

マルチコプタのロータ間の空力干渉

田辺安忠, 青山剛史, 杉浦正彦 (宇宙航空研究開発機構), 菅原瑛明 (株) 菱友システムズ), 砂田茂 (大阪府立大学), 米澤宏一 (大阪大学), 得竹浩 (金沢大学)

Aerodynamic Interactions Between Rotors on a Multi-Copter Drone

by

Yasutada Tanabe, Takashi Aoyama, Masahiko Sugiura(JAXA), Hideaki Sugawara (Ryoyu Systems co., Ltd.), Shigeru Sunada (Osaka Prefecture Univ.), Koichi Yonezawa (Osaka Univ.), and Hiroshi Tokutake (Kanazawa Univ.)

ABSTRACT

Aerodynamic interactions between 6 rotors on a multi-copter type drone are numerically simulated. The pitch angle of the rotor blades and the distance between the rotors are varied. It is found that 2-6/rev fluctuations in the resultant forces and moments are significant due to the interactions between these 6 rotors. These oscillating forces and moments are considered to be the main sources of vibrations on the multi-copter type drone. The thrust of the drone is controlled by change of the rotor pitch and the fluctuations change in nearly same proportion with the resultant thrust. When the distance between the rotor is below half of the rotor radius, the intensity of the interaction increases abruptly to about 3 times while the rotor performance improves about 20% compared with the wide rotor distance cases.

1. はじめに

マルチロータ型ドローン (マルチコプタとも呼ばれる) はその機構の簡易さと MEMS センサの進歩などを受けて急速に普及しており、近年は橋梁等の施設点検や農薬散布、郵便物配達などの用途にも利用されつつある。また、安全の確保と産業の健全な発展を目的として運用について法的な整備も進められている。ロータ数は4個あれば、制御可能な機体を構成することができるが、フェイルセーフの見地やペイロードの確保などから、6つ以上のロータ数を持つ機体も多数開発されている。

マルチコプタの代表的な用途は空中からの撮影と監視であるが、マルチコプタにカメラなどを搭載する場合は機体の振動が原因でダンパやジンバル機構の装備が必要になることが多い。振動の原因はプロペラやモータ等の回転体の機械的なバランスが不十分な場合もあるが、ロータ間の空力干渉によって発生することも知られており、経験的にロータ間の間隔を変えて、振動の少ない機体を構成してきた。

現在ロータの回転数を制御する代わりに、ロータのピッチ角を変えて、より高応答な飛行制御を実現しようとする研究が進められている[1]。回転数一定の条件では、ピッチ角の変化とほぼ線型的に推力を変えることができる。機構が少し複雑になるが、モータとプロペラの回転慣性モーメントと比べたらロータ・ブレードだけのフェザリング・モーメントが圧倒的に少ないので、より高効率で高応答の機体制御が可能になる。また、飛行速度や風に応じてピッチ角を変えればよいので、回転数を増加させるよりも必要パワーが減少する。

本研究では6つのロータ間の空力干渉について、ピッチ角の変化とロータ間隔の変化による加振力の変化を数値シミュレーションによって調べたので、その結果について報告する。なお、ピッチ角変化による空力干渉の変化については、参考文献[2]に報告されているが、本報告では比較のため、主な結果について一部再掲する。

2. 数値計算手法

JAXA では回転翼航空機用の統合解析ツールとして rFlow3D という回転翼の空力・弾性・トリムの連成解析プログラムを開発している[3]。複数の回転翼を同時に解析できる能力を生かして、今回は6つのロータを有する機体の空力計算を試みた。

rFlow3D の計算手法は移動重合格子法である[4]。ロータ・ブレードの枚数分の内部格子をブレード周りに形成し、ブレードの回転や弾性変形に合わせて移動・変形をし続ける。また、ヘリコプタの胴体は複雑な形状をしている場合が多く、胴体周りの格子は非構造格子も採用できるように拡張されている[5]。背景格子は直交格子を複数用いることができ、ブレードの回転領域や後流領域では密な格子を採用して、翼端渦を精度よく捉えられるようにしている。内部格子では移動格子に対応した非定常 Navier-Stokes 方程式を4次精度の mSLAU+FCMT スキーム[4, 6]で離散化し、ヘリコプタのような低速から遷音速領域が共存する流れ場に対応している。なお、mSLAU は SLAU スキーム[7]を移動格子系に適用できるように拡張したものである。また、ブレードの弾性変形は CFD で求めた空気力に基づいて、構造解析との弱連成手法で計算される。さらに目標となるロータ推力やモーメントと一致するように、ブレードの制御入力を変更し、トリムを取りながら、現実の飛行条件を再現できる。図1に rFlow3D の格子例と計算例を示す[5]。

