

1C04 翼端渦の解像度向上による Actuator Line Model の空気力予測精度改善

○藤原啓明、川崎達輝、玉置義治、今村太郎（東京大学）

Improving the Aerodynamic Prediction Accuracy of the Actuator Line Model through Enhanced Tip-Vortex Resolution
Hiroaki Fujiwara, Tatsuki Kawasaki, Yoshiharu Tamaki, Taro Imamura (The University of Tokyo)

Key Words : CFD, Unsteady Flow, Wind Mill

Abstract

The Actuator Line Model (ALM) replaces rotating blades with a set of span-wise aligned point sources, but the conventional 3-D Gaussian mollifier tends to over-smear tip vortices. We therefore adopt Actuator Curve Embedding (ACE)—a line-embedding formulation that applies a two-dimensional Gaussian only in the chord-thickness plane and omits any span-wise Gaussian smoothing, removing the principal source of over-smearing while retaining numerical stability. Several in-plane kernel width prescriptions ranging from span adaptive elliptical shapes to uniform constants were tested on fixed- and rotating-wing configurations and benchmarked against lifting-line theory and blade-resolved simulations. Across all cases, ACE sharpened tip-vortex cores and improved sectional-lift predictions. Narrow, span-adaptive kernels offered the highest spatial accuracy but introduced low-amplitude temporal oscillations in blade loads, whereas wider uniform kernels reduced those oscillations at the expense of a mild loss in fidelity. These results outline practical guidelines for choosing an ACE kernel width that balances load accuracy against acceptable oscillation levels in ALM.

1. 序論

近年、モータとバッテリーによって複数のロータを回転させて飛行するマルチロータ型の無人航空機 (UAV) や e-VTOL の開発が急速に進展している。このような航空機では、ロータ間およびロータと胴体間の複雑な空力干渉が航空機の性能および発生する騒音に大きな影響を与える。したがって、設計初期段階から当該航空機の流れ場を予測するシミュレーション技術が重要である[1]。

ロータと共に回転するメッシュを生成し、Computational Fluid Dynamics (CFD) を用いて直接計算を行う手法は、ロータ形状を忠実に再現し、流れの非定常性を評価できる。しかし、特にマルチロータ型の航空機において、各ロータ周辺にメッシュを生成し、ブレード解像度を持つ直接計算を実施すると計算コストが著しく増大する[2]。したがって、設計初期段階で繰返し解析を行うことは困難である。

計算コストを低減するため、ロータのモデリングが有効である。Actuator Disk Model (ADM) [3–5] は、ロータをブレード掃過面と同じ面積の円盤として扱い、ブレードが流体に及ぼす力を円盤上のソース項として空間上に分布させるモデルである。円盤上に分布する力は一様分布または円盤半径方向に沿った分布となるため、ロータ回転に伴う後流の非定常性を解析できない。

流れの非定常性を評価可能なモデルとして、Sørensen and Shen[6] は Actuator Line Model (ALM) を提案した。ALM は、ロータが流体に及ぼす力を、ブレードのスパン長方向に線状に配置した仮想的な力の点 (Point Source) の集合として置換し、Navier-Stokes 方程式のソース項に追加する手法である。各 Point Source では、空間上に力を分布する際に、数値安定性を確保するため分布関数による空間的な平滑化が施される。ALM では、毎時刻ごとにソース項に加えた Point Source の位置を移動させることでブレード回転を再現し、座標系や格子系の回転を不要とする。また、ブレード形状を再現するために細密な格子を必要としないため、従来のブレード解像度を持つ直接計算と比較してメッシュ数を大幅に削減可能であり、計算コストを低く抑えられる。

ALM では、翼型断面の空力データを事前に与え、局所迎角から得られる空力係数に動圧および翼弦長を乗じて断面位置での力を算出する。したがって、Point Source に適切に力を付与するためには、ブレード上の有効迎角を正しく推定することが重要である。一般に、局所迎角は各 Point Source 配置座標における速度ベクトルから計算されるが、この手法はブレード先端付近で局所迎角を過大評価する傾向があることが広く知られている[7–11]。

この過大評価を抑制するため、Dag and Sørensen[7]は、後流渦を螺旋状の渦シートとしてモデル化し、各渦線に対して Biot-Savart 則により誘導速度を計算して補正を行う手法を提案した。同様のアプローチとして、Kleine et al.[8] および Meyer et al.[9] も類似の手法を提案している。これらの手法は、後流の縮流が無視できる螺旋状の後流、すなわち前進率 J が十分大きい風力タービンのような場合には有効であるが、回転翼航空機の前進飛行や複数ロータが干渉する系など、後流がこの条件から逸脱する場合には適用できない。

