成位置(図中A印からBの間)は、迎え角の増加とともに前方へ移動している。さらに迎え角が大きくなると図(k)の $\alpha =$

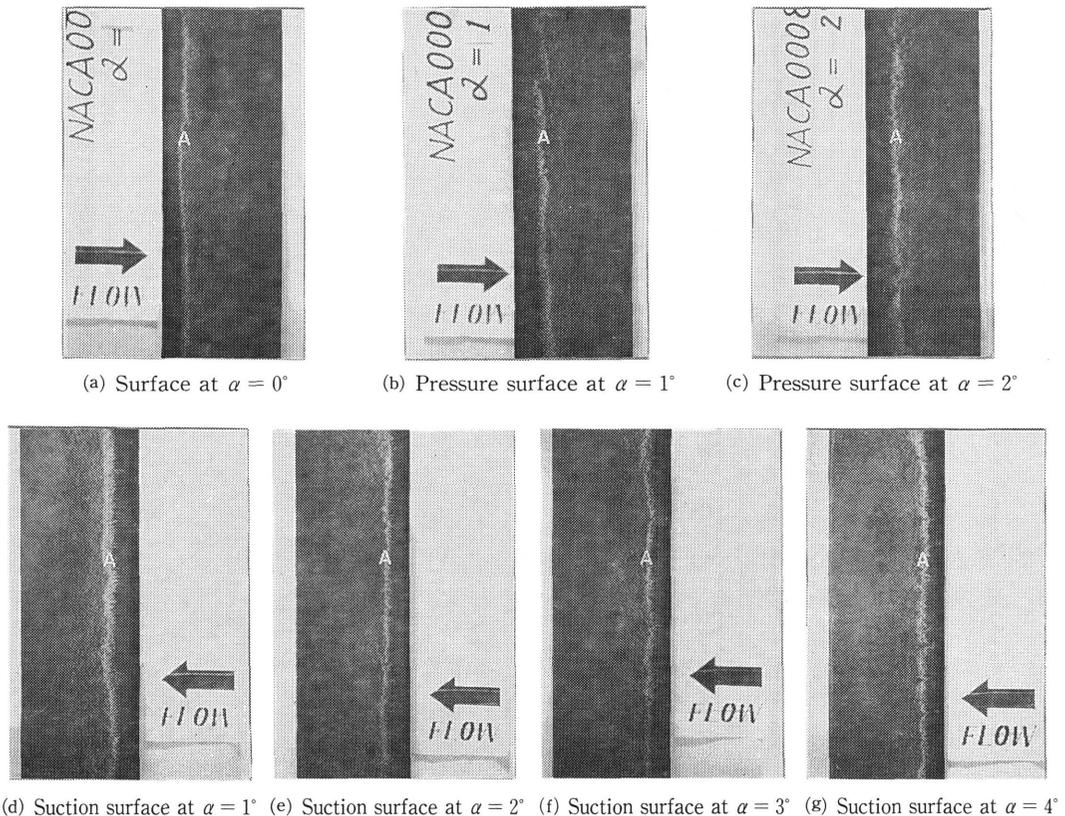


Fig. 3 Surface oil flow visualization on the NACA0008 blade surface

18°のように、翼前縁から負圧面側の流れははく離してしまう。以上のように15翼の場合には迎え角が小さいときの流動状態が08翼と異なり、負圧面積は後縁まで付着し、正圧面側が前縁後方からはく離することで、後縁直後に死水領域を形成していることがわかる。よって、迎え角に対する翼表面の流動様相の変化も上述のように08翼とは異なっている。このことが図2において08翼と15翼でのピーク周波数が迎え角による変化に関係している原因と考えられる。

以上のことを流れのモデルにして略図に示したものが図5である。迎え角が小さい場合、08翼のように薄い翼では正圧面側で後縁まで付着した流れとなり、負圧面側では翼面上の後縁前方ではく離を起こす(図a)。これにより翼後縁に死水領域が形成され、カルマン渦が発生するのである。一方、15翼のように厚い翼では正圧面側ではく離を起こし、負圧面側で付着流れとなる(図b)。これにより翼後縁に死水領域が形成されカルマン渦が発生する。迎え角を大きくすると両翼