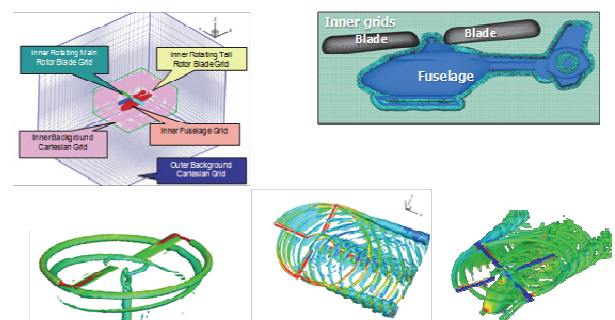


図1 rFlow3Dの重合格子と計算例[5]

表1 用いた rFlow3D の数値計算手法一覧

支配方程式	圧縮性 Navier-Stokes 方程式
空間離散化	Cell-vertex 有限体積法 (背景格子) Cell-centered 有限体積法 (ブレード格子)
時間積分法	4-stages Runge-Kutta 法 (背景格子) LU-SGS/LU-DUR 陰解法 (ブレード格子)
非粘性流束	mSLAU
再構築法	4th order Compact MUSCL TVD interpolation 法
乱流モデル	なし(擬似 DNS)

今回は初期計算段階で、ロータ間の干渉解析に集中する為にブレードを剛体と仮定し、ロータ以外はすべて除外した。本計算で採用した rFlow3D の計算手法を表 1 にまとめた。Reynolds 数は 2×10^5 のオーダーで、ブレード周りの流れ場は粘性層流が支配的であるため、乱流モデルを適用しなかった。

3. 計算結果

本研究で対象となるマルチコプタは図 2 に示すように、6つのロータがそれぞれ 2 枚のブレードを有しており、隣り合うロータは反対方向に回転している。合計 12 個のブレード周りの格子が内部背景格子の範囲内で回転移動している。

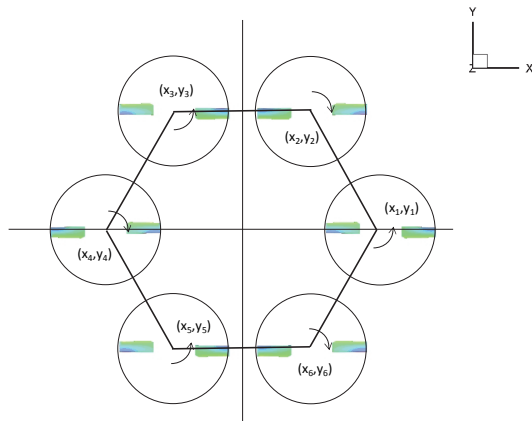


図 2 6つロータのマルチコプタの配置

ロータに発生する力とモーメントは式 (1) のように無次元化している。

$$\begin{aligned} C_X &= X / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2) \\ C_Y &= Y / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2) \\ C_Z &= C_T = Z / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2) \\ C_{MX} &= M_X / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2 R) \\ C_{MY} &= M_Y / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2 R) \\ C_{MZ} &= -C_Q = M_Z / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2 R) \\ C_P &= P / (\rho \pi R^2 V_{tip}^3) = C_Q \end{aligned} \quad (1)$$

また、6つのロータの合計力とモーメントは式 (2) のように計算される。

$$\begin{aligned} X_{sum} &= \sum_{i=1}^6 X_i \\ Y_{sum} &= \sum_{i=1}^6 Y_i \\ Z_{sum} &= \sum_{i=1}^6 Z_i \\ M_{X_sum} &= \sum_{i=1}^6 M_{X_i} + \sum_{i=1}^6 Z_i Y_i \\ M_{Y_sum} &= \sum_{i=1}^6 M_{Y_i} + \sum_{i=1}^6 -Z_i X_i \\ M_{Z_sum} &= \sum_{i=1}^6 M_{Z_i} + \sum_{i=1}^6 \{-X_i Y_i + Y_i X_i\} \end{aligned} \quad (2)$$

