

一様流中における縦渦列の性質 (第一報 渦の経路)

大坂 英雄*・山口 俊明**・影山 芳郎***

The Properties of a Row of Trailing Vortices Generated in the Uniform Flow (1st Report, The Path of Trailing Vortex)

Hideo OSAKA, Toshiaki YAMAGUCHI and Yoshiro KAGEYAMA

Abstract

Measurements of trailing vortices shedding from a row of wing placed in the uniform flow were made to investigate the properties of those. The wing used in this study has a span of 30 mm and a chord of 20 mm and has a rectangular planform. Velocity profiles were measured at several attack angles and spanwise distance between the wings. In all cases the trailing vortices can be formed behind a row of wing and the spanwise variation of the U-component of mean velocity is produced by those vortices. The path of trailing vortex directs downwards with increasing the attack angle, while its path has a different tendency due to the spanwise distance between the wings.

1. 緒 言

本研究は、一様流中に置かれた翼素列の翼端から流出する翼端渦列の挙動を実験的に明らかにすることを目的とする。このような流れ場を調べることは、実用的にはディフューザ内の渦誘起装置下流の流れ、航空機背後の後流等と関連し、一方流体力学的な基礎の立場からは縦渦列の安定性と関連しており重要である。

従来、翼端渦に関する研究は多くなされており、翼端渦の流れ場の解析¹⁾、層流翼端渦の実験²⁾、翼端渦の減衰に関する実験³⁾等がある。しかしながら、一様流中に置かれた翼素列後方の流れ場を取り扱った例は古屋ら⁴⁾によるもののみと思われる。したがって、翼端渦列の挙動に影響を与える迎角、翼素形状、翼素の配置等を系統的に調べた例はなく、その流れ場を明らかにすることは意義あるものと思われる。

そこで、本実験では一様流中に矩形平板翼素を多数配列して翼端渦列を作り、その配置条件を数種変える

ことにより、翼端渦列の挙動がどのように変化するかについて調べた。まず、本報では渦の経路について報告する。

2. 実験装置および方法

実験に用いた風洞は2種類のものを利用した。一方は、全長12.5m押込式エッフェル型低乱流境界層用風洞(大型風洞)で、主流の乱れ強さは0.3%である。絞り部は絞り比1/4の二次元絞りであり、絞り部出口は縦0.5m×横1mの長方形断面を有する。測定部は幅1m×長さ4m×高さ0.5mで、圧力勾配の調整が可能である。他方は、全長6.71mの吹き出し型風洞(小型風洞)で、主流の乱れ強さは0.4%である。絞り部は絞り比0.19の二次元絞りであり、絞り部出口は縦210mm×横400mmの長方形断面を有する。測定部は幅400mm×長さ1100mm×高さ210mmであり、圧力勾配の調整が可能である。

翼素は翼弦長 $c = 20$ mm, 翼幅 $s = 30$ mm, 厚さ0.3 mmのステンレス製である。これを流れ方向に20 mm間隔で張られた $\phi 0.3$ のピアノ線に固定した。

*機械工学科

**大学院機械工学専攻

***工業短期大学部機械工学科

このピアノ線は両側壁に装着された、ロータリー式分度器に固定されており、 $0^\circ \sim 360^\circ$ の範囲で角度調整(分解能1分)が可能となっている。

平均速度の流れ方向成分の測定にはピトー管を使用し、読み取りは、場合に応じてU字型マノメータ、およびゲッチングマノメータを使用した。

翼素列の配置条件を Table 1 に示す。

Table 1 Experimental situations

	λ (mm)	α (deg)
Case 1	45	3, 9
Case 2	62	3, 5, 8
Case 3	80	3, 9

Case 1, 3 については小型風洞を、Case 2 については大型風洞を使用した。測定は Case 1, 3 については $x/c = 2, 10, 50$ で、 z 方向に2波長、Case 2 については $x/c = 12.5, 50$ で、 z 方向に2波長を対象とした。すべての実験は主流速度 $U_e = 7 \text{ m/s}$ (一定 ($U_e \cdot c/\nu = 9200 \sim 10200$)) で行なった