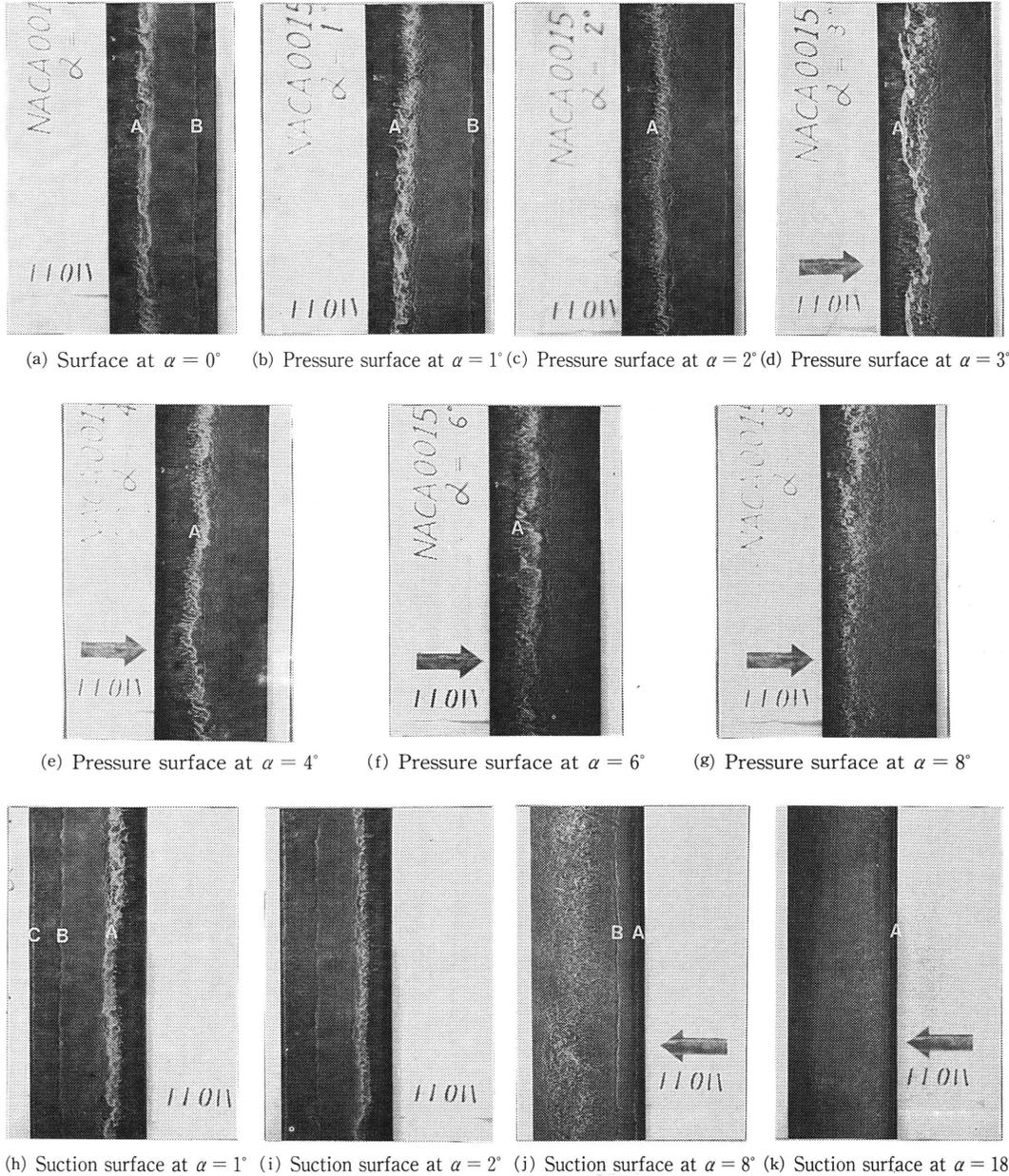


Fig. 4 Surface oil flow visualization on the NACA0015 blade surface

とも正圧面側では付着流れとなり、負圧面側では再付着流れとなる(図c)。この状態では、後縁に死水領域は形成されずカルマン渦は発生しない。さらに迎え角を大きくした場合、負圧面側で前縁はく離を起こし後縁に広い死水領域ができ、そのためカルマン渦が発生する(図d)。

