

編隊飛行時の空力特性と翼端渦の干渉

○森文秀, 浅井雅人, 稲澤歩 (首都大学)

Interactions of wing-tip vortices and their effects on the aerodynamic characteristics in formation flight
Fumihide Mori, Masahito Asai and Ayumu Inasawa (Tokyo Metropolitan University)

Key Words: Aerodynamics, Formation Flight, Trailing Vortices, Vortex interaction

Abstract

In order to clarify influences of trailing vortices of a forward wing on the aerodynamics of a backward wing in formation flight, behaviors and interactions of trailing vortices are examined experimentally in two-wing configuration at a Reynolds number $Re=2.5 \times 10^5$. Both the wings have a NACA23012 airfoil section and rectangular plan-form with aspect ratio of 5. The wings are arranged in the horizontal plane with streamwise distance of 2.5 times the airfoil chord, and the forward wing is fixed at an angle of attack 8° . In such an arrangement, the lift to drag ratio is found to increase by 25% when the two wings are overlapped with each other by 2.5-5% of the full span, i.e., about the diameter of wing-tip vortex. Flow visualization and PIV measurements show that interactions of wing-tip vortices of both the wings occur most intensively in these conditions.

1 はじめに

V字型飛行に代表される鳥の編隊飛行は、群れ全体の空気力学的な効率（揚抗比）の向上をもたらすため、長距離を移動する雁の群れなどで見られる飛行形態である⁽¹⁾。有翼飛翔体が編隊飛行する場合、下流に位置する翼は上流の翼から流れ出る後引き渦（翼端渦）の誘起速度場の影響をうけるため、前後の翼の相対位置関係によっては、誘導抗力の顕著な減少に導くと考えられる。編隊飛行に関する研究は古くから行われていたが、空力特性に関するものや渦糸近似による翼端渦の挙動の解析や数値シミュレーション⁽²⁻⁴⁾に限られ、実際に空力特性に影響を及ぼす翼端渦の振舞いと干渉の様子を詳細に調べた実験研究は見当たらない。そこで本研究では、同一平面内に配置した前後2つの翼について、翼幅方向の重なりを変化させたときの翼端渦の干渉の様子と空力特性との関係を実験的に調べている。

2 実験装置及び方法

実験は、正八角形（対辺距離1.75m）の出口断面を有する回流式低速風洞を用いて行なわれた。風洞縮流部出口から下流方向3mにわたって測定部が設けられており、その周囲は大気に開放されている。図1に実験装置の概略を示す。本研究では、翼弦長 $c=180\text{mm}$ 、スパン長 $s=900\text{mm}$ （アスペクト比 $s/c=5$ ）のNACA 23012翼型矩形翼2枚を用いて編隊飛行を模擬した。翼の配置は同一水平面内とし、翼幅方向の重なり長 l を、 $-0.05s$, 0 , $0.025s$, $0.05s$, $0.1s$ と変化させている。以後上流に位置する翼を先行翼（Wing 1）、下流に位置する翼を後続翼（Wing 2）と呼称する。本実験では、先行翼後縁と

後続翼前縁の距離を 270mm ($1.5c$)とし、先行翼の迎角を $\alpha=8^\circ$ に固定した。編隊飛行時の空力性能を調べるために、後続翼はストラット支持式の6分力検出器（日章電機製）に取り付けられ、その迎角 α は任意に設定可能であり、本実験では $\alpha=-6^\circ \sim 20^\circ$ までのピッチランを行った。座標系は、後続翼後縁スパン中心を原点とし、流れ方向に x 、翼幅方向に y 、鉛直上向きに z とする。本実験における一様流速度は $U_\infty=20\text{m/s}$ であり、翼弦長 c に基づくレイノルズ数は $Re=2.5 \times 10^5$ である。

先行翼翼端渦と後続翼翼端渦の干渉を観察するため、煙による $y-z$ 断面における流れの可視化を行った。煙は翼に組み込まれた管を通して先行翼および後続翼の翼端から気流中に流され、下流から高速デジタルビデオカメラにより撮影された。また、先行翼翼端渦の影響による後続翼翼端渦の循環の変化を定量的に評価するために、PIVによる流れ場の計測も行った。

