

位相平均 PIV を用いたサイクロイダルプロペラ周りの流動場計測

Flow Measurement around a Cycloidal Propeller Using Phase-Averaged PIV

80816627 中家有基 (Yuki Nakaie) Supervisor : 菱田公一 (Koichi Hishida)

1. 結論

サイクロイダルプロペラは回転中に各翼の迎角を周期的に変化させることにより、任意の方位に推力を発生させることができる推進装置である。主に船舶分野で用いられてきたが、MAV や飛行船など、飛行体への適用が現在検討されている^[1]。しかし浮上のために必要な力を発生できる機構の開発が課題となり、自律飛行に成功した例は報告されていない。このプロペラ周りの流動場が把握されれば、高揚力装置の装備などによる改良が期待されるが、過去の研究は推力の計測に着目したものが多く^[2]、流動構造に関しては十分な知見が得られていない。

本研究ではサイクロイダルプロペラ周りの詳細な流動構造を検証することを目的とし、プロペラの各位相における流動場計測を行うための位相平均 PIV システムを構築した。またプロペラのパラメータの変化が流動場に与える影響を評価した。

2. サイクロイダルプロペラの作動原理

サイクロイダルプロペラの作動原理図を Fig. 2(a) に示す。図中の実線は翼前縁が描く円軌道、破線は翼後縁の円軌道を表し、各軌道の中心を O_r および O_e とする。二つの円軌道が同心円となる場合 ($O_r=O_e$)、翼の迎角は常に一定となる。このとき各翼に働く流体力は互いに打ち消しあい、力は発生しない。しかし Fig. 2(a) のように O_e を O_r から偏心させると、翼の迎角はプロペラの回転とともに変化する。このとき各翼に働く力の合力は 0 にならないため、プロペラ全体で力を発生させることができる。

3. 実験モデル

Fig. 2(b) にサイクロイダルプロペラの設計パラメータを示す。本研究のモデルは翼幅 $b=0.190$ m、翼弦長 $c=0.045$ m の NACA0012 翼を 1-4 枚まで装着することができる。翼前縁は長さ $l_r=0.130$ m のリンクにより回転軸 O_r に接続されており、後縁は半径 $l_e=0.135$ m の円形ガイドに沿って回転するようになっている。したがって前縁および後縁の回転半径はそれぞれ 0.130 m、0.135 m となる。回転軸 O_r とガイドの中心 O_e の偏心距離 e は 0-0.030 m まで調節可能である。Fig. 3 に本研究で用いた実験モデルの位相角 θ と迎角 α の関係を示した。揚力発生時の流れを計測するため、偏心角度 θ_p は 110 deg. とした。

4. システム概要および実験条件

本研究で構築した位相平均 PIV システムの概要図を Fig. 4(a) に示す。風洞測定部にステッピングモータ (Oriental Motor 社, PK268-02A) に接続された実験モデルを設置し、主流は $U_0=0.5$ m/s とした。Nd:YAG レーザは New Wave Research 社の Gemini-PIV 30 Hz (波長 532 nm)、CCD カメラは Imperx 社の IPX-2M30-LM (1600 pixel \times 1200 pixel, 12 bit) を使用した。レーザシートをモデル上方より照射すると各翼の下方に影領域が現れる。そこで測定部の床面に鏡を設置し、レーザシートを反射させ、撮像領域全体の計測を可能にした。本研究では、まずプロペラ全体の流動場検証のために撮像領域を $-184 \leq x$ [mm] ≤ 184 , $-280 \leq y$ [mm] ≤ 200 とした。次に撮像領域の大きさを 207

mm \times 276 mm とし、各翼周りの計測を行った。座標軸はプロペラの回転軸 O_r を原点とし、主流と垂直方向(上向き)に X 軸、主流と逆方向に Y 軸、翼幅方向に Z 軸をとった。Fig. 4(b) に計測の流れを示す。ロータリーエンコーダ (Nemicon 社, HES-036-2M, 360 pulse/rev) の Z 信号をパルスジェネレータへの外部トリガとして利用することにより、プロペラの回転角 θ とレーザとカメラを同期させた。なお Re 数は $Re = cv_0/\nu = 4.1 \times 10^3$ である ($f=5$ rps)。 v_0 [m/s] はプロペラの回転速度であり、 $v_w = 2\pi f$ より求められる。その他の条件は Table 1 に示した。

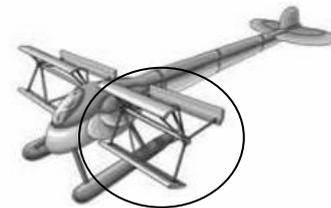


Fig. 1. Schematic of a "cycloidal-propellered" aircraft^[1].