図6は、正圧面側と負圧面側のはく離の位置における両者間の流れ方向の投影長さ D^* が、迎え角により変化する様子を示したものである。08翼は記号○、15翼は記号□である。08翼は迎え角が大きくなるに連れて D^* は大きくなる。一方、15翼は迎え角が大きくなるに連れて D^* は小さくなる。このことが、図2のスペクトル密度分布において迎え角が小さい場合の翼厚による周波数特性の違いに対応するものである。

図7は後流の速度変動の等高線を表したものである。図(a)と(b)は08翼、図(c)~(g)は15翼のものである。また、図中の Y/D^* のプラス側が負圧面側、マイナス側が正圧面側となる。図(a)は08翼の $\alpha = 0^\circ$ の等高線である。変動が強い島状の所(図中の記号+)が左右対をなして存在しておりカルマン渦発生の特徴をよく表している⁹⁾¹⁰⁾。図(b)は $\alpha = 1^\circ$ の等高線である。08翼の場合には、迎え角が付くと翼面上のはく離が負圧面側で起こり、カルマン渦の発生位置を表す最大変動の位置がこれに応じて負圧面側に偏っている。ただ、図2のスペクトル密度分布においては、 $\alpha = 0^\circ$ から 4° で迎え角によりピーク周波数が大きく変化しているが、後流速度変動の分布にはあまり違いは見られなかった(図略)。図(c)は15翼の $\alpha = 0^\circ$ の等高線図である。この図においてカルマン渦を示す島状の変動の強い所(図中の記

号+)が見られる。また08翼と較べてカルマン渦を示す島状の所の規模と変動レベルが小さくなっている。図(d)は $\alpha = 2^\circ$ の等高線図である。カルマン渦を示す島状の変動が強い所(図中の記号+)がある。 $\alpha = 0^\circ$ に較べ速度変動が大きい部分が後方へずれ、またその領域も広がっており、カルマン渦の規模と変動レベルが大きくなっていることがわかる。図(e)は $\alpha = 4^\circ$ の等高線図である。 $\alpha = 2^\circ$ の場合より速度変動の大きい部分(図中の記号+)はさらに後方へ移り変動も強くなっている。これは図2において迎え角の増加と共にピークのレベルが大きくなっていることと対応するものである。図(f)は15翼の $\alpha = 8^\circ$ で再付着状態の等高線図である。図(c)~(e)と較べると後流の幅は狭くなっている。正圧面側の流れが、後流まで付着した流れを形成するために後流直後の流れ方向が傾いている。また、図2に見られたようにカルマン渦は発生しておらず、変動

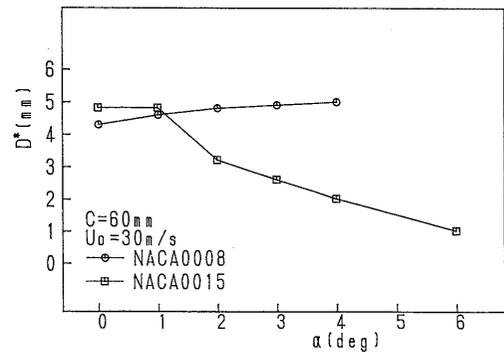
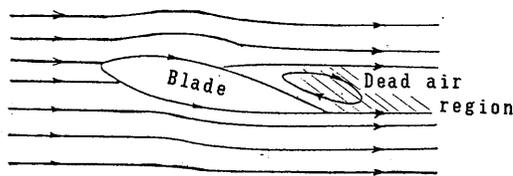
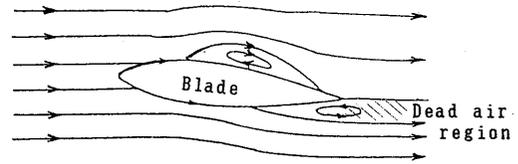