3. 実験結果および考察

3.1 代表配置条件の場合の縦渦列の性質

代表として、Case 2 のスパン方向波長 $\lambda = 62 \text{ mm}$ 、迎角 $\alpha = 8^\circ$ の場合を述べる。

A. U成分

$x/c = 12.5$ における流れ方向速度成分の横方向変

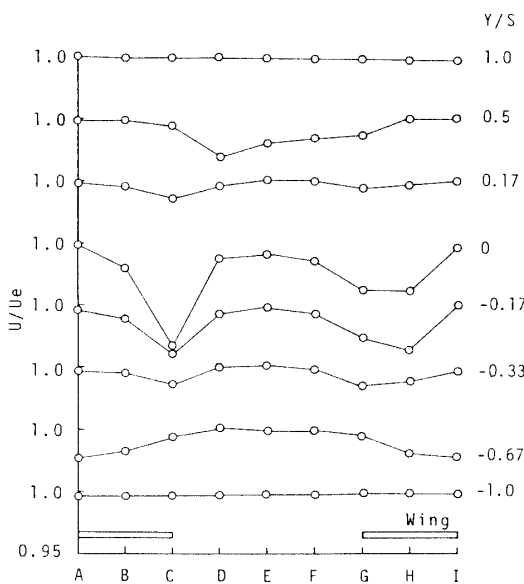


Fig. 3-1-1 Spanwise velocity distribution ($x/c = 12.5, \alpha = 8^\circ, \lambda = 62 \text{ mm}$)

化を Fig. 3-1-1 に示す。 $Y/s = \pm 1$ においては、速度分布は一様で翼による影響は現われていない。

$Y/s = 0.5$ では、翼間に減速領域が見られるが、これは翼素列の後流のためと思われる。 $Y/s = 0.17$ では、翼端渦により翼間で速度増加が見られ、一方翼端付近に減速領域が現われている。 $Y/s = 0$ においては、翼端渦の影響が顕著に生じており、例えば、G断面で見ると時計方向回りの渦が発生し、翼間で上昇流、翼素上面および翼素下面で下降流が生じていることがわかる。 $Y/s = -0.33$ では $Y/s = 0$ と同様の傾向が見られる。 $Y/s = -0.67$ では、翼素上で減速し、翼間で速度が大きくなっている。この傾向は、翼素列の後流による減速に対し、翼端渦により翼間で速い速度の流体の上昇により増加するためと思われる。

次に、 $x/c = 50$ における U/U_e の横方向変化を

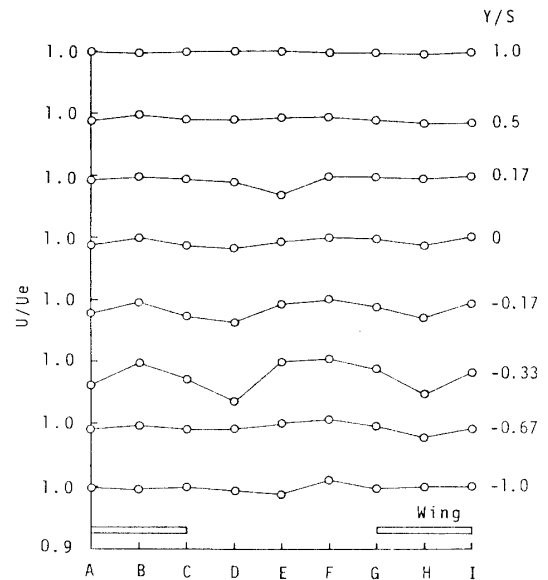


Fig. 3-1-2 Spanwise velocity distribution ($x/c = 50, \alpha = 8^\circ, \lambda = 62 \text{ mm}$)

Fig. 3-1-2 に示す。 $x/c = 50$ においても、上流で見られた傾向がそのまま見られる。しかし、翼端渦による誘導速度のため、翼素列の後流および翼端渦は、上流断面と比べ下方に移動している。また、翼端の流れ方向経路が図で見ると、右方へ偏りを示している。これには、翼端渦の干渉による渦のうねり (wandering) と、風洞の特性が考えられる。ただし、 $x/c = 50$ においては、渦の合体は見られない。

Fig. 3-1-3 は、翼端渦による影響が翼に対する相対位置の違う局所位置に対して、どのように現われるかを調べたもので、 $x/c = 12.5$ の結果を示す。図中、A と I は翼中心、C と G は翼端、E は翼間中心を示す。