したがって、前述の後流渦モデルを用いずに、分布関数の変更や Actuator Line に沿った誘導速度の精度向上によって局所迎角の予測精度を改善する手法も提案されている。これらの手法は、後流が螺旋状かつ収縮が無視できる条件を満たさない場合にも適用可能であり、局所迎角の予測精度をロバストに向上させ得る。分布関数を修正するアプローチは大きく以下の3つに分類される：(1) 翼型断面平面内で2次的に力を平滑化し、スパン長方向の Gaussian 分布を行わない手法[10–12]、(2) スパン長方向位置に応じて Gaussian の分布幅を変化させる手法[13–15]、および(3) 両者を同時に行う手法[10,12]。

第1の手法として、Jha and Schmitz[10]が翼型断面平面内で2次的に力を平滑化し、スパン長方向の Gaussian 分布を行わない Actuator Curve Embedding (ACE)を提案し、翼端渦によるダウンウォッシュの精度向上により局所迎角予測精度が向上することを示した。Pantel et al.[12]はこのモデルを用いてプロペラと主翼間の空力干渉を解析し、Trigaux et al.[11]は、固定翼に対する直接計算を基に構築したデータベースを用い、翼弦長方向に不均一な誘導速度の影響を補正する誤差関数を追加してさらなる改良を試みた。これらのスパン長方向に Gaussian 分布を行わない手法による予測精度向上を解析的に考察するために、CFDを用いず連続体系を維持したまま揚力線理論を拡張し、ALMによる流れ場を解析的に計算する手法も提案されている[16,17]。

第2の手法として、翼長方向位置に応じて Gaussian の分布幅を変化させる方法がある。Shives and Crawford[13]は、各スパン位置での分布幅を翼弦長に比例させる手法を提案し、風力タービンのブレード先端付近における局所迎角予測精度が向上することを示した。同様に、Churchfield et al.[15]は、厚み方向および翼弦方向の分布幅を各スパン位置における翼厚お

よび翼弦長に比例させることで予測精度が向上することを報告している。さらに、Jha et al.[14]は、スパン長方向位置の楕円分布に基づいて分布幅を変化させることで、ブレード先端付近の局所迎角の過大評価を抑制する手法を提案した。

第3の手法は ACE の導入と各スパン位置での Gaussian 分布幅の変化を同時に行うものである。Jha and Schmitz[10]は、翼型断面平面内で2次的に力を平滑化し、スパン長方向の Gaussian 分布を行わない ACE と、各スパン位置での分布関数をスパン方向位置の楕円分布に基づいて変化させる手法[14]を組み合わせることを提案した。

以上のように、分布関数の修正によって空気力予測精度の向上を行う手法は様々提案されており、ACE および各スパン位置での分布幅を変化させる手法は性能の向上が示されている。しかし、スパン長方向に Gaussian 分布を用いて分布幅を一定に設定した ALM を用いた解析は現在も数多く行われている。この背景には、スパン長方向の Gaussian による平滑化の排除や小さい分布幅を用いることによる数値安定性の低下の可能性が指摘されている[11]。

本研究の目的は、ACE の導入とスパン長方向位置に応じた Gaussian 分布幅の変化による分布関数の修正が空気力予測精度に与える影響を評価し、Sørensen ら[6]が提唱する従来の ALM との比較を通じてその長所と短所を明らかにすることである。はじめに様々な翼平面形を有する固定翼に対して ALM 解析を行い、揚力分布の比較から翼平面形に応じた空気力予測精度の変化を評価する。次に、マルチコプタ用小型固定ピッチロータに対して解析を行い、空気力予測精度および分布関数の修正による数値的な振動の評価を通じて、分布関数修正の有効性と課題を整理する。

2. 手法

2.1. 流体解析

CFD 解析には、今村研究室で開発されている階層型直交格子法に基づく圧縮性流体解析プログラム UTCart (The University of Tokyo Cartesian-grid-based automatic flow solver) [18–20]を用いる。

2.2. Actuator Line Model

Actuator Line Method (ALM) は、ロータのブレードが流体に及ぼす力をソース項 $F_{S,i}$ として支配方程式に追加することで、ブレード形状を用いずにブレード周辺の流れ場を再現するモデルである。ソー

ス項 $F_{S,i}$ を含む Navier–Stokes 方程式は、以下のよう
に表される。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F_{S,i} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j H}{\partial x_j} = \frac{\partial u_i \tau_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + U_{S,i} F_{S,i} \quad (3)$$

ここで ρ は密度、 u_i は速度成分、 p は圧力、 τ_{ij} は粘性応力テンソル、 E は比全エネルギー、 H は比全エンタルピー、 q_j は熱流束、 $U_{S,i}$ はソース項位置の移動速度である。添え字の i, j は 1, 2, 3 の値を取りうる。支配方程式は一様流密度 ρ_∞ 、一様流音速 a_∞ 、および翼弦長 c を用いて無次元化されている。

