

1C09 二重反転マルチロータ機の空力性能と空力騒音の数値シミュレーション

西野隆翔（名古屋大学）・菅原瑛明・田辺安忠（宇宙航空研究開発機構）・○砂田茂（名古屋大学）

Numerical Simulation on Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of a Quad Co-axial Rotors
Ryo Nishino(Nagoya University), Hideaki Sugawara, Yasutada Tanabe (JAXA), and Shigeru Sunada(Nagoya University)

Key Words : Aerodynamic Performance, Noise, Co-axial Rotor, Multi Rotor, eVTOL design

Abstract

The followings have been revealed about quad-coaxial rotors. (A)In a forward flight: (i)the interference effect between the fore and rear rotors on the aerodynamic performance is more dominant than that between the upper and lower rotors. The former can be decreased by the increase of the distance between the upper and lower rotors. (ii) For a small advance ratio, the rear lower rotor is a main source of aerodynamic sound. For a large advance ratio, the sound generated by the upper rotor is close to that by the lower rotor in the front and rear rotors. (B)By a sweep-forward angle: (i) aeroacoustic noise can be reduced especially in hovering by decreasing the noise with the intersecting frequency of the blades of the upper and lower rotors.

1. はじめに

電動垂直離着陸機（Electric Vertical Take-Off and Landing, eVTOL）は、Multicopter 型、Lift and Cruise 型、Vectored Thrust 型の 3 種類に分類される。Multicopter 型の機体の例として Volocopter が開発中の「VoloCity」が、Lift and Cruise 型の機体の例として AutoFlight が開発している「V1500」が、Vector Thrust型の機体の例として Joby Aviation が開発しているS4がある。本稿では、4つの2重反転ロータを持つLift and Cruise型の機体を検討対象とする。二重反転ロータを対象とするのは、2重反転ロータが機体のコンパクト化に有効で、空力性能の向上が期待できるためである[1]。文献1は、2重反転ロータの2000年頃までの空気力性能の研究をまとめたものである。近年、計算空気力学による多くの解析がなされている。Lim ら[2]は、実機スケールとモデルスケールの二重反転ロータのホバリング性能データを CAMRAD II による計算値と比較している。二重反転ロータのホバリング時の空力性能に対する上下のロータ間隔の影響はロータ間隔がロータ直径の 20% 以上である場合には極めて小さいことを示している。Lakshminarayan et al. [3] は、CFD 解析により、翼端レイノルズ数が 3×10^5 程度の二重反転ロータのホバリングについて、上下段ロータ間距離、ロータ回転数をパラメータとして空気力特性を分析している。

Deng et al. [4]は、ホバリング及び前進飛行する2重反転ロータの空力性能をCFD解析と風洞試験によって調べている。その結果、前進率またはリフトオフセットを小さい値から増加して行くとロータの揚抗比は増加し、さらにこれらを増加すると揚抗比が減少することを示している。Mackay et al. [5]は、ロータ半径、回転数、ブレード数、ロータ間間隔をパラメータとして、2重反転ロータの騒音測定を行った。最初の3つのパラメータを上下段ロータにおいて同一でなく変化させることで、様々な基本周波数の音が含まれることになり騒音メカニズムの詳細な理解を可能にしている。また、4番目のパラメータを変えることで、上下段ロータの相互干渉の強度を変えている。Chaitanya et al. [6] は、ホバリングにおいてロータ直径 D に対する上下のロータ間隔 h の比 h/D を変えて音圧レベルを測定し、 $0.25 \leq h/D \leq 0.5$ の時に音圧レベルを最小としつつ空力性能を高く維持できることを示した。（以降、本稿では z を h と記す）。Jung et al. [7]は、ホバリング中の二重反転ロータからの相互作用トーンに対するスキュー角の影響をCFD解析と実験により調査している。スキュー角の増加に伴って相互作用トーンの振幅が減少し、ロータシステムから放出される相互作用トーンのA特性化音響パワーレベルが大幅に低下することを確認している。これはブレードがスキュー角を持つことによる、異なる半径位置からの音圧の位相のずれが一要因であることを示している。

本稿では、上下段ロータ間距離、ブレード前進角をパラメータとして、機体の空力性能と発生騒音との関係を明らかにすることを目的とする。

2. 検討対象ロータ

（検討1）上下段ロータ間間隔の効果の検討
2重反転ロータ及びそのブレードは、文献[8]で用いられた「Rotor2」で、その諸元を表1に示す。

（検討2）前進角の効果の検討
上記ブレードに前進角を付加し、平面形を変化させる。次式に含まれるパラメータの定義を図1に示す。

$$\phi(r) = \frac{2r - (R + r_i)}{R - r_i} \phi_{tip} \tag{1}$$

この式によって、前進角 $\phi(r)$ を定義し、平面形のセンターラインを決定する。この様に定義することで、 $\phi\left(r = \frac{R + r_i}{2}\right) = 0$ となり、回転時の動的バランスが考慮されている。

