

ドローン用ロータブレードの翼端渦位置の推定式の決定

航空・ガスタービン研究室 1170098 中地 愛香

1. 緒言

ドローンの研究は制御が主な対象であったが、ここ数年で観測や撮影、輸送と多岐に渡り使用されるようになり、飛行時間と積載重量の増加が求められている。この要求に応えるにはバッテリー容量の向上、モータの重量あたり出力の向上ばかりでなく、ロータの効率の向上も有効である。しかし、ロータブレードの最適設計法は未だ確立されていない現状にある。

既に確立されているプロペラの最適設計法⁽¹⁾では最適設計するためにプロペラが放出する螺旋形状の後流渦モデルが必要である。プロペラでは誘導速度が機体前進速度よりも十分小さい、すなわち誘導速度を無視できると仮定（凍結場の仮定）した条件で螺旋渦モデルの計算を行っている。しかし、ロータにおいては機体前進速度が0（ホバリング時）であるためにこの方法を適用することができない。したがって、ロータから放出される後流渦モデルを決定する方法を構築する必要がある。

本研究では、ロータから放出される後流渦モデルを決定するために、シミュレーションにより翼端渦位置の推定を行う。さらに翼端渦の半径方向と軸方向位置をそれぞれ推力係数とレイノルズ数の関数として設定し、カーブフィッティングを行うことで近似式を算出し、翼端渦位置の推定式を決定することを目的とする。

2. 過去の研究

2.1 単純運動量理論

ロータ設計に用いる妥当な後流モデルとして単純運動量理論⁽²⁾を用いた簡易モデルが考えられる。図1に示すようにプロペラを面積 S の一つの作動円盤と仮定する。得られる放出渦の螺旋ピッチは一定であり、渦収縮による直径変化までは求めることができないため、渦収縮は考慮せずに直径はロータ直径として一定としたモデルが妥当である。

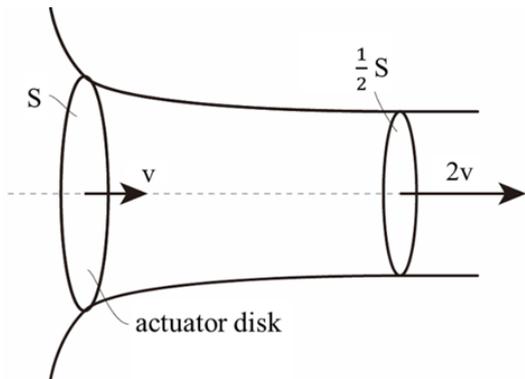


Fig.1 Flow through actuator disk by simple momentum theory.

2.2 ヘリコプタ用ロータブレード実験

Kocurek⁽³⁾は翼端渦位置の測定及び数値シミュレーションを行い、翼端渦の軸方向位置 z_t 及び半径方向位置 r を以下の式で示した。

$$z_t/R = k_1\psi_w \quad \text{for } 0 \leq \psi_w \leq \psi_b, \quad \psi_b \equiv \frac{2\pi}{b} \quad (1)$$

$$z_t/R = z_t\psi_b + k_2(\psi_w - \psi_b) \quad \psi_b \leq \psi_w \leq 4\psi_b \quad (2)$$

$$r/R = A + (1-A)e^{-\lambda\psi_w} \quad 0 \leq \psi_w \leq 4\psi_b \quad (3)$$

ここで、 R はブレード半径、 ψ_w はブレードから見た方位角、 b はブレード枚数である。結果例を図2に示す。

この実験ではヘリコプタ用の矩形翼が使用され、 C_T は0.016以下とドローン用ロータに対して非常に小さい。また、実験からは5個目の渦の位置が不確定であり、5個目の渦までは収縮、それ以降は拡張することがわかっている。

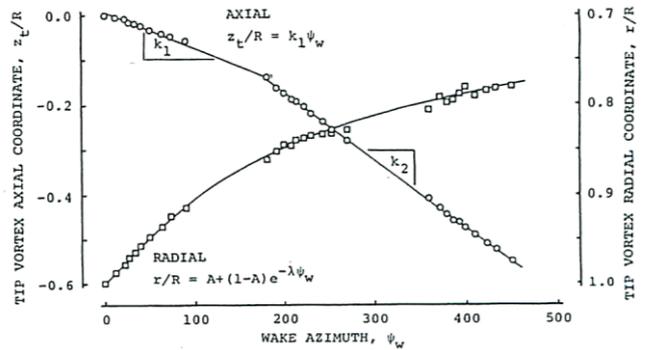


Fig.2 Relationship between azimuth angle and tip vortex position.