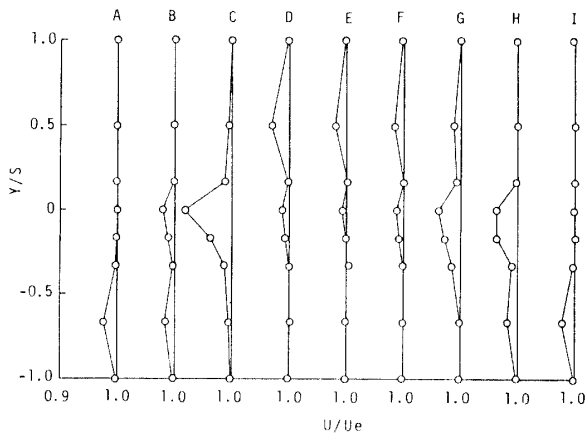


Fig. 3-1-3 Velocity distribution at several spanwise locations
($x/c = 12.5$, $\alpha = 8^\circ$, $\lambda = 62$ mm)

各断面で見られる減速は、翼素列の後流の影響である。CとG断面では、翼端渦により減速領域が移動していない。しかし、AとI断面では、翼端渦による誘起速度により減速領域が下方に移動し、D、E、F断面においては上方に移動している。また、A、D、E、F、I断面では、速い流体との混合によりC、G断面に比べ速度が増加している。

次に、 $x/c = 50$ における結果をFig. 3-1-4に示す。

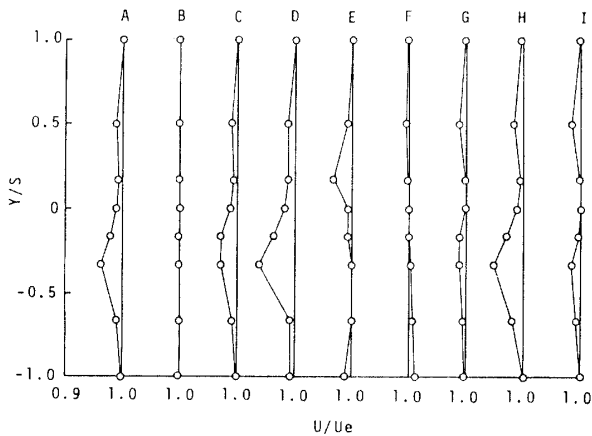


Fig. 3-1-4 Velocity distribution at several spanwise locations
($x/c = 50$, $\alpha = 8^\circ$, $\lambda = 62$ mm)

この位置においても、上流断面と同傾向の分布が維持されている。しかし、すべてのスパン方向断面の分布は翼端渦が下方にずれるにつれて下方に移動している。また、渦のうねり(wandering)の影響が現われているようであり、A~I断面の分布が、かならずしも系統的な変化を示していない。以上の結果は、他の迎角あるいは翼のスパン方向波長の場合にも定性的には

同様な傾向を示していた。

3.2 迎角の影響

A. U成分

スパン方向波長 $\lambda = 62$ mm 一定として、迎角 $\alpha = 3^\circ, 5^\circ, 8^\circ$ の3種類について、流れ方向速度分布への影響を調べた。Fig. 3-2-1に $x/c = 12.5$ の結果を示す。図中の記号A、C、Eは、それぞれ翼中心、翼端、翼間中心を示す。A断面の $\alpha = 3^\circ, 5^\circ$ では、誘導速度の増大につれ減速領域が下降している。しかし、 $\alpha = 8^\circ$ では逆の傾向を示す。これは、誘導速度の増大による隣接した渦の干渉および実験結果のばらつきが考えられる。C断面の α による変化は、この断面では

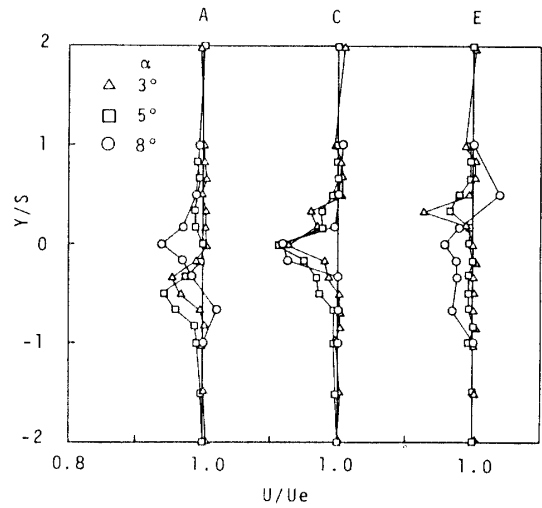


Fig. 3-2-1 Effect of the attack angle on the velocity distribution ($x/c = 12.5$)

