

# 1C08 eVTOLにおける揚力ロータと推進用プロペラの 空力干渉に関する数値解析

○森田航（金沢工業大学大学院），菅原瑛明（JAXA），赤坂剛史（金沢工業大学）

Numerical analysis of aerodynamic interactions between a lift rotor and a thrust propeller on eVTOL aircraft  
Wataru Morita (Graduate School of Kanazawa Institute of Technology), Hideaki Sugawara (JAXA),  
Takeshi Akasaka (Kanazawa Institute of Technology)

Key Words : eVTOL, Lift & Cruise, rFlow3D, Aerodynamic interference, CFD

## Abstract

Aerodynamic interference between a lift rotor and a thrust propeller on eVTOL aircraft is studied using computational fluid dynamics (CFD). The effects of rotor wake on propeller efficiency and aerodynamic fluctuations are investigated using a simplified analysis model that consists of a lift rotor and a thrust propeller. The height position of the propeller relative to the rotor is set to the same position, and simulations are performed with the lateral position of the propeller relative to the rotor changed. The simulation conditions are horizontal forward flight with a rotor advance ratio of 0.4. The numerical simulations show that the efficiency and unsteady aerodynamics of the thrust propeller change depending on the lateral position of the propeller due to different interaction phenomena. Furthermore, a trade-off is observed between propeller efficiency and vibration.

## 1. はじめに

近年，新たな空の移動手段として，電動垂直離着陸機（electric Vertical Take-Off and Landing : eVTOL）が注目を集めている．日本においても，空の移動革命に向けた官民協議会を中心に，eVTOLの技術開発や制度整備に関する検討が進められている[1]．eVTOLにはさまざまな形態があるが，Lift + Cruise形態はロータと推進用プロペラが存在し，効率的な巡航性能と機体構造の単純化の両立が期待され，安全性や整備性の観点からも有望な機体形態と考えられる[2-6]．

一方，Lift + Cruise形態はMulticopter形態やVectored Thrust形態と同様に複数ロータが存在し，複数のロータから発生するロータ後流が干渉することで空力性能に大きな様々な影響を及ぼす可能性がある．ロータ間干渉については，いくつかの研究がされている．DiazとYoonはクアドロータのMulticopter機に基づいて数値シミュレーションを用いて前進飛行中の前後ロータ間干渉について調査し，後方ロータの上下位置を変更することで必要パワーが低減できることを示した[7]．Healyらは，固定ピッチロータの前後ロータの空力的相互作用の影響について数値シミュレーションで調査し，後方ロータは前方ロータの後流との干渉によって揚力が減少することを示した [8]．Stokkermansらは，固定ピッチプロペラ同士の相互干

渉に着目し，様々な形態について風洞試験でプロペラ干渉時による空力特性の変化を取得し，検証用データとして公開している[8]．ZanottiとAlgarottiらは，プロペラを前後に配置し，風洞試験と数値シミュレーションを用いて空力干渉による性能変化について調査し，後方のプロペラは前方プロペラとの干渉によってプロペラ効率が低下することを示した[10]．佐山らは，クアドロータの水平飛行条件に着目し，可変ピッチ及び回転数制御を用いることでロータ間干渉を低減しつつ，ロータを高性能化できる可能性を示した[11, 12]．宇宙航空研究開発機構（JAXA）では，eVTOLの課題解決及び技術実証を目指した機体概念モデルを構築し，複数ロータの高性能化技術であるMulti-Rotor Lift-Offsetコンセプトを提案し，研究開発が進められている[13-16]．Changningらは，ロータ，主翼，推進プロペラ間の干渉効果についてCFD解析を行い，ロータ後方に配置される推進プロペラは単体で動作する場合と比較して，機体全体として配置された際により高い推進効率を示すことを示した[17, 18]．

先行研究では，ロータ間干渉やプロペラ間干渉などが回転翼の空力特性が実験的または解析的に進められ，様々な知見が示されている．しかし，Lift + Cruise形態に見られる揚力用ロータと推進プロペラ

の空力干渉による空力特性への影響に関する研究例が見当たらない。

本研究ではLift + Cruise形態の揚力ロータの後方に配置された推進プロペラの空力干渉の影響に着目し、推進プロペラの横方向の位置に対するそれぞれの空力特性への影響や空力干渉のメカニズムについて、CFD解析を用いて明らかにする。

