

ヒービング運動翼に働く非定常流体力*

梁 昌 照*¹, 田中和博*², 瀧脇正樹*²Unsteady Characteristics of Thrust and
Lift Acting on a Heaving AirfoilChang-Jo YANG*³, Kazuhiro TANAKA and Masaki FUCHIWAKI³ Graduate School of Kyushu Institute of Technology, Kyushu Institute of Technology,
680-4 Kawazu, Iizuka-shi, Fukuoka, 820-8502 Japan

It is known that an oscillating airfoil can produce a driving force through the generation of a reversed Kármán vortex street, and this can be expected to be a new highly effective propulsion system. A heaving airfoil model was made and it was operated within a water channel at low Reynolds number. The dynamic thrust and lift acting on heaving airfoil were measured simultaneously using a 6-axis force sensor based on force and moment detectors. We have been examined various conditions such as heaving frequency and amplitude in NACA 0010 profile. The results showed that thrust coefficient increased with reduced frequency. We also presented the experimental results on the unsteady fluid forces of heaving airfoil at various parameters.

Key Words: Heaving Motion, Reduced Frequency, Amplitude, 6-axis Force Sensor, Thrust, Lift, Hysteresis, Thrust Efficiency

1. 緒 論

流体工学の分野において振動翼に関する研究は古くから数多くなされておられ、非定常翼理論による研究だけでなく、実験および数値計算技術の発展とともに翼周りの流れ場あるいは翼に働く力等の特性が解明されつつある^{(1)~(4)}。特に振動翼による推進に関する研究は、将来的に水生動物の推進または羽ばたき飛行メカニズムの解明や離れの制御を用いた推進機構の開発として、大きな期待が寄せられている。そのためには、非定常翼の流体力特性の究明が必要である⁽⁵⁾。近年では微小生物の運動、またMEMS⁽⁶⁾ Micro-electro Mechanical Systems)とMAV⁽⁷⁾ (Micro Aerial Vehicles)のような極小物体を用いた流れの制御技術は世界的に注目される所であり、その際非定常翼を応用した技術が重要な課題となっている。

しかしながら、振動翼周りの非定常流は多数のパラメータが存在するため非常に複雑な現象となり、未解明の問題が多く残されている。また、これまでに線形

非定常翼理論による翼のフラッタ問題解析等、非定常翼周りの流れ場に関する研究⁽⁸⁾⁽⁹⁾は多数報告されているが、そのほとんどは高レイノルズ数領域を対象としている。

一方、Koochesfani⁽¹⁰⁾は翼のピッチング運動、Jonesら⁽¹¹⁾は翼のプランジング運動により、その後流で生じる逆カルマン渦列の可視化。またLaiら⁽¹²⁾はレーザドップラー流速の計測結果から運動量理論によって推進力発生の予測をしている。しかし、推進力を発生する渦列を形成した場合の翼に働く力は定量的に測定されていない。よって、その特性解明には、十分な工学的理解を得るための振動翼に働く力の計測が必要である。

そこで、本研究の目的は低レイノルズ数においてNACA 0010翼を対象に、ヒービング運動翼に働く力を直接同時測定し、翼に作用する流体力の時間変化特性を定量的な時系列データに基づいて明らかにすることである。その方法として供試翼、回流水槽、小形六軸力覚センサを用いヒービング運動翼に働く非定常流体力測定実験を行ったうえ、推進力、揚力および推進効率を求めた。