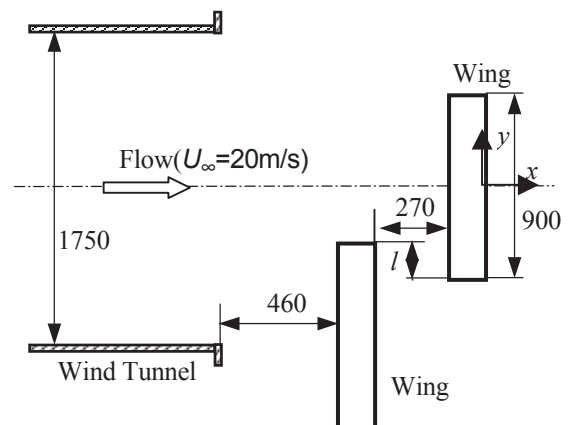


図1 翼モデルの配置 (mm)

3 実験結果と考察

図2は、 $l/s=0.1$ における後続翼の空力特性を、先行翼がない翼単体の結果と比較したものである。単独翼の場合、零揚力角は -3° 、失速角は 18° である。一方、揚力傾斜は $3.62/\text{rad}$.でありアスペクト比5の翼（楕円翼）に対する理論値（ $4.48/\text{rad}$.）よりも少し小さいが、これは本実験レイノルズ数が $Re=2.5 \times 10^5$ と低いことに起因すると思われる。抗力係数は迎角 0° において最小（ $C_D=0.0203$ ）となっている。これに対し、 $l/s=0.1$ で先行翼を設置すると、揚力係数が負の迎角側へシフトし、抗力係数も小さくなる。

同じ迎角の単独翼の場合と比較すると、先行翼の存在により後続翼の空力性能が改善していることがわかる。図3は、編隊配置での C_L 、 C_D から単独翼の値を差し引いた値 ΔC_L および ΔC_D を重なり長（ l/s ）に対して表している。図3(a)より、 ΔC_L は $\alpha \geq 16^\circ$ を除いていずれの重なり長においても正であり、編隊飛行により揚力が増加する。一方、 ΔC_D は、 $\alpha \geq 4^\circ$ においていずれも負の値になっていることから、先行翼が後続翼の抵抗低減に寄与することがわかる（図3b）。空力性能の改善は図4に示す揚抗比の比較でより明確であり、特に $l/s=0.025$ および 0.05 の場合には、単独翼の場合に比べて揚抗比が最大25%程度増加する。 $\alpha=6^\circ$ では、揚抗比の増分が大きい順に $l/s=0.05, 0.025, 0, 0.1, -0.05$ となり、空力性能改善に最適な相対位置があるのがわかる。

こうした空力性能改善が先行翼の翼端渦の影響によりどのようにもたらされるのかを明らかにするため、2つの翼の重なりが $l/s=0, 0.025, 0.05, 0.1$ について、流れの可視化を行った。図5および図6は、それぞれ $x/c=0$ （後続翼後縁）および $x/c=1$ （1翼弦長下流）における y - z 断面可視化結果である。図中V1は先行翼の翼端渦（反時計回り）を、V2は後続翼の翼端渦（時計回り）を示

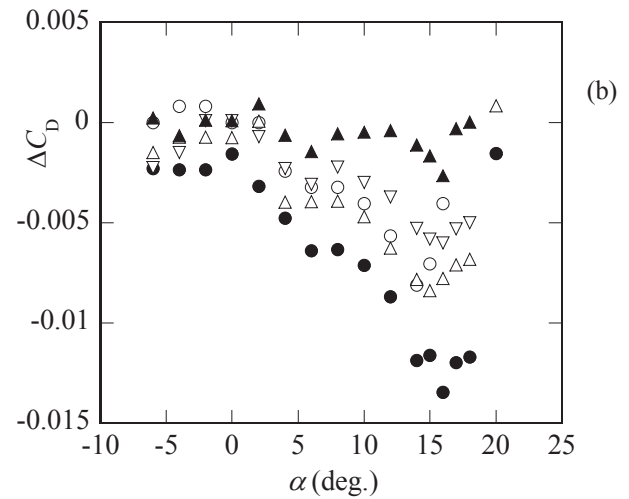
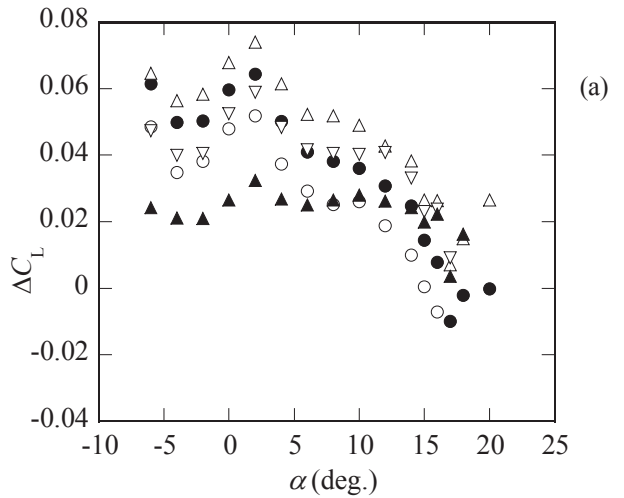