2. 解析手法

2. 1. 解析モデル

本研究では、問題を単純化するため、揚力ロータと推進プロペラを解析モデルとした。揚力ロータと推進プロペラの諸元はJAXAで検討されているeVTOL概念モデルに基づいた[14]。表 1、表 2に揚力ロータと推進プロペラの諸元を示す。揚力ロータ、推進プロペラともに翼型はVR-12、半径はそれぞれ1m、1.2mである。詳細は文献14を参照されたい。

表 1 揚力ロータ諸元

ブレード枚数	4枚
ロータ半径,R	1.2 m
ブレード翼型	VR-12
ルートカット	0.2
ロータ回転方向	反時計回り

表 2 推進プロペラ諸元

ブレード枚数	4枚
プロペラ半径,R <sub>p</sub>	1.0 m
ブレード翼型	VR-12
ルートカット	0.2
ロータ回転方向	反時計回り

本研究ではJAXAで開発されている回転翼機用CFDソルバFlow3D[11, 19, 20]を用いて解析を行った。表 3に用いた解析手法を示す。支配方程式は、3次元圧縮性Navier-Stokes方程式であり、回転翼流れ場を解くために物体格子は移動重合格子法を用いている。数値流束関数は移動重合格子に拡張したmSLAU (Modified SLAU)、空間高次精度化には空間4次精度のFCMT (Fourth-order Compact MUSCL TVD)法、粘性流束は2次精度の中心差分で求めている。時間積分法は背景格子に4段階のルンゲクッタ法、物体格子はDual time-stepping (DTS)法/LU-SGS法である。乱流モデルはMenter *k-ω* SST 2003モデルを用いた。また、ブレードコード長に基づいたRe数が $6.17 \times 10^5 \sim 2.41 \times 10^6$ であり、全面乱流境界層とは限らないため、 $\gamma$ -Re<sub>θ</sub> 遷移モデルを採用した。

解析に用いた格子を図 1に示す。揚力ロータと推進プロペラのブレードの物体格子と背景格子で構成

した。背景格子は内側背景格子と外側背景格子を用いた。内側背景格子は直方体でロータ中心から前方に1.5*R*、後方に2.5*R*、左右方向に2.5*R*であり、等間隔の格子点分布にし、格子幅はロータブレード翼弦長の10%である。外側背景格子は立方体で1辺が200*R*で、内側背景直交格子と重なる箇所は内側背景格子の格子幅の2倍であり、重ならない箇所では遠方ほど格子幅を大きくした。物体格子はSOH型の構造格子で、物体格子の壁面最小格子幅を $y^+ \leq 1$ にした。

表 3 rFlow3D計算手法

格子	背景直交格子	物体格子
支配方程式	3次元圧縮性N-S方程式	
空間離散化	有限体積法 セル節点方式	有限体積法 セル中心方式
数値流束関数	mSLAU	
空間高次精度化	FCMT法	
粘性流束	2次精度中心差分	
時間積分法	4段階Runge-Kutta法	DTS/LU-SGS
乱流モデル	Menter <i>k-ω</i> SST 2003 model	
遷移モデル	$\gamma$ -Re <sub>θ</sub> transition model	

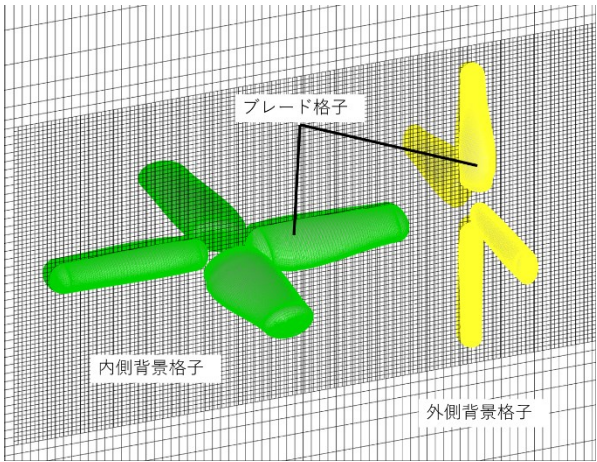


図 1 解析に用いた格子

本研究では、揚力ロータが前進率0.4の条件で解析を行った。表 4に解析条件を示す。本解析では揚力ロータ、推進プロペラ共に回転数は一定とし、表 4に示すような推力を満足するようにコレクティブピッチ角をトリム解析で求めた[11]。