ソース項 $F_{S,i}$ の値を決定するため、まずブレードの翼弦長方向の代表点を結ぶ直線上に離散的な制御点 (control point) を配置し、各制御点における体力 \mathbf{f} を計算する。ここで $x'y'z'$ ブレード固定座標系を図1に示すように定義する。

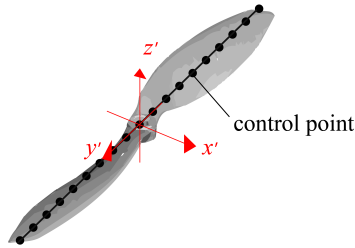


図 1: $x'y'z'$ ブレード固定座標系の定義

$y' = y_i$ を満たす第 i 制御点において、ブレードが流体に及ぼす力が $-\mathbf{f}(y_i)$ であるとする、 $\mathbf{f}(y_i)$ は次式で表される。

$$\mathbf{f}(y_i) = \frac{1}{2} \rho_{\text{local}} |\mathbf{U}_{\text{local}}|^2 c_i (C_l \mathbf{e}_l + C_d \mathbf{e}_d) \quad (4)$$

ここで、 C_l は揚力係数、 C_d は抵抗係数、 c_i は第 i 制御点におけるブレード断面の翼弦長、 ρ_{local} は制御点における局所密度、 $\mathbf{U}_{\text{local}}$ は制御点における局所相対速度ベクトルである。 $\mathbf{U}_{\text{local}}$ は、流れ場における制御点の速度ベクトル \mathbf{U}_{flow} と制御点の移動速度 \mathbf{U}_s を用いて以下のように得られる。

$$\mathbf{U}_{\text{local}} = \mathbf{U}_{\text{flow}} - \mathbf{U}_s \quad (5)$$

なお、 ρ_{local} および \mathbf{U}_{flow} は制御点を含むセルの物理量およびセル内の勾配を用いて計算する。また、 \mathbf{e}_l は $\mathbf{U}_{\text{local}}$ およびスパン長方向ベクトルの両方に垂直な単位ベクトル、 \mathbf{e}_d は局所速度ベクトルに平行な単位ベクトルとして図2に示すように定義する。

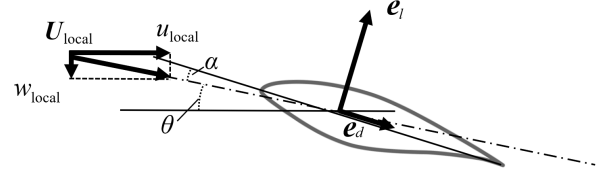


図 2: $\mathbf{e}_l, \mathbf{e}_d$ の定義

体積力 \mathbf{f} の計算に用いる C_l および C_d は、各制御点における翼断面の局所迎角 α_{local} を流れ場から取得し、事前に実施する二次元 CFD 解析から得られる $C_l - \alpha$ 、 $C_d - \alpha$ の空力データを参照して決定する。局所迎角 α_{local} は図2に示すように、回転面に垂直な速度成分 w_{local} 、接線方向の速度成分 u_{local} 、および翼断面のピッチ角 θ を用いて以下のように計算される。

$$\alpha_{\text{local}} = \theta - \arctan\left(\frac{w_{\text{local}}}{u_{\text{local}}}\right) \quad (6)$$

体積力を空間上に分布するため、分布関数を導入する。翼断面内の力を平滑化する分布関数として Gaussian を用いる。このとき、 x', y', z' を中心座標とするセルにおける体力 \mathbf{F}_s は以下のように表される。

$$\mathbf{F}_s = -\mathbf{f}(y') \frac{1}{2\pi\sigma^2} \exp\left(-\frac{x'^2 + z'^2}{2\sigma^2}\right) \quad (7)$$

ここで σ は Jha ら[14] が提案するようにスパン長方向位置の楕円分布に基づいて以下のように定義される。

$$\sigma(y') = \sigma_{\text{base}} \sqrt{1 - \frac{y'^2}{R^2}} \quad (8)$$

なお、 R はブレードの半径である。また、 σ_{base} は最小格子幅との関係などから定義される分布幅の基準となる定数である。Trolborg[21] より

$$\sigma \geq 2\Delta x_{\text{min}} (= \sigma_{\text{min}}) \quad (9)$$

を満たすことが ALM においては推奨されるため、翼端を除いて $\sigma(y') \geq \sigma_{\text{min}}$ となるように、

$$\sigma_{\text{base}} = 2\sigma_{\text{min}} = 4\Delta x_{\text{min}} \quad (10)$$

とする.

