非定常運動翼後流の渦流れと非定常推進力*

潤 脇 正 樹^{*1}, 田 中 和 博^{*1}, 永 山 勝 也^{*1}

Vortex Flow and Dynamic Thrust of an Unsteady Airfoil

Masaki FUCHIWAKI^{*2}, Kazuhiro TANAKA and Katsuya NAGAYAMA^{*2} Department of Mechanical Information Science and Technology, Kyushu Institute of Technology,
680-4 Kawazu, Iizuka-shi, Fukuoka, 820-8502 Japan

In order to clarify the vortex flow behind a pitching/heaving airfoil and the characteristics of dynamic thrust acting on them at low Reynolds number region, we have carried out PIV measurement behind both airfoils and have measured the dynamic thrust acting on them. Increasing the nondimensional velocity in pitching/heaving motion, the thrust producing vortex street is clearly formed behind both airfoils. The averaged dynamic thrust acting on them increased as the non-dimensional velocity increased. The hysteresis loops of dynamic thrust acting on a pitching/heaving airfoil had concavity/convexity shape characteristics, respectively. The behaviors of the dynamic thrusts strongly depend on the non-dimensional trailing edge velocity and the non-dimensional heaving velocity. The thrust efficiency of a pitching airfoil increased up to $V_p=0.7$ and the maximum thrust efficiency was 0.34. On the other hand, the thrust efficiency of a heaving airfoil increased up to $V_h=0.4$ and the maximum thrust efficiency was 0.20.

Key Words: Unsteady Flow, Vortex, Wake, Flow Visualization, Fluid Force, Thrust, Pitching Airfoil, Heaving Airfoil

1. 緒 論

近年, MEMS(Micro-Electro-Mechanical-Systems)技術の急速な発達や, 水生動物および昆虫の遊泳・飛翔メカニズムが多くに関心を集めていることなどにより, 低レイノルズ数領域の流れ場が注目されつつある. そのため, 低レイノルズ数領域における非定常流れに関する研究が多数行われ, 特に非定常運動翼まわりの流れ場に関する研究が実験および数値解析により報告されている⁽¹⁾⁽²⁾. Fuchiwaki ら⁽³⁾は, 低レイノルズ数領域($Re=4.0 \times 10^3$)におけるピッチング運動翼から発生する離散的な離れ渦をシュリーレン可視化法によりとらえ, その発生周波数について明らかにした. さらに, $Re=4.0 \times 10^4$ において各種翼形状のピッチング運動翼に働く非定常流体力特性を実験的に明らかにしている⁽⁴⁾. Shih ら⁽⁵⁾は, $Re=5.0 \times 10^3$ におけるピッチング運動翼まわりの非定常はく離をPIDV(Particle-Image-Displacement-Velocimetry)計測によりとらえている. Rank ら⁽⁶⁾は, $Re=1.52 \times$

10^5 におけるピッチング運動翼まわりの非定常はく離をPIV計測によりとらえている.

また, 非定常運動翼後流の流れ場についての研究も多く報告されている. Peter⁽⁷⁾は $Re=0.012-1.20 \times 10^4$ におけるピッチング運動翼後流に推進渦列構造が形成されることを報告している. Koochesfahani ら⁽⁸⁾は, $Re=1.2 \times 10^4$ におけるピッチング運動翼後流を可視化し, その二次元および三次元構造を明らかにしている. Fuchiwaki ら⁽⁹⁾は, $Re=4.0 \times 10^3$ におけるピッチング運動翼後流を可視化し, 無次元角速度, ピッチング振幅, 運動波形による推進力発生渦列構造について明らかにした. また, Jones ら⁽¹⁰⁾は, $Re=0.05-5.0 \times 10^4$ におけるヒービング運動翼後流にKnoller-Betz effectと呼ばれる渦構造の形成と推進力の発生を実験的, 数値解析的に報告している. Joseph ら⁽¹¹⁾は, ヒービング運動翼をバックステップ流れや鈍頭物体後流に設置し, 発生するはく離流れが制御可能であることを報告している. Lai ら⁽¹²⁾は $Re=0.05-2.1 \times 10^4$ におけるヒービング運動翼後流の可視化実験, また, パネル法を用いた数値解析により後流のフローパターンを明らかにし, さらに, LDV計測による後流速度分布測定からヒービング運動翼に働く推進力特性を報告している. Jones ら⁽¹³⁾は, ヒービ

* 原稿受付 2006年11月6日.

