

1C03 ホバリング状態におけるサイクロローター UAV周りのLES解析

○齊藤学，黒瀬良一（京都大学）

Numerical Investigation of Quad-Cyclorotor UAV at Hover using Large-Eddy Simulation

Key Words : Propulsion, Numerical Analysis, LES

Abstract

In this study, large-eddy simulations (LES) of a quad-cyclorotor unmanned air vehicle (UAV) at hover are conducted to investigate the flow field around the UAV powered by four cyclorotors, and validated with the experimentally developed 1.5 kilogram-UAV. Each cyclorotor has three 100 mm-chord, 112 mm-span blades and these blades feature NACA0010 cross section. Rotor-rotor interactions, rotor-fuselage interactions, and ground effects are considered to elucidate the effect of these effects to the aerodynamic performance of the UAV. The results show intense interactions between two cyclorotors on the same side of the fuselage. The interaction causes the downwash to feature stronger turbulence complexity than that of the single cyclorotor, which is already complex. Strong rotor-rotor interactions between two cyclorotors on the same side of the fuselage are seen, which affects the aerodynamic performance of each cyclorotor.

1. 緒言

近年，世界の都市人口が増加しており，2007年には世界人口に対する都市人口の割合が50%を超え，2030年にはその割合が60%を超えると予想されている⁽¹⁾．そして，都市人口の増加に伴って，都市における自動車の交通量が増加し，深刻な交通渋滞による自動車の平均走行速度の低下によって，燃料消費量や二酸化炭素（CO₂）排出量の増加が問題となっている．このような状況において，都市における渋滞の発生を解消するために，都市内の交通手段として自動車に加えてUrban Air Mobility (UAM)の導入が検討されている⁽²⁾．しかし，都市空域を利用した輸送車両には，騒音や安定性の問題から従来のヘリコプターなどに搭載されているプロペラを用いた推力機構の適用が難しく，UAMに適した推力機構の開発が求められている⁽²⁾．

UAMに適した推力機構の1つとして，複数のブレードを推力の方向と垂直な軸で回転させることで推力を得るサイクロローターが提案されている⁽³⁾．サイクロローターはヘリコプターなどのプロペラによる推力機構に比べて，静音性，操作性，水平飛行時の推進効率性が高く，またブレードの露出が少ないため複数機での密集した飛行が容易である．一方で，サイクロローターの飛行性能には課題が残されており，空力性能は改善の余地が大いにある．例えば，ブレードの形状，制御方法，回転速度の最適化などがあり，これらに関する研究は数少ない．そのような最適化が必要なパラメータの一つとして，サイクロローター

のブレードの迎角振幅の大きさがあり，実験から迎角振幅が大きくなるにつれて一定回転速度での推力生成が大きくなることが確認されている⁽⁴⁾．また，迎角振幅が45°付近を超えると，推力生成の上昇が低下することも確認されている．一方で，サイクロローターを複数搭載したUnmanned Air Vehicle (UAV) 周りの流れ場に関する詳細な現象解明は行われていない．

そこで本研究では，直交構造格子において動く壁面をモデル化できる，埋め込み境界法⁽⁵⁾ (Immersed boundary method, IBM) を用いたLarge-eddy simulation (LES) 解析を行い，サイクロローターを4機搭載したUAV周りの流れ場を詳細に調べることを目的とする．