また, $f(y')$ は図3に示すように線上に配置した各制御点の $f(y_i)$ から線形補間によって得られる.

$$f(y') = \frac{(y' - y_i)f(y_{i+1}) + (y_{i+1} - y')f(y_i)}{y_{i+1} - y_i} \quad (11)$$

where $y_i \leq y' \leq y_{i+1}$

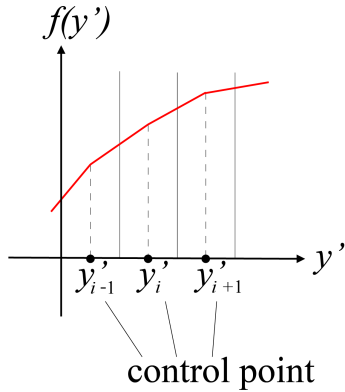


図3: $f(y')$ の線形補間

なお, ブレード根元および先端では常に以下の条件を課し, この値を線形補間に用いる.

$$f(y') = 0 \text{ at tip and root} \quad (12)$$

3. 結果・考察

3.1. 固定翼における空気力予測精度評価

回転翼の解析の前に, 固定翼に対して ALM を用いて解析を行い, その結果を揚力線理論 (Lifting Line Theory, 以降 LLT) と比較する. 一様流マッハ数は 0.2, 支配方程式は 3 次元 Euler 方程式, 時間積分は LU-SGS, 計算領域はコード長を c として $204.8c \times 204.8c \times 204.8c$ とし, 翼が存在する付近の $6c \times 6c \times 6c$ の領域は格子幅 $\Delta 0.1c$ で格子細分化領域を設ける. 計算格子数は 326,432 点である. 解析する翼は取付角度 5° でアスペクト比は 5 とし, 翼平面形について以下の 3 ケースでそれぞれ解析する.

表 1: 解析対象の翼平面形

	Wing 1	Wing 2	Wing 3
AR	5	5	5
テーパー比	1.0	1.0	1/3
ねじり下げ	0°	4°	0°

Control point は 1 コード長あたり 3 点が配置されるように等間隔に配置する参照する空力係数テーブルは, 揚力係数は理想的な二次元揚力傾斜に従うと仮定し, 以下のように設定する.

$$\begin{aligned} C_l &= 2\pi\alpha \\ C_d &= 0 \end{aligned} \quad (13)$$

ALM の分布関数は前節の通り, ACE を導入して分布幅を楕円分布に従って $\sigma(y') = \sigma_{\text{base}} \sqrt{1 - \frac{y'^2}{R^2}}$ で変化させる. また, 比較のために, 以下の表に示すように楕円分布のうち σ_{min} 以下, 以上をそれぞれ切り捨て, 切り上げた分布幅設定と σ_{min} 一定とした分布幅設定による計算も行う. また, ACE の効果を確認するために, Sørensen らが提唱する従来の ALM[6] において分布幅 $\sigma = \sigma_{\text{min}}$ で一定とした場合の計算も行う. 下表に比較する全ての計算の設定を示す.

表 2: 各 setting における ALM の分布関数

label	分布関数	$\sigma(y)$
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(standard)	ACE	$0.4\sqrt{1 - y^2/R^2}$
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(0.2cutoff)	ACE	$\max(0.2, 0.4\sqrt{1 - y^2/R^2})$
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(0.2floor)	ACE	$\min(0.2, 0.4\sqrt{1 - y^2/R^2})$
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.2$ const	ACE	0.2
ALM ^{classic} $\sigma = 0.2$ const	3d isotropic Gaussian	0.2

ACE に用いる分布幅の各 $y/(b/2)$ 分布を下図に示す. ここで, b は解析する固定翼の翼幅である.

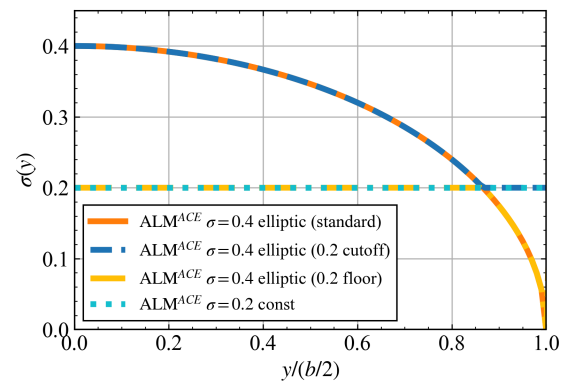
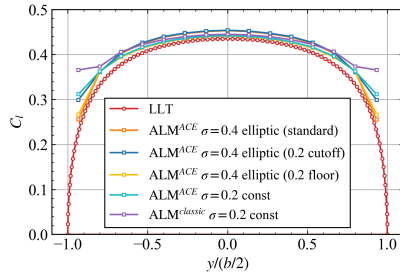