3. 1 ピッチ角変化に伴う空力干渉の変化

ピッチ角変化の影響を調べる際に使った格子の様子を図 3 に示す。可変ピッチのプロペラのモデルは簡易的に既存のラジコンヘリのテールロータを利用した。ロータ半径を 1 m とかなり大型な無人機をイメージし、ロータ・ブレードは構造的なねじりが入っておらず、翼端速度も通常のドローンよりも若干速い翼端マッハ数 0.5 とした。表 2 にピッチ変化のあるロータの飛行条件をまとめた。

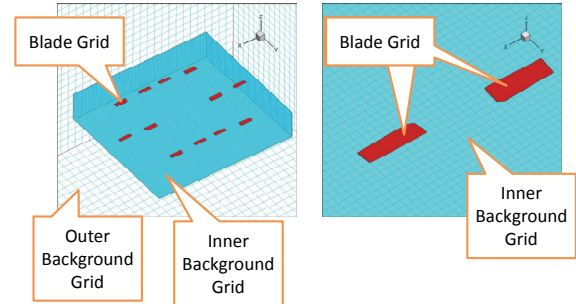


図 3 可変ピッチの 6つロータの計算格子

表 2 可変ピッチのマルチコプタの計算条件

Flight speed	0 [m/s] (Hovering)
Reynolds number based on sonic speed	2.328e7 [m]
Rotor tip Mach number	0.5
Rotor radius	1 [m]
Pitch angle	4, 8, 12 [deg]

それぞれのピッチ角における流れ場の様子と計算結果の詳細は参考文献[2]を参照されたい。ここでは主な結果のみ再掲する。

図 4 に 6つのロータの合計推力のピッチ角による変化を示す。ピッチ角が大きい側で推力の増加率が若干増えている。

図 5 にピッチ角 8 度の時の機体全体に働く X、Y、Z 軸方向の力とモーメントを示す。一回転の間に、ほぼすべての力成分に大きな変動が 2 回、小さい変動が 4 回見られ、すべてのロータが同じ位相で回っているため、ロータの先端が 2 回接近するタイミングで大きな変動が生じていると考えられる。実際の機体では、位相がばらばらになるため、一回転内に 6 回の変動が生じるが、大きな変動が生じるかは不確かになると思われる。これはロータ間の空力干渉によって発生しているものと考えている。

図 6 に 6つロータの合計 6 分力の変動量のピッチ角変化を示す。ローリング・モーメント (CMX) が他と異なる傾向を示しているが、ほぼすべての分力では、変動量がピッチ角とともに増加している。

変動量の平均推力に対する割合を調べるためにすべての変動量を平均推力で割ったものを図 7 に示す。モーメントについては代表長さはロータの半径であるので、推力に半径をかけた量に対する割合として見る事ができる。推力変動は推力が小さい時に割合が大きいが、他の成分では、特に平均推力が大きい側では、変動の平均推力に対する割合があまり変わらないように見える。設計点のピッチ角 8 度あたりでは、推力の変動は 2% 弱、前後左右の力の変動は 0.2% 程度で、ローリング・モーメントとピッチング・モーメントについては、4% 程度もあり、推力の変動と 2 方向のモーメントの変動が主な機体振動の原因になっていると結論できる。