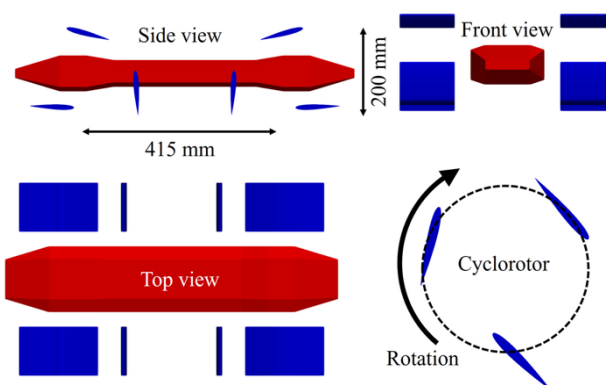


図1 サイクロローターUAVの構成（赤：胴体，青：三枚翼サイクロローター）

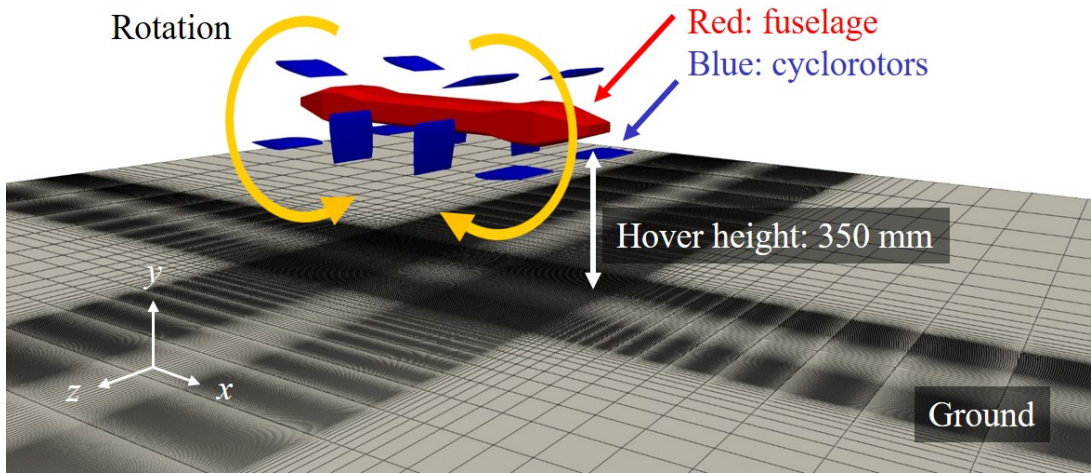


図2 サイクロローターUAVのLES解析に用いた計算格子

2. 計算手法

2. 1. 支配方程式

支配方程式は非圧縮流体に関する質量と運動量の保存式とし、運動量の保存式では埋め込み境界法による仮想的な外力 f を加え、動く壁面による流体への影響を考慮する．乱流のサブグリッドスケールモデルには、dynamic Smagorinsky model (DSM) ⁽⁶⁾を用いる．

2. 2. 壁面モデル

壁面モデルには、サイクロローターのLES解析を行った先行研究⁽⁷⁾と同様に、埋め込み境界法⁽⁵⁾を用いる．壁面はラグランジュ点の集合体として表され、本来壁面がある位置の情報を用いて、その位置で壁面境界条件を満たすように以下の仮想的な外力 f を流体に与える．

$$f(x,t)=\int_{X\in\Omega_s}F(X,t)\delta(X-x)dX\tag{1}$$

ここで、 Ω_s , x , X はそれぞれ壁面のラグランジュ点の集合、直交構造格子の位置、ラグランジュ点の位置を表す．

2. 3. 計算条件

UAVに搭載する4機のサイクロローターの寸法を表1に示す．計算領域は x , y , z 方向にそれぞれ20Rとした． x , y 方向と z の正方向は流出境界とした．また、UAVの中央で z 方向に対称境界条件を用いた．図2には、数値解析に用いた非等間隔直交格子を示し、最小格子間隔は各方向それぞれ500 μmとした．初期条件は、大気圧(= p_0)、温度300 Kの静止空気とした．