* 原稿受付 2003年4月23日。

¹ 正員, 九州工業大学大学院情報工学研究科(〒820-8502 飯塚市川律680-4)。² 正員, 九州工業大学情報工学部。

E-mail: yang@vortex.mse.kyutech.ac.jp

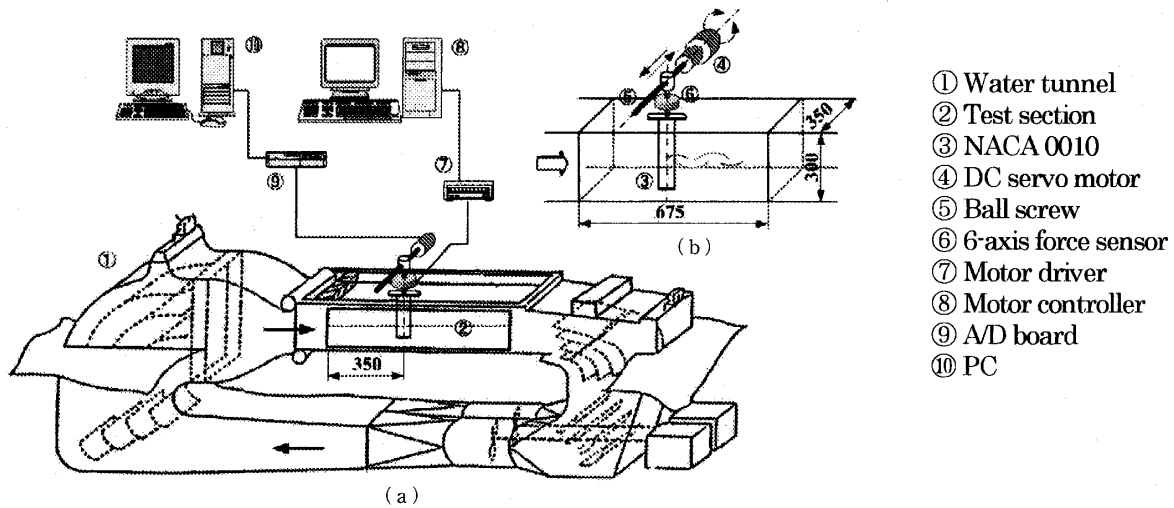


Fig. 1 Experimental apparatus

2. おもな記号

A_h : ヒービング振幅

c : 翼弦長

C_L : 揚力係数

C_T : 推進力係数

C_w : 動力係数

f : ヒービング周波数

F : 平均推進力

$h(t)$: ヒービング変位

k : 無次元振動数 $= \pi fc/U_0$

l : 翼スパン長さ

L : 平均揚力

Re : レイノルズ数 $= U_0 c/\nu$

T : 周期

$X, Y(t)$: x, y 方向の流体力

U_0 : 主流速度

W : 入力平均動力

η : 推進効率

ν : 動粘性係数

ρ : 密度

添字

<>: 位相平均値

-: 1 周期の時間平均値

3. 実験装置および方法

非定常流体力測定の実験装置を図1(a), (b)に示す。図1のように実験装置は回流水槽, 加振装置, 供試翼, および流体力測定装置により構成されている。供試翼は, 翼の位置情報が正確に検出できるロータリ

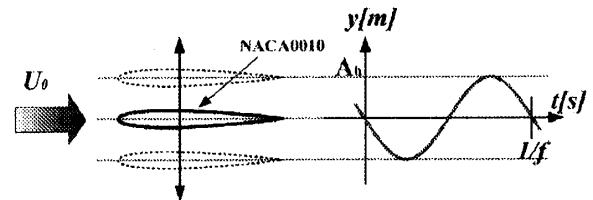


Fig. 2 Trajectory of the heaving airfoil

エンコーダを内蔵した DC サーボモータ (RSA 0711, Dyadic Systems) により加振され, その両者の間に流体力測定用の小形六軸力覚センサが設置されている。サーボモータの回転運動をボールねじを用いて上下並進運動に変えて, 翼にヒービング運動を正弦波運動で与え, 周波数 f と振幅 A_h とはプログラム上で設定することが可能である。図2の実線はサーボモータに $-A_h \sin(2\pi ft)$ により与えたときの翼の変位を示す。

小形六軸力覚センサ (MINI 2/10, BL-AUTOTEC) は x, y, z 方向の力およびモーメントが同時に測定可能である。センサで得られた信号は A-D ボード (PCI-3133, Interface) によりパーソナルコンピュータに取り込まれる。データのサンプリング数は 1s 当たり 2000 個と一定に維持し, そのデータとメーカー指定のキャリブレーションマトリックスを用いて行列演算を行うことにより力のデータを得る。まず, 水中で静止翼に対象となるパラメータでセンサの補正を行った。例えば, 0.0~1.0 kgf 計測範囲のセンサであれば 10 gf ごとに静止荷重をかけ, センサの線形性を補正した。次に, 動特性のチェックは空気中で対象となる周波数と振幅で翼を振動させ, 力とモーメントの計測を行った後, 翼を 90° ずつ回転させ, 同様に計測を行った。その結果, 補正後の理論値と計測値の差は本実

験パラメータにおいて±2%以内だった。

供試翼には翼弦長 $c=0.04, 0.06$ m, 翼スパン長さ $l=0.2$ m の NACA 0010 を用い, 翼の取付角は主流と平行にした。図 1(b) に回流水槽の概略寸法を示す。サーボモータと翼との間に小形六軸力覚センサを設置し, 水面波の影響を抑えるために水面に平板を配置した。これらを含めて, 本実験のパラメータに対する有効アスペクト比を検証する実験を行った結果, 低周波数 (1.0 Hz 以下) の領域では 0.06 m 以下, それ以上の周波数では 0.04 m 以下の翼弦長であれば二次元性が確保されることを確認した。また, 図 1 のように試験流水路幅 0.3 m に対して有効アスペクト比をもつ供試翼を水槽の中心部でヒービング運動させた。ヒービング運動最大振幅は 0.006 m であり, その比が試験流水路幅の ±2% 以下であるため流路壁の影響やテスト部ブロック効果は無視できると考える。