表 4 解析条件

揚力ロータ回転数	1105.2 rpm
推進プロペラ回転数	1432.4 rpm
揚力ロータ推力, $T_r$	784.5 N
推進プロペラ推力 $T_p$	1065.4 N
一様流流速, $V$ [m/s]	55.6 m/s
一様流マッハ数, $M$ [-]	0.163[-]
揚力プロペラ翼端速度, $V_{tip}$	150.0 m/s
揚力ロータブレードピッチ角	トリム解析により変動
推進プロペラブレードピッチ角	トリム解析により変動
推進プロペラ位置, $y/R$	-1.5, -1.0, -0.5, 0.0, 0.5, 1.0, 1.5

推進プロペラの横方向（ $y$ 軸方向）の位置をパラメータとし、位置は推進プロペラ位置 $y$ をロータ半径 $R$ で除した $y/R$ で表し、揚力ロータ中心位置を $y=0$ として-1.5から1.5まで0.5刻みで変化せた。推進プロペラは、揚力ロータ中心から $1.8R$ 後方に配置した。なお先述の前進率と推力、推進プロペラの後方位置は文献14を参考にした。

揚力ロータ推力、推進プロペラ推力、座標軸の定義を図 2に示す。一様流 $V$ は $X$ 軸正の方向である。揚力ロータ推力 $T_r$ 、推進プロペラ推力 $T_p$ はそれぞれ、 $Z$ 軸正の方向、 $X$ 軸負の方向である。

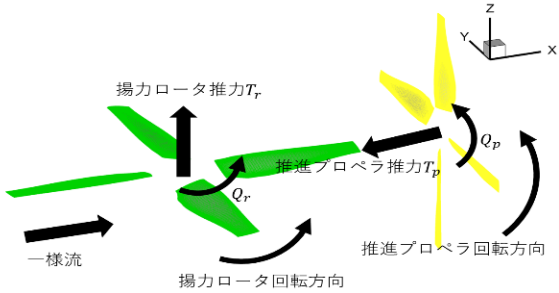


図 2 座標系の定義

3. 解析結果及び考察

3. 1 推進プロペラ効率の変化

解析によって得られた推進プロペラ単体とロータ-プロペラ形態での $y/R=-1.5\sim1.5$ におけるコレクティブピッチ角を図 3、推進プロペラ効率を図 4に示す。ここで推進プロペラ効率 $\eta$ は推進プロペラの推力 $T_p$ 、必要パワー $P$ を用いて次式から算出した[21]。

$$\eta = \frac{T_p V}{P}$$

(1)

図 3より $y/R=-0.5, -1.0, -1.5$ , すなわち、ロータブレードの後退側に推進プロペラが位置する場合、推進プロペラ単体よりもピッチ角が大きい。 $y/R=0.0$ では、プロペラ単体の必要ピッチ角から最も必要ピッチ

角が増加している。それに対して $y/R=0.5, 1.0, 1.5$ , すなわち、ロータブレードの前進側に推進プロペラが位置する場合、推進プロペラ単体よりもピッチ角が小さい。これらの結果より、揚力ロータの前進側と後退側で、揚力ロータの後流が推進プロペラの空力に与える影響が異なることがわかる。

図 4よりロータ-プロペラ形態は推進プロペラ単体と比べて $y/R=1.0$ で最も効率が良く、 $y/R=0.0$ で最も効率が悪い。推進プロペラの推力はトリム解析により一定であるので、推進プロペラトルク $Q_p$ が変化して効率に影響を及ぼしている。また、本解析結果より、ロータ中心から $1.5R$ 横方向に配置することで、プロペラ効率はロータ後流の影響をほとんど受けないことがわかった。なおロータ性能は推進プロペラ位置に関わらず一定であった。

