

### アーバンエアモビリティに供するeVTOLのスケラブルな設計手法に関する研究

KAMBAYASHI, Atsushi / 上林, 篤史

---

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学研究科

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学大学院紀要. 理工学研究科編

(巻 / Volume)

64

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

8

(発行年 / Year)

2023-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00026299>

# アーバンエアモビリティに供する eVTOL の スケーラブルな設計手法に関する研究

STUDY ON SCALABLE DESIGN METHOD OF  
eVTOL AIRCRAFT FOR URBAN AIR MOBILITY

上林篤史

Atsushi KAMBAYASHI

指導教員 御法川学

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

In recent years, the development of Electric Vertical Take-Off and Landing (eVTOL) aircraft for Urban Air Mobility (UAM) has been heating up. Because of the novelty of the concept, form of eVTOL aircrafts have not been fixed yet. Wide variety of models have been proposed and their designs are becoming crowded. In the future, this situation may hinder standardization, development, and safety certification of eVTOL aircrafts even though they are necessary for social implementation of UAM. In this study, with the intention of future construction of lucid design architecture that captures various size of aircraft, several conceptual designs of eVTOL aircraft for UAM have been made with a focus on scalability. In addition, feasibility and practicality of the aircrafts and the method used have been considered.

**Key Words** : Urban Air Mobility, eVTOL, Electric Aircraft, Conceptual Design

## 1. 緒論

### (1) 背景

近年、幅広い産業分野において脱炭素化の潮流が加速している。人やモノの移動についても例外ではなく、エネルギーの脱炭素化や動力の電動化が進行している。[1]

他方、過密化し飽和する都市交通への新たな選択肢として、アーバンエアモビリティ(Urban Air Mobility, UAM)が注目を集めている。UAMは、都市圏内の3次元的な移動や、Point-to-Pointの高速輸送を可能にするという点でこれまでの地上の交通手段にない特徴を持つ。

このようなUAM用途に供するための次世代型の航空機として、電動垂直離着陸機(Electric Vertical Take-Off and Landing aircraft, eVTOL)の開発が過熱している。垂直離着陸機は滑走路を必要とせず、小回りが利き、都市での利用に適する。しかしeVTOLはその概念の新しさゆえにまだまだ定まった形を持たず、幅広い用途に応じた多様なサイズの機体が世界中で提案され、設計が乱立してきている。

この設計の連続性、統一性の喪失した状況が将来的に、UAMの社会実装に不可欠な技術の標準化や開発の迅速化、あるいは安全認証制度や法規の整備に支障をきたすことが懸念される。すなわち、種々の機体サイズの間で連続性を持たない個々の設計アプローチは、結果としてUAM自身の社会実装を難しくしている。

また、電動化技術の未成熟もeVTOLの実用化を遠ざける要因となっている。現代のバッテリー技術による純電動化では、そのエネルギー密度の低さから航続性能に対する制約が大きく実用的でない。しかしながら環境負荷の低減を通じた持続可能な空の移動の実現のため、UAMにとって純電動化は大儀であり、将来的な純電動化を前提とした議論は欠かすことができない。

これらを背景に、多様な用途やサイズの間で連続性を持って設計され、実現可能性の高い電動化技術を搭載したeVTOLが登場することが、社会課題の円滑な解決のために求められている。それはUAMの迅速な普及に直接貢献し、同時に、人々に空の移動がより身近に受容されてゆくことによる航空文化の醸成や、機体需要の拡大が導く航空機産業の活性化をももたらすことが期待される。

### (2) 目的

本研究では、種々の機体サイズを一元的に捉えた明解な設計アーキテクチャの構築を念頭に、機体設計のスケーラビリティに着目し、UAM用eVTOLの普遍的な仕様導出手法を構築して複数の機体について概念設計を行った。設計においては、航空機の電動化技術が過渡期にあることを前提に、純電動方式のみならず内燃機関によるハイブリッド方式についても考慮に加えた。さらに、スケーラブルな設計手法とそれにより設計された機体の成立性、

実用性について多角的な観点から検討を加え、今後の展望と取り組むべき課題について考察した。

## 2. 設計手法

### (1) eVTOL の形態

設計手法を述べるに先立ち、eVTOL の形態について説明を加える。推進装置の搭載方法で分類すると、eVTOL にはマルチコプタ型、ティルトローター型、リフトアンドクルーズ型が存在する。マルチコプタ型の機体は水平に固定された複数のファンで浮上し、機体ごと前傾して前進する。ティルトローター型は、浮上後にローターのみ、あるいはローターがついた主翼のみを前傾させる。リフトアンドクルーズ型は浮上用と推進用のファンをそれぞれ別に持ち、浮上後に推進用ファンを起動する。以下の Fig.1 にそれぞれの機体の概念図を示す。