実験では, 供試翼を対象に, 翼弦長基準レイノルズ数 $Re=4000\sim 10000$, 周波数 $f=0.8\sim 5.0$ Hz と振幅 $A_h/c=0.05, 0.1$ と変化させ, 主流速度に対する翼の振動数の比を表す無次元振動数 $k(\pi fc/U_0)$ の範囲は 0.07~0.9 で, ヒービング運動翼に働く推進力, 揚力を測定する。そして, その流水中のデータから翼自身の慣性力データを差引き, 供試翼に働く流体力を求めた。ここで, $X(t), Y(t)$ は x, y 方向の力, T はヒービング周期, $h(t)$ はヒービング変位である。 F, L はそれぞれ周期当たりの $X(t), Y(t)$ の時間平均値, W は平均動力であり,

$$F = -\frac{1}{T} \int_0^T X(t) dt \dots\dots\dots (1)$$

$$L = \frac{1}{T} \int_0^T Y(t) dt \dots\dots\dots (2)$$

$$W = \frac{1}{T} \int_0^T Y(t) \frac{dh(t)}{dt} dt \dots\dots\dots (3)$$

と示され, 時間平均は周波数 $f \times 20$ s 以上の周期を平均化した。また推進力, 揚力および動力係数はそれぞれ次式で表される。

$$\overline{C_T} = \frac{F}{1/2 \rho c l U_0^2} \dots\dots\dots (4)$$

$$\overline{C_L} = \frac{L}{1/2 \rho c l U_0^2} \dots\dots\dots (5)$$

$$\overline{C_w} = \frac{W}{1/2 \rho c l U_0^3} \dots\dots\dots (6)$$

動力の算出はヒービングモータの所要電力を測定する方法も考えられるが, モータの回転運動をヒービング運動へ変換する際, 機械損失が発生し動力を計測しにくくなる。そこで, 供試翼にヒービング運動をさせ, 式(3)のように y 方向の力を直接計測し, 動力を算出

した。これらにより翼運動による推進効率是有効動力に対する推進力の比であるから

$$\eta = \frac{\overline{C_T}}{\overline{C_w}} \dots\dots\dots (7)$$

となる。

4. 実験結果および考察

4.1 非定常推進力および揚力特性

実験装置および方法で述べた実験パラメータに従い流体力測定実験を行った。NACA 0010 における振幅 $A_h/c=0.05$, 周波数 $f=1.0, 2.0, 3.0$ Hz での非定常推進力と揚力の時間的変化をそれぞれ図 3(a), (b) に示す。推進力係数 C_T が正の値なら翼に推進力が働いていることを示し, 負の値なら翼に抗力が働いていることを示す。本研究では二次元翼に働く推進力係数 $C_T [= X(t)/(1/2)\rho c l U_0^2]$ と揚力係数 $C_L [= Y(t)/(1/2)\rho c l U_0^2]$ を用いた。ヒービング周波数は一点鎖線が $f=1.0$ Hz, 破線が $f=2.0$ Hz, 実線が $f=3.0$ Hz を示している。それぞれの周波数は各曲線の山(上死点)

