

1C01 Multicopter型eVTOL航空機の飛行性能に対するロータ設計の検討

○雷忠，大川華凜（公立諏訪東京理科大学）

Study of Rotor Design for Flight Performance of a Multicopter eVTOL Aircraft
Zhong Lei and Karin Okawa (Suwa University of Science)

Key Words : eVTOL, Multicopter, Rotor, Design, Flight Performance

Abstract

In this study, the Multicopter type eVTOL aircraft proposed by NASA as a concept aircraft for the Urban Air Mobility System (UAM) was investigated to improve its flight performance. Aerodynamic analysis was carried out using the panel method to evaluate its cruising performance. The objective of this study is to analyze the flight aerodynamic performance of the Multicopter eVTOL aircraft in each flight phase, such as hovering flight, vertical ascent and descent, and horizontal forward flight, and to study the rotor design and recommend improvements based on the results. The effect of the number and radius of rotor blades on flight performance was investigated. It was found that the flight performance may be improved by increasing 3 to 4 blades of the rotor, and reducing the rotor radius 4 m to 3.5 m.

1. はじめに

近年，次世代エアモビリティとしてelectric vertical takeoff and landing aircraft（電動垂直離着陸航空機，eVTOL航空機）に関心が世界中に寄せられている．電気で動力を供給することにより，従来の内燃機関で駆動する固定翼機やヘリコプタに比べ，低騒音，低排気，部品点数減少やコスト低減など，多くの優位性を持つ．また，垂直離着陸のため，滑走路などのインフラが不要であり，利便性が高く，交通渋滞の回避，離島や山間部での利便性向上，災害救助や物流への活用などにも経済効果が期待できる．

eVTOL 航空機は民間航空機用で Multicopter 型，Vectored Thrust 型，Lift & Cruise 型，などに分類される[1]．Multicopter 型は優れたホバリング性能を持つため短距離飛行に適し，Vectored Thrust 型と Lift & Cruise 型は比較的に高速・中長距離移動に有効であると Bacchini ら[2] が調査した．公立諏訪東京理科大学の雷研究室で福嶺氏は回転翼機理論に基づいて開発した eVTOL 航空機の性能推算ツールを活用して，現在，研究開発がされている 11 種の eVTOL 航空機について機体とモータの性能を比較し，Multicopter 型は低速で短距離の飛行に適すると結論づけた[3]．マルチロータ型の空力干渉については，2016年に JAXA の田辺氏は CFD ソルバー rFlow3D を用いて流れ場を解析し，ロータ間隔が狭い方が，空力性能が向上する一方で空力変動が増幅されることを示した[4]．また，2018年に米国 NASA は NDARC (NASA Design and Analysis of Rotorcraft)[5] を用いて，先進的な垂直

離着陸機(VTOL)のモデリングと設計を提案した．可視化や CFD シミュレーションのための概念モデルや高品質な形状を迅速に生成できる形状ツール OpenVSP[6] と商用ソフトウェア Rhinoceros 3D を適用した．ロータの設計とサロゲートモデルの生成には，ロータと翼の内部および翼間の自由航跡相互作用を評価できるツール CAMRAD II[7] を使用した[8]．

本研究では NASA が都市航空交通システム(UAM)のコンセプト機として提案した Multicopter 型 eVTOL 航空機を研究対象として，パネル法を用いた空力解析を実施し，航続性能を評価した．本研究の目的は Multicopter 型 eVTOL 航空機 Quadrotor（図 1）に関してホバリング飛行時，鉛直上昇・下降飛行時，水平前進飛行時など，各飛行フェーズにおける飛行空力性能を解析し，その結果に基づいてロータ設計を検討し，改良を提言することである．



図 1 NASA Multicopter 型 eVTOL 航空機 Quadrotor

2. 空力性能解析手法の概要

OpenVSP(Open Vehicle Sketch Pad) は，NASA によって開発・配布されている航空機形状設計および飛

行性能評価ソフトである．OpenVSP は機体形状のモデリングを実施し，内蔵した VSPAERO で空力特性の解析，Parasite Drag Tool で有害抗力を推算が可能である．VSPAERO は物体表面に生成したパネルに離散渦を配置し，3 次元パネル法を用いて流れ場を解き，機体表面における圧力分布と空気力を求める．Parasite Drag Tool は，空気粘性効果に関して各部位に単純な平板モデルを適用して，機体モデル内の各構成要素の表面摩擦抗力を計算する．