$\phi_{tip} = 0, 15, 30 \text{deg}$ とした。式(1)で与えられるラインに垂直にコードをとり、コード長は前進角 $= 0$ の場合すなわち検討1でのコード長と同一とする。ブレードの捩り角は検討1の場合と同一で、前縁から25%コードライン周りに $\theta(r)$ だけのピッチ角がついている。 $\theta(r)$ は $x - y$ 面から測った角度で、

$$\theta(r)[\text{deg}] = \theta_0 - \frac{8}{R - r_i}(r - r_i) \text{である。}$$

ブレード翼面積は ϕ_{tip} で変化するが、その影響は無視できるほど小さい。

翼端（ $r = R$ ）、翼根（ $r = r_i$ ）では、コードライン及びセンターライン上の点にある点周りにコードラインを回転し、コード中心で立てた翼断面の法線ベクトルがブレードの回転中心を向く様にする。回転前の翼端、翼根での回転前のコードが黒線であり、回転後のコードが赤線で示してある。回転後の翼根前・後縁、翼端前・後縁と回転前のブレードは青線で示す様に自然に繋ぎ新しいブレード外形とした。翼根ではブレードの後縁側、翼端ではブレードの前縁側で回転前のブレードが欠けることになる。逆に、翼根ではブレードの前縁側、翼端ではブレードの後縁側で回転前のブレードでは存在しなかったブレードの領域が存在することになる。ブレード断面の翼端、翼根でのブレード断面の回転によるブレード形状の変化する領域は、ブレード全体に対して極めて狭く、空力性能、騒音性能に大きく影響しないと考えられる。

表1 ロータ諸元

ロータ半径, R	0.75 m
コード長, c	0.0689m
ロータ回転角速度, Ω	204rad/s
ブレード枚数, b	6枚 (各段ロータ3枚)
各ロータ推力, T	981 N (上下段ロータの和)
上下段ロータのトルク の和	0Nm
ルートカットアウト	0.15 m (0.2R)
平面形	矩形
捩り下げ	-8 deg (線形)
翼型	NACA4412
レイノルズ数, $Re = 0.75R\Omega/\nu$	7.6×10^6
翼端マッハ数, $M = R\Omega/a$	0.45

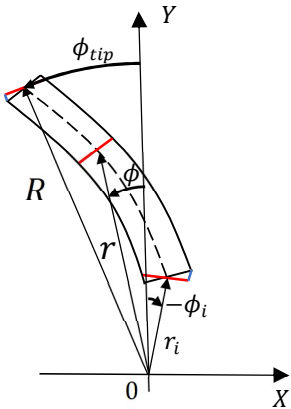


図1 前進角の定義

3. 解析方法

空気力解析

上方から見た4つの2重反転ロータの位置関係を図2に示すが、文献[8]と同一である。Lift and cruise機を想定し、前進飛行中も機体、すなわち回転軸は傾斜しない。飛行速度は検討1では45.9 m/s($\mu = 0.3$), 91.9m/s ($\mu = 0.6$)の2種類、検討2では0(ホバリング), 45.9m/s ($\mu = 0.3$)とした。上方から見た4つの2重反転ロータの位置関係を図1に示すが、文献[8]と同一である。解析ツールもJAXAで開発したCFDソフトrFolow3Dと騒音解析ソフトrNoiseで、文献[8]においてと同一である。

本稿では、各2重反転ロータの鉛直方向ロータ間距離をパラメータとし、検討1では $h/R = 0.3, 0.1, 1.0$ 、検討2では $h/R = 0.3$ とした。また比較のために、2重反転ロータの上段・下段ロータの合計ブレード数($b = 6$)のブレードを有するシングルロータからなるクアドロータ機についても解析を行った。上方から見たシングルロータの配置も2重反転クアドロータ機の場合と同一である。機体の性能として、ホバリングでは、 FoM (Figure of Merit)、前進飛行に対しては実効揚抗比 $L/D_E = L/(P/V + D)$ を求めた。

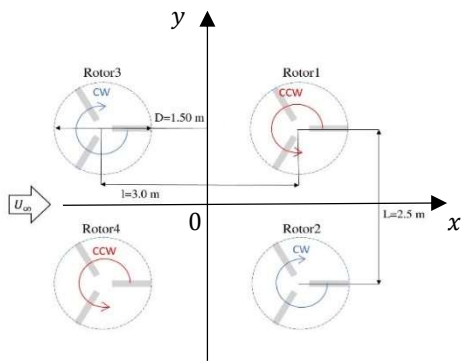


図2 ロータ配置

騒音解析

上空100m, x=0, y=0に機体があり、ロータブレードの圧力分布は上記CFDソフトで得られたものを用いた。ロータブレードの運動、圧力変化が十分長い周期継続した後の、地上の領域(-200 m ≤ x, y ≤ 200 m)での 10 m 間隔での N = 441 点の観測点での音圧 p_s をrNoiseを用いて求めた。音圧 p_s としては、前方上段ロータ、前方下段ロータ、後方上段ロータ、後方下段ロータそれぞれによる分の場合とこれら4つの合計の場合を考慮した。前方上段ロータ、前方下段ロータ、後方上段ロータ、後方下段ロータに関する値は左右ロータの和を意味する。音圧は人間の可聴周波数領域とされる 20 - 20000 Hz を対象とした。以下の式により各観測点における音圧レベル L_p と観測点441点の平均音圧レベル $L_{p_{ave}}$ を求めた。また、 $L_{p_{ave}}$ の最大値を $L_{p_{max}}$ と定義する。

$$\left\{\begin{array}{l} p_{ave} = \frac{1}{T} \int_0^T p_s dt \\ P_{rms} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (p_s - p_{ave})^2 dt} \\ L_p = 20 \log \left(\frac{P_{rms}}{2 \times 10^{-5} [\text{Pa}]} \right) \\ L_{p_{ave}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N L_p \\ L_{p_{max}} = \max(L_p) \end{array}\right. \quad (2)$$