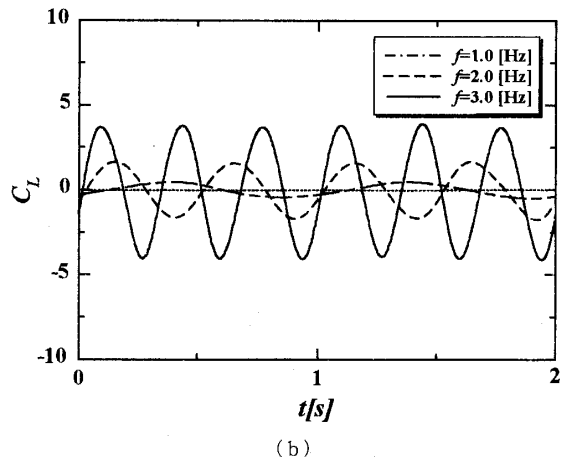
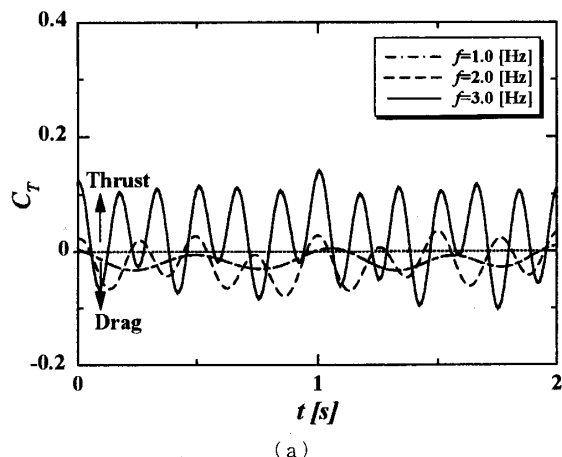
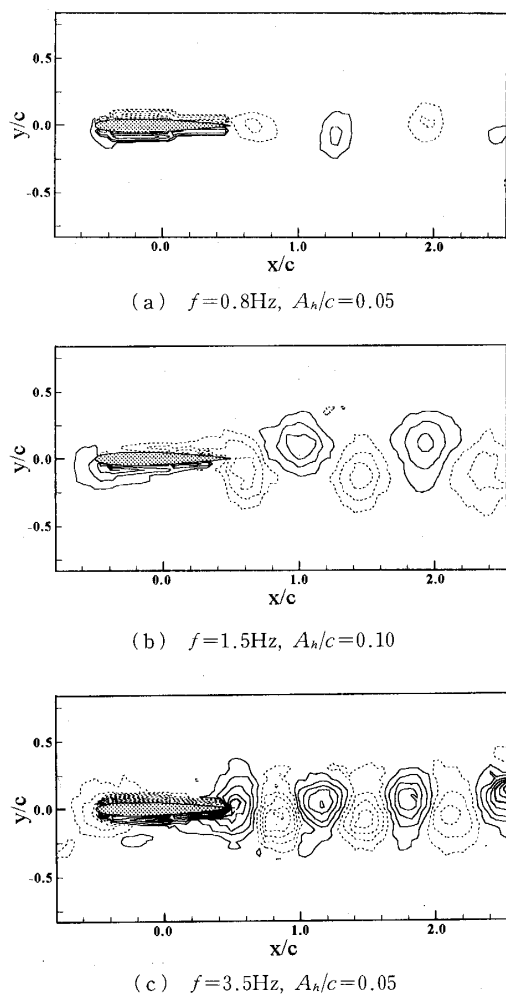
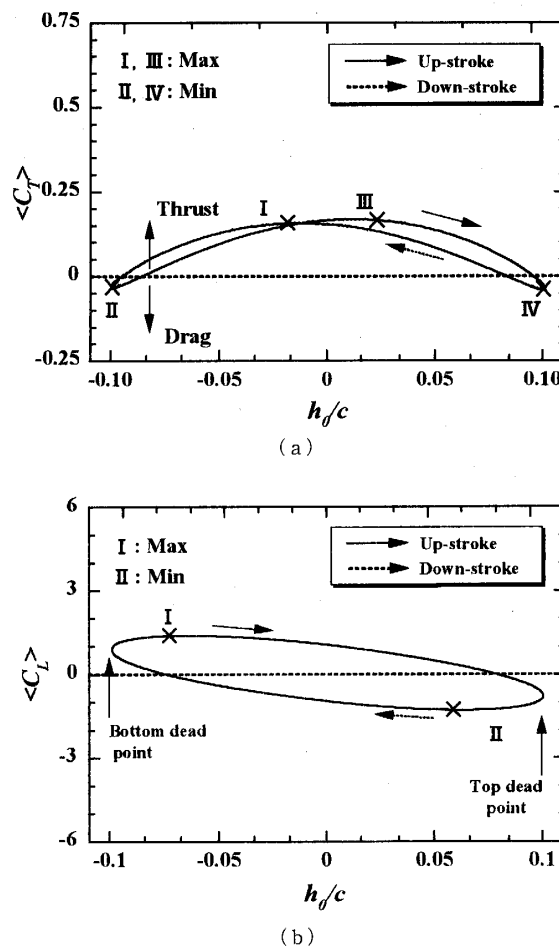


Fig. 3 Time-dependent thrust and lift coefficients for different frequencies ($A_h/c=0.05$)