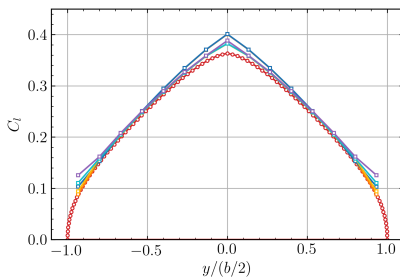
図4: 各 setting における $\sigma(y)$ の分布

LLT は翼をスパン方向に 50 点に分割して離散化し、揚力・抗力の計算には ALM と同様に式(13)を用いる。

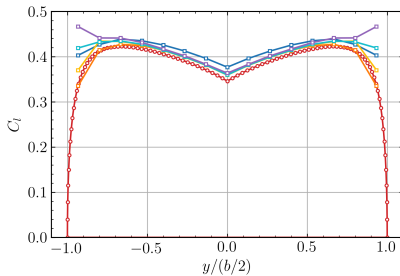
以下に、各 setting による $C_l - y/(b/2)$ 分布を示す。



(a) Wing 1 (矩形翼)



(b) Wing 2 (ねじり下げ翼)



(c) Wing 3 (テーパー翼)

図 5: 固定翼における $C_l - y/(b/2)$ 分布

ALM^{ACE} の 4 つの結果は、ALM^{ACE} の比較して翼端近傍の揚力係数の過大評価傾向が改善しており、ACE の導入による効果が確認できる。

いずれの翼平面形についても翼端近傍部の揚力分布は ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(standard)が最も良く LLT に一致しており、ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(floor)についても LLT と良く一致している。また、ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(cutoff)と ALM^{ACE} $\sigma = 0.2$ const はともに翼端近傍において LLT と比較して揚力係数を過大評価している。この 2 点より、楕円分布に従った Gaussian の σ 設定のうち、翼端近傍における $\sigma \leq \sigma_{\min}$ の部分が翼端近傍の空気力予測精度の向上に寄与している

と考えられる。以下に ALM による解析の結果得られる翼全体の揚力係数の LLT によって得られる揚力係数に対する誤差を示す。

表 3: ALM による揚力係数の誤差率

label	Wing 1	Wing 2	Wing 3
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(standard)	6.48%	4.98%	2.34%
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(0.2cutoff)	8.28%	5.94%	7.37%
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(0.2floor)	4.83%	3.44%	4.31%
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.2$ const	6.70%	4.47%	6.06%
ALM ^{classic} $\sigma = 0.2$ const	10.0%	6.12%	8.67%

Wing1, 2 は ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(0.2floor)が最も LLT に近いが、Wing3 については ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(0.2floor)より ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(standard)の方が LLT に近い。また、いずれの場合について ALM^{classic} $\sigma = 0.2$ const が LLT との差が最も大きい。

3.2. 回転翼における空気力予測精度評価

3.2.1. 解析対象と計算条件

本解析では、解析対象を小型無人航空機用固定ピッチロータである APC 9×4.7 Slow Flyer とする。ロータ直径が 9inch、ピッチが 4.7inch である。回転速度は 5,000 Revolution Per Minute (RPM) とする。半径方向 75% における Reynolds 数 (Re_{75}) は、 $Re_{75} = 7.03 \times 10^4$ である。ロータ回転面への軸方向流入速度は、 $V_\infty = 3.4$ m/s の条件で解析を行う。ロータ中心を原点とし、回転面は xy 平面、回転軸は z 軸である。

参照解には川崎ら[22] が行った移動格子法[23] による UTCart の直接計算の結果を用いる。

直接計算・ALM とともに、非定常流れを計算するため Spalart-Allmaras モデルに基づく Delayed Detached Eddy Simulation (DDES) を修正した DDES-protected (DDES-p) [24] を用いる。なお、回転翼形状が存在しない ALM においては、回転翼単体の解析の場合、DDES は、全計算領域において large-eddy simulation のサブグリッドスケールの乱流モデルとして機能する。また時間積分法は、3 段 3 次精度 TVD Runge-Kutta 法とする。空間精度は 4 次（非粘性項評価：SLAU + 4 次精度風上バイアスキーム）を用いる。

ALM の計算格子の最小格子幅は $\Delta x_{\min} = 0.1c_{75}$ で、後流をとらえるために後流方向に格子幅 Δx_{\min} で格子細分化領域を設ける．格子数は 1,626,276 点である．

ALM 解析については ACE を導入して分布幅を楕円分布に従って $\sigma(y') = \sigma_{\text{base}} \sqrt{1 - \frac{y'^2}{R^2}}$ で変化させる．比較のため、 σ_{\min} 一定とした分布幅設定による ACE および Sørensen らが提唱する従来の ALM[6] において分布幅 $\sigma = \sigma_{\min}$ で一定とした場合の計算も行う．以下に各 setting の分布関数を示す．

表 4: 各 setting における ALM の分布関数

label	分布関数	$\sigma(y)$
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(standard)	ACE	$0.4\sqrt{1 - y^2/R^2}$
ALM ^{ACE} $\sigma = 0.2$ const	ACE	0.2
ALM ^{classic} $\sigma = 0.2$ const	3d isotropic Gaussian	0.2