図3 先行翼と後続翼の重なり距離 l による (a) 揚力係数と (b) 抗力係数の変化。○ $l/s=0.1$, ● 0.05 , △ 0.025 , ▽ 0.0 , ▲ -0.05 .

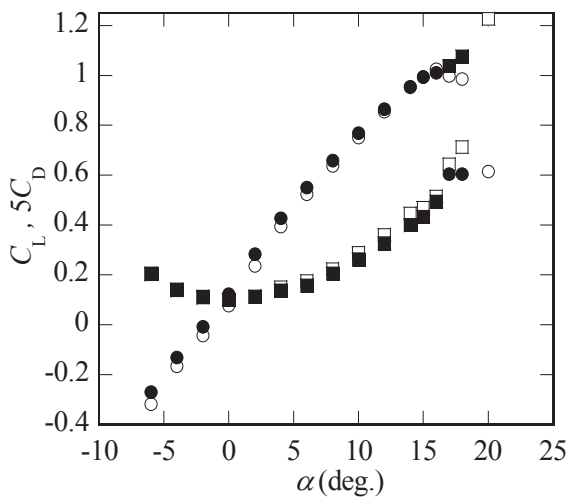


図2 編隊配置 ($l/s=0.1$) における後続翼の揚力係数と抗力係数。編隊配置；● (C_L) , ■ (C_D) . 単独翼；○ (C_L) , □ (C_D).

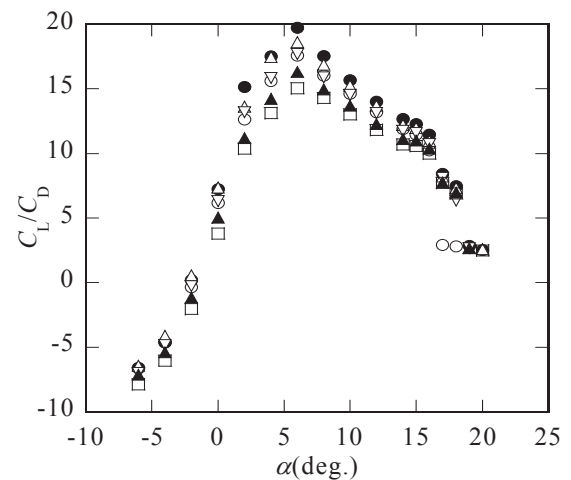


図4 先行翼と後続翼の重なり距離 l による揚抗比の変化。○ $l/s=0.1$, ● 0.05 , △ 0.025 , ▽ 0.0 , ▲ -0.05 , □ 単独翼.