Fig. 4 Contour plot of the wake vorticity⁽¹³⁾

の数によってわかる。

図3(b)に示した揚力は $C_L=0$ の軸において対称的に変化し、ヒービング運動1周期当たりが発生する非定常揚力は'0'になる。このことは実験データの妥当性を示している。しかしながら、図3(a)の推進力は $C_T=0$ の軸まわりに非対称的に変化し、1周期当たりが発生する非定常推進力は'0'にはならない。これは翼のヒービング運動によって推進力が進行方向に対して振動し、 $C_T=0$ の軸に対して C_T 曲線が周波数の増加とともに上昇し、1周期の平均値が(+), すなわち推力が発生することを示している。図4に、流れ場のPIV可視化実験結果⁽¹³⁾を示す。図4(a)は周波数 $f=0.8\text{Hz}$, 振幅 $A_h/c=0.05$, 図4(b)は周波数 $f=1.5\text{Hz}$, 振幅 $A_h/c=0.1$ の場合であり、それぞれ抗力と推進力が働いたときのヒービング運動翼付近における渦度分布を示している。図4(b)は比較的小さい周波数にもかかわらず、振幅増加の影響で翼後流に逆カルマン渦列を確認できる。すなわち、周波数と振幅の増加によって翼後流の渦構造が変化し、図4(b)のよ

Fig. 5 Hysteresis loop of dynamic thrust and lift coefficients ($f=1.5\text{Hz}$, $A_h/c=0.1$)

うにヒービング運動翼後端において、翼の上面と下面から1周期当たり二つの渦が交互に放出され、下流に進むにつれ逆カルマン渦列を形成している。この渦列は進行方向と反対方向に誘起速度をもつため、その反作用として推進力を働かせている。

また、図3(a), (b)より、すべての周波数において推進力係数 C_T の周期は揚力係数 C_L の周期の1/2倍になっていることがわかる。これより推進力は上下並進運動の両方で発生することがわかる。非定常推進力の値はヒービング周波数に大きく依存し、周波数が増加するほど大きな非定常推進力が得られる。しかしながら、この傾向は抗力成分についても同様となり、ヒービング周波数が大きいほどプロファイル抗力も増加する。

4.2 非定常推進力および揚力のヒステリシスループ
図5(a), (b)は周波数 $f=1.5$, 振幅 $A_h/c=0.1$ でヒービング運動する翼に作用する流体力を位相平均化し求めた非定常推進力 $\langle C_T \rangle$ と揚力 $\langle C_L \rangle$ のヒステリシスループである。これらは20周期分を