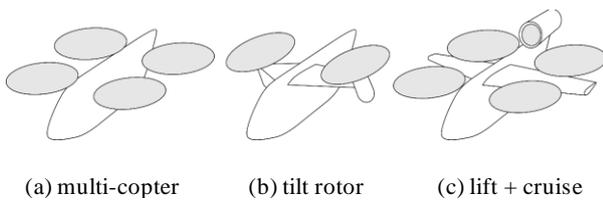


Fig.1 Classification by propulsion method

飛行原理で分類すると、固定翼を持たずファンの推力のみで浮上と航行を行う機体は、その飛行原理ゆえにファン停止時や電源喪失時の安全を担保するのが難しい。また、重力と釣り合うだけの推力をすべてファンで発生させる必要があるためエネルギー消費が激しく、航続距離向上が難しい。対して、固定翼を持つ機体は、十分な対気速度がある間は滑空により安全に降下できるうえ、巡航時も高い効率で航行することができ、UAM 用途において有利である。ただし有翼の場合は、翼を持つことによる機体構造重量の増加や、全幅が大きくなることによる取り回しの悪化という問題をはらんでいる。

### (2) スケーラブル設計の概要

円滑な社会実装と迅速な社会課題解決のために、個々の機体が全く新しいモビリティとして特有の設計に依るのではなく、多様な用途やサイズの間で、また在来の航空機との間で連続性のある設計が必要である。この連続性を維持するために、スケーラブル設計の考え方と、在来の航空機の設計手法を下地とすることが重要である。

設計のスケーラビリティ、言い換えれば機械システムの小型化あるいは大型化を前提とした設計を考えるとき、その手法として力学的法則に基づく理論的アプローチと、経験に基づく統計的アプローチが考えられる。UAM 用 eVTOL のスケーラブル設計論においても、今後時間の経過とともに UAM の実用経験が蓄積されるにしたがって両者を適切に使い分ける必要があるが、本研究はその初歩として、在来の航空機 の概念設計法を下地とした理論的アプローチを基本とした。

離陸重量をスケール変更の物差しとし、航続距離と併せてこの 2 つを独立変数とした。ただし機体の概念設計において本来的に要求されるべき仕様は有償荷重の大きさであるため、最終的に有償荷重が定まるように理論を整理した。以下の Fig.2 に大まかな計算の流れを示す。

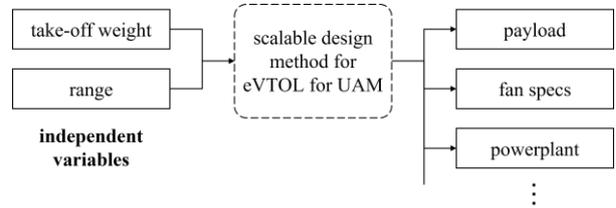


Fig.2 Outline of calculation flow

スケーラブルに設計を行うことで、社会の多様な要求を満たす幅広いサイズの機体を迅速に実用化することができる。さらには、種々の eVTOL の間で共通化された機体構造を確立することで開発コストを削減したり、機体の大型化に伴う技術的制約の洗い出しを容易にしたりする効果も期待できる。一連の効果を通して UAM の社会受容性を高め、同時に、身近な空の移動手段として UAM 用 eVTOL の需要が増していくようになれば、関連産業の活性化に寄与する好循環が生まれる。

### (3) 共通の機体概念

機体のタイプについて、電動で垂直離着陸機を行う機体であること、また、安全性や航続性能の面で有利であり UAM 用途に適することから、固定翼を有するリフトアンドクルーズ型の機体であることを共通の前提とした。

機体の具体的特徴について、UAM 用 eVTOL の機体概念そのものが新しく定まった形がないことから、特に胴体や尾翼については詳細を制限しないこととした。機体設計が破綻なく成立することを確かめることに主眼を置き、安定性や操縦性は考慮に加えないこととした。