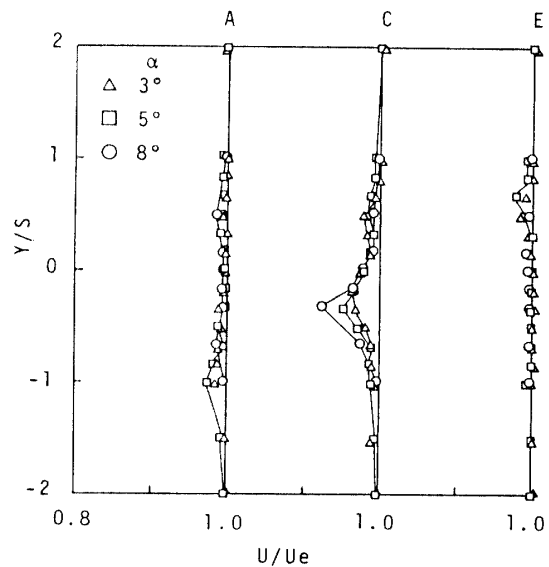


Fig. 3-2-2 Effect of the attack angle on the velocity distribution ($x/c = 50$)

ほとんど見られない。E断面の $\alpha = 3^\circ, 5^\circ$ では、 α による変化はあまり見られないが、減速領域が上昇している。しかし、 $\alpha = 8^\circ$ では逆の傾向を示す。このことは、今のところ不明である。

次に、 $x/c = 50$ の結果を Fig. 3-2-2 に示す。この位置では、A、C、E断面とも α による変化は明白でない。減速の値が小さくなっており、定量的評価を下すのは、やや困難である。

以上より、 α の影響は x/c の値が小さい位置では見られるものの、 $x/c = 50$ 位置になると明白な差はなくなると見てよい。ただし、他のスパン方向波長の配置の場合は渦の干渉により、多少、差が見られることが予測される。

B. 翼端渦の経路

翼端渦の中心の下流方向変化を見るため、C断面の減速の最大値を渦の中心とみなしてプロットしたものを

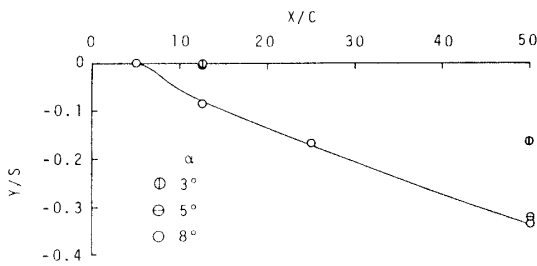


Fig. 3-2-3 Trajectory of the trailing vortex (effect of the attack angle)

で、Fig. 3-2-3 に結果を示す。迎角 α の増加につれて誘導速度が大きくなるため、渦の経路は α が大きいほど下方に降下している。ただし、 $x/c = 50$ で、ただか $Y/s = -0.35$ 程度である。他のAあるいはE断面の場合には、多少、 α による不規則な変化が生じているものと思われる。

3.3 スパン方向波長の影響

A. U成分

迎角 α を一定にしておき、翼の配置条件(スパン方向波長)を変化させた場合の影響を調べるため、 $\lambda = 45\text{ mm}, 80\text{ mm}$ の場合 $\alpha = 9^\circ$ 、 $\lambda = 62\text{ mm}$ の場合 $\alpha = 8^\circ$ として流れ方向平均速度分布を測定した。 $x/c = 10$ の結果を Fig. 3-3-1 に示す。A断面(翼中心)においては、 $\lambda = 45\text{ mm}, 80\text{ mm}$ の結果は、ほぼ同一である。C断面(翼端)においては λ によらず、ほぼ同一である。ただし λ により若干減速の値が異なる。E断面は、 $\lambda = 45\text{ mm}, 80\text{ mm}$ の結果にやや差が見られる。 $\lambda = 45\text{ mm}$ の場合、誘導速度が大きくなるた

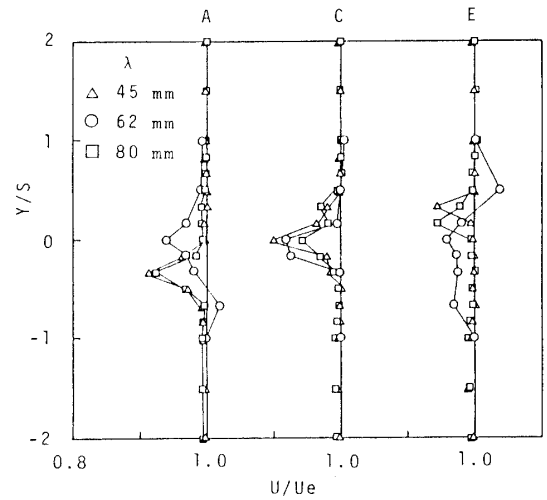


Fig. 3-3-1 Effect of the wave length of the wing geometrical arrangement on the velocity distribution ($x/c = 10$)