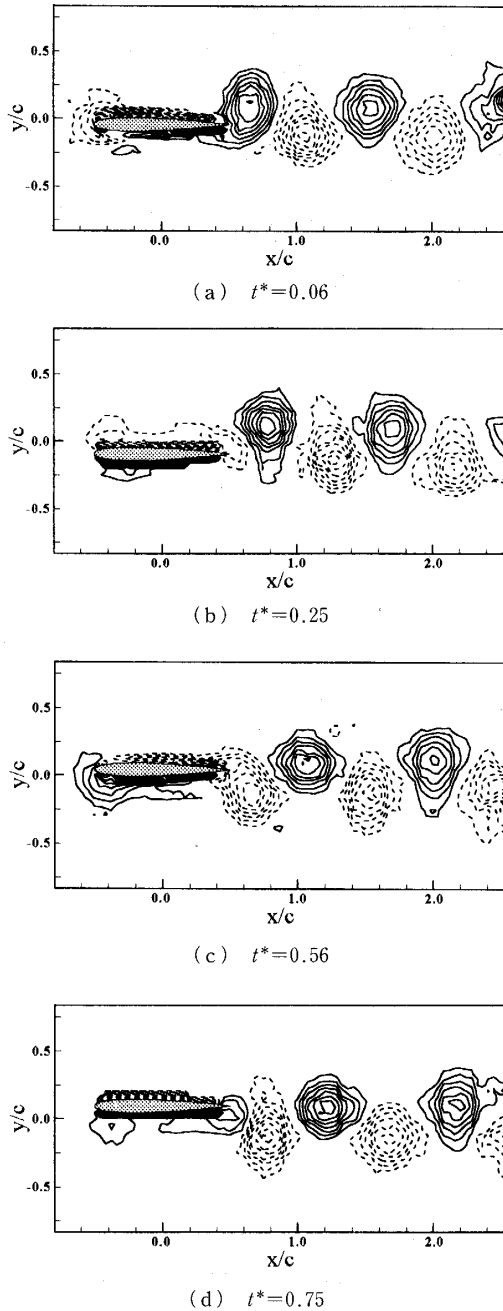


Fig. 6 Phase-averaged vorticity fields [$t^* = t/(1/f)$]⁽¹⁴⁾

1 周期分に位相平均化し求めた。図 5 中の矢印はループの回転方向を、ローマ数字はそれぞれの係数の最大、最小点を示す。ヒービング運動翼の上死点から下死点 [図 5(b) 参照] への動きをダウンストローク、下死点から上死点への動きをアップストロークとする。図 5(a) では、非定常推進力はポイント I と II の間で減少、ポイント II と III の間で増加、再びポイント III と IV の間で減少し、ポイント IV と I の間で増加するパターンを繰り返す、'∞' 記号形のヒステリシスループになる。しかしながら、図 5(b) の揚力の場合、ヒービング 1 周期当たりが発生する非定常揚力は一つの円形のヒ

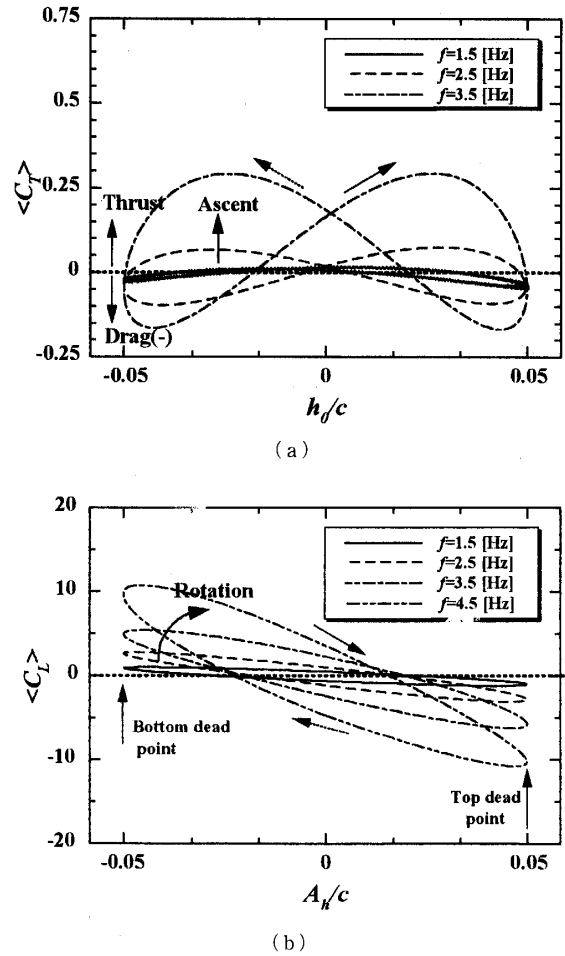


Fig. 7 Hysteresis loops of dynamic thrust and lift coefficients of various frequencies ($A_h/c = 0.05$)

ステリシスループになっている。上死点直後と下死点直後に各 1 回の最小点(II)と最大点(I)が得られ、ポイント I と II の間で増減を繰り返す。

図 6 は図 5 と同一パラメータにおける PIV 実験から得られた位相平均した渦度分布である。図 6 では実線が反時計回り、破線が時計回りの渦を示している。渦度の最大値は $\pm 0.02 \text{ s}^{-1}$ 、等渦度線の間隔は 0.002 s^{-1} である。ヒービング運動翼付近における渦構造の変化は時間 (t^*) の経過とともに、渦列が進行方向と反対方向に誘起速度をもつ逆カルマン形の渦列になっている。

推進力測定結果と可視化実験結果を比較すると、ダウンストローク時には最大・最小点 [図 5(a) I, II は図 6(a), (b) に対応] が、アップストローク時にも最大・最小点 [図 5(a) III, IV は図 6(c), (d) に対応] が存在することから、ヒービング運動 1 周期において推進力は各 2 回の最大点と最小点を経過する。すなわち、アップ・ダウンストローク時のそれぞれにおいて、翼後縁から後流へ渦が放出されようとするとき

に推進力は最大となり、放出された直後に最小になる。

図7(a), (b)に、ヒービング振幅 $A_h/c=0.05$ で周波数 f 1.5 Hz から 4.5 Hz まで変化させたとき、ヒービング翼に作用する非定常推進力と揚力のヒステリシスループ変化をそれぞれ示す。図7(a)のヒービング周波数が 1.5 Hz の場合、ヒービング変位が上死点および下死点から零に向かう過程で抗力が発生し、零から上・下死点に向かう過程でわずかに推進力が発生し、 $\langle C_T \rangle = 0$ 付近において抗力と推進力が '∞' 記号の形を描きながら交互に発生する。これは翼周りの流れがヒービング運動によって周期的に変化し、循環の非定常変化に伴って、翼の後流も変化するためである。すなわち、図6(b), (d)のように翼が循環を獲得するときには抗力を、図6(a), (c)のようにその循環を減らしそれを後流に放出しているときには推進力を発生し、1周期ごとに2組の渦対が形成するためである。しかし、1周期の平均値を考えるとまだ負の値となっている。