機体が備える要素について、設計の拡張性を制限することがないように主翼、浮上用ファン、推進用ファンに絞って検討を行う。また、電動化の利点のひとつである整備性の良さを損なうリンク機構の搭載を避け、同時に重量増加を避けるため主翼は高揚力装置を装備しない前提とした。機体の共通概念を以下の Fig.3 に示す。

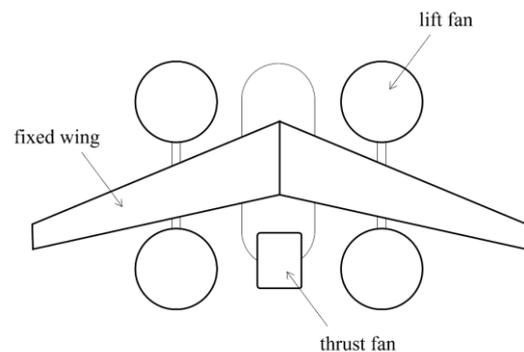


Fig.3 Common premise of aircraft

電源について、純電動方式の場合はバッテリーの種類にリチウムイオンバッテリーを想定した。ハイブリッド方式については、パラレルハイブリッドとシリーズハイブリッドの2種類が考えられるが、将来的な純電動化を前提とする側面からシリーズハイブリッド方式を選定した。燃料は灯油を想定した。両電源方式について、前提としたシステム構成を以下のFig.4に示す。

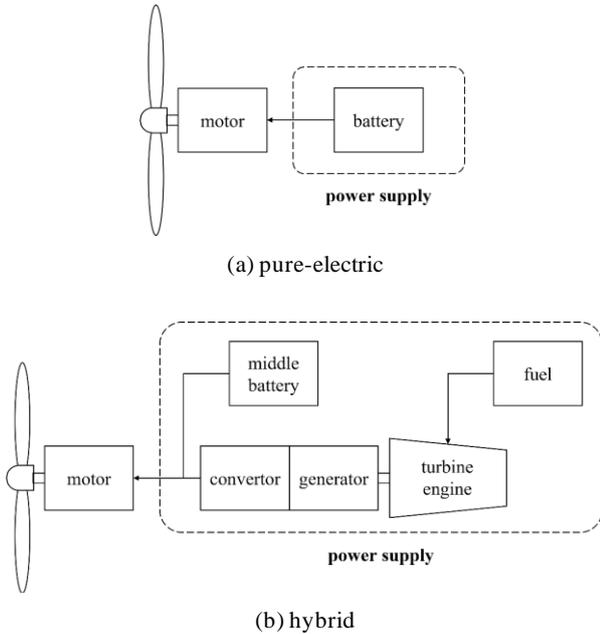


Fig.4 Schematic diagram of electrical system

また本研究においては、一部に経験的な推定を用いることを避けられないため、正確を期すために離陸重量の範囲の想定を10 kgから10000 kgまでとし、過少または過大な機体の設計には用いないことを前提とした。

#### (4) 飛行機部分

以下、概念設計のために構築した設計理論について、その概要を説明する。既存の航空機との連続性を維持する観点から、UAM用eVTOLに特有の部分以外は在来の航空機の設計手法[2]を応用した。離陸重量を入力として、失速速度、巡航速度を決め、翼面積、翼幅、平均空力翼弦長、最大速度、巡航時推力を定めた。在来の航空機における経験[3]から、機体構造重量と出力重量比を見積もった。

#### (5) 浮上用ファン

浮上用ファンはeVTOL特有の搭載品である。その仕様の定め方は多様に考えるが、本研究ではまず、ファンが過大となり物理的に機体形状が破綻をきたすことがないように、ファン直径の上限を翼幅に対して制限した。次に、離陸重量をスケールさせた場合でも回転面荷重がある目標よりも大きくならないように、搭載するファンの個数を定めた。最後に、定めた個数で機体を浮上させるためのファン直径の下限を求めた。実機のファン直径はこの上限と下限の範囲から市場で入手可能なものを用いることとなるが、本研究では上限と下限の平均値をファン直径

として用いた。また、推力馬力とモータ効率から、搭載すべきモータの出力と飛行時の消費電力を求めた。

#### (6) 運航シナリオ

UAMとして運航される場合の運航シナリオを新たに設定した。運航シナリオは地上走行、離陸・上昇、飛行モード移行、巡航、降下・着陸、地上走行と予備飛行分からなる。搭載する電源の供給能力や燃料の量を決定するために、次章の概念設計では各飛行フェーズにかかる所要時間を設定した。以下のFig.5に運航シナリオのイメージを、Table 1に所要時間の設定を示す。