4. 解析結果

(検討1) 上下段ロータ間間隔の効果の検討
表2に定常飛行での各ロータのコレクティブピッチを示す。表2(a), (b)それぞれにおいて、 $\mu = 0.3$ 、 $\mu = 0.6$ の場合の各ロータブレードルートでのコレクティブピッチの値を示す。ホバリングにおいて、上段ロータの後流内にある下段ロータのコレクティブピッチは上段ロータのコレクティブピッチより大きい。前進飛行において、前方ロータの後流内にある後方ロータのコレクティブピッチは前方ロータのコレクティブピッチより大きい。前方ロータ、後方ロータそれぞれの上段・下段ロータでの値を比較する

と、前方・後方ロータ間で見られる様な大きな差はない。前進飛行では上段・下段ロータの干渉の効果より、前方ロータから後方ロータへの影響の効果が支配的である。シングルロータ機は $h/R = 0$ のケースと見なせるが、2重反転ロータでの $h/R = 0.3$ での値よりも大きな値をとる。前方・後方・上段・下段ロータにおいて h/R の増加によって、 $\mu = 0.6$ の前方ロータでの場合を除き、コレクティブピッチは単調に減少する。 $\mu = 0.6$ の前方ロータの場合、 h/R がコレクティブピッチに与える効果は極めて小さい。

表2 コレクティブピッチ

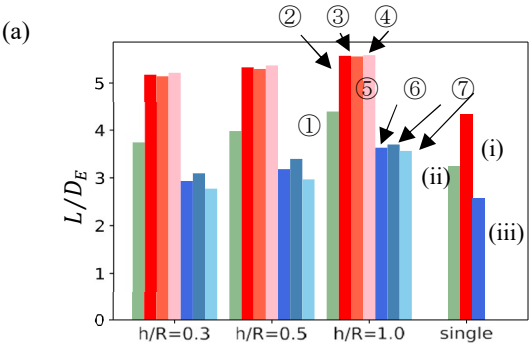
(a) $\mu = 0.3$

h/R [-]	0.3	0.5	1	Single rotor
$\theta_{0_{fu}}$ [deg]	4.69	4.55	4.34	6.01
$\theta_{0_{fl}}$ [deg]	4.83	4.65	4.40	
$\theta_{0_{ru}}$ [deg]	7.75	7.34	6.48	9.12
$\theta_{0_{rl}}$ [deg]	8.02	7.32	6.37	

(b) $\mu = 0.6$

h/R [-]	0.3	0.5	1	Single rotor
$\theta_{0_{fu}}$ [deg]	1.79	1.83	1.83	2.92
$\theta_{0_{fl}}$ [deg]	1.83	1.86	1.85	
$\theta_{0_{ru}}$ [deg]	2.86	2.50	2.06	3.48
$\theta_{0_{rl}}$ [deg]	2.71	2.41	2.10	

図3に2重反転ロータを有するクアドロータ機 ($h/R = 0.3, 0.1, 1.0$) とシングルロータを有するクアドロータ機の実行揚抗比 $L/D_E = L/(P/V + D)$ の比較を示す。図3(a), (b)において、それぞれ $\mu = 0.3, 0.6$ である。2重反転ロータの場合、左から①機体全体、②前方ロータ全体、③前方上段ロータ、④前方下段ロータ、⑤後方ロータ全体、⑥後方上段ロータ、⑦後方下段ロータでの値、シングルロータの場合、(a) 機体全体、(b) 前方ロータ、(c) 後方ロータの値を示す。



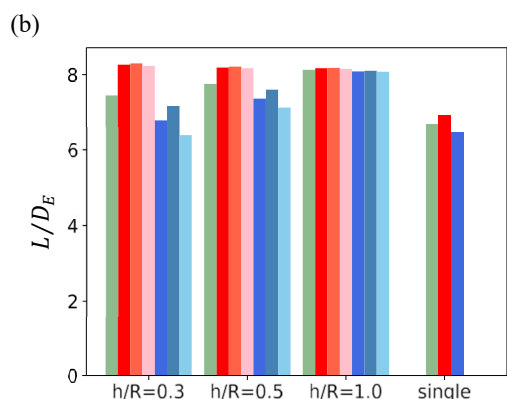


図3 有効揚抗比。(a) $\mu = 0.3$, (b) $\mu = 0.6$.

2重反転ロータ：①機体全体、②前方ロータ全体、③前方上段ロータ、④前方下段ロータ、⑤後方ロータ全体、⑥後方上段ロータ、⑦後方下段ロータ
シングルロータ：(i) 機体全体、(ii) 前方ロータ、(iii) 後方ロータ

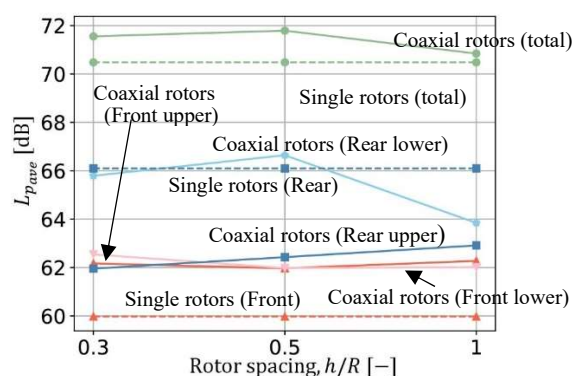
シングルロータ機は、 $h/R = 0$ のケースと見なせる。シングルロータの回転軸回りのトルクは、2重反転ロータの上下段ロータのトルクの和と異なり0ではない。全てのケースで L/D_E は、後方ロータより前方ロータで大きい。機体全体では、前方・後方ロータでの値の中間の値をとる。前方・後方ロータでの差は、 $\mu = 0.6$ より $\mu = 0.3$ で大きい。 $\mu = 0.3$ での前方・後方ロータの値の差は h/R にはほとんど依存していない。一方、 $\mu = 0.6$ での前方・後方ロータの値の差は、 $h/R = 0$ のケースと見なすとしたシングルロータ機を除いて、 h/R の値が小さい時に大きい。2重反転ロータ機の場合、上段・下段ロータの値の差は小さい。 $\mu = 0.3$ での前方ロータの場合、若干、下段ロータで大きい。 $\mu = 0.3$ での後方ロータの場合、 $\mu = 0.6$ での前方・後方ロータの場合、若干、上方ロータの値が大きい。 $\mu = 0.3$ の場合、 h/R を大きくすると、全てのロータについて L/D_E の値が大きくなり、機体全体でも大きくなる。 $\mu = 0.6$ の場合、 h/R を大きくすると2重反転ロータ機の前方ロータを除いて L/D_E の値が大きくなり、機体全体でも大きくなる。2重反転ロータ機の前方ロータの値は、ほとんど h/R に依存していない。