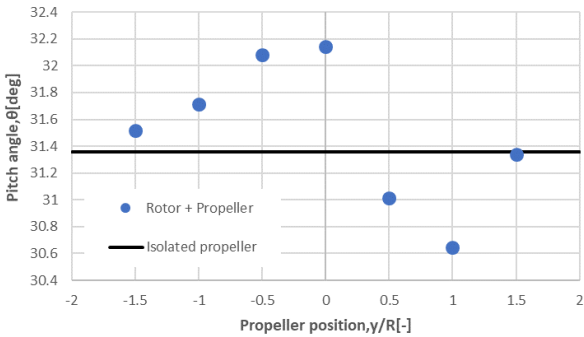


図 3 推進プロペラ位置によるピッチ角の変化

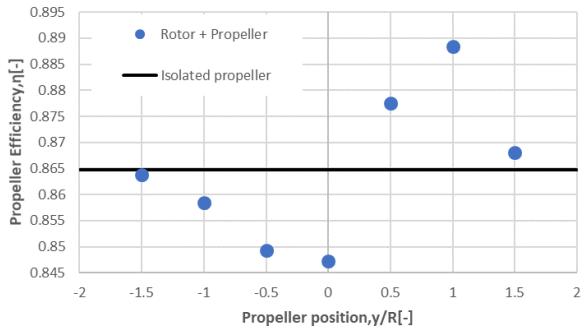


図 4 推進プロペラ位置による効率の変化

推進プロペラ位置により、ピッチ角が変わる要因としてロータ後流の影響が考えられる。図 5に $y/R=0.0, y/R=1.0$ のケースでの翼端渦の可視化図を示す。 $y/R=0.0$ では、プロペラ面はロータ後流の中に存在し、丸印で示すように揚力ロータの前進側と後退側で生じている翼端渦が推進プロペラに干渉している。一方、 $y/R=1.0$ では、プロペラ面の半分側であるブレードが、上方に回転する側がロータ前進側の後流中に存在し、前進側で放出された翼端渦が干渉している。

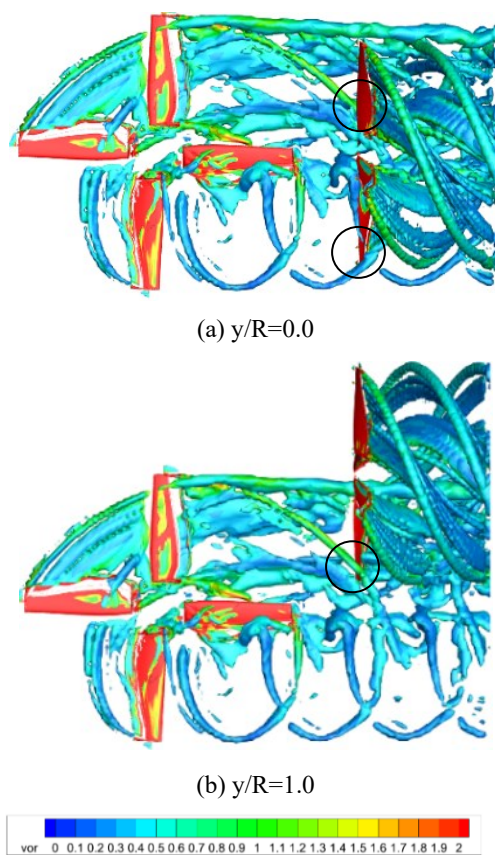


図 5 翼端渦の流れ場

揚力ロータからの後流の影響を確認するため、揚力ロータブレード端と推進プロペラ中心の中間位置である $X=1.5\text{m}$ 、 $Z=0.0\text{m}$ での音速で無次元化した $Z$ 方向の流速 $w$ の分布を図 7 に示す。 $y/R=-0.5$ 付近から $y/R=1.0$ にかけて負の方向の流速が確認できる。これはロータ前進側より発生した吹き下ろしである。図 6 に示すように推進プロペラ中心が $y/R=0.0$ のケースでは方位角 $0\sim180[\text{deg}]$ の領域において $Z$ 方向の流速とブレードの回転方向が一致することになる。これによりプロペラブレード上の相対速度が小さくなり、それを補うためにピッチ角が大きくなると考えられる。一方推進プロペラ中心が $y/R=1.0$ のケースでは方位角 $180\sim360[\text{deg}]$ の領域において $Z$ 方向の流速とブレードの回転方向が反対となるため相対速度が大きくなり、設定推力を得るためのピッチ角が小さくなり、効率が良くなると考えられる。