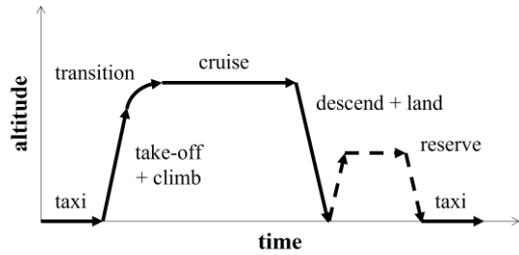


Fig.5 Operation profile

Table 1 Duration settings

flight phase	duration [sec]
taxi before take-off	180
take-off + climb	300
transition	60
descend + land	300
taxi after take-off	180

ここで、巡航にかかる所要時間は航続距離を決めると巡航速度より求まる。要求航続距離を入力とした。

#### (7) 電源

電源は、電動航空機に特有の装備品として新たに検討が必要である。純電動方式とハイブリッド方式の2つのパターンで、要求される給電能力が異なる。

純電動方式においては、運航全体の消費を賄える容量のバッテリーを搭載する必要がある。あらかじめ求めた浮上用および推進用ファンの消費電力をFig.5の各飛行フェーズにあてはめ、Table 1の時間を乗じた消費電力の総和を運航全体の消費エネルギー量として要求した。

ハイブリッド方式においては、純電動方式の場合と異なり、運航中で最も消費電力の大きいタイミングにおいて不足しない供給能力を備えていけばよい。したがって、翼の揚力がはたらかない浮上時の消費電力を要求の基準とした。また、発電機等の効率から、タービンが備えるべき軸出力と離陸時の燃料流量を求めた。

#### (8) 燃料

ハイブリッド方式については、電源ユニットのほかに搭載燃料についても検討を要する。燃料に要求されるエネルギー容量は、バッテリーの容量を定める際に用いた運航全体の消費エネルギー量と同じである。

また、ハイブリッド方式においてはタービンの運転に伴って燃料が減少するため、巡航中に機体重量が軽くなる。これを加味した正味の航続距離を、ブレゲの航続距離の式を適用することで求めた。[4] 飛行全体において燃料流量を離陸時と同量とみなした。これは内燃機関による機上発電が、内燃機関に伝播する負荷変動を小さく抑えて効率的に運転できることを利点のひとつとしているためである。離陸後の電力の需給バランスは、中間バッテリーの充放電によって調整する。[5]

### (9) 重量

ここまで離陸重量と航続距離を入力として整理してきたが、本来的に機体設計に要求されるのは、有償荷重の大きさと航続距離の長さである。したがって、ここまでの計算をもとに機体の空虚重量(自重)と有償荷重を求め、離陸重量の回帰的な操作によって有償荷重を要求できるようにする必要がある。

UAM 用 eVTOL の離陸重量を以下の Fig.6 のような構成に分解すると考える。装備品の重量の総和として空虚重量を求め、入力された離陸重量から空虚重量を差し引いて有償荷重を求めた。

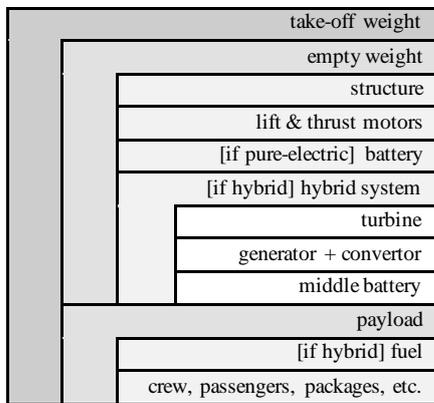


Fig.6 Concept of weight

なお、実運航においてはハイブリッド方式における燃料重量は目的地によって変動し、減少分を人荷の重量に割くことができることから、これを有償荷重に含めた。

## 3. 概念設計

### (1) 入出力関係

設計結果に先立ち、計算全体の入出力関係を次頁の Fig.7 に整理する。Fig.7 のように、種々の機体仕様や性能は離陸重量  $W_0$  または要求航続距離  $R$  のみを独立変数として求まるように整理されている。

### (2) 定数と入力

入力について、パーソナルモビリティからエアタクシーまで幅広い用途の UAM を想定し、有償荷重 100, 200, 500, 1000 kg の 4 種類の要求に対し純電動方式およびハイブリッド方式の機体の概念設計を行った。定数として設定した値は、一部を抜粋して次頁の Table 2 にまとめる。