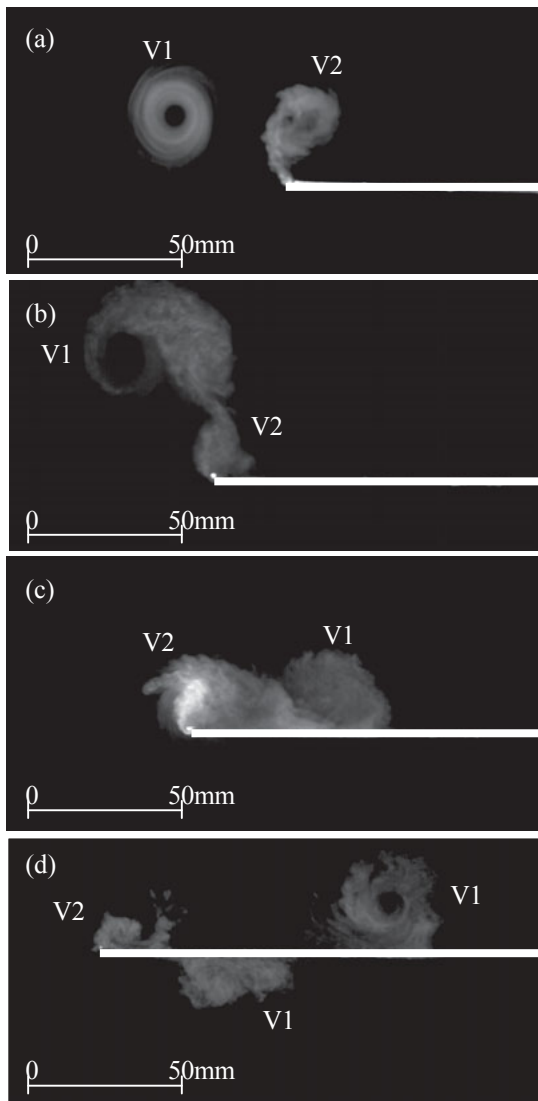


図5 編隊配置時の翼端渦の可視化写真. $x/c=0$ の位置（後続翼後縁直後）. 白線は後続翼後縁位置.
(a) $l/s=0$, (b) $l/s=0.025$, (c) $l/s=0.05$, (d) $l/s=0.1$.

しており、主流方向は紙面手前方向である。翼の重なりが無い場合 ($l/s=0$) では、図5 (a) のように、後続翼後縁 ($x/c=0$) において翼端の左側に先行翼の翼端渦 V1 (反時計回り) が明瞭に可視化され、それは後続翼の翼端渦 V2 (時計回り) と共に互いの誘起速度場により、図6 (a) のように、図中右上方に移動してゆく。重なりが2.5% ($l/s=0.025$) になると、それぞれ図5 (b) のように、先行翼の翼端渦は後続翼の翼端近傍を通過するため後続翼翼端渦とその発生段階から強く干渉し、下流では図6 (b) のようにマッシュルーム状の渦対を形成する。事実、図7は、 $l/s=0.025$ の場合の後続翼上 $x/c=-0.5$ 位置における可視化写真であり、先行翼と後続翼の翼端渦が渦対を形成していることが確認できる。重なりが5% ($l/s=0.05$) になると、図5 (c) のように先行翼の翼端渦 V1 は後続翼面上を通過するよ