め減速領域が上昇しているのが見られる。 $\lambda = 62\text{ mm}$ の場合は傾向が異なっているが、今のところこの原因は不明である。

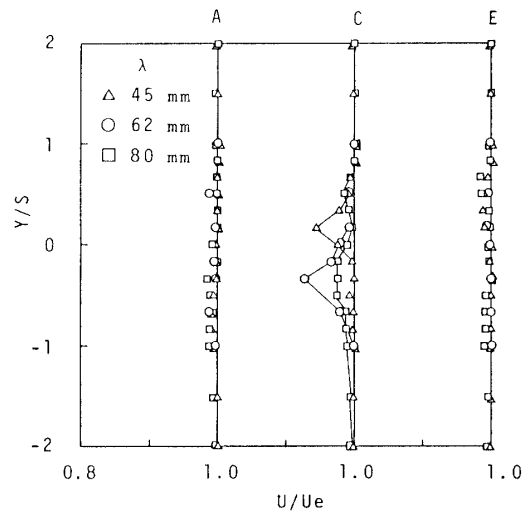


Fig. 3-3-2 Effect of the wave length of the wing geometrical arrangement on the velocity distribution ($x/c = 50$)

次に、 $x/c = 50$ の結果を Fig. 3-3-2 に示す。AとE断面では、 λ による差は見られない。C断面では、おおまかに見て λ が大きいほど減速領域が下降しているとみなせる。

以上より、 λ の影響は $x/c = 50$ でもやはり見られ、C断面でその影響が観察される。ただし、他の迎角の場合には、たとえば α が小さい場合などでは λ の影響は見られなくなるものと思われる。

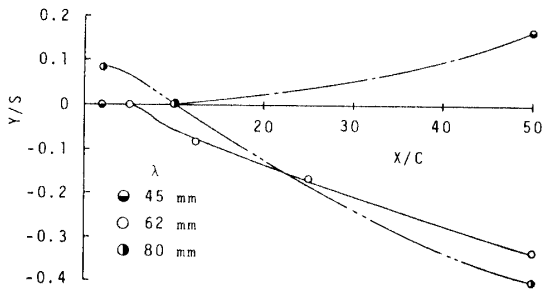


Fig. 3-3-3 Trajectory of the trailing vortex (effect of the wave length of wing geometrical arrangement)

B. 渦の経路

C断面で、速度の減速値が最大となる位置を渦の中心とみなし、Fig. 3-3-3にその結果を示す。λ = 45 mm の場合は、特異な現象を示し、x/c = 50 で渦の位置が翼高さよりも上昇しているのが特徴である。λ = 62 mm, 80 mm の場合渦は下降しており、λによらずほぼ同程度である。この下降距離は、x/c = 50 で、高々0.4程度である。他のAあるいはE断面の場合、多少、λによる変化が見られると思われる。

4. 結 論

一様流中に配置された翼素列から生じる縦渦列の性

質について、特に渦の経路に注目して実験を行なった。結果を要約すれば、以下のとおりである。

- 1) すべての条件において翼端渦が発生し、平均速度のU成分分布に変化を生じさせる。このU成分分布から翼端渦のうねり(wandering)が推察される。
- 2) 迎角αの増加につれ誘導速度が増加するため、翼端渦の経路は下方に降下する。ただし、降下する傾向はαの値により異なる。
- 3) スパン方向波長λにより翼端渦の経路は、大きく変化している。すなわち、λ = 45 mm の場合、上方に移動するのに対し、λ = 62 mm, 80 mm の場合、下方に移動する。

文 献

- 1) Moore, D. W. and Saffmann, P. G., Proc. Roy. Soc. Lond., Ser. A, 333 (1973-2), 491.
- 2) Baker, G. R., ほか3名, J. Fluid Mech., 65-2, 325 (1974)
- 3) 田中ほか2名, 機論 (B) 43-369, 1786 (1977)
- 4) 古屋ほか3名, 機論45-393, 618 (1979)

(昭和60年4月15日受理)