3. 翼端渦シミュレータ

3.1 計算結果

翼端渦シミュレータ(JAXA SimVortex©)を用いて翼端渦位置・内部渦位置のデータを取得する。このシミュレータでのロータは现阶段の最適化形状のブレード2枚であり、放出された翼端渦は、自己が誘導する移動速度(Saffmanの式)、及び他の渦が誘導する移動速度の和の速度で移動する。

計算されたある時間での結果例を図3に示す。このとき、推力係数 C_T は0.08、ロータ直径 D は0.3m、回転数 n は6000rpm、渦動粘性係数 ν は $1.8 \times 10^5 \text{ m}^2/\text{s}$ を条件とした。

翼端渦・内部渦は 180° 毎に表示し、時間とともに更新され、図の下方方向に流れて進む。翼端渦の5番目以降の位置は不安定となった。また、パーティクルは単に流れに乗って移動するだけの粒子であり、ロールアップ及び内部の流れの速さを見るために用いている。中央を占める全体数の75%のパーティクルの平均高さを内部渦の軸方向位置と考える。

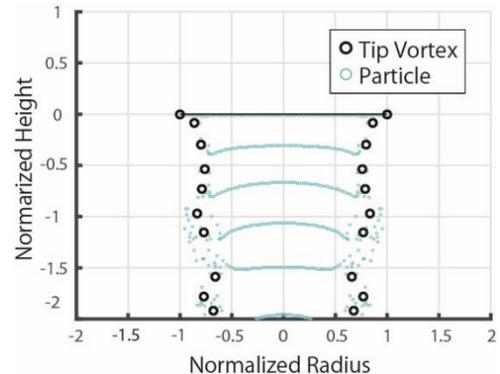


Fig.3 Tip vortex and particle position by simulation.

4. 近似式の導出

4.1 計算ケース

シミュレーションを行うケースを表1に示す. それぞれのケースについて推力係数 C_T は0.03から0.01刻みで0.1まで計算し, 全部で56通りのシミュレーションを行い, データを取得する. また実際のドローンの推力係数は0.08程度である.

Table 1 Calculation case.

	Diameter	Rotation speed	Kinematic viscosity coefficient
CaseA	0.45 m	8000 rpm	$1.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
CaseB	0.35 m	8000 rpm	$1.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
CaseC	0.25 m	8000 rpm	$1.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
CaseD	0.45 m	6000 rpm	$1.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
CaseE	0.45 m	4000 rpm	$1.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
CaseF	0.45 m	8000 rpm	$3.6 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
CaseG	0.45 m	8000 rpm	$5.4 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

4.2 近似方法

CaseA, 推力係数 C_T が0.08の条件でのシミュレーション結果から方位角と翼端渦・内部渦の位置関係を表したプロット例を図4に示す. このとき, 流れが安定した後の71個の渦データを取り, それぞれが1番目から5番目の渦になるまで(方位角が0度から720度)のデータを使用した. この図から, 翼端渦の半径方向位置は指数関数, 翼端渦・内部渦の軸方向位置は一次関数で近似できると考えた. これより, 翼端渦の半径方向位置は,

$$r/R = A + (1-A)e^{-\lambda\psi} \quad (0^\circ \leq \psi \leq 720^\circ) \quad (4)$$

翼端渦の軸方向位置は,

$$z/R = a_1\psi \quad (0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ) \quad (5)$$

$$z/R = b_0 + b_1\psi \quad (180^\circ \leq \psi \leq 720^\circ) \quad (6)$$

内部渦の軸方向位置は,

$$z/R = c_1\psi \quad (0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ) \quad (7)$$

$$z/R = d_0 + d_1\psi \quad (180^\circ \leq \psi \leq 720^\circ) \quad (8)$$

と与えた. R はロータ半径であり無次元化した距離である.

翼端渦・内部渦の位置を最小二乗法を用いて, (4)式~(8)式に示した式で71個まとめてカーブフィッティングを行った. この結果, 得た関数を図4の黒色の実線で表した.