図4に h/R に対する音圧 $L_{p_{ave}}$ の値を示す。図4(a)、(b)それぞれが、 $\mu = 0.3$ 、 $\mu = 0.6$ の場合である。 p_s として、左右の前方上段ロータによる音圧、左右の前方下段ロータによる音圧、左右の後方上段ロータによる音圧、左右の後方下段ロータによる音圧、およびこれらの合計値を用いた。合計値を見ると、 $\mu = 0.3$ の場合は h/R に大きく依存しない。また、2重反転ロータとシングルロータの差は小さい。一方、 $\mu = 0.6$ の場合は h/R に大きく依存しないことは

$\mu = 0.3$ の場合と同様であるが、 $\mu = 0.3$ の場合と異なり2重反転ロータ機とシングルロータ機の差は4dBである。

$\mu = 0.3$ の場合の2重反転ロータ機において、後方下段ロータが最も大きな騒音源である。前方上段、前方下段ロータからの騒音の差は小さい。後方上段からの騒音と前方上段・下段ロータからの騒音の差は小さいが、 $h/R = 0.3$ では後者の方が大きく、 $h/R = 0.5, 1$ では前者からの騒音が大きい。 $\mu = 0.6$ の場合の2重反転ロータにおいて、前方ロータ、後方ロータそれぞれの上段・下段ロータで騒音の差は小さい。前方上・下段ロータは後方上・下段ロータより、1dB弱小さい騒音である。図5に2重反転ロータ($h/R = 0.5$)、シングルロータでの、Q値等値面を示す。 $\mu = 0.3$ および $\mu = 0.6$ では翼端渦の軌跡が異なっている。これはロータ前方で放出された翼端渦のロータ1回転あたり進行が異なるためである。 $\mu = 0.3$ では、前方ロータの後流で形成された馬蹄渦のような流れが後方ロータに干渉している様子が見て取れる。 $\mu = 0.6$ も同様に馬蹄渦のような流れが後方で形成されているが、強い渦として形成されているのが前進側に限られている点が特徴的である。前進率の違いによって音圧レベルが異なる原因は流れ場の違いによるものが大きいと考えられる。上下段ロータの高さの影響を確認するため、図6に2重反転ロータ($h/R = 0.3, 0.5, 1$)、シングルロータでの、左右ロータの中央断面での渦度分布を示す。 $\mu = 0.3$ の場合の前方上下段・後方上段ロータの平均音圧より後方下段ロータの平均音圧が高いことは、後方下段ロータが前方上下段ロータの後流と干渉していることで理解できる。 $\mu = 0.6$ の場合、前方の上下段ロータの平均音圧よりも後方の上下段ロータの平均音圧が高いことは、後方上段ロータが前方上段ロータの後流と後方下段ロータが前方下段ロータ干渉していることから理解できる。

(a)



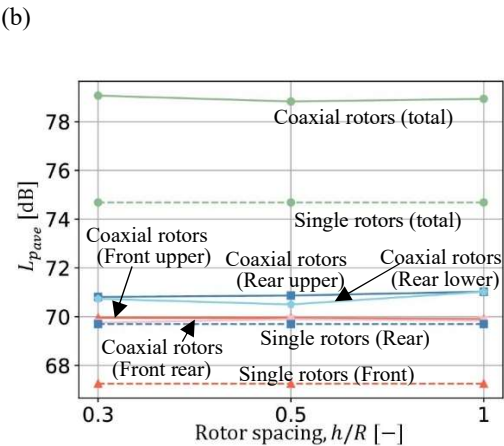


図4 平均音圧 $L_{p_{ave}}$. (a) $\mu = 0.3$, (b) $\mu = 0.6$.

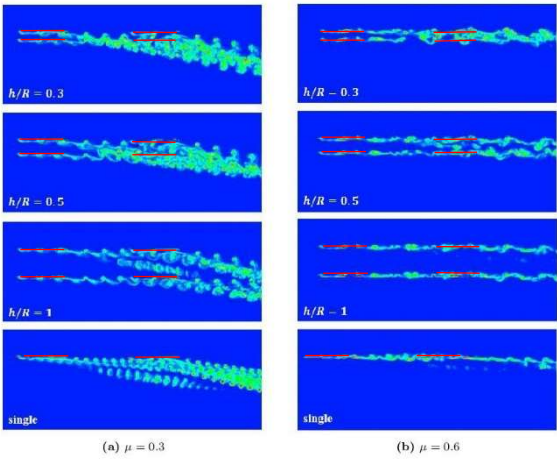


図6 左右ロータ中央断面でのロータ渦度分布 (赤線でロータ位置を示す)