3.2.2. 空気力予測精度の評価

以下に回転面に垂直な単位スパン長あたりの力 F_n の各 r/R における分布を示す．

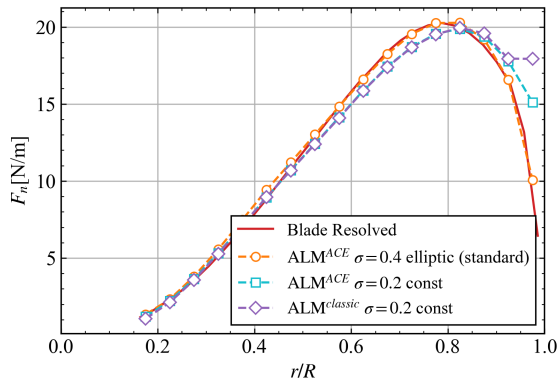


図 6: ALM による空気力分布 $F_n - r/R$

ALM^{ACE} $\sigma = 0.2$ const と ALM^{classic} $\sigma = 0.2$ const より、ACE の導入によって翼端近傍部の空気力分布の過大評価が改善されている．また、分布幅を楕円分布によって変化させた ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(standard) では ALM^{ACE} $\sigma = 0.2$ const と比較して、翼端近傍 ($r/R > 0.8$) の揚力分布の直接計算に対する過大評価の傾向が改善している．

以下に流れ場の様子として $q = 0.0001$ 等値面（渦度で色付け）の比較を示す．

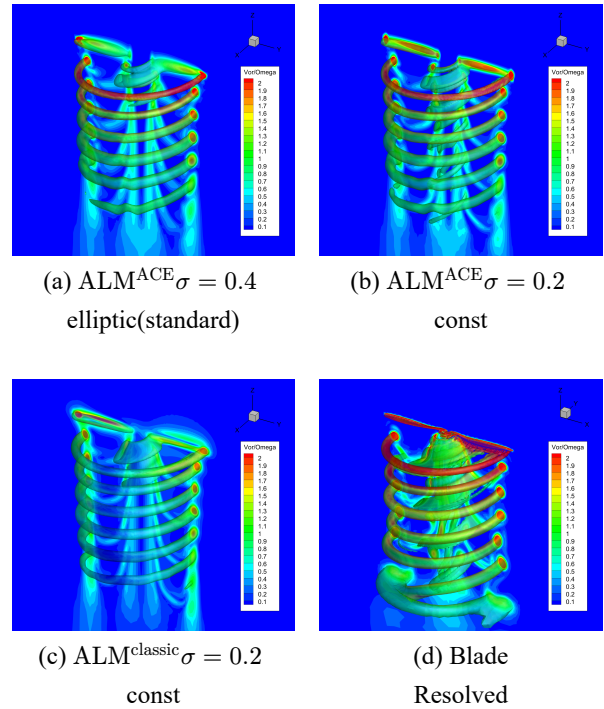


図 7: 渦度分布と $q = 0.0001$ 等値面

ACE を導入した図 7(a),(b) は図 7(c) と比較して翼端渦の解像度が向上したことで、より渦度が強く直接計算に近い翼端渦を形成している．

3.3. 回転翼における分布関数修正による課題

以下に最終 1 回転における最も翼端に近い $r/R = 0.975$ の制御点で予測された揚力係数 C_l の時間変化を示す．なお、比較のため赤破線で直接計算の $r/R = 0.975$ における C_l の最終 5 回転平均の値も示す．

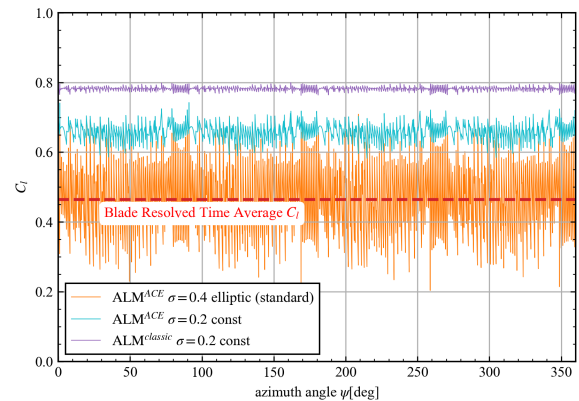
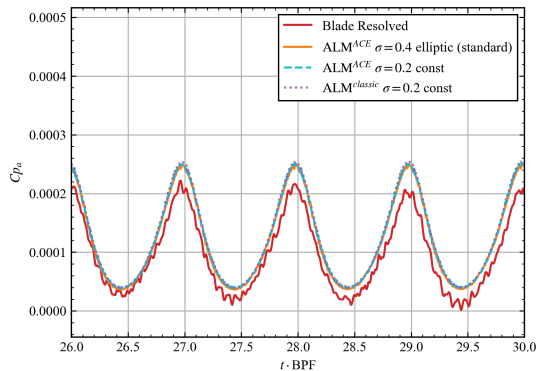