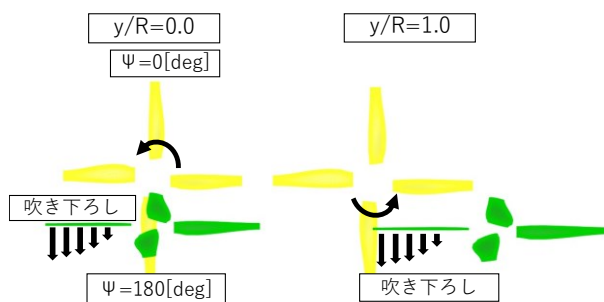


図 6 揚力ロータの吹き下ろしと推進プロペラブレードの干渉の概念図

図 8 に揚力ロータ単体での解析の $x=1.5\text{m}$ での $Z$ 軸、 $Y$ 軸に対する $X$ 軸方向の流速を示す。横軸はプロペラ半径で無次元化している。 $y/Rp=0.6, 1.0$ 付近で流速が急激に減少していることがわかる。これは図 5 の翼端渦の流れ場で示すように、揚力ロータのブレードから発生する翼端渦によるものである。図 8 (a) より、ロータ前進側後方にあたる $y/Rp$ が正の方向では、プロペラに流入する平均速度が減速されている。逆に、 $y/Rp$ が負の方向（ロータの後退側）では、加速されている。これはロータ面に対して水平な位置にプロペラを配置した場合、プロペラブレードの方位角において局所的に進行率が異なることを意味する。つまり、各方位角でブレード翼素に対する流入角が変動している。図 8 (b) より、プロペラへの流入速度の変化はロータ同一平面である図 8 (a) よりも変動幅が小さい。プロペラ上面と下面では、プロペラ半径の $0.5$ 倍の範囲で翼端渦の存在による急激な変化が見られるが、ロータ同一平面ほど大きな変動ではない。 $y/Rp=-1.0\sim0.0$ と $y/Rp=0\sim1.0$ 、 $z/Rp=-1.0\sim0.0$ と $z/Rp=0.0\sim1.0$ でのプロペラへの流入速度を平均すると、 $y/Rp=-1.0\sim0.0$ では $0.9\%$ 加速、 $y/Rp=0\sim1.0$ では $1.5\%$ 減速、 $z/Rp=-1.0\sim0.0$ では変化なし、 $z/Rp=0.0\sim1.0$ では $0.3\%$ 加速されている。同一平面上では流入速度に $1\%$ 程度の変動が生じ、面外でのそれはほとんど変化がない。



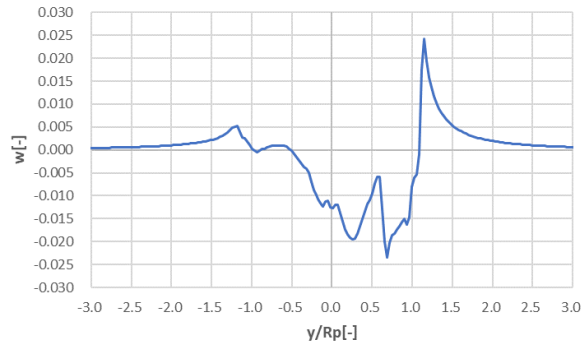
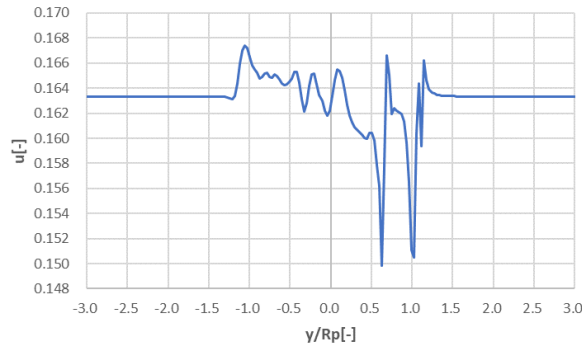
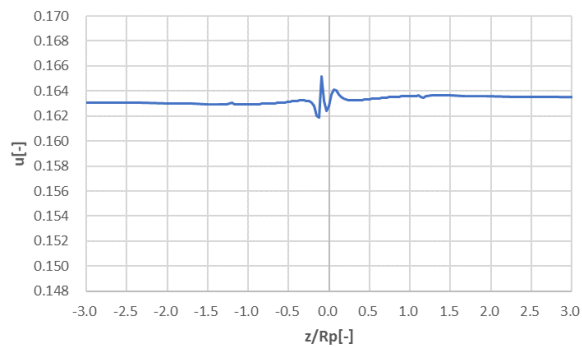