^{*1} 正員, 九州工業大学情報工学部(〒820-8502 飯塚市川津680-4).

E-mail: futiwaki@mes.kyutech.ac.jp

ング運動翼の推進機構を利用した MAV (Micro-Air-Vehicle) の開発を行っている。Yang ら⁽¹⁴⁾ はヒービング運動翼に働く非定常流体力特性を報告している。さらには、Ramamurti ら⁽¹⁵⁾ は、有限要素解析ツールにより $Re=1.2 \times 10^4$ におけるピッチング運動およびピッチング運動とヒービング運動が組合わせた非定常運動翼に働く非定常推進力特性について報告している。しかしながら、非定常運動翼後流とそれに働く非定常推進力の関連性についての報告は十分になされていない。そこで、本研究では、代表的な非定常運動であるピッチング運動およびヒービング運動を行う翼を対象とし、低レイノルズ数領域における非定常運動翼後流の渦流れとそれに働く非定常推進力特性を実験的に明らかにすることを目的としている。対象称 NACA 0010 を対象に、 $Re=4.0 \times 10^3$ においてピッチング運動翼およびヒービング運動翼後流の PIV 計測を行い、後流のフローパターン、その渦度および渦度に誘起される後流の増速部を明らかにする。また、これらに働く非定常推進力を小形六軸力覚センサにより測定し、ピッチング運動翼およびヒービング運動翼に働く非定常推進力特性について明らかにする。

2. おもな記号

- A : ピッチング振幅角
 a : ヒービング振幅
 a' : ピッチング運動における翼後縁振幅
 c : 翼弦長
 C_L : 揚力係数 $= L / (1/2) \rho V_0^2 c l$
 C_M : モーメント係数 $= M / (1/2) \rho V_0^2 c l^2$
 C_T : 推進力係数 $= T_h / (1/2) \rho V_0^2 c l$ (ヒービング)
 $= T_p / (1/2) \rho V_0^2 c l$ (ピッチング)
 f_h : ヒービング周波数
 f_p : ピッチング周波数
 h : 無次元ヒービング振幅 $= a/c$
 h' : 無次元ピッチング翼後縁振幅 $= a'/c$
 l : 翼スパン長さ
 L : ヒービング運動翼に働く揚力
 M : ピッチング運動翼に働くモーメント
 Re : 翼弦基準レイノルズ数 $= c V_0 / \nu$
 T : 周期
 T_h : ヒービング運動翼に働く推進力
 T_p : ピッチング運動翼に働く推進力
 v : 翼後流の流速
 V : ヒービング速度
 V_h : 無次元ヒービング速度 $= 2\pi f_h a / V_0$
 V_0 : 主流速度

V_p : ピッチング運動における翼後縁無次元速度

$$= 2\pi f_h a' / V_0$$

V' : 無次元流速 $= v / V_0$

x : x 方向の翼の位置

y : y 方向の翼の位置

α_m : 基本迎え角

ρ : 密度

ν : 動粘性係数

ω : ピッチング運動翼の角速度

η : 推進効率

添字

h : ヒービング運動

p : ピッチング運動

3. 実験方法

3.1 実験装置 実験装置は図1に示すように回流水槽、供試翼、加振装置、水冷アルゴンイオンレーザ、平面鏡、高速度カメラおよび PIV 計測装置により構成されている。供試翼は対称翼 NACA 0010 であり、その翼弦長および翼スパン長さはそれぞれ $c=0.06$ m, $l=0.20$ m である。PIV 計測用のトレーサ粒子は、ORGASEL (Kanomax 社) を用い、その直径は約 50 μ m である。ヒービング運動は、DC サーボモータの回転運動をボールねじにより並進運動へと変換することにより実現されている。また、ピッチング運動翼の加振装置⁽⁴⁾は DC サーボモータの回転運動を供試翼へ直接伝えている。回流水槽底部と供試翼のすきまは約 1 mm とし、また一方で回流水槽上部に平板を設置することにより翼端の三次元性を抑えている。