図7(a)の周波数が 25 Hz の場合、ヒステリシスループは 1.5 Hz と似た形状となるがループが大きくなり、その非定常推進力は少し増加する。ヒステリシスループは 1.5 Hz の場合と同様に零付近を '∞' 記号を描きながら変動し、1周期分の推進力の平均値はほぼ零になる。また、図5(a)および図7(a)におけるヒステリシスループを比較することにより、同じ周波数 1.5 Hz に対して振幅 A_h/c が増加すると推進力係数も増加することがわかる。これは図4(b)のようにヒービング周波数と振幅の増加によって翼後流における過度が図4(a)よりも強くなり、進行方向の成分が増加するためである。

ヒービング周波数がさらに増加した 3.5 Hz の場合、ヒービング変位が上・下死点から零に向かう過程において抗力が生じているが、振幅が零から上・下死点に向かう過程においては抗力に勝る推進力を発生する。このようにヒービング1周期当たりの非定常推進翼は正負方向に交互に発生しているが、翼には1周期の平均値として正の力が働いていることがわかる。これは図4(c)に示したように、ヒービング周波数が増加することによって、渦列が進行方向と反対方向に誘起速度をもつ逆カルマン形の渦列になり、その反作用として推進力の成分がより増加するためである。

図7(b)の場合、揚力がアップストローク時に減少、ダウンストローク時に増加する傾向はどの周波数条件の場合も同様であるが、ヒービング周波数の増加によって揚力係数が増加するためループの面積が大きくな

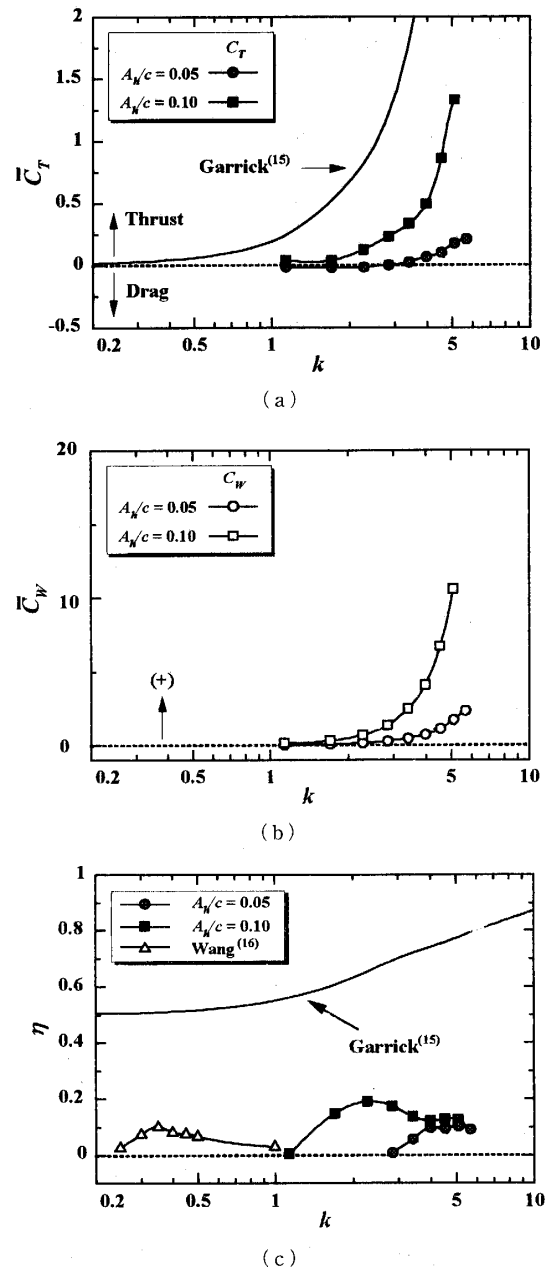


Fig. 8 Thrust, power coefficients and efficiency

り、またループが時計回転方向に回転する。しかし、全振幅の平均値はつねに零を維持している。

4.3 揚力係数と推進効率 図8(a), (b)は無次元振動数に対する推進力係数 \bar{C}_T と動力係数 \bar{C}_W の変化を示す。無次元振動数 k の増加とともに推進力および動力は徐々に大きくなっている。図8(a)の実線は板の $A_h/c=0.1$ における Garrick⁽¹⁵⁾ の二次元振動翼理論による結果であり、この理論と著者らの実験結果を比較すると、無次元振動数 k の増加とともに両者の推進力係数 \bar{C}_T の差が大きくなる。これは板に対する二次元振動翼理論では後流渦が直線上に分布する仮定があるのに対して、実際の流れでは無次元振動数が