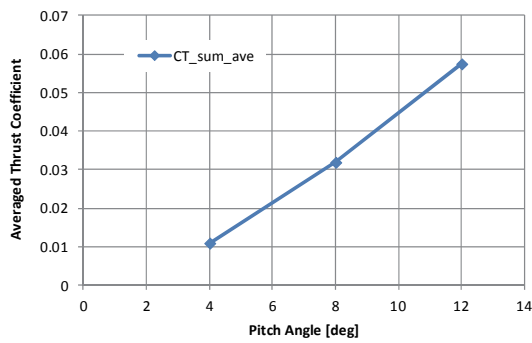


図4 ピッチ角による合計推力係数の変化

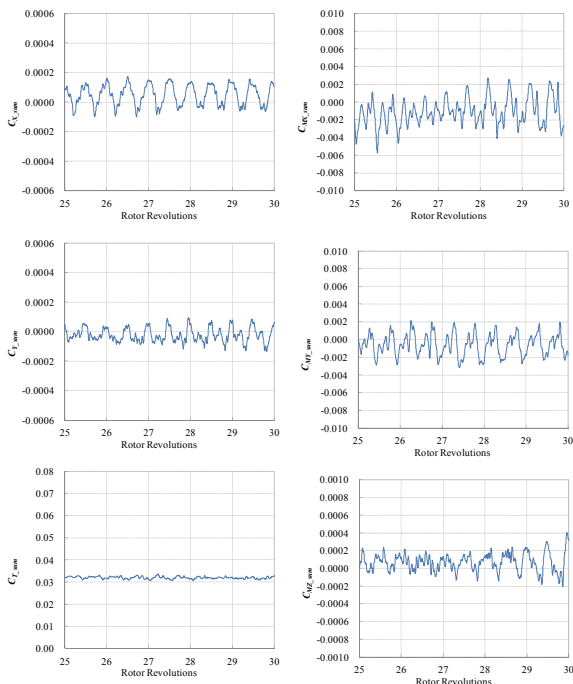
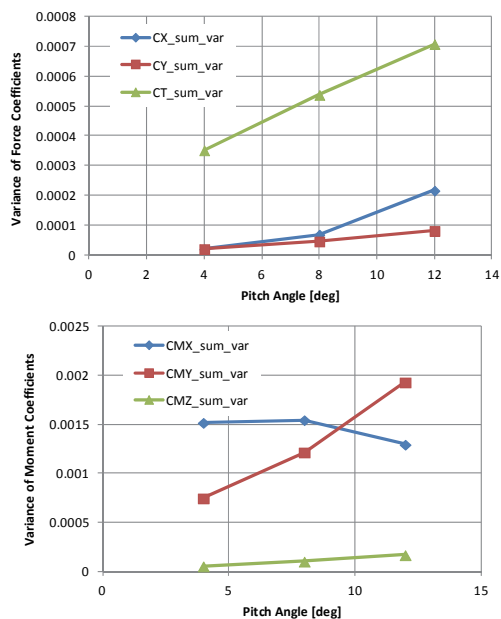
図5 ピッチ角 8° の時の6分力の変動の様子(左列は力、右列はモーメント)

図6 ピッチ角による6分力の変動レベルの変化

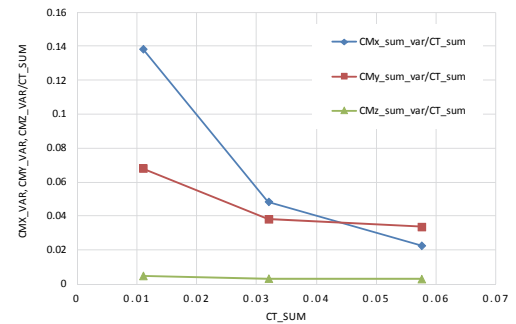
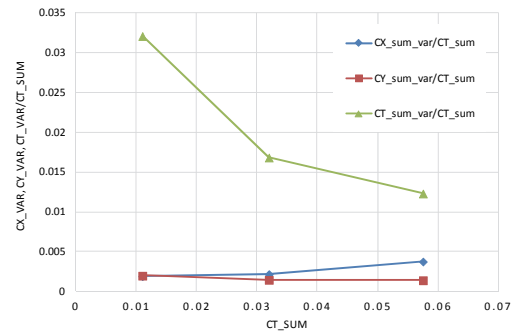


図7 平均推力に対する変動の割合

3.2 ロータ間隔変化に伴う空力干渉の変化

図8に示す試作した可変ピッチのマルチコプタを対象にロータ間隔が変化した場合の影響について解析を行った。図9に試作機のロータ・ブレードの形状と諸元データを示す。設計上のロータの翼端速度は 100m/s である。試作機のロータ間隔は 6.3cm で、約 $0.38R$ である。

ロータ間隔を $0.25R$ から $1.00R$ の間で変化させ、マルチコプタの空力特性の変化について調べた。表3にロータ間隔のケース表を示す。試作機の値を入れて、5ケースについて解析を実施した。

表4に採用した重合格子の背景格子の範囲を示す。また、表5に計算格子の点数を示した。今回は比較的粗い格子であるが、合計約10百万点以上の格子点である。



図8 可変ピッチのマルチコプタ試作機

表3 ロータ間隔ケース表

Case No.	ロータ間の間隔 d [D]	中心からロータ中心までの距離	備考
1	約 $0.38R$	0.39300 m	オリジナル
2	$0.25R$	0.37150 m	
3	$0.50R$	0.41250 m	
4	$0.75R$	0.45375 m	
5	$1.00R$	0.49500 m	