ロータに発生する推力 T ，パワー P ，トルク Q はそれぞれ式(1)と式(2)と式(3)のように無次元化する．

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 V_{\text{Tip}}^2}$$

(1)

$$C_P = \frac{P}{\rho \pi R^2 V_{\text{Tip}}^3}$$

(2)

$$C_Q = \frac{Q}{\rho \pi R^3 V_{\text{Tip}}^2}$$

(3)

3. 対象機体

NASA UAM の提案した Multicopter 型 eVTOL 航空機である Quadrotor は，6 人乗り，1 つの胴体に 4 基のロータを装着するコンセプト機である[8] [9] ．図 2 と表 1 に Quadrotor 形状と主要諸元と性能を示す．騒音抑制のために，ホバリング飛行時にブレード先端速度が 168 m/s(550 ft/s)以下に制限される．一般に，低い先端速度に制限することは，性能低下の影響を与えるが，騒音影響を軽減し，環境性の改善に期待できる．ロータ間距離 $d = 0.7R$ である．隣り合うロータは回転方向が異なる．回転方位 $0^\circ < \psi < 180^\circ$ ではブレードは前進方位にあり，回転方位 $180^\circ < \psi < 360^\circ$ では後退方位にある．

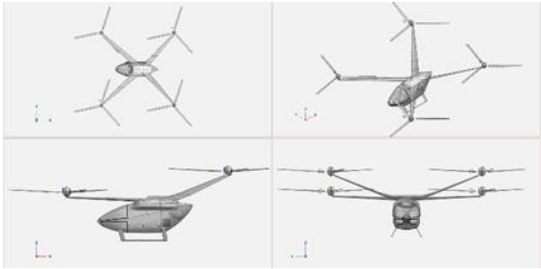


図 2 NASA Quadrotor 航空機

表 1 NASA Quadrotor の主要諸元と性能

設計離陸重量(DGW) [kg]	2,939
積載重量 [kg]	544.8
空虚重量 [kg]	2,390
バッテリー重量 [kg]	791
バッテリー容量 [kWh]	316
ロータ/motor基数	4
設計運航距離 [nm]	75

設計運航時間 [min]	57
--------------	----

解析で使用している翼型は BOEING-VERTOL VR-12 AIRFOIL（最大キャンバー2.28%，最大キャンバー位置は翼前縁から 20%，最大翼厚 10.56%，最大翼厚位置 35.04%，最大翼厚比 12.0%）である．表 2 にロータのブレードの詳細を示す．表 3.2 にブレードの形状を示す．

表 2 ブレードの詳細（基本形態）

断面翼型	VR-12
ブレード枚数/1基	3
ロータ半径 [m]	4.0
翼弦長 c_{ref} [m]	0.22
アスペクト比	17.9
ロータ剛比 σ	0.053
断面翼型	VR-12
翼厚比	10.6%
振り下げ角（線形）	-10.6

4. 解析

本研究では半裁模型で解析を行った．図 3 に本研究に用いた機体表面の計算格子を示す．翼端部などの形状が大きく変形している部分について，平均格子幅の 1/3 以下程度まで小さくした．表 3 に機体の要素ごとの分割数(径方向，周方向)とパネル数を示す．

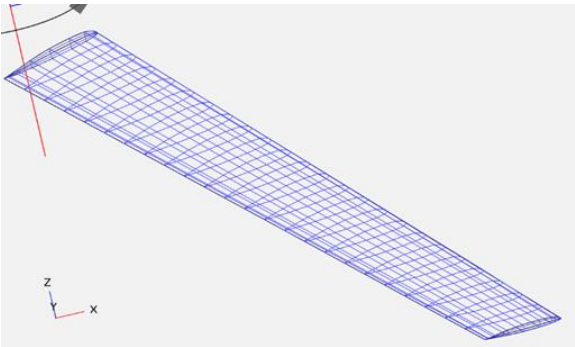
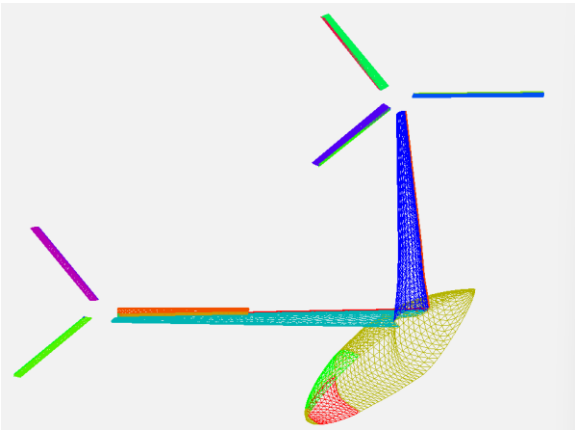