3.2 非定常推進力測定装置 非定常推進力は、小形六軸力覚センサにより測定されている⁽⁴⁾。供試翼はつり下げ式に設置されており、ピッチング運動およびヒービング運動の軸の揺れを抑えるために翼下端は

Fig.1 Experimental apparatus for PIV measurement

Fig. 2 Experimental apparatus for dynamic thrust measurement

Fig. 3 Airfoil configuration and unsteady motions

回流水槽底部からも一点支持されている。小形六軸力覚センサは x, y, z 方向の力およびモーメントが測定可能であり、本実験では、小形六軸力覚センサにより得られた負の抗力を推進力としている。小形六軸力覚センサにより得られたデータは FFT 解析処理により慣性量を差引いた後に、逆 FFT 解析処理により時系列データに戻している。

3.3 実験条件 流れの可視化実験における翼弦基準レイノルズ数は $Re=4.0 \times 10^3$ とする。翼弦基準レイノルズ数 $Re=4.0 \times 10^4$ においては、PIV 計測実験により明瞭な可視化実験結果が得られなかった。一方、非定常運動翼に働く非定常流体力特性は $Re=4.0 \times 10^3$ と 4.0×10^4 の間に大きな違いが表れなかったため、非定常流体力特性については $Re=4.0 \times 10^4$ のデータを利用するが、そのときのフローパターンは $Re=4.0 \times 10^3$ のフローパターンと同一視しても問題な

いと考ええる。

供試翼のピッチング運動およびヒービング運動は図 3 に示すような回転運動および並進運動であり、ともに正弦波振動で与える。いずれの運動の場合も基本迎え角 $\alpha_m=0^\circ$ である。本実験では、 $V_p=0.2 \sim 2.2$, $h'=0.078, 0.117, 0.156, 0.194$ および $V_h=0.1 \sim 1.69$, $h=0.15, 0.23, 0.30, 0.38$ を用いた。また、ピッチング運動の回転中心は翼前縁より $1/4$ 弦長、ピッチング振幅 $A=6, 9, 12^\circ$ および 15 deg. である。

4. 結果および考察

4.1 非定常運動翼の後流構造 PIV 計測実験によるピッチング運動翼およびヒービング運動翼後流の等渦度線図をそれぞれ図 4 および図 5 に示す。図 4(a), (b) はそれぞれ $h'=0.156$ における $V_p=0.90, 1.35$ の結果を示し、図 5(a), (b) はそれぞれ $h=0.30$ における $V_h=0.90, 1.35$ の結果を示す。渦度の値の正および負は、それぞれ渦の反時計方向回転および時計回転方向を意味している。

ピッチング運動翼の $V_p=0.90$ では、翼背面から巻き上がる渦(負)と翼腹面より巻き上がる渦(正)の位置がカルマン渦列とは逆転し、推進力発生渦列(逆カルマン渦列)を形成していることがわかる [図 4(a)]。 $V_p=1.35$ に増加すると、渦間隔が密になるだけでなく、渦度も大きくなっていることもわかる。また、推進力発生渦列はより明瞭に形成され、さらには、その渦列は主流に対して対称とならずに傾いている⁽⁹⁾ [図 4(b)]。これは、翼背面および腹面から巻き上がる渦の回転が強くなるために、両者のバランスが崩れることにより発生する。Lai ら⁽¹²⁾ が行ったプランジング運動翼後流にも高無次元プランジング速度の場合に形成されている。

ヒービング運動翼の場合も $V_h=0.90$ において、翼後流には推進力発生渦列が形成されていることがわかる [図 5(a)]。 $V_h=1.35$ では、ピッチング運動翼と同様に推進力発生渦列を形成する渦の間隔が密になり、さらには渦度が高くなっている [図 5(b)]。ピッチング運動翼に比べると明瞭ではないが、推進力発生渦列が主流に対し傾いて形成されている。また、ヒービング運動翼後流に形成される推進力発生渦列を形成する渦の渦度はピッチング運動翼の場合に比べて大きい。すなわち、ヒービング運動翼後流には、ピッチング運動翼に比べ、同程度かそれ以上の強い回転をもつ渦が巻き上がっている。