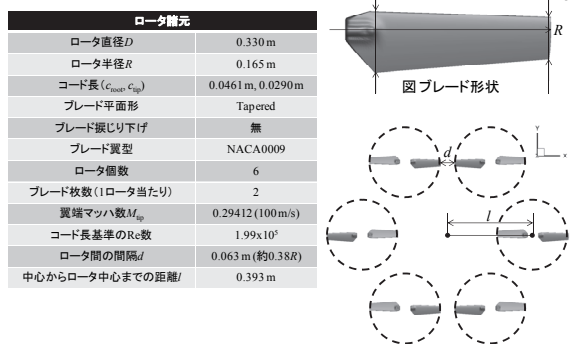


表4 外部と内部背景格子の範囲

	X	Y	Z
Outer background grids	3.30 (20R)	3.30 (20R)	3.30 (20R)
Inner background grids (org, 0.25R)	1.281 (7.76R)	1.281 (7.76R)	0.4125 (2.5R)
Inner background grids (0.5R, 0.75R, 1.0R)	1.485 (9.0R)	1.485 (9.0R)	0.4125 (2.5R)

表5 計算格子の点数

	I	J	K	Grid points
Outer background grids	101 (X)	101 (Y)	101 (Z)	1,030,301
Inner background grids (org, 0.25R)	221 (X)	221 (Y)	71 (Z)	3,467,711
Inner background grids (0.5R, 0.75R, 1.0R)	257 (X)	257 (Y)	71 (Z)	4,689,479
Blade grids	91 (Span)	101 (Chord)	51 (Normal)	468,741

Grid space of inner background grid : $0.2c_{\text{tip}}$ Total grid points : 10,122,904
Total grid points : 11,344,672

図10に計算格子の平面配置を示す。また、図11に立体的な格子配置の様子を示す。今回の計算ではブレードのピッチ角を 10° に固定している。

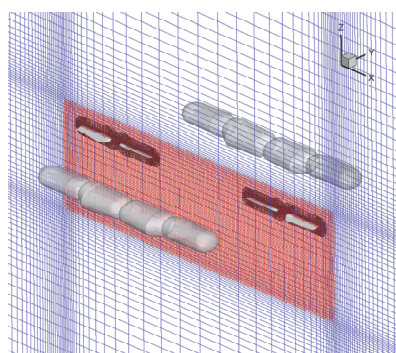
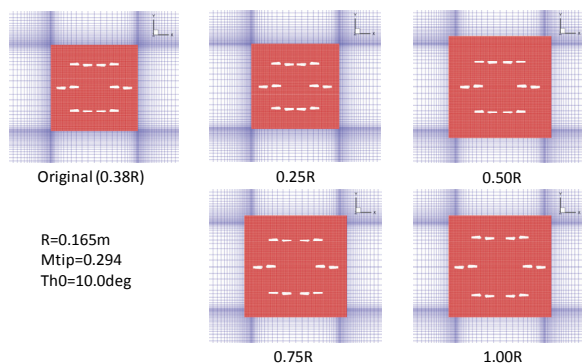
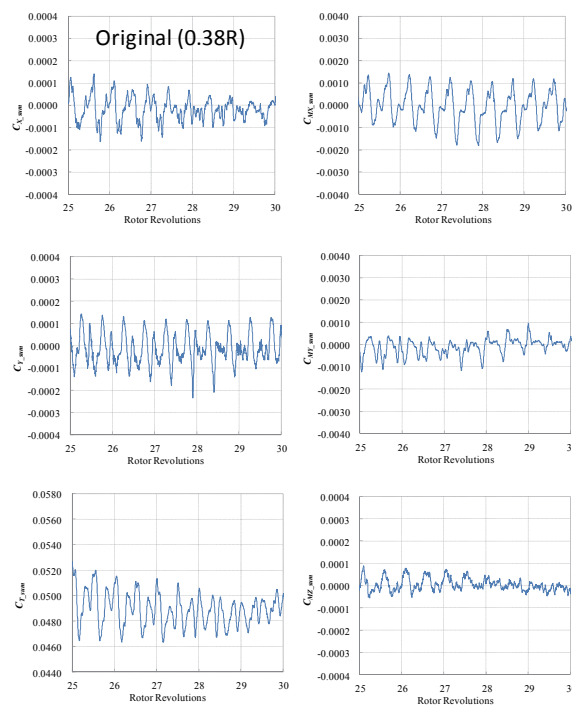
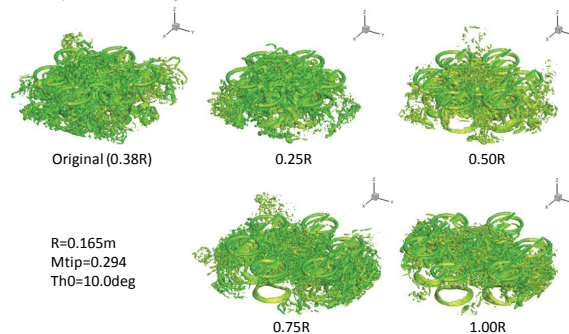