図3 半裁模型表面に生成した計算パネル

表 3 機体要素ごとのパネル数

	径方向	翼弦方向	パネル数
ロータ支え (前方側)	29	25×2	1450
ロータ支え (後方側)	29	25×2	1450
ロータブレード 1 枚あたり	29	17×2	986
胴体(半裁)			891
半裁模型のパネル数の合計			9707

図 4 に OpenVSP を用いた解析手順を記載したフローチャートを示す．各手順の概要を以下に記す．

三次元モデルは解析対象の調査を基に作成したものである．まず，ブレードの翼型データを取り込み，ブレード形状を作成した．そして，ロータ配置を基にロータ支え部を作成し．その後胴体を作成し取りつけた．

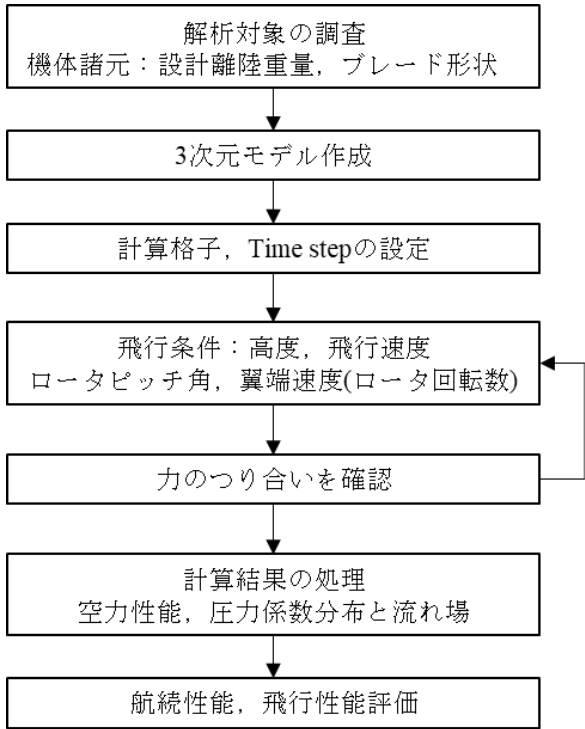


図 4 解析フローチャート

計算格子，Time step は計算コストと解析精度の観点から試算より設定された．本研究では OpenVSP の収束性と計算コストのバランスを考慮し自動的に Time step を調整する機能である Auto time step を基準として Time step を検討した．Auto time step は 1 回転分を 20 分割した 18 deg/step であったが，試算より，1 回転分を 40 分割した 9 deg/step が適切であると判断した．図 5 に 20 回転分におけるロータ推力係数の

収束推移を示し，最後に推力係数が周期的に変化していることが分かる．

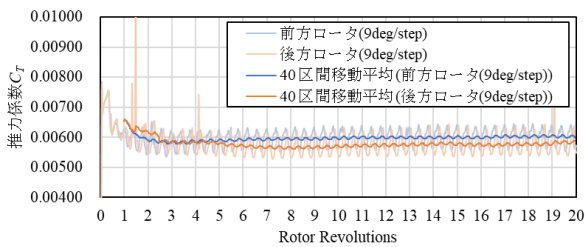


図 5 Time step 毎の推力係数の収束推移

ホバリング飛行時，鉛直上昇・下降飛行時，水平前進飛行時などの各飛行フェーズで飛行速度，ロータピッチ角を変更した．また，飛行高度(1000，3000，5000 ft)に合わせて空気密度を設定する．翼端速度は騒音抑制の観点から固定し，それを基にロータ回転数を決定した．

各飛行フェーズにおいて力のつり合いを確認した．ホバリング飛行時には設計離陸重量-推力(鉛直方向)，水平前進飛行時には抗力-前進方向の推力成分と設計離陸重量-推力成分のつり合いを満すように，ロータピッチ角や回転面傾き角を調整した．

解析の出力データから，推力・抗力係数，必要パワーなどの計算処理，機体表面圧力係数分布や後流の可視化をした．

最後に空力特性，圧力係数分布や流れ場の様子から飛行性能を評価し，さらに各飛行フェーズの結果から航続時間と航続距離を算出した．

5. 結果と考察

5. 1 ロータ配置

図 5 にロータ配置を示す．ロータ間距離 $d = 0.7R$ である．隣り合うロータは回転方向が異なる．回転方位 $0^\circ < \psi < 180^\circ$ ではブレードは前進方位にあり，回転方位 $180^\circ < \psi < 360^\circ$ では後退方位にある．