大きくなることにより後流渦がこの仮定から外れた渦列を形成することによると考えられる。図8(a)における抗力から推進力に遷移する臨界点は $A_h/c=0.05$ の場合、 $k=2.8$ 付近に存在する。このことにより、無次元振動数が小さい場合、推進力を発生させることは困難であり、これは図7(a)の低振動数におけるヒステリシスループの平均値が抗力を示したことから明らかである。

図8(c)は無次元振動数 k に対する推進効率の変化を示す。本実験では、無次元振動数 k の増加によって推進力が正になることで、推進効率は一端増加するが、無次元振動数 k がさらに大きくなると、推進効率も徐々に減少していくことがわかる。実線は Garrick⁽¹⁵⁾ の理想的な条件における二次元線形振動翼理論による結果であり、比較的の高い効率を示している。また、Wang⁽¹⁶⁾ は厚さ比 0.125 のだ円形翼に対して二次元数値計算で非定常力を計算し、約 10% 程度の効率を得た。しかし、本実験で用いた供試翼では Wang の実験結果より高い無次元振動数の領域で、ヒービング振幅の増加により推進力が大きくなる傾向が現れ、その最大効率は約 20% 程度である。本研究では著者らはヒービング運動のみによる振動翼機構を解明したが、より高い効率を獲得するためには、ピッチング運動との組合せ等を含め今後さらに詳細な検討が必要である。

5. 結 言

NACA 0010 の供試翼を対象に、ヒービング運動翼に働く推進力、揚力を回流水槽、小形六軸力覚センサを用いて測定した。その結果、以下のことが明らかになった。

- (1) 推進力係数の周期は揚力係数の 1/2 倍であ

り、非定常推進力の場合には '∞' 記号形のヒステリシスループ、非定常揚力の場合には一つのだ円形のヒステリシスループが得られた。

- (2) 推進力の場合、最小点は上死点および下死点の直後に、最大点は上死点および下死点直前に得られ、揚力の場合、最小点は上死点直後、最大点は下死点直後に得られた。

- (3) 推進効率は無次元振動数と振幅の増加とともに高くなり、最高効率として約 20% を得た。

文 献

- (1) von Kármán, T. and Burgers, J. M., *General Aerodynamic Theory-Perfect Fluids*, (1935), 308, Berlin-Springer.
- (2) Wu, T. Y., *J. Fluid Mech.*, **46** (1971), 337-355.
- (3) Triantafyllou, G. S., Triantafyllou, M. S. and Grosenbaugh, M. A., *Phys. Fluids*, **A3-12** (1991), 2835-2837.
- (4) 川畑誠二・正司秀信, ターボ機械, **27-11** (1999), 694-702.
- (5) 瀧脇正樹・田中和博・田中博喜, 機論, **65-634, B** (1999), 1970-1997.
- (6) Ho, C. M. and Tai, Y. C., *J. Fluid Mech.*, **30** (1978), 579-612.
- (7) Shyy, W. and Smith, R. W., *AIAA Paper*, No. 97-1933 (1997).
- (8) Theodorsen, T., *NACA tech. Rep.*, 496 (1935).
- (9) von Kármán, T. and Sears, W. R., *J. Aeronaut. Sci.*, **8** (1938), 379-390.
- (10) Koochesfahani, M. M., *AIAA J.*, **27-9** (1989), 1200-1205.
- (11) Jones, K. D., Dohring, C. M. and Platzer, M. F., *AIAA J.*, **36-7** (1998), 1241-1246.
- (12) Lai, J. C. S. and Platzer, M. F., *AIAA J.*, **37-12** (1999), 1529-1537.
- (13) Yang, C. J., Fuchiwaki, M., Tanaka, K. and Lee, Y. H., *Proc. 5th JSME-KSME Fluids Eng. Conf.*, (2002), 126.
- (14) 梁昌照・瀧脇正樹・田中和博, 鹿児島地方講演会論文集, (2003), 406.
- (15) Garrick, I. E., *NACA Rep.*, 567, (1936).
- (16) Wang, Z. J., *J. Fluid Mech.*, **410** (2000), 323-341.