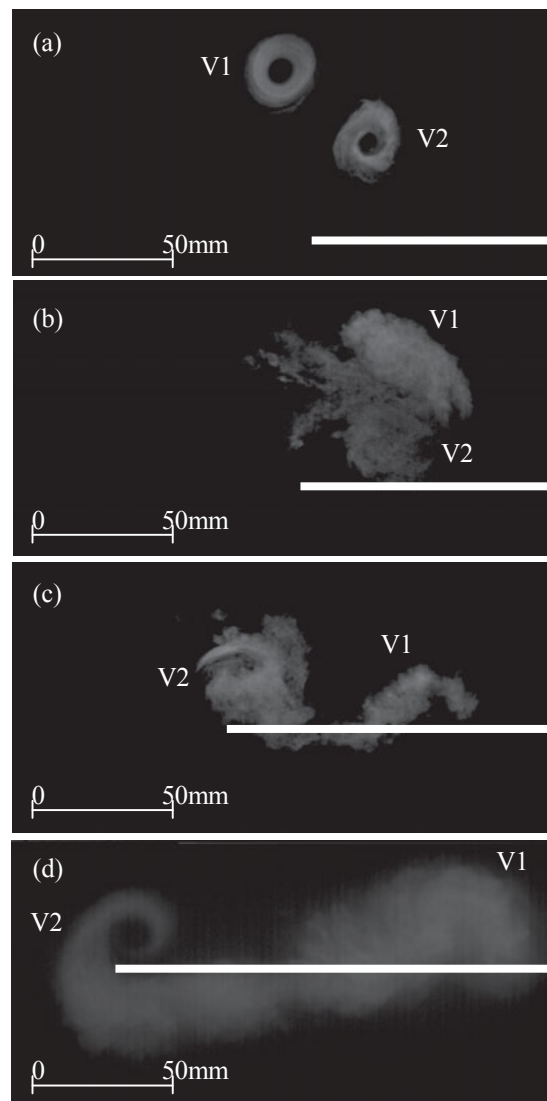


図6 編隊配置時の翼端渦の可視化写真. $x/c=1$ 位置. 白線は後続翼後縁位置. (a) $l/s=0$, (b) $l/s=0.025$, (c) $l/s=0.05$, (d) $l/s=0.1$.

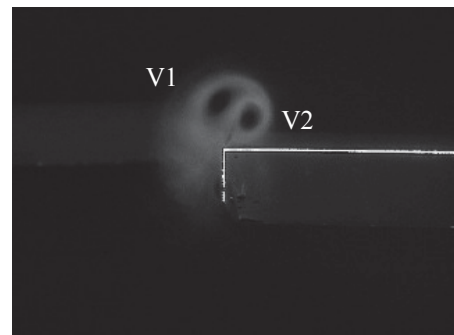


図7 先行翼翼端渦と後続翼翼端渦により形成された渦対 ($l/s=0.025$, $x/c=-0.5$ 位置) .

うになり、図6(c) のように下流では原型をとどめなくなる。さらに、10% ($l/s=0.1$) まで重なりを増加させると、図5 (d) のように、先行翼翼端渦 V1 は後続翼前

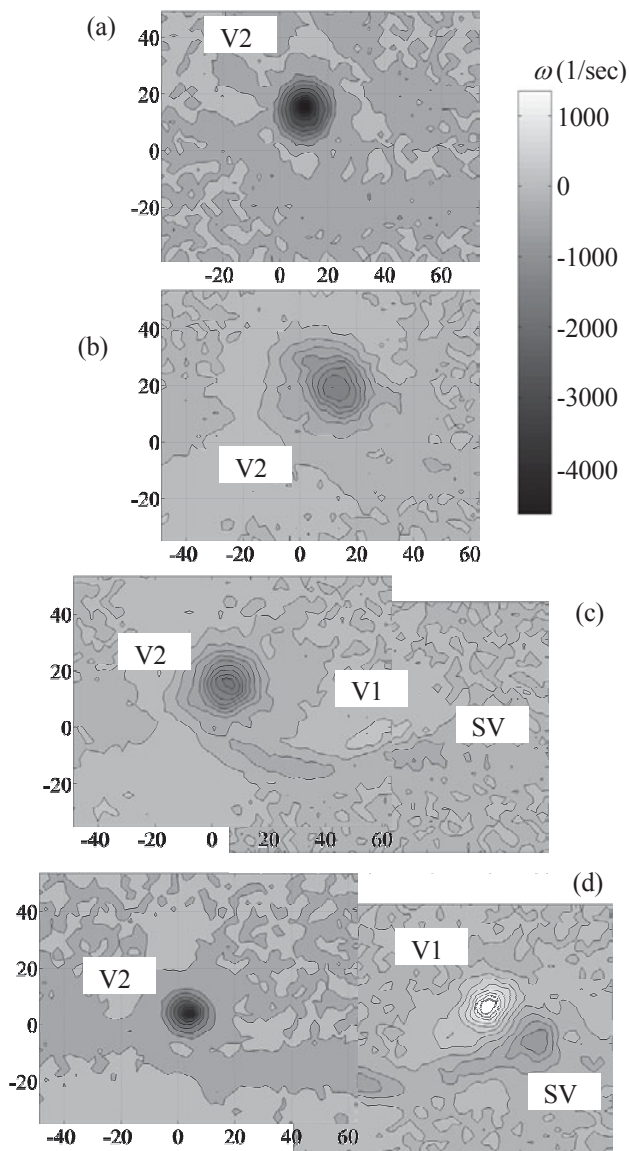


図8 翼端渦の渦度分布. $x/c = 1$. (a) 単独翼, (b) $l/s=0.025$. (c) $l/s=0.05$. (d) $l/s=0.1$.