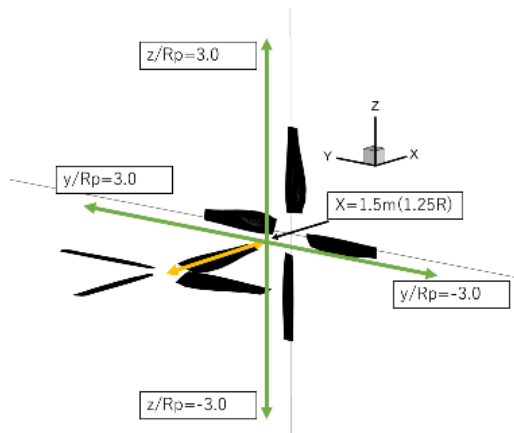
図 7 ロータ単体のZ軸方向の無次元流速分布  
( $x=1.5\text{m}$ ,  $z=0.0\text{m}$ )



(a) Y軸における速度分布



(b) Z軸における速度分布

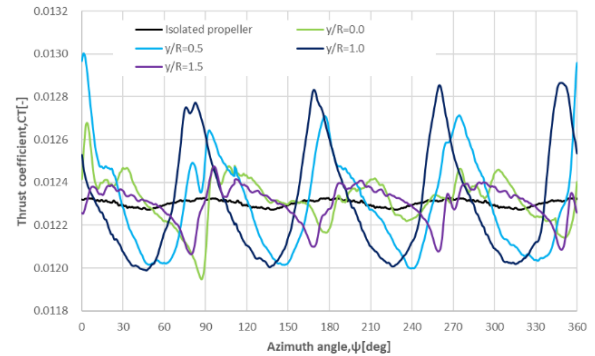


(c) グラフの位置関係

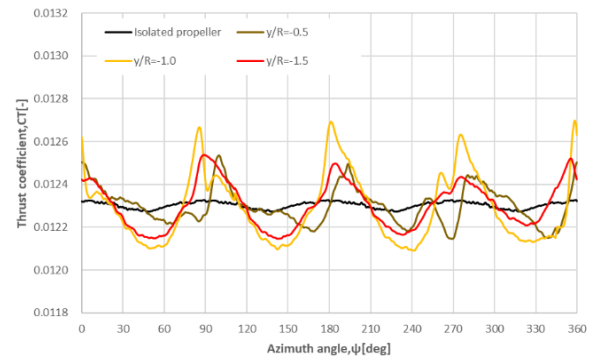
図 8 揚力ロータ単体の $X=1.5$ における無次元流速分布

### 3. 2 プロペラの空力変動への影響

図 9 に推進プロペラ1回転分の推力係数の変動を示す。図中の黒線はプロペラ単体の変動を示している。全てのケースにおいて、ロータ後流中に配置されたプロペラの空力変動はプロペラ単体の空力変動よりも大きくなっている。また、推進プロペラの空力変動は、揚力ロータとの位置関係によって変動特性が異なり、揚力ロータのブレード前進側に推進プロペラが配置されているときに変動量が大きくなる傾向にある。本解析条件において、変動量が小さい配置は $y/R=0.0$ であった。最大振幅が発生している $y/R=1.0$ は、 $y/R=0.0$ での振幅と比較するとおよそ3倍の振幅である。



(a)  $y/R=0.0\sim1.5$



(b)  $y/R=-1.5\sim-0.5$

図 9 推進プロペラ1回転あたりの推力係数 $C_T$

図 10 に推進プロペラの $0.75R$ 位置における垂直力係数である $c_n M^2$ を示す。垂直力係数はブレード断面垂直力 $f$  [N/m], 空気密度 $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>], 音速 $a$  [m/s], ブレードコード長 $c$  [m]を用いて式(2)のように計算される。

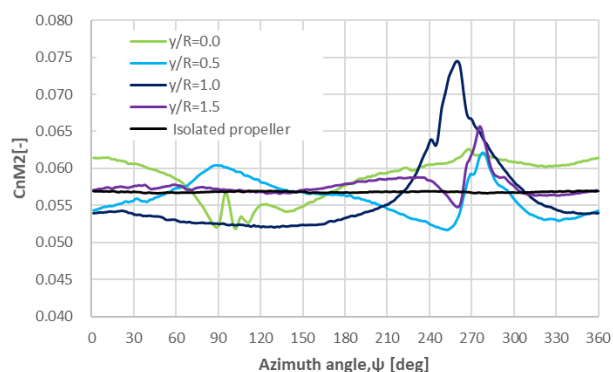
$$c_n M^2 = \frac{f}{\frac{1}{2} \rho a^2 c} \quad (2)$$