4.2 非定常運動翼後流の増速流 ピッチング運動翼 ($h'=0.156$) およびヒービング運動翼 ($h=0.30$)

(a) $V_p = 0.90$ (b) $V_p = 1.35$ Fig. 4 Vorticity contours behind a pitching airfoil at $h' = \pm 0.156$

について、一弦長後方の1周期分の平均速度分布をそれぞれ図6(a), (b)に示す。横軸および縦軸にそれぞれ無次元流速 $V' (=v/V_0)$ および翼の位置 y/c を示す。 $V' > 1.0$ が増速部(ジェット)を意味している。

ピッチング運動翼の V_p が増加するにつれピッチング運動翼後流の増速部が大きくなるだけでなく速度欠損も大きくなっている [図6(a)]。また、 $V_p = 0.90$, 1.13 では、増速部の速度分布は $y/c = 0.0$ を中心に対称に現れているが、 $V_p = 1.35$ では、増速部は $y/c = 0.0$ を中心に非対称に現れる。等渦度線図の結果 [図4(b)] より、翼後流に形成される推進力発生渦列が主流に対して傾いて形成されるために増速部も傾いている。

ヒービング運動翼の場合、 V_h の増加に伴い速度欠損の大きさは変わらないものの増速部は大きくなっている [図6(b)]。また、ヒービング運動翼後流の増速部はピッチング運動翼に比べて大きい。これは、図4および図5に示すように、ヒービング運動翼の後流渦列中の渦の渦度はピッチング運動翼の後流渦列中の渦の渦度に比べ大きいためである。また、ヒービング運動翼の場合には、 $V_h = 1.35$ においてもピッチング運動翼に比べ推進力発生渦列の傾きは大きくない [図5(b)] ために増速部の非対称性も大きくない。しかしながら、 $V_h = 1.69$ ではピッチング運動翼の場合と同様に推進力発生渦列が $y/c = 0.0$ を中心に非対称になることが確認されている。

(a) $V_h = 0.90$ (b) $V_h = 1.35$ Fig. 5 Vorticity contours behind a heaving airfoil at $h' = \pm 0.30$

(a) Pitching airfoil

(b) Heaving airfoil

Fig. 6 Mean velocity profiles during one cycle behind one chord length distant from the trailing edge

ピッチング運動翼およびヒービング運動翼について、一弦長後方の最大無次元流速 $V_{\max}$ を図7に示す。横軸は V_p と V_h である。

図7より、ピッチング運動翼およびヒービング運動

Fig. 7 Maximum jet velocity behind pitching and heaving airfoils

(a) Pitching airfoil

(b) Heaving airfoil

Fig. 8 Dynamic thrust averaged during one cycle

翼の V_p および V_h が増加するにつれ、 $V'_{\max}$ も増加していることと、ピッチング運動およびヒービング運動の h' および h の $V'_{\max}$ に及ぼす影響は非常に小さいことがわかる。

4.3 非定常運動翼に働く非定常推進力 ピッチング運動翼およびヒービング運動翼に働く非定常推進力 C_T の1周期あたりの平均値をそれぞれ図8(a), (b)に示す。

図8(a)に示されるピッチング運動翼においては、 V_p が増加するにつれ、非定常推進力の平均値は増加している。また、非定常推進力は h' には依存しないこともわかる。図8(b)に示されるヒービング運動翼の場合も同様に、 V_h が増加するにつれ、非定常推進力の平均値は増加している。非定常推進力の平均値は h に依存しないことがわかる。

$V_p=0.97$ のピッチング運動翼および $V_h=0.91$ のヒービング運動翼に働く非定常推進力のヒステリシスループをそれぞれ図9(a), (b)に示す。図9(a)の実線および破線はそれぞれ $h'=0.117$ および 0.156 の結果を示し、図9(b)の実線および破線はそれぞれ $h=0.23$ および 0.30 の結果を示す。図9中の矢印はヒステリシスループの向きを表している。いずれのヒステリシスループもピッチング運動およびヒービング運動20周期分を1周期分に平均化している。