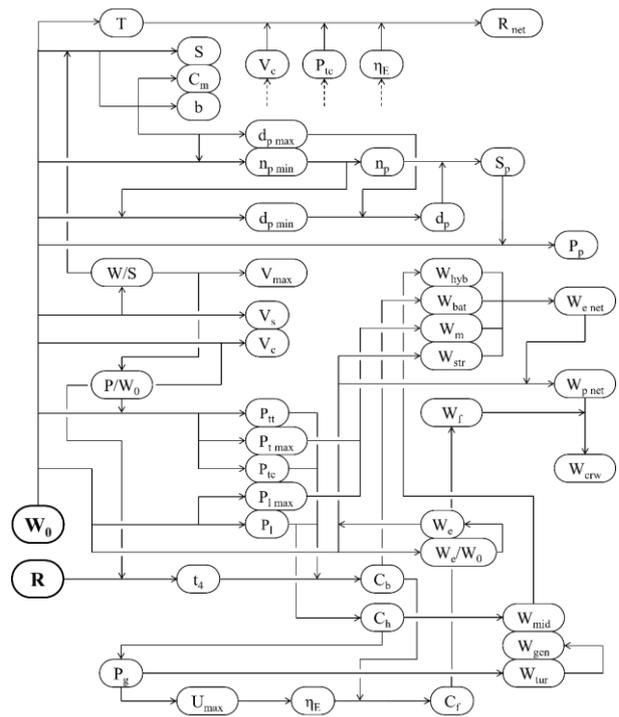


Fig.7 Input and output diagram

Table 2 Settings of constants

maximum lift coefficient	[-]	1.2
lift-to-drag ratio	[-]	8.0
load factor	[-]	3.5
aspect ratio	[-]	7.5
energy density of Li-ion battery	[kWh/kg]	0.25
energy density of fuel	[MJ/L]	36.49
target disk loading	[kg/m <sup>2</sup> ]	50
power loading	[kg/kW]	5.1
reserve capacity	[%]	15
efficiency of motor	[-]	0.9
efficiency of generator + convertor	[-]	0.8

入力する離陸重量に応じて得られる正味の有償荷重を評価しながら反復的に離陸重量を操作することで、要求通りの有償荷重を持つ機体仕様を得た。また概念設計が破綻なく行われることを確かめるため、ここでは入力する航続距離を 50km に固定した。

### (3) 有償荷重 100 kg

有償荷重 100 kg、航続距離 50 km を要求した場合の代表的諸元について、純電動方式とハイブリッド方式を併せて次の Table 3 に示す。純電動方式、ハイブリッド方式のどちらにおいても、構築した理論を用いて破綻なく機体諸元を定めることができた。

それぞれの機体の重量構成は次の Fig.8 の通りである。同じ有償荷重を要求した場合、ハイブリッド方式では、離陸重量で純電動方式の 30%前後で同じ有償荷重を輸送できることが分かる。純電動方式ではバッテリーのエネルギー密度の向上は重大な技術課題であると言える。

Table 3 Aircraft specifications

specs	pure-electric	hybrid
purpose	UAM for passengers	
type	eVTOL with fixed wing	
wingspan [m]	10.2	7.6
wing area [m <sup>2</sup> ]	13.9	7.8
diameter of lift fan [m]	2.4	1.8
number of lift fans [-]	6	4
stall speed [km/h]	118.7	97.9
cruise speed [km/h]	178.1	146.9
true range [km]	50	51.4
take-off weight [kg]	1190	455
empty weight [kg]	1090	355
payload [kg]	100	100
fuel [kg]	-	28
available [kg]	100	73

Table 4 Aircraft specifications

specs	pure-electric	hybrid
purpose	UAM for passengers	
type	eVTOL with fixed wing	
wingspan [m]	17.9	12.2
wing area [m <sup>2</sup> ]	42.5	19.9
diameter of lift fan [m]	4.4	3.0
number of lift fans [-]	10	6
stall speed [km/h]	172.5	134.0
cruise speed [km/h]	258.7	201.0
true range [km]	50	50.8
take-off weight [kg]	7700	2180
empty weight [kg]	7200	1680
payload [kg]	500	500
fuel [kg]	-	81
available [kg]	500	419