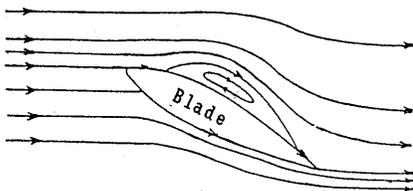
Fig. 6 Relation between D^* and α



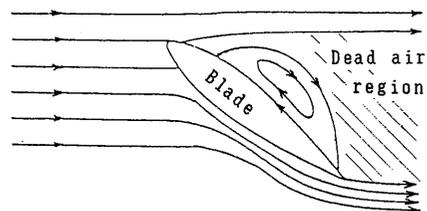
(a) With suction surface separation



(b) With pressure surface separation



(c) With reattachment on the suction surface



(d) With leading edge separation on the suction surface

Fig. 5 Stream line flow patterns close around the blade

レベルは小さくなっている。図(g)は15翼の $\alpha = 18^\circ$ の等高線図である。縦軸は $\frac{1}{2}$ に縮尺して示している。負圧面側の前縁ではく離し再付着することなく後流に続いているため図(c)~(f)と較べて後流の幅が、かなり広がっていることがわかる。また、後縁直後には広い領域にわたり強い変動の部分が対をなして存在しており(図中の+印)カルマン渦の発生を示している。なお、図(f)、(g)で示されるように15翼と08翼では翼面上の流れに違いは見られなかった。

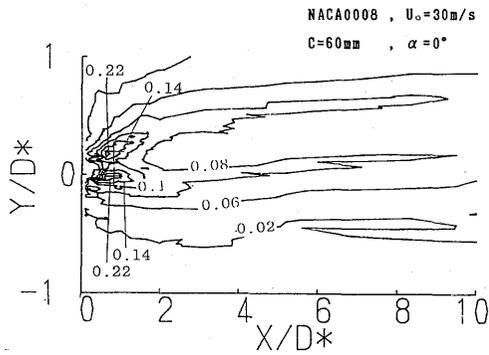
5. 結論

一樣流中に置かれた翼まわりの流れの非定常現象について、翼の表面流れと後流速度変動との関係を実験的に調べ以下の結論を得た。

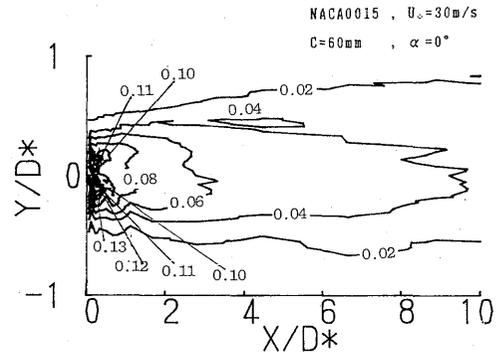
1. 08翼ならびに15翼ともに迎え角が小さいところでは、後流速度変動にピークが現れる。これは翼面上の後縁前方から流れがはく離し後縁に死水領域が形成されるために、後流にカルマン渦が発生するからである。

また、迎え角が小さい時の薄い翼と厚い翼では流動様相が大きく異なる。

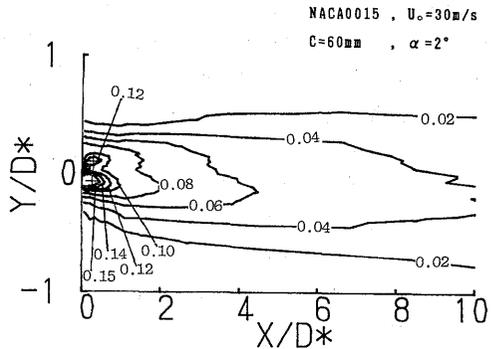
2. 08翼の場合には、負圧面側の後縁前方からはく離を起こすため、迎え角が大きくなるとともに、後縁直後の死水領域が広がる。それにとまってカルマン渦周波数が低下する。