ここでは，ロータ設置距離 d/R はホバリング飛行時における空力性能に与える影響を調べた．元の機体形状のロータ間隔 d は $0.7R$ である．図 6 にロータ間隔と平均推力係数及び平均トルク係数の関係を示す．ロータ同士が近づくと回転面を通過した気流の吹き下し効果より，誘導速度が増加し，推力が大きくなる．ロータ間隔が $0.2R$ の時， $0.7R$ より推力係数は若干，1.6% 高くなった．一方で，トルク係数に大きな変化が見られなかったが，翼端渦の干渉による騒音増加を懸念して，本稿ではロータ同士の空力干渉が少ない間隔 $0.7R$ を採用した．

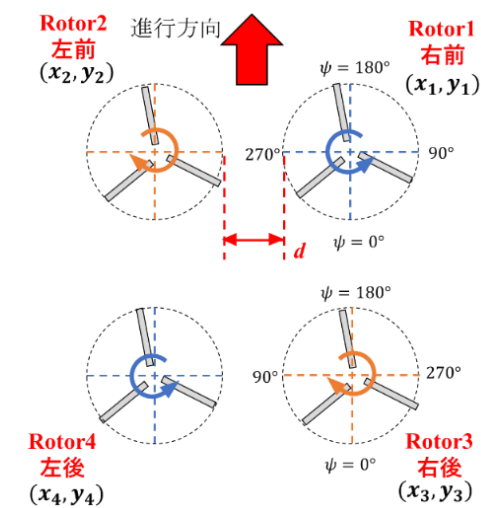
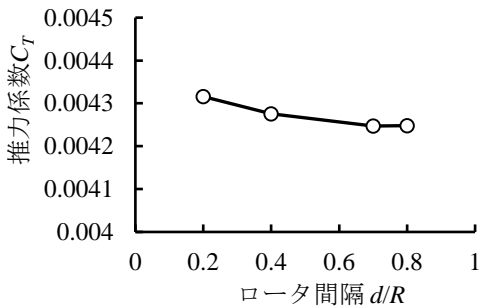
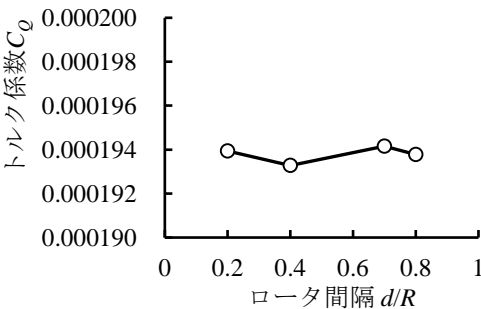


図 5 ロータ配置



(a) 推力係数



(b) トルク係数

図 6 ロータ間隔が空力性能に与える影響

5. 1 基本形態

ロータの回転数を一定にし、ロータピッチ角を 4.5 deg から 6.0 deg に変化させ、ホバリングの飛行条件を満足するブレードピッチ角を決定した。ホバリング飛行時の解析条件を表 4 に示す。Time step は回転速度についてロータ 1 回転分を 40 分割、9 deg/step でロータが回転するように設定し、ロータが合計 20 回転するまで計算を行った。ピッチ角 5.225 deg でロータ 1 基当たりの推力 7207 N を発生し、ホバリング時における釣り合い条件を満足することが分かった。

表 4 解析条件

飛行速度 V_∞ [km/h]	0
翼端速度 V_{tip} [m/s]	167.6
翼端マッハ数	0.489
回転数 N [rpm]	400.9
空気密度 ρ [kg/m ³]	1.225
翼端レイノルズ数	9.6×10^6
ロータピッチ角 [deg]	5.225
Rotor Revolutions	20
Time step [deg/step]	9

図 6 にホバリング飛行時のブレードの揚力係数分布を示す。ロータ半径位置 0.8R で断面揚力係数は最大値になる。半径位置 0.8 R から翼端にかけて揚力が急減している。気流が翼下面の圧力の高い方から翼端を通して翼上面の圧力の低い方に向かって流れ込むことによる翼端渦が発生し、翼端に吹き下し速度より局所迎角が小さくなったため、翼端揚力が減少したと考えられる。