図7に各観測点での音圧の最大値 $L_{p_{max}}$ と h/R との関係を示す。音圧の最大値 $L_{p_{max}}$ は、機体の直下($x = y = 0$)でとる。 $\mu = 0.3$ の場合 h/R の増加に伴い、 $L_{p_{max}}$ は低下する。また、シングルロータでの値は、 $h/R = 1$ の値よりも大きい。 $\mu = 0.6$ の場合、 $L_{p_{max}}$ は h/R にはほとんど依存しない。また、シングルロータ機での値は、2重反転ロータ機においてより2dBほど小さい。

(a)

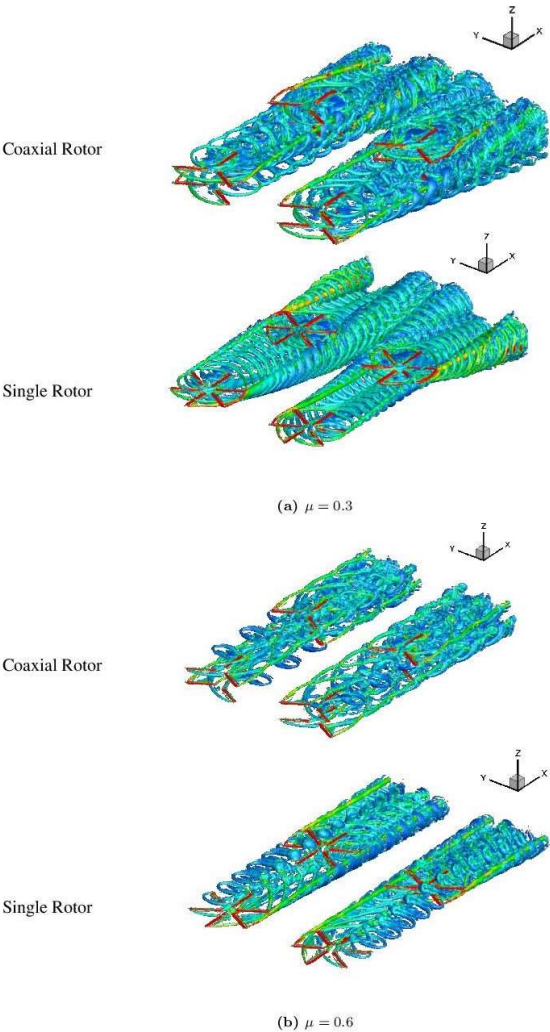
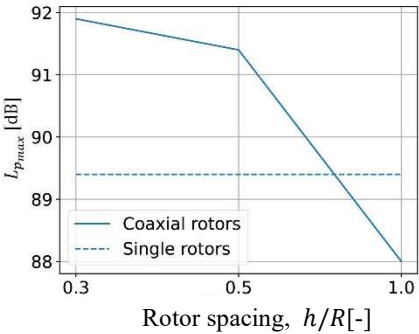


図5 左右ロータ中央断面でのロータ渦度分布



(b)

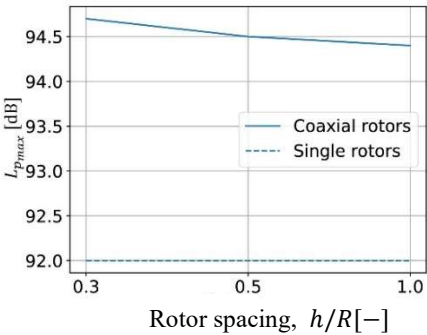


図7 最大音圧 $L_{p_{max}}$. (a) $\mu = 0.3$, (b) $\mu = 0.6$.

（検討 2）前進角の効果の検討

表3にホバリング、前進飛行（ $\mu = 0.3$ ）での各ロータのコレクティブピッチを示す。

表3 コレクティブピッチ

(a) ホバリング

ϕ_{tip} [deg]	0	10	15
θ_{0u} [deg]	11.3	11.5	11.9
θ_{0l} [deg]	12.0	12.0	12.4

(b) 前進飛行（ $\mu = 0.3$ ）

ϕ_{tip} [deg]	0	10	15
θ_{0fu} [deg]	4.62	4.40	4.60
θ_{0fl} [deg]	4.74	4.53	4.76
θ_{0ru} [deg]	7.62	7.69	7.99
θ_{0rl} [deg]	7.89	7.64	7.79

表3(a)、(b)にそれぞれ、ホバリング、前進飛行（ $\mu = 0.3$ ）での各ロータブレードルートでのコレクティブピッチの値を示す。ホバリングにおいて、上段ロータの後流内にある下段ロータのコレクティブピッチは上段ロータのコレクティブピッチより大きい。以下、前進飛行の場合の特徴を述べるが、これらは検討1に関する表2で述べたものと同一である。前進飛行において、前方ロータの後流内にある後方ロータのコレクティブピッチは前方ロータのコレクティブピッチより大きい。前方ロータ、後方ロータのそれぞれの上段・下段ロータで比較すると、前方・後方ロータでの差の様な大きな差はない。前進飛行では上段・下段ロータの干渉の効果より、前ロータから後ロータへの影響の効果が支配的である。

図8(a)、(b)にそれぞれホバリング時の FoM 、前進飛行での L/D_E の値を示す。前者においては、全機、上段ロータ、下段ロータの値を示す。後者においては、全機、前方上段ロータ、前方下段ロータ、後方上段ロータ、後方下段ロータの値を示す。図8(a)、(b)から、ホバリング時の FoM 、前進飛行での L/D_E の両方において ϕ_{tip} は空力性能に影響しないことが分かる。図8(a)において上段ロータの FoM は、上段ロータの後流内にある下段ロータの値よりも大きい。全機での FoM は上段ロータ、下段ロータの値よりも大きい。後述する L/D_E での様に全機での値は上段・下段ロータの中間の値をとらないが、 FoM の定義による特徴である。