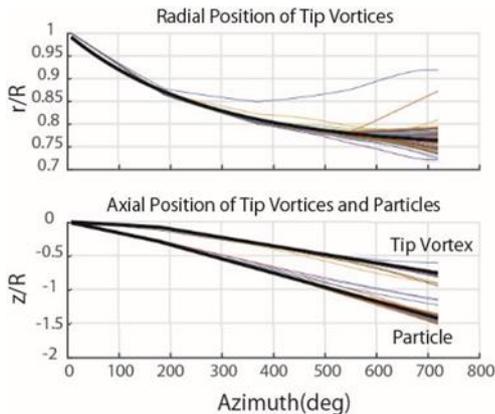


Fig.4 Relationship between azimuth angle and tip vortex or inner vortex position. (CaseA, $C_T = 0.08$)

4.3 カーブフィッティング結果

4.1節の方法で56ケース全てのカーブフィッティングを行い, 係数 $A, \lambda, a_1, b_0, b_1, c_1, d_0, d_1$ を得ることができる. 例として係数 A の結果を図5に示す. これらの係数を整理し, 係数を決定することで得られた近似式を翼端渦・内部渦の推定式とする.

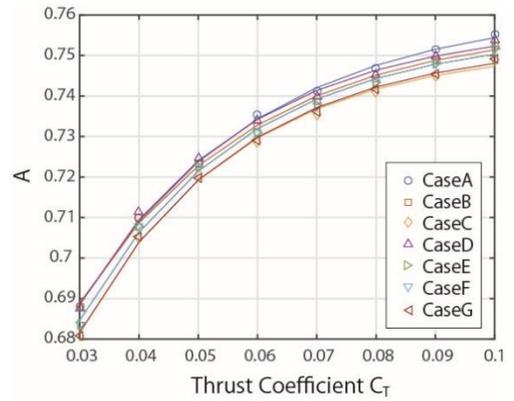


Fig.5 Coefficient A.

5. 推定式の利用

4.2節から得られた係数を用いて推定式の計算を行った. 計算結果例を図6に示す. このとき, 計算条件は3.1節と同様に入力した. このように, 導出した推定式の計算を行うと翼端渦シミュレーションの計算と同様の結果が得られ, シミュレーションを行わず初等関数で直ちに放出渦の位置を決定することが可能になる. この推定式を利用すると, 原田の渦法⁽¹⁾の簡便さを損なうことなく正確な放出渦を用いることが可能になる.

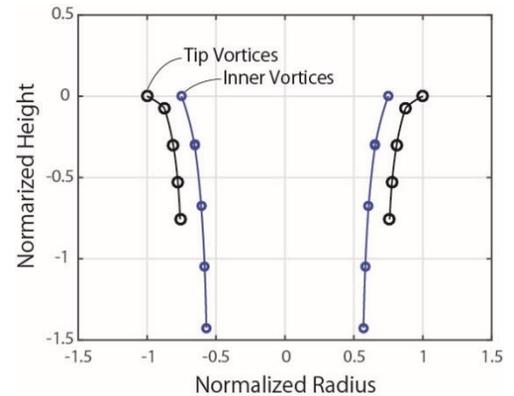


Fig.6 Tip vortex and particle position by estimated expression.

6. 結言

シミュレーションから得られた翼端渦・内部渦の位置グラフからカーブフィッティングを行い, 係数を求めていくことで推力係数とレイノルズ数の関数として翼端渦・内部渦位置の推定式を導出した. この推定式は簡便であり, シミュレーションを行わずに翼端渦・内部渦の位置を決定することができる. 本式で決定された翼端渦・内部渦の位置に従って後流渦の螺旋形状を決定し, 原田の渦法と併せて使用することにより, ドローン用の最適なロータを決定することが可能になる.

今後, 上記方法を用いて設計したブレードを製作し, その翼端渦・内部渦位置の計測を行うことで推定式の精度を検証する予定である.

文献

- (1) 原田正志: 低レイノルズ数プロペラの設計法, JAXA, RR-06-032, 2007.
- (2) 山名正夫, 中口博: 飛行機設計論, 養賢堂, 1968, pp.181-183.
- (3) Kocurek, J. D., Tangler, J. L.: A Prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis, J. of the American Helicopter Society, 22(1), 1997.