表 5 にブレード断面における最大揚力係数 c_{lm} 、平均揚力係数 \bar{c}_l を示す。粘性流体と後縁失速翼型の揚力特性より、迎え角を大きくするにつれ、後縁から乱流境界層剥離点が徐々に前方へ移動し、失速に至る。通常揚力係数の最大値は $c_{lm}=1.0\sim1.6$ 、平均揚力係数は $\bar{c}_l=0.5\sim0.8$ 程度に抑える必要があり、計算したブレード揚力が妥当である。

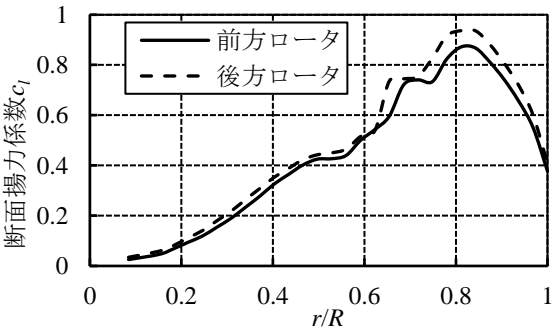


図 6 ブレード半径に沿う揚力係数分布

表 5 各ロータの c_{lm} と \bar{c}_l

	c_{lm}	\bar{c}_l
前方ロータ	0.8720	0.4491
	0.8720	0.4491
後方ロータ	0.9368	0.4759
	0.9368	0.4759

単独ロータとの推力及びトルクの空力特性の比較を示す。各ロータの推力及びトルクは 5 回転分の平均値を使用した。図 7 より、単独ロータ時よりも推力・トルクが増加したことが分かった。このことから、ロータ間の相互作用により流れ場の速度に変化を与え、推力を増強したと考えられる。また、トルク係数

は単独ロータとの差はそれぞれ前方ロータ 1.51%，後
方ロータ 0.792%であった．トルクが大きくなってい
ることから，ロータ間の空力干渉による振動・騒音が
懸念される．

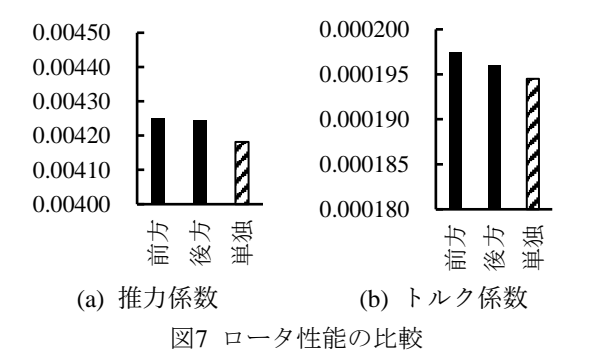
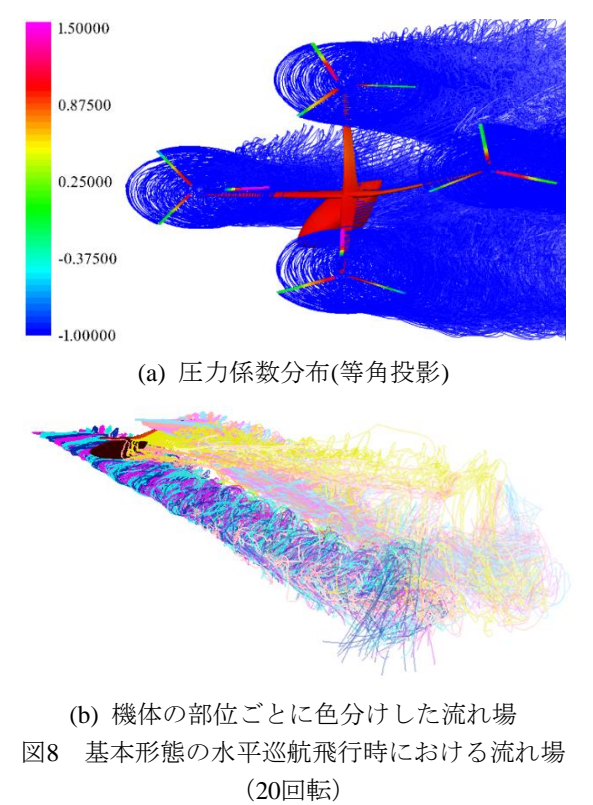


表 6 に水平巡航飛行条件を示す．水平前進飛行時
における鉛直方向と水平方向のつり合いを満たすロ
ータの回転面傾き角は 13 deg，ロータ取り付け角は
8.0 deg である．