いずれの運動翼においても、非定常推進力のヒステリシスループは、 h' および h にはよらず、ほぼ同じループを描いている。この結果からも、非定常推進力は h' および h の影響は非常に小さく、 V_p および V_h に強く依存することがわかる。また、非定常推進力のヒステリシスループは h' および h により相似の関係にあり、非定常推進力のヒステリシスループの大きさを変えていることがわかる。

次に図10(a), (b)に、 h' および h がそれぞれ 0.156 および 0.30 のときのピッチング運動翼およびヒービング運動翼に働く非定常推進力のヒステリシスループを示す。図10(a)の破線および実線はそれぞれ $V_p=0.90$ および 1.35 の結果を示し、図10(b)の破線および実線はそれぞれ $V_h=0.90$ および 1.35 の結果を示す。図10中の矢印はヒステリシスループの向きを表しており、また、●および○はそれぞれピッチング運動およびヒービング運動の上死点および下死点を示している。

ピッチング運動翼に働く非定常推進力のヒステリシスループはいずれの V_p においても凹形のヒステリシスループを描き、上死点 ($h'=0.156$) および下死点 ($h'=-0.156$) において最大の非定常推進力を発生して

(a) Pitching airfoil at $V_p = 0.97$ (b) Heaving airfoil at $V_h = 0.91$ Fig. 9 Hysteresis loops of dynamic thrust at constant V_p and V_h

いる。また、 V_p が増加するにつれ、非定常推進力の最大値が大きくなっている。

一方、ヒービング運動翼に働く非定常推進力のヒステリシスループは凸形となる。非定常推進力は上死点 ($h=0.3$) および下死点 ($h=-0.3$) で最小となり、 $h=0.0$ 付近で最大となる。また、 V_h が増加するにつれ非定常推進力の最大値が増加している。しかしながら、 $V_h=1.35$ では、上死点 ($h=0.3$) および下死点 ($h=-0.3$) ではわずかに抗力を発生している。以上により、ピッチング運動翼およびヒービング運動翼では発生する推進力の動的挙動が異なることがわかる。

4.4 非定常運動翼の推進効率 ピッチング運動翼に働く非定常モーメント C_M およびヒービング運動

(a) Pitching airfoil at $h' = \pm 0.156$ (b) Heaving airfoil at $h = \pm 0.30$ Fig. 10 Hysteresis loops of dynamic thrust at constant h and h'

翼に働く非定常揚力 C_L をそれぞれ図 11(a), (b) に示す。

ピッチング運動翼およびヒービング運動翼の場合ともに、 V_p および V_h の増加に伴い推進力が増加することと同様に、ピッチング運動翼に働く C_M およびヒービング運動翼に働く C_L も急速に増加する。

ピッチング運動翼およびヒービング運動翼の推進効率 η をそれぞれ図 12(a), (b) に示す。ピッチング運動翼およびヒービング運動翼の推進効率 η は、一般的にそれぞれ式 (1), (2) で定義されており⁽¹³⁾、本研究でもこれらを用いた。

$$\eta_p = \frac{1}{T} \int_0^T \frac{T_p V_0}{M \omega} dt \dots \dots \dots (1)$$

(a) Moment acting on pitching airfoil

(b) Lift acting on heaving airfoil

Fig. 11 Dynamic moment and lift averaged during one cycle

$$\eta_h = \frac{1}{T} \int_0^T \frac{T_h V_0}{L V} dt \dots\dots\dots (2)$$

ピッチング運動翼の推進効率 η_p は $V_p=0.7$ までは急速に増加し、その最大値は $\eta_p=0.34$ である。 $V_p>0.7$ では、 V_p の増加につれ、推進効率は次第に減少している。ヒーピング運動翼の場合も同様に、推進効率 η_h は $V_h=0.4$ までは急速に増加し、その後、 V_h の増加に従い、次第に減少している。図 11 に示すように、 V_p および V_h の増加に伴い、ピッチング運動翼に働く C_M およびヒーピング運動翼に働く C_L も急速に増加する。その結果、いずれの翼においても推進効率は、比較的高い V_p および V_h では減少する傾向にある。また、推進効率はヒーピング運動翼に比べピッチング運動翼が高い傾向にある。ヒーピング運動翼では揚力