図 10(a)にプロペラ横配置 $y/R=0\sim1.5$ の結果を、図 10 (b)に $y/R=-0.5\sim1.5$ の $0.75R$ 位置における $c_n M^2$ のプロペラブレード1回転の変動を示す。図 10(a)と(b)にはプロペラ単体時の $c_n M^2$ の変動も示している。図 10 (a)より、 $y/R=0.0$ を見ると、ロータ前進側後方にあた

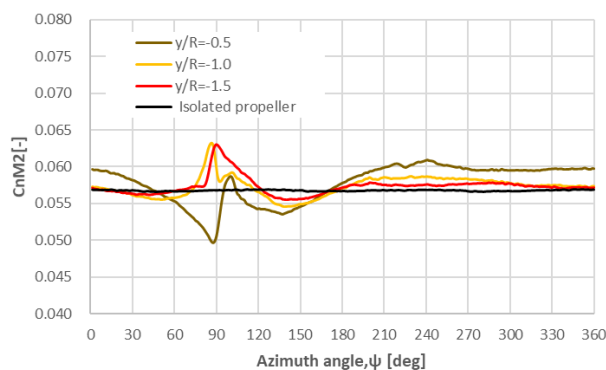
るプロペラブレード方位角0度から180度の範囲（ブレードが上方から下方に回転）において、上方からロータ面内に向かうにつれて $c_n M^2$ が減少している。これは図 7に示すように、ロータの吹き下ろしによるプロペラブレードに対する動圧減少の影響と考えられる。また、90度位置で急激な変動が見られるが、これはロータの翼端渦との干渉であり、翼端渦による急激な吹き上げ及び吹き下ろしの影響である。さらに下方に回転していく際には、ロータの吹き下ろしの影響による動圧減少の影響が小さくなることから徐々に $c_n M^2$ が増加していき、プロペラ単体と同等の $c_n M^2$ にもどる。ロータ後退側後方にあたるプロペラブレード方位角180度から360度の範囲（ブレード下方から上方に回転）においてはその逆であり、図 7より、0.75R付近ではロータの吹き下ろしの影響はロータ前進側後方と比べると小さく、必要ピッチ角が増加しているため、増加していると考えられる。

上記と同様の考え方で振幅の大きい $y/R=1.0$ の変動を見ると、方位角240度から270度で急激に $c_n M^2$ が増加している。これは、図 6と図 7に示すように、プロペラブレードが下方から上方に回転する方位角に相当し、ロータの吹き下ろしはプロペラブレードの動圧を増加させるためである。また、 $y/R=-1.0$ のロータ後退側に推進プロペラが位置する場合は、図 7に見られるように吹き上げが生じており、プロペラが上方から下方に回転する90度付近で最も動圧が高くなるため、 $c_n M^2$ が増加する。

これらのように、プロペラ回転面左右で非対称な流れ場となっており、その影響はロータに対するプロペラの位置関係によって、プロペラの空力変動特性が変化することがわかった。



(a)  $y/R=0.0\sim 1.5$



(b)  $y/R=-1.5\sim -0.5$

図 10 推進プロペラ0.75Rの位置における $c_n M^2$

#### 4. まとめ

揚力ロータに対する推進プロペラの位置の違いによる空力特性について、CFD解析を用いて検討した結果、以下の知見を得た。

- 揚力ロータ後方に配置された推進プロペラは揚力ロータの後流によって、所定の推力を発生するためのピッチ角及び必要パワーが変化する。
- 揚力ロータ後流による推進プロペラへの空力干渉の影響は揚力ロータに対する推進プロペラの横方向の配置によって異なり、プロペラ回転面への非対称な流れ場によるものである。
- 最も振動が小さいプロペラ配置はロータ中心位置とプロペラ中心位置が流れ方向に同一の場所であるが、効率がプロペラ単体と比較しておよそ2%低下する。軸方向の振動特性とプロペラ効率の間でのトレードオフが示唆された。