表 6 水平巡航飛行条件	
飛行速度 V_∞ [km/h]	210
前進率 μ	0.35
回転数 N [rpm]	400.9
ロータの回転面傾き角 θ_c [deg]	13
飛行高度 [ft]	5000
空気密度 ρ [kg/m ³]	1.056
ロータ取り付け角 [deg]	8.0
Rotor Revolutions	20
Time step [deg/step]	9
Number of Time Step	800

図 8(a)に機体表面における圧力係数分布と流れ場
を示す．図 8(b)後流を可視化しやすいように機体の部
位ごとに後流を色分けしたものである．前方ロータ
の後退側に位置する回転方位 270~360 deg のブレ
ード翼根に負圧が生じ，翼端側に正圧が生じたことが
分かる．通常，ブレード前縁に負圧が生じる．前方ロ
ータに関しては前方側のロータ支え部の後流(薄橙)
が後退側の回転方位 270~360 deg あたりで乱れて
いる様子が見られた．このことから圧力係数分布に前
方側のロータ支え部から影響を受けたと考えられる．
同様に，後方ロータに関しては後方側のロータ支え
部の後流(黄色)が前進側に位置する回転方位 0~180
deg あたりで大きく乱れ，後方ロータに干渉した．一
方で，後方ロータブレードの圧力係数分布に影響が
ほとんどないと分かる．

また，後方ロータを前方ロータより高い位置に装
着しているため，前方ロータの後流が後方ロータへ
の干渉効果を抑えることが確認できる．一方で，ロー



タが 5 回転したあたりで前方ロータの後流は後方ロ
ータに達している．このことから，前方ロータの後流
による干渉を低減したが，後方ロータに小さい影響
を与えたことを確認した．

5. 2 ロータブレードの改良検討

ロータ性能に影響を与える主な形状パラメータ
としてブレード枚数と半径とブレードアスペクト比
と振り角と断面翼型が挙げられる．ここでは飛行条
件に合わせて空力性能の高い VR-12 翼型を採用した．
高アスペクト比と，翼根から翼根に向けて線形的に
減少した振り角 10.6 deg を採用した．基本形態と比
較するため，ロータに同じ推力と，ホバリング飛行時
に同じ翼端速度を指定し，ロータ単独でホバリング
飛行時に関して 20 回転分の解析を実施した．本研究
では，基本形態と同じアスペクト比と翼端速度を指
定してロータ回転数と翼弦長を調整した．

ここではブレード枚数と半径の変化による影響
を調査し，高い飛行性能になる解を求めた．ブレー
ード枚数は 3 枚(基本形態), 4 枚, 5 枚を比較検討した．
ブレード枚数を変更する際に基本形態と同じロータ
推力条件を満たすように必要パワーが最小となるロ
ータ半径を求めた．

図 9 にブレード 4 枚と 5 枚と基本形態 (ブレード 3
枚) にした際の推力を比較する．ロータ半径を変更し
，基本形態と同じ推力を発生するロータ半径を推測し
た．ブレード形状を変更せずブレード枚数が増加す

ると推力が大きくなる．ロータ半径を縮小していくと、推力がほぼ線形的に小さくなった．基本形態（ブレード3枚）と同じ推力を発生するように、ブレード4枚の場合はロータ半径の-12%縮小、ロータ半径3.5 m、同様に、ブレード5枚の場合はロータ半径の-17%縮小、ロータ半径3.3 mになる．

図10にホバリング飛行時の1基あたりの消費電力量を比較した．ブレード枚数3枚での基本形態での必要パワーを赤線で、ブレード枚数4枚と5枚にした際必要パワーを示す．図5.2(a)よりブレード枚数4枚の際はロータ半径3.5 m(-12%)のとき、図5.2(b)よりブレード枚数5枚の際はロータ半径3.3 m(-17%)のとき基本形態の推力を上回る推力を満了した．基本形態と同じ推力を発生するブレード4枚にする場合は、ロータ半径が3.5 m(-12%)となり、必要パワーが98.9 kWであった．ブレード5枚にする場合は、ロータ半径が3.3 m (-17%)となり、必要パワーが107 kWであった．ブレード4枚のロータはブレード3枚とほぼ同じ必要パワーになる同時に、半径が大きく縮小したことが分かった．