(a) Pitching airfoil

(b) Heaving airfoil

Fig. 12 Thrust efficiency of unsteady airfoils

が非常に大きいために、推進効率は小さくなっている。

5. 結 論

低レイノルズ数領域におけるピッチング運動翼およびヒーピング運動翼の渦流れを PIV 計測により調べ、また、それらに働く非定常推進力特性を非定常流体力測定実験により調べた。その結果、以下のことが明らかになった。

(1) ピッチング運動およびヒーピング運動翼後流には、翼後縁無次元速度および無次元ヒーピング速度が高くなるにつれ、推進力発生渦列が明瞭に形成され、推進力発生渦列を形成する渦の渦度が高くなり、それに誘起される後流の増速部が大きくなる。

(2) ピッチング運動の翼後縁無次元速度およびヒーピング運動の無次元ヒーピング速度が高くなるにつれ、非定常推進力の 1 周期あたりの平均値は増加する。しかしながら、無次元ピッチング翼後縁振幅および無次元ヒーピング振幅には依存しない。

(3) ピッチング運動の無次元ピッチング翼後縁振幅およびヒービング運動の無次元ヒービング振幅に対する非定常推進力はそれぞれ凹形および凸形となり、非定常推進力の動的挙動が異なる。また、非定常推進力は無次元ピッチング翼後縁振幅および無次元ヒービング振幅の影響は小さく、翼後縁無次元速度および無次元ヒービング速度に強く依存する。

(4) ピッチング運動翼の最大推進効率 $V_p = 0.7$ で $\eta_p = 0.34$ である。一方、ヒービング運動翼の最大推進効率は $V_h = 0.4$ で $\eta_h = 0.20$ となり、それぞれの推進効率は無次元ピッチング翼後縁振幅および無次元ヒービング振幅に依存しない。また、翼後縁無次元速度および無次元ヒービング速度の全般にわたり、ヒービング運動翼に比べピッチング運動翼が高い傾向にある。

本研究は平成 13, 14 年度科学研究費補助金 [基盤研究(C)(2)] 課題番号 13650187 の援助を受けて行われたものであることを付記する。

文 献

- (1) McCroskey W. J., *Trans. ASME, J. Fluid Eng.*, Vol. 99 (1977), pp. 8-39.
- (2) Maresca, C. et al., *Trans. ASME, J. Fluid Mech.*, Vol. 92 (1979), pp. 671-690.
- (3) Fuchiwaki, M. and Tanaka, K., *JSME International J., B*, Vol. 43, No. 3 (2000), pp. 443-448.
- (4) Fuchiwaki, M. et al., *Trans. JSME, Series B*, Vol. 65, No. 634, (1999), 1970-1977.
- (5) Shin, C. et al., *AIAA J.*, Vol. 30, No. 5 (1992), pp. 1153-1161.
- (6) Rank, M. and Ramaprian, B. R., *AIAA J.*, Vol. 37, No. 3 (1999), pp. 401-403.
- (7) Peter F., *AIAA J.*, Vol. 26, No. 7 (1988), pp. 881-883.
- (8) Koochesfahani, M. M., *AIAA J.*, Vol. 27, No. 9 (1989), pp. 1200-1205.
- (9) Fuchiwaki, M. and Tanaka, K., *J. of Visualization*, Vol. 4, No. 4 (2001), pp. 323-329.
- (10) Jones, K. D. et al., *AIAA J.*, Vol. 36, No. 7 (1998), pp. 1240-1246.
- (11) Joseph, C. L. and Platzter, M. F., *ASME, Fluid Eng. Division Summer Meeting*, FEDSM 98-4946 (1998).
- (12) Lai, J. C. S. and Platzter M. F., *AIAA J.*, Vol. 37, No. 12 (1999), pp. 1529-1537.
- (13) Jones, K. D. et al., *AIAA 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* AIAA-2001-0126 (2001).
- (14) Yang, C. J. et al., *Trans. JSME, Series B*, Vol. 71, No. 634 (2005), pp. 104-110.
- (15) Ramamurti, R. and Sandberg, W., *AIAA J.*, Vol. 39, No. 2 (2001), pp. 253-260.

(1) McCroskey W. J., *Trans. ASME, J. Fluid Eng.*, Vol. 99