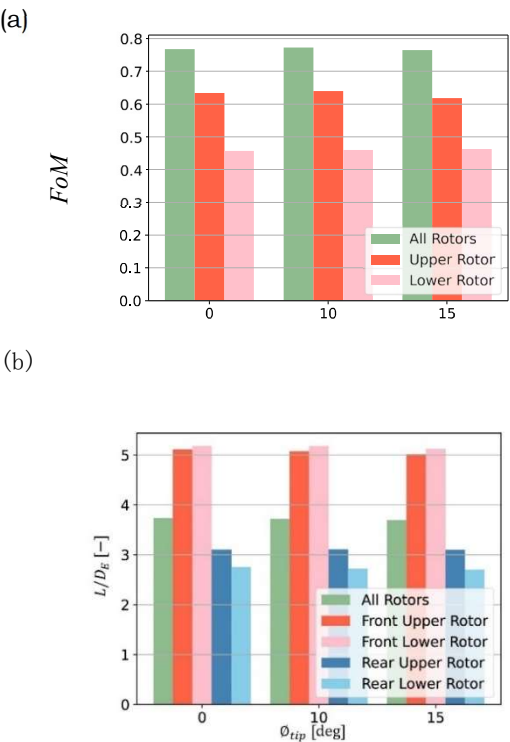


図8 FoM (a)と有効揚抗比(b).

図8(b)において、前方ロータの後流内にある後方ロータの値より前方ロータの値が大きい。全機での値は前方・後方ロータの中間の値である。前方の上段・下段ロータの値を比較すると、若干下段ロータでの値が大きい、大きな差はない。前進飛行において前方下段ロータは前方上段ロータの影響を強く受けない。後方の上・下段ロータの値を比較すると、下段ロータよりも上段ロータでの値が大きい。前方ロータの後流の影響の大きさの差と考えられる。

図9(a)、(b)にそれぞれホバリング、前進飛行での平均音圧 L_{pave} の値を示す。前者では、4つの上段ロータ、4つの下段ロータ、全ロータでの値を示す。後者では左右の前方上段ロータ、前方下段ロータ、後方上段ロータ、後方下段ロータ、全ロータでの値を示す。図9(a)において、上段ロータよりも下段ロータが騒音の原因であることが分かる。また ϕ_{tip} の増加によって、上段ロータ、下段ロータ、全ロータ、全ての L_{pave} の値が減少する。図9(b)において、 ϕ_{tip} の増加によって後方下段ロータでの値はほぼ不変である。一方、その他のロータの値は ϕ_{tip} の増加によって減少する。そのため、全機での値が減少する。後方下段ロータからの騒音だけ大きく、前方上段・下段、後方上段ロータからの騒音の値の差が小さいことは、同じ前進率での結果である図4(b)でも見られた特徴である。

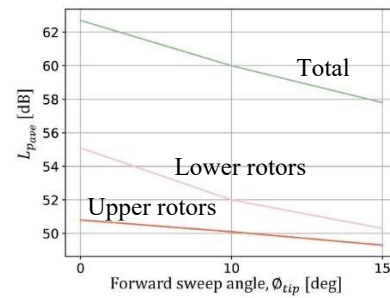
図 10(a)、(b)に地面での音圧 L_p 分布を示す。(a)、(b)

それぞれで $\phi_{tip} = 0\text{deg}$ 、 $\phi_{tip} = 30\text{deg}$ である。同一の点で比較すると、 $\phi_{tip} = 0\text{deg}$ のケースよりも $\phi_{tip} = 30\text{deg}$ のケースで音圧が低い。この図では88dB以上の音圧が同じカラーになっているが、機体の真下である点（ $x = y = 0$ ）では88dB以上の値をとる。そこで、図11(a)、(b)に、それぞれホバリング、前進飛行での点（ $x = y = 0$ ）での L_{pmax} の値を示す。ホバリング、前進飛行において、 ϕ_{tip} の増加によって L_{pmax} の値が減少する。その減少量は、ホバリングで顕著で、 ϕ_{tip} を0degから15degに増加させることで4dB減少している。

図12(a), (b)にホバリングのケースで、機体前方にある地上の点A（ $x = -20$ [m], $y = -20$ [m]）、及び機体直下の点B（ $x = y = 0$ ）での p_s を周波数分析した結果を示す。ロータ回転数の周波数 $\Omega/(2\pi)$ [Hz]の n 倍の離散周波数について p_s の時間履歴を展開した。両点において約200Hzに最大の周波数成分を持っている。この周波数は、上下段ロータが交差する周波数 $b\Omega/(2\pi)$ [Hz]である。この周波数成分での値は、 ϕ_{tip} の増加に従って低下する。点Aでは、上記周波数成分の次に、ロータ回転周波数とロータ各段のブレード枚数で決まる周波数（ $b\Omega/(4\pi) = \text{約 } 100\text{Hz}$ ）成分が大きい。この周波数成分の値も、 ϕ_{tip} の増加に従って低下する。点Bでは、上記周波数成分の次に、上記周波数の2倍の周波数（ $b\Omega/\pi = \text{約 } 400\text{Hz}$ ）の周波数成分、その次に周波数（ $b\Omega/(4\pi) = \text{約 } 100\text{Hz}$ ）成分が大きい。この周波数成分の値は、 ϕ_{tip} の増加に従って低下する。以上が ϕ_{tip} の増加に従って観測者の音圧が低下する原因である。