図 8: ALM による $r/R = 0.975$ の制御点における揚力係数の時間変化

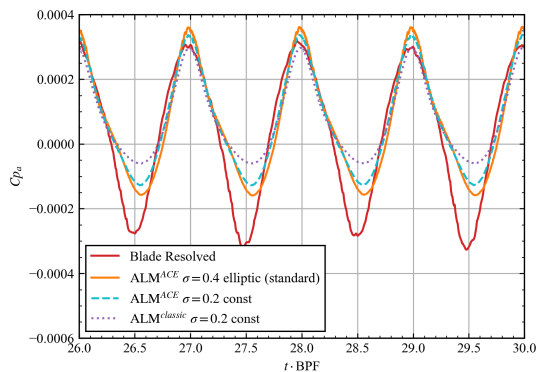
C_l の時間平均は ALM^{ACE} $\sigma = 0.4$ elliptic(standard) が最も直接計算に近い結果を示しており、時間平均の空気力予測精度は最も精度が高い．ALM^{ACE} $\sigma = 0.2$ const では、ALM^{classic} $\sigma = 0.2$ const と比較して大きな

振幅の振動が見られる．これは ACE の導入により，翼端部分の分布関数と計算格子の位置関係の回転による変化に対して敏感になったことが原因と考えられる．また， $ALM^{ACE}\sigma = 0.4 \text{ elliptic(standard)}$ は $ALM^{ACE}\sigma = 0.2 \text{ const}$ と比較して振動の振幅が更に大きい．これは分布幅が楕円分布に従って変化することで分布幅が翼端近傍で推奨値[21] よりも小さくなり，十分に計算格子が Gaussian を解像できていないことが原因であると考えられる．

Control point の C_l の数値的振動が流れ場に与える影響を評価するため， $(x/R, y/R, z/R) = (0.5, 0.0, -0.5), (0.75, 0.0, -0.5)$ の2点を観測点に設定し，この観測点における圧力の時間変動を各手法で比較する．以下に各観測点における圧力係数 C_{p_a} の時間変動を示す．ここで， C_{p_a} とは $C_{p_a} = (p - p_\infty)/(\frac{1}{2}\rho_\infty a_\infty^2)$ で定義される圧力係数である．時間は，ロータ13回転終了時から15回転終了までのロータ2回転分の時間について示す．ここで図中の横軸の時間 t を無次元化する BPF (Blade Passing Frequency) は $BPF = N_b \cdot \text{RPM}/60$ で定義する．なお， N_b はブレード枚数である．



(a) $(x/R, y/R, z/R) = (0.5, 0, -0.5)$



(b) $(x/R, y/R, z/R) = (0.75, 0, -0.5)$

図 9: $C_{p_a} - t \cdot \text{BPF}$

$x/R = 0.5$ の観測点においてはいずれの ALM の結果も直接計算と良く一致している． $x/R = 0.75$ の観測点では ALM と直接計算は同様の位相と周期を示すが，振幅は ALM が直接計算より小さい．ALM の3手法の中では $ALM^{ACE}\sigma = 0.4 \text{ elliptic(standard)}$ が最も直接計算に近い．いずれの観測点においても揚力係数の時間変化において見られたような数値的振動は見られず， C_l の数値的振動が流れ場の圧力時間変動に与える影響は小さい．

4. 結論

本研究では，スパン方向の力分布に Gaussian 平滑化を用いない Actuator Curve Embedding (ACE) を ALM に導入し，Gaussian の分布幅 σ の扱いを変えた複数のモデルを検討して，分布関数の修正の有効性と課題を評価した．固定翼解析では，翼端近傍で σ を縮小することで翼端近傍の揚力係数の過大評価が改善された．回転翼解析でも ACE の導入により空力荷重の予測精度が向上し，翼端渦の解像度も直接計算に近づいたが，翼端付近の制御点では荷重に時間的振動が生じた．振動の主因は，ACE により分布関数が格子配置のわずかな変化を拾いやすくなることと，翼端近傍で σ が格子幅から決まる推奨値 $\sigma_{\min} = 2\Delta x_{\min}$ を下回って Gaussian 形状が十分に解像されないことの二点が考えられる．ゆえに，ACE を適用する際は，振動を抑制したい場合は σ を $2\Delta x_{\min}$ 以上に保つ一定幅の平滑化が有効であり，空気力予測精度を優先する場合は楕円分布に基づいて σ を局所的に縮小させる設定が望ましい．

参考文献

- [1] Martins, J. R. R. A., “Aerodynamic Design Optimization: Challenges and Perspectives,” *Computers & Fluids*, Vol. 239, 2022, p. 105391.
- [2] Cornelius, J. K., Schmitz, S., and Kinzel, M. P., “Efficient Computational Fluid Dynamics Approach for Coaxial Rotor Simulations in Hover,” *Journal of Aircraft*, Vol. 58, No. 1, 2021, pp. 197–202.
- [3] Sørensen, J. N., and Myken, A., “Unsteady Actuator Disc Model for Horizontal Axis Wind Turbines,” *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 39, No. 1, 1992, pp. 139–149.
- [4] Sørensen, J. N., and Kock, C. W., “A Model for Unsteady Rotor Aerodynamics,” *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 58, No. 3, 1995, pp. 259–275.