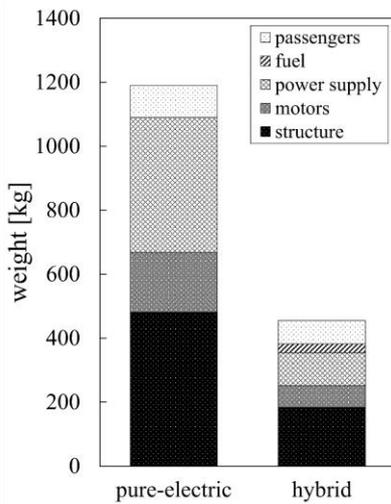


Fig.8 Weight breakdown

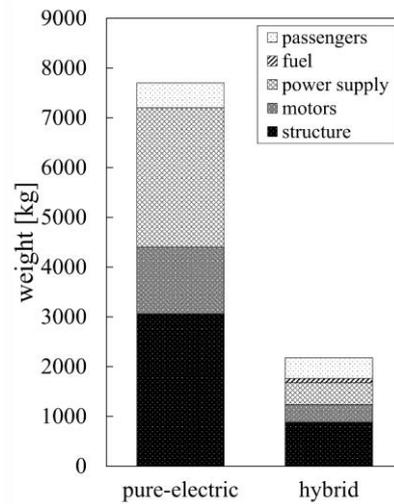


Fig.10 Weight breakdown

ここで、一例として上記の諸元をもとに後退翼を仮定してそれぞれの上面概略図を描画すると以下のFig.9のようになる。ただし2つの図の間で縮尺は同一である。

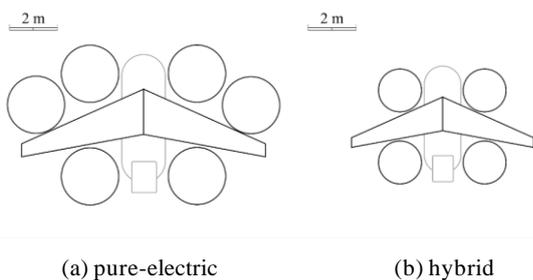


Fig.9 Schematic top view

(4) 有償荷重 500 kg

有償荷重 500 kg, 航続距離 50 km を要求した場合の代表的諸元と重量構成について、純電動方式とハイブリッド方式を併せて次頁の Table 4 と Fig.10 に示す。

ここで、設計を行った 8 つの機体について、それぞれの諸元をもとに後退翼を仮定して描画した翼平面形、および浮上用ファンの回転面を次の Fig.11 に比較する。ただし各図の間で縮尺は同一である。幅広いサイズの機体において固定翼と浮上用ファンの大きさをバランスよく定めることができている。重量内訳からもハイブリッド方式の優位性が見て取れたが、翼平面形においてもそれを見ることができる。要求する有償荷重と翼幅の大きさを Fig.11 に見ると、純電動方式で有償荷重 200 kg を要求した場合よりも、ハイブリッド方式で有償荷重 500 kg を要求した場合のほうが翼幅がわずかに小さいなど、ハイブリッド方式によるシステムの小型軽量化の効果が表れていると言える。機体の全幅が小さく取り回しが良いことは、都市部で運航される UAM にとって大変重要な特徴のひとつとなりうる。UAM 用 eVTOL に適応させた設計理論により、いまだ前例の少ないモビリティの開発においてもこのような設計検証が可能である。