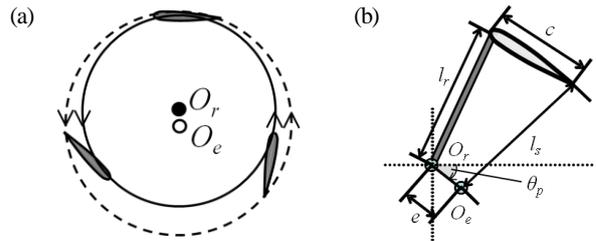


Fig. 2. The (a) operating principle and (b) design parameters of the cycloidal propeller.

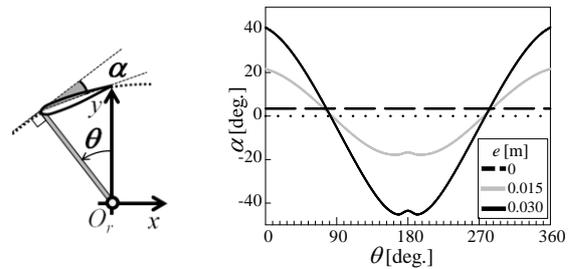


Fig. 3. Plot of AOA α against phase angle θ .

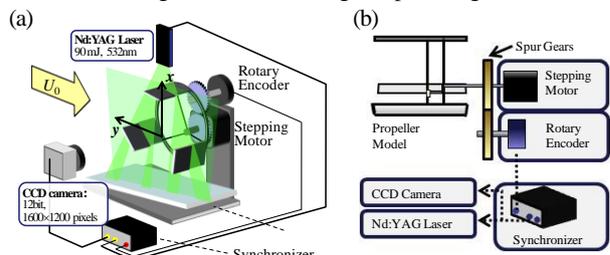


Fig. 4. (a) Experimental apparatus and (b) data acquisition procedure.

Table 1. Experimental conditions.

| | |
|--|--------------|
| Number of Airfoils n | 1-4 |
| Eccentric Distance e [m] | 0.015, 0.030 |
| Rotational Frequency f [rps] | 2.5, 5.0 |
| Angle of Measurement θ_m [deg.] | 0-300 |

5. 各位相における流動場評価

回転翼機の周りでは、揚力発生に伴い下降流が生じ、この流れのことを「吹き下ろし」や「ダウンウォッシュ」と呼ぶ。Fig. 5は $n=3$, $e=0.015$, $f=2.5$ のときのY方向流速分布を示しており(図中の矢印はプロペラの回転方向を示す)、サイクロイダルプロペラ周りにおいても同様の吹き下ろし現象を捉えることができた。また $180 \leq \theta [\text{deg.}] \leq 240$ の間では翼からの渦放出が確認され、プロペラ周りの流れは、失速や再付着が周期的に起こる複雑な構造を有していることがわかる。

6. プロペラのパラメータが流動場に与える影響の評価

6.1 評価手法

プロペラの回転周波数 f 、偏心距離 e 、翼枚数 n の増加はいずれも揚力の増大につながる^{[1][2]}。本研究では、これらのパラメータの変化が吹き下ろしの形成に与える影響を検証した。

まずFig. 6のように、半径 $l_p=160$ mmの円をプロペラの回転面 P として設定し、 P 上の点 $p(\varphi)$ において、 P に対して垂直な速度成分 U_p を平均流速分布(U_{ave} , V_{ave})より求めた。そしてそのY方向成分である $U_p \cos \varphi$ を吹き下ろしの強さを表す指標として用いた。なお U_p は回転面に流入する方向を正とした。Fig.7(a)-(c)に $U_p \cos \varphi$ の計算結果を示す。

6.2 回転周波数

回転周波数を2.5, 5.0 rpsとしたときの比較をFig. 7(a)に示す($n=4$, $e=0.015$)。回転周波数が2倍になったことにより、 $90 \leq \varphi [\text{deg.}] \leq 220$ の範囲で吹き下ろしが強くなることが確認された。また $\varphi [\text{deg.}] = 180$ 付近でその増大量が最大となる。

6.3 偏心距離

Fig. 7(b)に $e=0.015$, 0.030としたときの結果を示す($n=3$, $f=5.0$)。 e の増加の影響が顕著に現れたのはプロペラの下方部分で、 $90 \leq \varphi [\text{deg.}] \leq 190$ では吹き下ろしが強くなるのに対し、 $190 \leq \varphi [\text{deg.}] \leq 220$ では弱くなることが確認された。 $90 \leq \varphi [\text{deg.}] \leq 270$ の範囲では e の増加により迎角が負に増大し、翼が失速する。それに伴いFig. 5(a)のように渦が放出されるが、この渦が周囲流体を巻き込むためFig. 7(b)のような分布になると考えられる。