今後はさらなる揚力ロータと推進プロペラの空力干渉現象の理解を深めるため、前進率をパラメータとしたCFD解析を実施し、知見を獲得していく。

#### 参考文献

- [1] 国土交通省, “空の移動革命に向けた官民協議会”. [https://www.mlit.go.jp/koku/koku\\_tk2\\_000007.html](https://www.mlit.go.jp/koku/koku_tk2_000007.html). [アクセス日: 2025年4月30日].
- [2] 国土交通省航空局, “資料5 空飛ぶクルマについて”, 2021. <https://www.mlit.go.jp/common/001400794.pdf> [アクセス日: 2025年4月30日]
- [3] Moore, M. D. “NASA Puffin Electric Tailsitter VTOL Concept”, 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, AIAA, 2013.
- [4] 保江, 浦, 菅原, “次世代エアモビリティの社会受容性向上に向けた取り組み”, 第61回飛行機シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 2023.
- [5] PwCコンサルティング合同会社, “空飛ぶクルマの法規制動向”, ReAMoプロジェクト第4回制

- 度・標準化に関する意見交換会（空飛ぶクルマ）  
講演資料, NEDO, 2024.
- [6] “eVTOL Aircraft Directory”, The Vertical Flight Society. <https://evtol.news/aircraft>. [アクセス日: 2025年4月30日].
- [7] Diaz, P. V. and Yoon, S., “Computational Study of NASA’s Quadrotor Urban Air Taxi Concept”, AIAA Scitech 2020 Forum, AIAA paper 2020-03-2, Orlando, FL, Jan 6-10, 2020.
- [8] Healy, R., Gandhi, F., Mistry, M., and Duffy, M., “A Computational Investigation of Multi-Rotor Interactional Aerodynamics with Hub Lateral and Longitudinal Canting”, Proceedings of Vertical Flight Society 76th Annual Forum, VFS International Paper 76-2020-0323, Virtual, Oct. 5-8, 2020.
- [9] Stokkermans, T. C. A., Usai, D., Sinnige, T., Veldhuis, L. L. M., “Aerodynamic Interaction Effects Between Propellers in Typical eVTOL Vehicle Configurations”, Journal of Aircraft, Vol. 58, No. 4, July-Aug. 2021.
- [10] Zanotti, A. and Algarotti, D., “Aerodynamic Interaction Between Tandem Overlapping Propellers in eVTOL Airplane Mode Flight Condition”, Aerospace Science and Technology, Volume 124, May 2022.
- [11] Sayama, Y., Hayami, K., Tanabe, Y., Sugawara, H., and Kameda, M., “Performance of a Dual-controlled Rotor in Level Flight”, Proceedings of 47th European Rotorcraft Forum, Royal Aeronautical Soc. Paper No. 95, United Kingdom, Sept. 7-9, 2021.
- [12] 佐山, 菅原, 田辺, 亀田, “前進飛行中のマルチロータの空力特性に及ぼす後方ロータ上下位置の影響”, 第54回流体力学講演会／第40回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, JSASS-2022-2033-F/A, 2022.
- [13] 保江, 浦, 菅原, 池田, 中北, 林, 飯島, 中島, 杉岡, 岸, 田辺, 杉浦, 木村, 小曳, “次世代エアモビリティの社会受容性向上に向けた取り組み”, JSASS-2023-5181-3B03, 第61回飛行機シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 2023.
- [14] 菅原, 田辺, 保江, 弓野, 亀田, “電動垂直離着陸機概念検討モデルの構築”, JSASS-2023-5182-3B04, 第61回飛行機シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 2023.
- [15] 弓野, 菅原, 田辺, 亀田, “Multirotor Lift Off set (MRLO)を用いたマルチロータの空力性能解析”, JSASS-2023-5020-1B07, 第61回飛行機シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 2023.
- [16] Tanabe, Y., Sugawara, H., Yasue, K., Yumino, T., and Kameda, M., “A Compact and Efficient eVTOL Design Utilizing Multirotor Lift-Offset during Cruising Flight”, Proceedings of VFS 6th Decennial Aeromechanics Specialists’ Conference, Santa Clara, CA, USA, Paper eVTOL-3, Feb. 6–8, 2024.
- [17] X. W. W. L. L. Changning Chen, “Aerodynamic Simulation of a Cargo UAV”, Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2023) Proceedings, 2023.
- [18] X. W. L. Changning Chen, “Aerodynamic Interaction Analysis of Various Propellers on a Lift-Thrust Hybrid Configuration eVTOL Aircraft”, Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2024, 2024.
- [19] Tanabe, Y., and Saito, S., “Significance of all-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations”, Proceedings of 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics Paper 23, Nanjing, China, Oct. 2009.
- [20] 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA), “rFlow3Dマニュアル Vre.4.0”, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA), 2023.
- [21] “航空工学講座6 プロペラ”, 日本航空技術協会, 2018, p. 11.