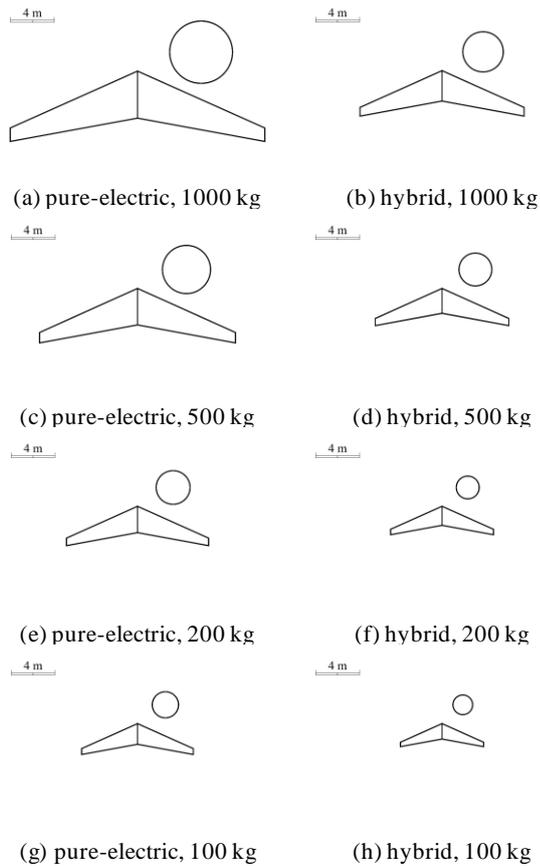


Fig.11 Top view comparison - wing and lift fan

#### 4. 成立性の評価

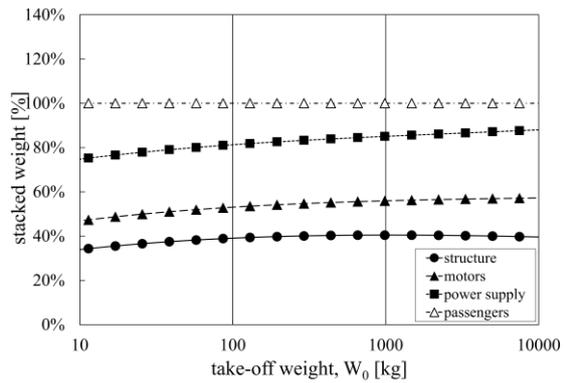
##### (1) 重量構成

幅広い機体サイズに対して一元的にアプローチする設計手法の成立性について、離陸重量を 10kg から 10000 kg の範囲で、要求航続距離を 25, 50, 100, 200km の4段階で変化させた結果を抜粋して示す。

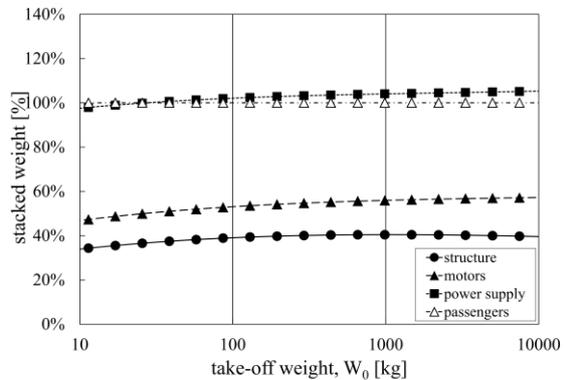
機体各要素の重量比率について、離陸重量の全範囲で連続的にみると次頁の Fig.12, Fig.13 のようになる。

純電動方式の機体について、航続距離 25 km の場合には離陸重量 100 kg 以下のクラスであれば離陸重量の 20% 程度を有償荷重に割くことができるが、機体が大型化するにしたがってその割合は減少する。航続距離の要求が増すごとにその割合は小さくなり、航続距離 100km ではごく軽量の機体を除いて全域で重量の積算が離陸重量の 100% を超えた。これは、空虚重量だけで離陸重量を超過していることを表す。この機体は浮上せず、航空機の設計としては不成立である。純電動方式はバッテリーの重量が直接有償荷重に結びついており、純電動方式の実用化にはバッテリーのエネルギー密度の改善が必要不可欠である。

ハイブリッド方式においては、燃料重量を有償荷重に含めることから、航続距離の要求に対して空虚重量が占める割合の変化はほとんどない。離陸重量の全域にわたって 22% 前後の割合を有償荷重に残すことができる。ただし燃料の搭載量を見ると、小型の機体ほど多くの割合を燃料に割く必要があり、航続距離 200km では離陸重量