- [5] Madsen, H., “A CFD Analysis of the Actuator Disc Flow Compared with Momentum Theory Results,” 1996.
- [6] Sørensen, J. N., and Shen, W. Z., “Numerical Modeling of Wind Turbine Wakes,” *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 124, No. 2, 2002, pp. 393–399.
- [7] Dağ, K. O., and Sørensen, J. N., “A New Tip Correction for Actuator Line Computations,” *Wind Energy*, Vol. 23, No. 2, 2020, pp. 148–160.
- [8] Kleine, V. G., Hanifi, A., and Henningson, D. S., “Non-Iterative Vortex-Based Smearing Correction for the Actuator Line Method,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 961, 2023, p. A29.
- [9] Meyer Forsting, A. R., Pirrung, G. R., and Ramos-García, N., “A Vortex-Based Tip/smearing Correction for the Actuator Line,” *Wind Energy Science*, Vol. 4, No. 2, 2019, pp. 369–383.
- [10] Jha, P. K., and Schmitz, S., “Actuator Curve Embedding – an Advanced Actuator Line Model,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 834, 2018, p. R2.
- [11] Trigaux, F., Villeneuve, T., Dumas, G., and Winckelmans, G., “Near-Tip Correction Functions for the Actuator Line Method to Improve the Predicted Lift and Drag Distributions,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 989, 2024, p. A1.
- [12] Pantel, H., Falissard, F., and Dufour, G., “Simulation of an Installed Propeller by Means of Steady and Unsteady Body-Force Modeling,” *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, A.I.D.A.A., Florence, Italy, 2024.
- [13] Shives, M., and Crawford, C., “Mesh and Load Distribution Requirements for Actuator Line CFD Simulations,” *Wind Energy*, Vol. 16, No. 8, 2013, pp. 1183–1196.
- [14] Jha, P. K., Churchfield, M. J., Moriarty, P. J., and Schmitz, S., “Guidelines for Volume Force Distributions within Actuator Line Modeling of Wind Turbines on Large-Eddy Simulation-Type Grids,” *Journal of Solar Energy Engineering*, Vol. 136, No. 3, 2014, p. 31003.
- [15] Churchfield, M. J., Schreck, S. J., Martinez, L. A., Meneveau, C., and Spalart, P. R., “An Advanced Actuator Line Method for Wind Energy Applications and Beyond,” *35th Wind Energy Symposium*, AIAA, Grapevine, Texas, 2017.
- [16] Caprace, D.-G., Chatelain, P., and Winckelmans, G., “Lifting Line with Various Mollifications: Theory and Application to an Elliptical Wing,” *AIAA Journal*, Vol. 57, No. 1, 2019, pp. 17–28.
- [17] Martínez-Tossas, L. A., and Meneveau, C., “Filtered Lifting Line Theory and Application to the Actuator Line Model,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 863, 2019, pp. 269–292.
- [18] Tamaki, Y., Harada, M., and Imamura, T., “Near-Wall Modification of Spalart–Allmaras Turbulence Model for Immersed Boundary Method,” *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 9, 2017, pp. 3027–3039.
- [19] Tamaki, Y., and Imamura, T., “Turbulent Flow Simulations of the Common Research Model Using Immersed Boundary Method,” *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 6, 2018, pp. 2271–2282.
- [20] Harada, M., Tamaki, Y., Takahashi, Y., and Imamura, T., “Simple and Robust Cut-Cell Method for High-Reynolds-Number-Flow Simulation on Cartesian Grids,” *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 8, 2017, pp. 2833–2841.
- [21] Troldborg, N., “Actuator Line Modeling of Wind Turbine Wakes,” 2009.
- [22] Kawasaki, T., Fujiwara, H., Tamaki, Y., Imamura, T., Morita, N., Otsuka, H., Yamada, K., Kato, H., and Ueno, M., “Development of 3d Flow Analysis Method for Multicopter Rotors by Combination of Blade Element Theory and Actuator Line Model,” *AIAA Scitech 2025 Forum*, AIAA, Orlando, Florida, 2025.
- [23] Sugaya, K., and Imamura, T., “Unsteady Turbulent Flow Simulations on Moving Cartesian Grids Using Immersed Boundary Method and High-Order Scheme,” *Computers & Fluids*, Vol. 231, 2021, p. 105173.
- [24] Imamura, T., and Tamaki, Y., “Unsteady Flow Simulation around Two-Wheel Main Landing Gear Based on Compressible Navier-Stokes Solver with Immersed Boundary Method,” 2020.