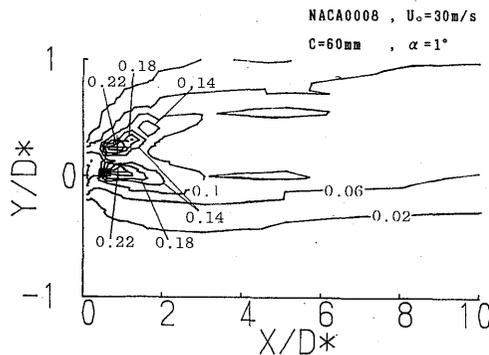
(a) NACA0008 $\alpha = 0^\circ$



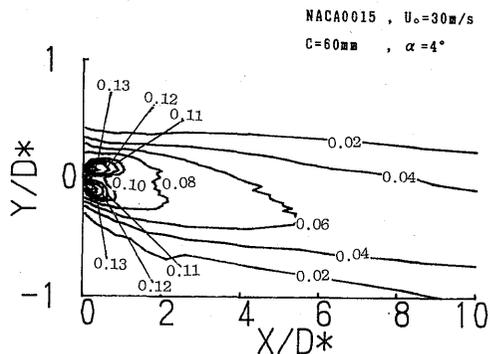
(c) NACA0015 $\alpha = 0^\circ$



(d) NACA0015 $\alpha = 2^\circ$



(b) NACA0008 $\alpha = 1^\circ$



(e) NACA0015 $\alpha = 4^\circ$

Fig. 7 Contour map for velocity fluctuation in the wake

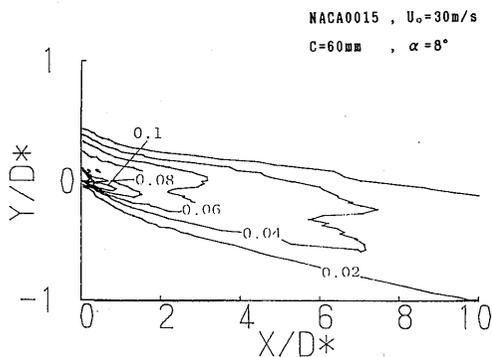
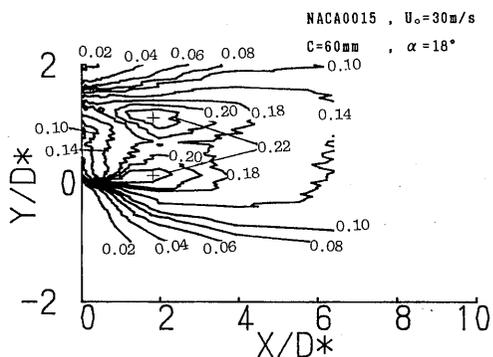
(f) NACA0015 $\alpha = 8^\circ$ (g) NACA0015 $\alpha = 18^\circ$

Fig. 7 Contour map for velocity fluctuation in the wake

3. 15翼の場合には正圧面側の後縁前方からはく離が起こる。そのため、迎え角が大きくなると死水領域が狭くなり、それに応じてカルマン渦周波数が高くなる。
4. 迎え角が大きくなると08翼でも15翼でもはく離していた流れが再付着を起こす。そのため、後縁に死水領域は形成されずカルマン渦は発生しない。
5. 迎え角が 16° 以上になると両翼とも負圧面側の流れは翼前縁からはく離し、後縁では大きな死水領域が形成される。このために周波数が低いカルマン渦が発生する。

終わりに、本研究を進めるに当たり当時長崎大学の学生であった真柴光輪氏、更に供試モデル等の実験装置の制作に多大な協力をされた鳥栖工業高等学校の機械科の皆様から感謝の意を表す。

参考文献

- 1) Sharland, I. J., J. Sound Vib., 1-3 (1964), 302
- 2) T. Fukano, ほか 2 名, J. Sound Vib., 50-1 (1977), 63
- 3) T. Fukano, ほか 2 名, J. Sound Vib., 56-2 (1978), 261
- 4) 谷口, ほか 3 名, 機論, 54-498 (1988-2), 256
- 5) 平松, 伊藤, 機論, 54-508 (1988-12), 3338
- 6) 佐野, 平山, 機論, 55-510 (1989-2), 358
- 7) Tam, C. K. W., J. Acoust. Soc. Am., 6 (1974), 1173
- 8) 秋下, 機論, 47-424 (1981-12), 2243
- 9) 深野, ほか 3 名, 機論, 51-468 (1985-8), 2505
- 10) 深野, A. A. Talukder, 機論, 52-480 (1986-8), 2828