回転速度は1200 rpm、とし、流れ場の計算を行った．なお、計算にはインハウスコードのFK³ ⁽⁹⁾を用いた．

表1 サイクロローターの寸法

各ブレードの形状	NACA0010
弧長	100 mm
スパン長さ	112 mm
ブレード枚数	3
ブレードの回転半径	100 mm

3. 結果及び考察

図3に、サイクロローター4機を搭載したUAVに関するLESの3次元可視化図を示す．等値面は速度勾配テンソル第二不変量 ($Q=500,000\text{ [1/s}^2\text{]}$) によって表され、等値面上に y 方向速度分布を示す．また、UAV下の壁面上には圧力分布 ($\Delta p=p-p_0$) を示す．この図から、4機のサイクロローター周りで渦が生成され、 y 負方向に移動していることがわかり、吹き下ろしが生成されていることがわかる．また、それぞれのサイクロローター直下の壁面上では赤い分布が見られることから、吹き下ろしが壁面に干渉することによって圧力が上昇していることもわかる．この圧力上昇は少し特徴的で、 x 方向に直線的な分布が見られる．これは、サイクロローターの吹き下ろしの指向性によるもので、サイクロローターの回転軸の回転半径方向に吹き下ろしが生成されることと一致する．さらに、その直線的な分布の中央で直行するように図中で白い線で囲んだ箇所も線状に圧力上昇していることがわかる．これは、内側に流れ込む左右のサイクロローターの吹き下ろしが衝突することにより圧力が上昇していると考えられ、単体のサイクロローターの流れ場とは異なる性質を示す．従って、UAVにおいて複数のサイクロローターを配置する場合には、サイクロローターの吹き下ろしの指向性を考慮



図3 サイクロローターUAV周りの流れ場の可視化. 等値面は速度勾配テンソルの第二不変量 $Q (=500,000)$ をy方向の速度成分 (V) で色付けしたもの. z - x 平面は圧力分布 ($\Delta p = p - p_0$) を示す.

する必要があることがわかる.

3. 結言

本研究では、直交構造格子において動く壁面をモデル化できる、埋め込み境界法⁽⁵⁾ (Immersed boundary method, IBM) を用いたLarge-eddy simulation (LES) 解析を行い、サイクロローターを4機搭載したUAV周りの流れ場を詳細に調べた. 複数のサイクロローターそれぞれが生成する吹き下ろし同士の干渉により、単体のサイクロローター周りの流れ場では観測されなかった線状の圧力上昇が見られ、単体のサイクロローターと異なる吹き下ろし形状が見られた.

参考文献

- (1) “World Urbanization Prospects”, <https://population.un.org/wpp/>
- (2) Straubinger, A., Rothfeld, R., Shamiyeh, M., Büchter, K.D., Kaiser, J. and Plötner, K.O., “An overview of current research and developments in urban air mobility—Setting the scene for UAM introduction.” *Journal of Air Transport Management*, 87 (2020), p.101852.
- (3) Moble, B., “Fundamental understanding of the cycloidal-rotor concept for micro air vehicle applications.” University of Maryland, College Park., (2010).
- (4) Benedict, M., Jarugumilli, T. and Chopra, I., 2011. Experimental Optimization of MAV - Scale Cycloidal Rotor Performance. *Journal of the American Helicopter Society*, 56(2), pp.22005-22005.
- (5) Peskin, S. “The immersed boundary method.” *Acta numerica* 11 (2002), p.479-517.
- (6) Moin, P., Squires, K., Cabot, W., and Lee, S., “A dynamic subgrid-scale model for compressible turbulence and scalar transport.” *Physics of Fluids*, 3 (1991) p.2746-2757.
- (7) Saito, M., Nagao, J., Yamada, T., Pillai, A. L., and Kurose, R. “Large-eddy simulation of blade-turbulence interaction in a cyclorotor system.” *Aerospace Science and Technology*, (2024) p.108921.
- (8) Sirohi, J., Parsons, E., and Chopra, I., “Hover performance of a cycloidal rotor for a micro air vehicle.” *Journal of the American Helicopter Society*, 52 (2007) p.263-279.
- (9) Kurose, R., <http://www.tse.me.kyoto-u.ac.jp/members/kurose/link.php>
- (10) Ohtake, T. and Tatsuo M. “Flow field around NACA0012 airfoil at low reynolds numbers.” *Japan Society of Aeronautical Space Sciences* 57.669 (2009) p.397-404.