縁で翼の上面と下面を通過する二つの渦に分かれる。分離した先行翼翼端渦のうち下面を通過した渦は、図6 (d) のように、さらに下流で後続翼の翼端渦に取り込まれるように見える。

次に、先行翼と後続翼の翼端渦を定量的に捉えるために、 $x/c = 1$ 位置の y - z 断面においてPIV計測を行った。図8 (a) ~ (d) は、それぞれ単独翼の場合および先行翼があるとき ($l/s = 0.025, 0.05, 0.1$) の渦度の等値線 (約100個のデータのアンサンブル平均) である。図において、正 (負) は反時計回り (時計回り) の渦度に対応している。単独翼の場合、図8 (a) のように、中心で渦度 (負) $|\omega|_{\max} = 4700$ (1/s)、直径20mm程度の翼端渦が形成されている。図8 (b) の $l/s = 0.025$ の場合でも同様の円形翼端渦が確認できる。ただし、先行翼の翼端渦がある場合では、単独翼の翼端渦に比べ渦の拡散が著しい。これは、渦の干渉により翼端渦が少し揺らい

表1 編隊飛行時の後続翼翼端渦の循環

	単独翼	$l/s=0.025$	$l/s=0.05$	$l/s=0.1$
循環 Γ (m^2/s)	-0.87	-0.62	-0.50	-0.53

でいるためであり、各図の $|\omega|_{\max}$ 値の比較については注意を要する。翼の重なりが5%および10% ($l/s = 0.5, 0.1$) になると、図8 (c) および (d) のように、図中左側に後続翼翼端渦 (負の渦度) が、右側に後続翼上面を通過した先行翼翼端渦 (正の渦度) および翼表面を通過する際に誘起された二次渦 (負の渦度) が隣接して確認できる。また、表1は、後続翼翼端渦の循環 Γ である。ここで、循環の計算領域は最大渦度 $|\omega|_{\max}$ の点を中心とした直径50mmの円内部とした。 $l/s = 0.05$ において循環の大きさが最も小さく、単独翼での値の6割程度まで減少していることがわかる。一方、 $l/s = 0.025$ では後続翼翼端渦の循環は単独翼の値の7割程度で $l/s = 0.05$ の場合より循環の減少は少ないが、2つの翼端渦は渦対をなし翼端渦による吹き下ろしを相殺するため $l/s = 0.05$ と同等の揚抗比の向上を示していると考えられる。

4 まとめ

同一水平面内に配置した同一水平面内に配置した前後2つの翼について、翼幅方向の重なりをいくつか変化させた時の翼端渦の干渉の様子と空力特性の関係を実験的に調べた。結果を以下にまとめる。

- (1) 翼端渦のスパン位置がほぼ重なる $l/s = 0.025 \sim 0.05$ では、揚抗比は単独翼に比べて最大25%程度向上する。
- (2) $l/s = 0.025$ および $l/s = 0.05$ の揚抗比はほぼ同じ値になるが、渦の干渉の様子には差異がある。先行翼翼端渦と後続翼翼端渦と最も強く干渉し後続翼翼端渦の循環が弱くなるのは $l/s = 0.05$ の時である。
- (3) 重なりが大きく先行翼翼端渦が後続翼上面を通過する場合 ($l/s = 0.05, 0.1$)、上面を通過する渦は翼表面で二次渦を誘起する。また、前縁で二つの渦に分かれる場合 ($l/s = 0.1$)、下面を通過する渦は下流において後続翼翼端渦に取り込まれる。

参考文献

- (1) Lissaman, P.B.S. and Shollenberger, C.A.: Formation flight of birds, *Science* 168 (1970) 1003-1005.
- (2) C. Wieselsberger: Beitrag zur Erklärung des inkelfluges einer Zugvogel, *Z. Flugtechnik & Motorluftschiffahrt* 5 (1914) 225-229.
- (3) Iglesias, S. and Mason, W.H.: Optimum spanloads in formation flight, AIAA-2002-0258 (2002).
- (4) Ray, R. J., et al.: Flight test techniques used to evaluate performance benefits during formation flight, AIAA-2002-4492 (2002).