図13(a), (b)に前進飛行のケースで、機体前方にある地上の点A（ $x = -20$ [m], $y = -20$ [m]）、及び機体直下の点B（ $x = y = 0$ ）での p_s を周波数分析した結果を示す。どちらの点においても周波数 $b\Omega/(4\pi)$ （約100Hz）に最大の周波数成分を持っている。ホバリング時に比べて、騒音における上下段ロータの干渉の重要性が下がっている。この周波数での p_s の周波数成分の値は、 ϕ_{tip} に強く依存しない。また、上下段ロータが交差する周波数である $b\Omega/(2\pi)$ （約200Hz）に2番目に大きいピークがあり、この周波数での周波数成分の値は ϕ_{tip} の増加に従って低下する。これはAPPENDIX Bに示す様に、 ϕ_{tip} の増加に従って単位時間あたりの上下段ロータブレードの干渉領域が減少する。これらのことが、 ϕ_{tip} の増加に従って観測者の音圧が低下する原因である。

(a)



(b)

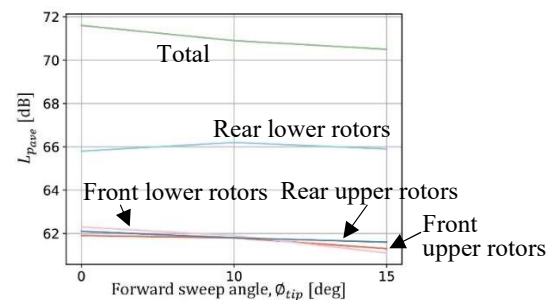


図9 平均音圧 L_{pave} .

(a)ホバリング、(b)前進飛行（ $\mu = 0.3$ ）.

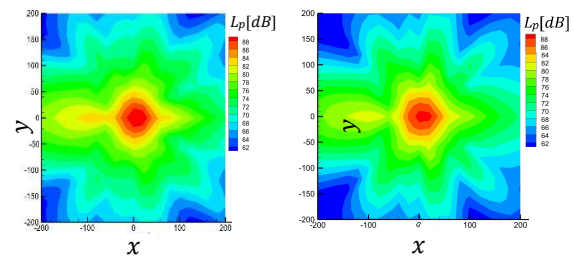
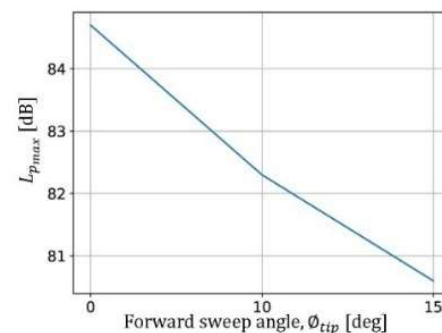


図10 地面での音圧 L_p 分布.

(a) $\phi_{tip} = 0\text{deg}$ 、(b) $\phi_{tip} = 30\text{deg}$.

(a)



(b)

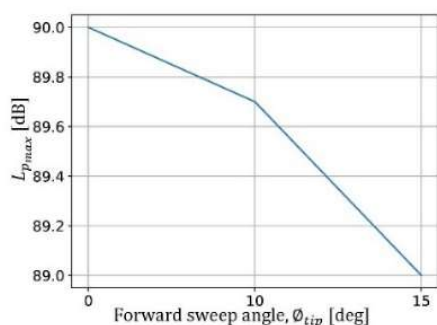
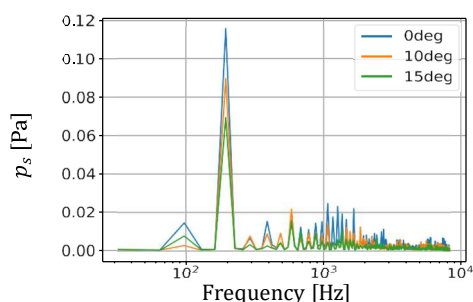


図11 最大音圧 $L_{p_{max}}$.

(a) ホバリング、(b)前進飛行 ($\mu = 0.3$).

(a)



(b)

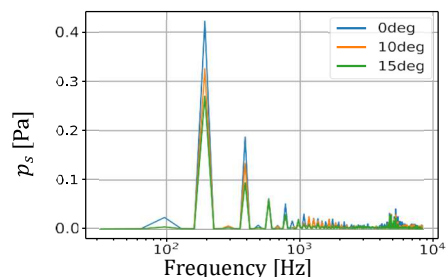
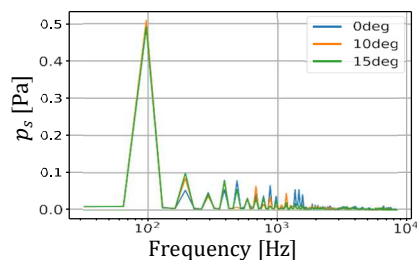


図12 ホバリングでの音圧 p_s の周波数分析結果. (a)点A (x, y) = (-20[m], -20[m]), (b)点B (x, y) = (0[m], 0[m])

(a)



(b)

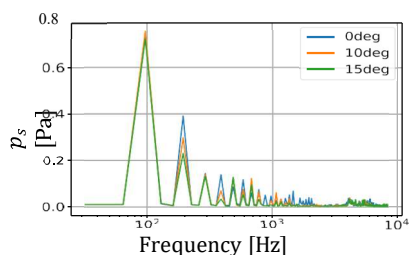


図13 前進飛行での音圧 p_s の周波数分析結果. (a)点A (x, y) = (-20[m], -20[m]), (b)点B (x, y) = (0[m], 0[m]).