図12に同じブレード位相位置におけるロータ間隔の異なるケースの翼端渦の様子を示す。ロータ間隔が狭い場合は中央部により複雑な翼端渦の変化が見られ、高いレベルの空力干渉が発生しているとみられる。

図13から図17まで異なるロータ間隔のマルチコプタの6分力の変動の様子を5回転分示している。ロータ間の干渉によって、特にロータ間隔が狭いケースでは長周期的な変動も観察される。



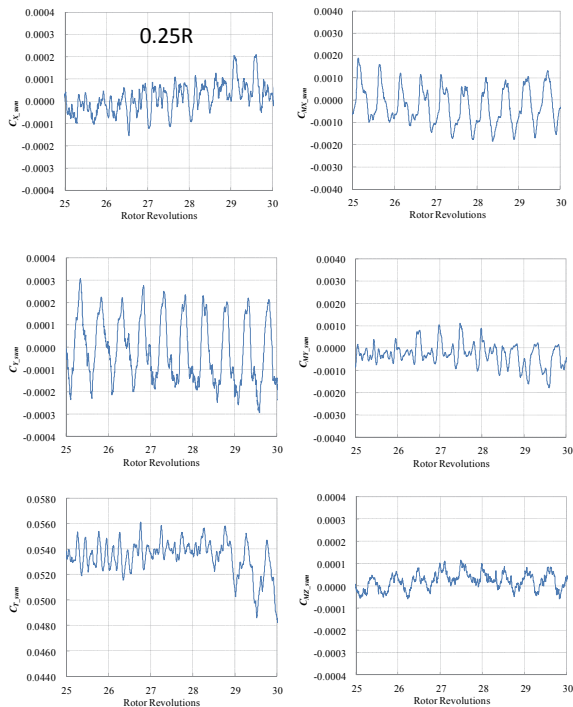


図 14 ロータ間隔 0.25R 時の 6 分力の変動

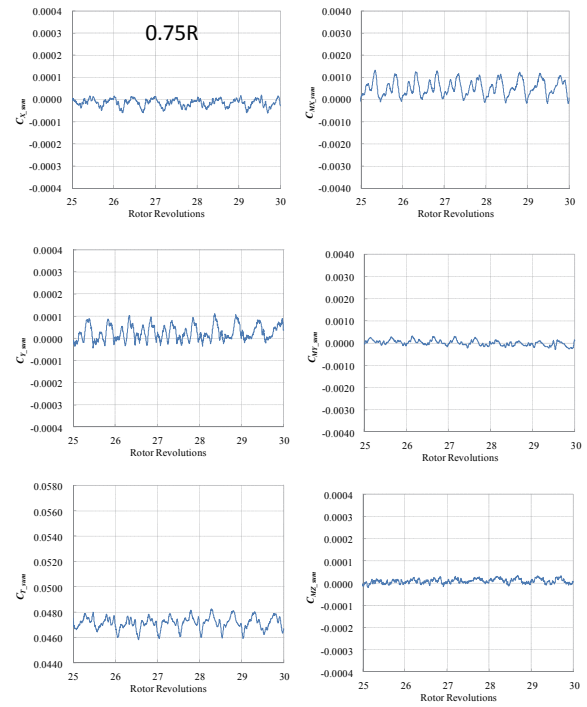


図 16 ロータ間隔 0.75R 時の 6 分力の変動

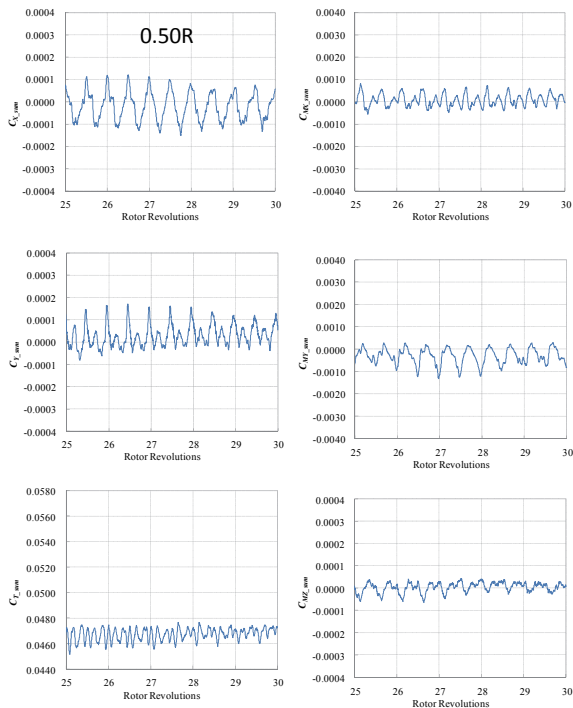


図 15 ロータ間隔 0.50R 時の 6 分力の変動

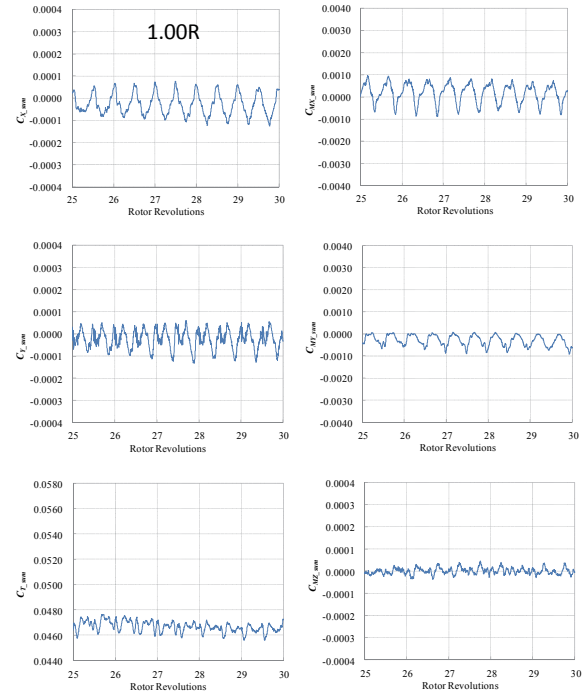


図 17 ロータ間隔 1.00R 時の 6 分力の変動

図 18 にロータ間隔による合計 6 分力の 5 回転分の平均値の変化を示す。推力以外は基本的にすべて合計ゼロとなるのが理想的であるが、長周期的な変動により、若干のずれが見られた。

図 19 にロータ間隔による 6 分力の変動値への影響を示す。特に推力の変動、及びローリング・モーメントとピッチング・モーメントの変動が顕著であるが、ロータ間隔が 0.5R を境に急激に約 3 分の 1 に減少することが見られた。ロータ・ブレードの設計によって翼端渦のサイズと強さに差が出るので、一般的な数字とは断言できないが、ある程

度のロータ間隔を確保すれば、空力干渉による振動の発生が少ない機体の設計が可能であることが分かる。

ロータ単体当りの空力性能がロータ間隔から受ける影響を図 20 に示す。ロータ間隔が $0.5R$ を境に、推力と共に必要パワーも小さくなっていることが分かる。また、図 21 にロータ単体の Figure of Merit (FM) とロータ間隔との関係を示すが、ロータ間隔が狭い方はロータ性能が向上している。約 2 割の性能向上まで見られるが、加振力が 3 倍に増大することを考慮して設計を決める必要があると思われる。