6.4 翼枚数

Fig. 7(c)に翼枚数を1-4枚としたときの結果を示す($e=0.015$, $f=5.0$)。 $90 \leq \varphi [\text{deg.}] \leq 270$ の範囲では、翼枚数の増加とともに吹き下ろしも強くなるが、その増加傾向は鈍ることがわかった。

7. 結論

サイクロイダルプロペラ周りの流れの評価を行うことを目的とし、任意のプロペラ位相角における流動場の計測が可能な位相平均PIVシステムを構築した。実験結果より、プロペラの翼周りでは剥離や再付着が周期的に生じていることがわかった。また回転周波数・偏心距離・翼枚数の変化が流動構造に与える影響を検証したところ、これらのパラメータの変化はプロペラ下方の吹き下ろし速度を増加させることが確認された。

参考文献

- [1] Tanaka K. et al., *IEEE/ASME Trans. on Mech.*, **12**(5), 565-570, 2007.
- [2] Yun C.Y. et al., *AHS 60th Annual Forum Proc.*, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.

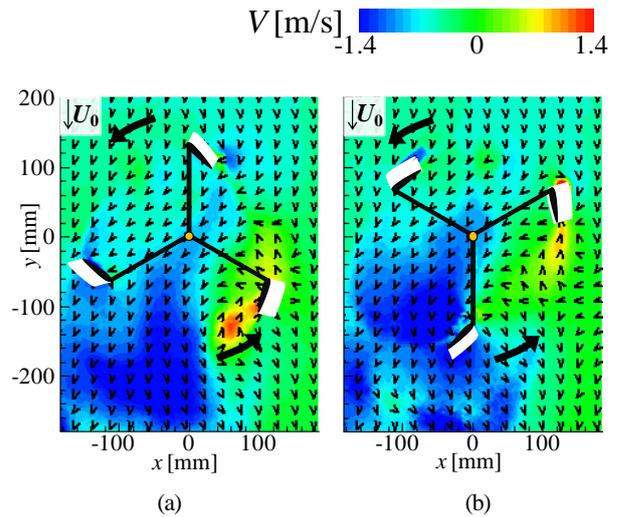


Fig. 5. Profiles of Y-component velocity V at (a) $\theta_m = 0 [\text{deg.}]$ and (b) $60 [\text{deg.}]$.

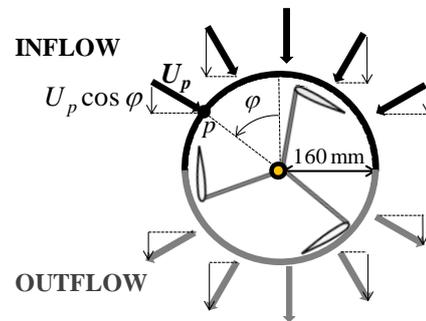


Fig. 6. Illustration of trajectory setting for downwash evaluation.

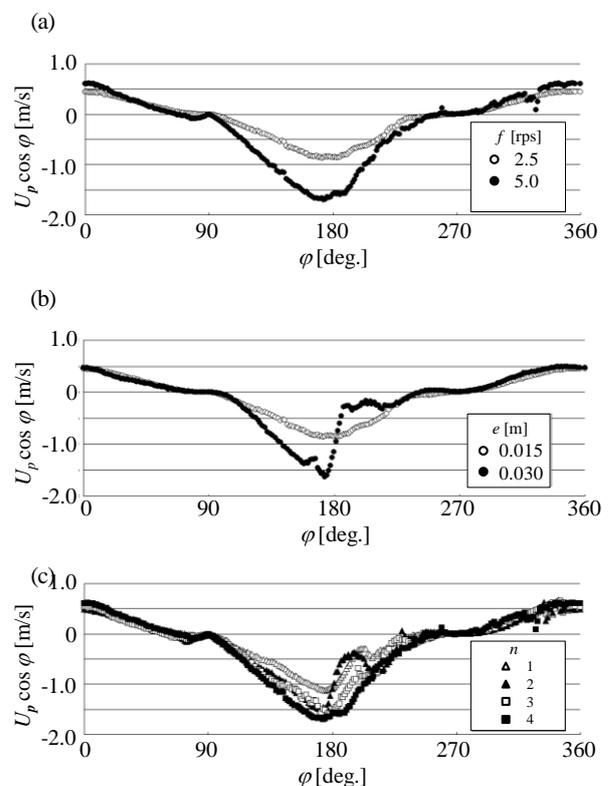


Fig. 7. The effect of (a) rotational frequency f , (b) eccentric distance e and (c) wing number n on the flow field.