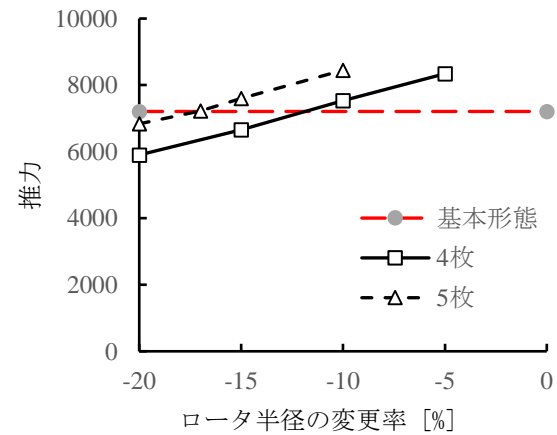


図9 ブレード枚数と半径を変更した際の推力

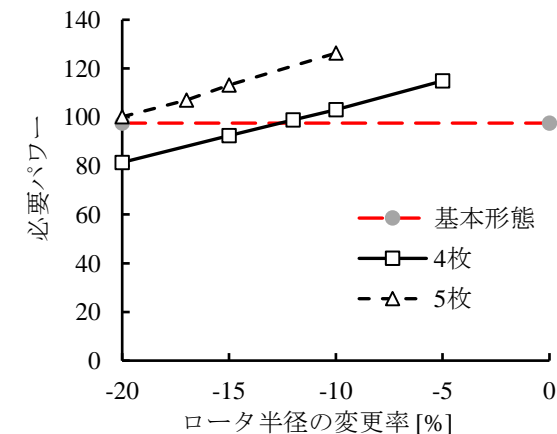


図10 ブレード枚数と半径を変更した際の必要パワー

表7に基本形態時とブレード枚数を4枚にした改良後のロータ形状パラメータを示す．改良後のロータ半径は基本形態時より0.5 m縮小した．

表7 ブレードの幾何パラメータ(基本形態・改良後)

	基本形態	改良後
ブレード枚数/1基	3	4
ロータ半径 [m]	4.0	3.5
翼弦長 c_{ref} [m]	0.22	0.20
ロータ剛比 σ	0.053	0.071
ロータ回転数 N [rpm]	400.9	455.6
アスペクト比	17.9	
翼厚比($r = 0 \sim 0.85R$)	10.6%	
翼厚比($r = 0.95R \sim 0R$)	9%	
振り角 [deg]	-10.6	

ロータ配置は基本形態時と同様であり、ロータ半径基準で決定しているので、ロータ半径を縮小すると、ロータ間隔も小さくなる．ロータ間隔 d は $0.7R$ であるので、改良後は基本形態時より0.35 m小さくなる．また、機体の全幅 $4.7R$ であるので、改良後は基本形態時より2.4 m小さくなる．これにより、ブレード枚数は1枚増え、ロータ支え部も短くなるため、全機に小型化・軽量化が期待できる．

表8に改良後機体の流れ場解析における水平巡航飛行条件を示す．水平巡航速度は210 km/h、9回転分の解析を実施した．

表8 改良設計の水平巡航飛行条件

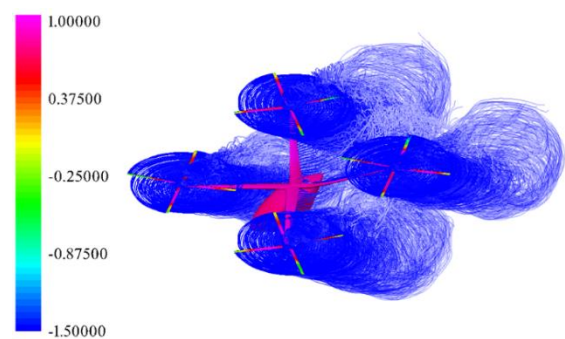
速度 V_∞ [km/h]	210
前進率 μ	0.35
回転数 N [rpm]	455.6
ロータの回転面傾き θ_c [deg]	13
飛行高度 [ft]	5000
空気密度 ρ [kg/m ³]	1.056
ロータ取り付け角 [deg]	8.0
Rotor Revolutions	9
Time step [deg/step]	9
Number of Time Step	360

表9に基本形態と改良機体の空力性能比較を示す．各ロータ推力は後半2回転分の結果の平均値を使用した．総推力は基本形態を基準とした改良後の相対差は1%以内であるので、推進性能に関しては基本形態と殆ど変化がない．鉛直方向成分の推力 $T \cos \theta_c$ に関して、前方ロータに対して後方ロータの相対差は基本形態で-4.4%、改良後で-6.8%である．このことから、改良後の方が前方ロータの後流が後方ロータの空力性能に与える影響は比較的に大きく、後方ロータが生じる推力が減少したことが分かった．一方で、水平巡航時における必要パワーは改良後の方が