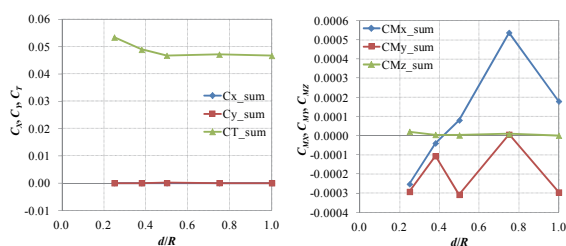


図 18 ロータ間隔による 6 分力の平均値への影響

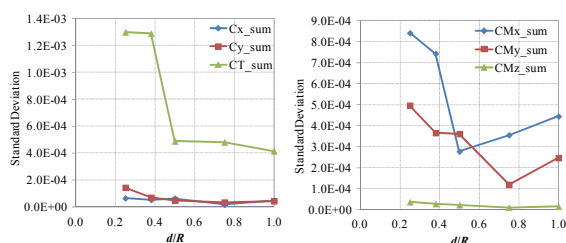


図 19 ロータ間隔による 6 分力の変動値への影響

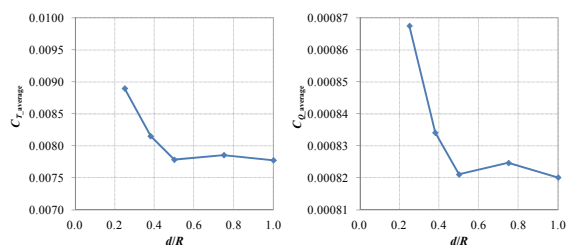


図 20 ロータ間隔によるロータ単体の空力変化

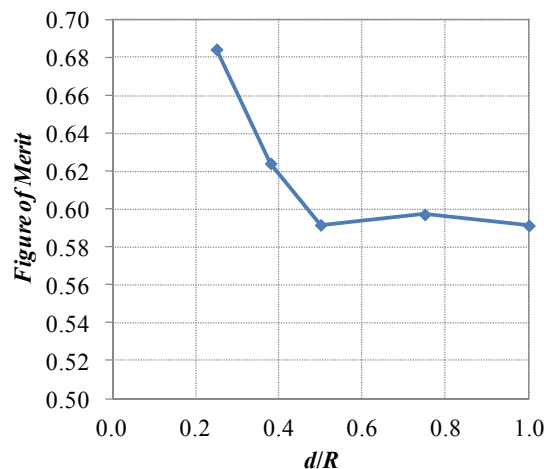


図 21 ロータ間隔によるロータ単体の性能変化

4. まとめ

6 つのロータを有するマルチコプタのロータ間の空力干渉を数値シミュレーションした。各ロータの翼端から発生

する翼端渦同士が干渉しあい、合計として、一ロータ回転に 6 回までの振動周波数が支配的な空力の変動があった。

ロータのピッチ角を変え、推力を変化させた場合、ほぼ推力の増加と線形的に振動レベルも上昇することが分かった。

ロータの間隔が $0.5R$ を超えると干渉レベルがほぼ一定になることが分かった。それより少ないと約 3 倍の空力変動に増幅された。また、ロータ間隔が狭い方は空力性能の向上が約 2 割まで見られた。

謝辞

本研究は、総合科学技術・イノベーション会議により制度設計された革新的研究開発推進プログラム (ImPACT) により、科学技術振興機構を通して委託されたものです。

参考文献

- [1] 砂田、田辺、米澤、得竹、“ピッチ角制御方式への変更とモータ集約化によるミニサーベイヤーの機動性向上—ミニサーベイヤーの利用拡大を目指して—”、ロボティクス・メカトロニクス講演会2016、パシフィコ横浜、2016年6月8日—11日。
- [2] 田辺、青山、杉浦、菅原、砂田、米澤、得竹、“マルチロータ型ドローンの空力特性のCFD解析”、ロボティクス・メカトロニクス講演会2016、パシフィコ横浜、2016年6月8日—11日。
- [3] Tanabe, Y., Saito, S., and Sugawara, H., "Construction and Validation of an Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction," 38th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, NL, September 4-7, 2012.
- [4] Tanabe, Y. and Saito, S., "Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations," The 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China. October, 2009.
- [5] Tanabe, Y., Saito, S., Takayama, O., Sasaki, D. and Nakahashi, K., A New Hybrid Method of Overlapping Structured Grids Combined with Unstructured Fuselage Grids for Rotorcraft Analysis, 36th European Rotorcraft Forum, Paris, France, September 9-11, 2010.
- [6] Yamamoto, S. & Daiguji, H., "Higher- Order- Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations," Computers & Fluids, Vol.22, No.2/3, pp.259-270, 1993.
- [7] Shima, E., and Kitamura, K., "Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds," AIAA Journal, Vol. 49, pp. 1693-1709, 2011.