6. まとめ

クアド2重反転ロータについて以下の知見を得た。

（空力性能）前進飛行において、上段・下段ロータの干渉よりも前方・方後ロータの干渉が支配的で、前方ロータの後流の影響で後方ロータの空力性能が劣化する。しかし、前進率の増加に従い、前方・後方ロータの干渉も低減する。同一の前進率において、上段・下段のロータ間距離を大きくすることで、前後ロータの空力干渉も減少する。

（騒音）前進率が小さい時は、後方下段ロータが主な騒音源である。前進率が大きいと、前方、後方ロータにおいて上段・下段ロータでの差は小さい。

（前進角の効果）ブレードに前進角を付加することで空力性能を劣化させずに、低騒音化、特にホバリングでの低騒音化が可能であることを確認した。ホバリングでは、上段・下段ロータのブレードの交差する周波数成分が1番大きく、前進飛行ではロータ回転周波数とロータ各段のブレード枚数で決まる周波数成分が1番大きい。前進角を付加することによって、ホバリングでも前進飛行でも上段・下段ロータのブレードの交差する周波数成分の減少が低騒音化の主要因である。

参 考 文 献

- [1] Colin, P.C., A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research, NASA Tech. Paper 3675, 1997.
- [2] Lim, J.W., McAlister, K.W. and Johnson, W., Hover performance correlation for full-scale and model-scale coaxial rotors. Journal of the American helicopter society. 54, 032005, 2009.
- [3] Lakshminarayan V. and Baeder J. D., Computational investigation of microscale coaxial – rotor aerodynamics in hover. *Journal of Aircraft*, No. 3, May-June 2010.
- [4] Deng, J., Fan, F., Liu, P., Huang, S. and Lin, Y., Aerodynamic characteristics of rigid coaxial rotor by

wind tunnel test and numerical calculation. *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(3), 2019, pp. 568–576.

[5] McKay, R.S., Kingan, M.J., Go, S.T. and Jung, R., Experimental and analytical investigation of contra-rotating multi-rotor UAV propeller noise. *Applied Acoustics*, 177, 2021, 107850.
<https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2020.107850>

[6] Chaitanya, P., Joseph, S.D. Prior, and A.B. Parry. On the optimum separation distance for minimum noise of contra-rotating rotors. *Journal of Sound and Vibration*, 2022.

[7] Jung, R., Kingan, M.J., Dhopade,P., Sharma, R.N., McKay, R.S., Dai, Z., Symons, D. and Pearse,J., The effect of blade skew on the interaction tones produced by a contra-rotating unmanned aerial vehicle rotor system. *Journal of Sound and Vibration*, Mar 2024.

[8] 古川愛梨, 菅原瑛明, 田辺安忠, 砂田茂. 空力性能と空力騒音を考慮した空飛ぶクルマのロータについて. 日本航空宇宙学会論文集、72 巻 3 号, 2024, 94-102.

[9] Wayne, J., *Rotorcraft aeromechanics*. Cambridge, University Press, New York, 2013.

APPENDIX A 記 号 の 説 明

- a : 音速
- c : ブレードコード長, m
- D : ロータ抵抗, N
- D_E : ロータの実効抵抗, N
- FoM : フィギュアオブメリット
- h : 上下ロータ間距離, m
- L : ロータの揚力, N
- L_p : 音圧レベル, dB
- L_{pave} : 平均音圧レベル, dB
- L_{pmax} : 最大音圧レベル, dB
- M_{tip} : 翼端マッハ数
- b : ブレード枚数
- P : ロータパワ, W
- P_{rms} : 音圧の2乗平均平方根, Pa
- p_{ave} : 音圧の周期平均, Pa
- p_s : 音圧, Pa
- R : ロータ半径, m
- r : ロータ半径位置, m

- r_i : ロータハブ半径, m
- Re : レイノルズ数
- T : ロータ推力, N
- \bar{T} : ロータ一回転周期, s
- t : 時間, s
- V : 速度, m/s
- x : 位置（機体進行方向）, m
- y : 位置（機体横方向）, m
- θ : コレクティブピッチ, deg
- θ_0 : ルートでのコレクティブピッチ, deg
- μ : 前進率, $V/(\Omega R)$
- ρ : 空気密度, kg/m³
- ϕ : 前進角

添 字

- tip : 翼端
- fu, fl : 前方上段ロータ、前方下段ロータ
- ru, rl : 後方上段ロータ、後方下段ロータ

APPENDIX B 2重反転ロータブレードが重なる時間^[7]
50%翼弦長点で定義される、上段、下段ロータブレードの方位角は、それぞれ

$$\psi_{upper} = \Omega t + \phi(r), \psi_{lower} = -\Omega t - \phi(r)$$

ここで、 $\phi(r)$ は式(1)で与えられ、 ψ_{upper} 、 ψ_{lower} の正の方向は上から見て同じ方向である。時刻 $t = \bar{t}$ の時、 $\psi_{upper}(r = \bar{r}) = \psi_{lower}(r = \bar{r})$ であるとする、

$$\bar{t} = -\frac{\phi_{tip} 2\bar{r} - (R + r_i)}{\Omega \frac{R - r_i}{R}}$$

である。よって、上段、下段ロータブレードの50%翼弦長点が重なる時間は

$$\frac{2|\phi_{tip}|}{\Omega}$$

であり、 $|\phi_{tip}|$ に比例する。 $|\phi_{tip}|$ の増加に従って上下段ロータの重なる時間が大きくなり、このことは単位時間あたりに干渉する両ブレードの領域が減少することを意味する。上記の視点からは、後退角も選択の対象となるが、前進角を選択することで、parallel BVI^[9]を避けるため、前進角を検討対象とした。