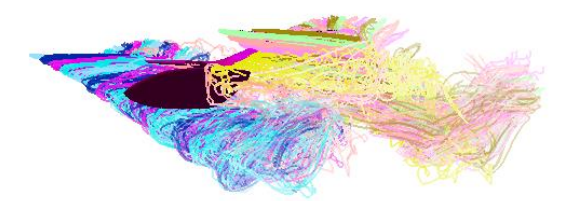
小さいため、水平巡航時における消費電力量を提言した。

表 9 基本形態と改良後機体の空力性能比較			
1基あたりのロータ推力 T [N]	前方ロータ	7817	7808
	後方ロータ	7407	7276
水平方向の力成分 [N]	前方ロータ	1759	1756
	後方ロータ	1681	1637
鉛直方向の力成分 [N]	前方ロータ	7617	7608
	後方ロータ	7279	7089
必要パワー [kW]		225.1	200.1

図 11 に改良後の機体の圧力係数分布と流れ場を示しており、後流を部位毎に色分けした。改良後にブレード前縁付近における圧力係数分布は負圧が生じており、基本形態時とほとんど変化のない。改良後の機体も後方ロータを前方ロータより高い位置に装着したため、前方ロータの後流が後方ロータに干渉効果を抑えていると考えられる。一方で、改良後と基本形態時で前方ロータの後流に関して、ほとんど変化はないが、後方側のロータ支え部の後流(黄色)による後方ロータの後流の乱れが、改良後の方が大きかった。これはブレード枚数が1枚増えたことにより、干渉が増大している傾向が見られる。



(a) 圧力係数分布(等角投影)



(b) 機体の部位ごとに色分けした流れ場

図 11 改良計板の水平巡航飛行時における流れ場
(9 回転)

6. 終わり

本研究では NASA が UAM (Urban Air Mobility) のコ

ンセプト機として提案した Multicopter 型 eVTOL (Electric Vertical Takeoff and Landing) 航空機 について、パネル法を用いた空力解析を実施した。ホバリング飛行時や水平前進飛行時などの各飛行フェーズの解析を実施し、飛行性能・航続性能を評価した。その結果に基づいて、改良したロータブレードを搭載した機体を提案した。

ロータのブレード枚数と半径による飛行性能に対する影響を調査した。その結果、基本形態のブレード 3 枚を 4 枚に変更することで、ロータ半径 3.5 m に縮小し、改良設計が得られた。これにより機体の全幅を 2.4 m 小さくすることを可能となった。この設計は、ホバリング飛行時の消費電力量を基本形態時と殆ど変わらないまま、かつ水平巡航飛行時における消費電力量を-11%程抑えることが期待できる。改良設計によって航空機電動化に求められる要素である小型化・軽量化が可能となり、さらに航続性能向上が期待できる。

[1] Electric VTOL News, <https://evtol.news/>, 2025 年 1 月アクセス.

[2] A. Bacchini and E. Cestino, Electric VTOL Configurations Comparison, Aerospace, 2019.

[3] Y. Fukumine and Z. Lei, “ESTIMATION OF EVTOL FLIGHT PERFORMANCE USING ROTORCRAFT THEORY”, the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2022.11.

[4] 田辺安忠, 青山剛史, 杉浦正彦, 菅原瑛明, 砂田茂, 米澤宏一, 得竹浩, マルチコプタのロータ間の空力干渉, 第 48 回流体力学講演会, 2016 年 4 月.

[5] W. R. Johnson, “NDARC NASA Design and Analysis of Rotorcraft,” NASA/TP-2015-218751, NASA, Moffett Field, CA, 2015

[6] A. Hahn, “Vehicle Sketch Pad: Parametric Geometry for Conceptual Aircraft Design,” AIAA 2010-657, AIAA, 2010.

[7] W. R. Johnson, “CAMRAD II References”, Palo Alto, CA, 2017

[8] C. Silva, W. Johnson, Kevin R. Antcliff and Michael D. Patterson: “VTOL Urban Air Mobility Concept Vehicles for Technology Development”, 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2018.

[9] W. Johnson and C. Silva: “NASA concept vehicles and the engineering of advanced air mobility aircraft”, The Aeronautical Journal, 126, 2022.