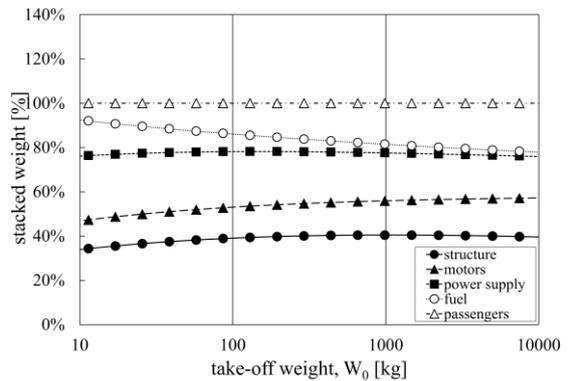


(a) required range = 25 km

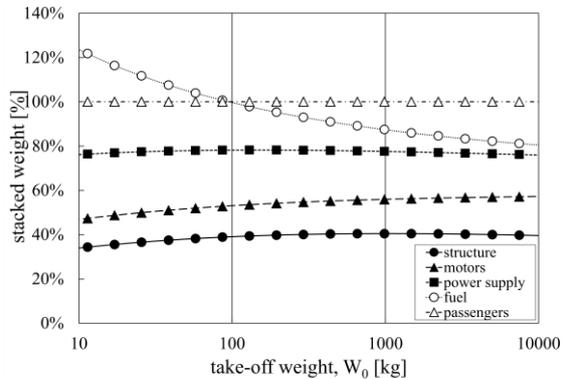


(b) required range = 100 km

Fig.12 100% stacked weight breakdown - pure-electric



(a) required range = 25 km



(b) required range = 200 km

Fig.13 100% stacked weight breakdown - hybrid

100 kg 以下のクラス全体で 100 % を超過して成立しない。この傾向は、小型のタービンエンジンでは熱効率が悪いことに起因する。一方で、化石燃料のエネルギー密度が極めて高いことで、離陸重量 1000 kg 程度以上のクラスでは離陸重量や要求航続距離の変化がほとんど人荷の重量の割合に影響していない。ここから、ハイブリッド方式は機体の大型化、長大レンジ化に強く、このクラスの機体設計においては、電源や機体構造に共通化を図ったスケラブルな設計の有効性が、コストや開発期間の面によく発揮されるものと考えられる。

## (2) 特有の仕様

計算には eVTOL 特有の装備品のひとつとして浮上用ファンの仕様決定を盛り込んだが、以下の Fig.14 に設計結果の一例を示す。機体形状のバランスを保ちながら、回転面荷重がある値より大きくならないよう、幅広い離陸重量の範囲で合理的にファンの仕様が決定されている。

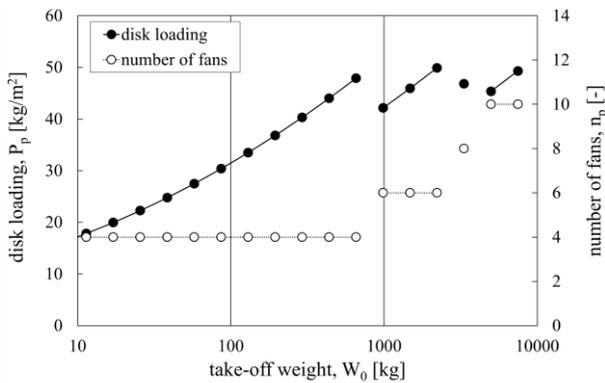


Fig.14 Change in disk loading and number of fans

さらに、電動であること自体航空機設計にとって経験の少ない部分であり、本研究においても独自に消費電力を見積もり電源の重量などを求めている。その妥当性の評価のひとつとして、浮上用モータと推進用モータの最大出力を、同じ垂直離着陸機であるヘリコプタと比較した図を Fig.15 に示す。浮上用モータの最大出力は既存機で実績のある仕様とよく一致しており、求めた仕様は一定の妥当性を有していると評価できる。

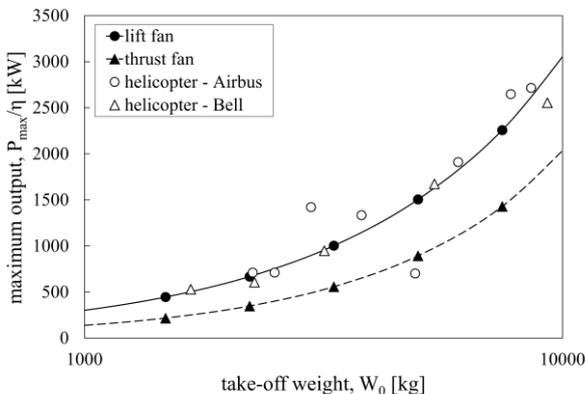


Fig.15 Maximum output comparison with helicopters [6][7]

## (3) 最適な電源方式

前節まで設計手法と機体の成立性について考察したが、本節では有償荷重と航続距離の要求に対して、機体を成立させる電源方式をどのように選択するべきかを示す。設計時の最適な電源方式の選択という目的のもと、航続距離最大(燃料満載)時のみ着目し、有償荷重ではなく人荷の重量で検討を行う。

次の Fig.17 に、離陸重量に対する、離陸重量に占める人荷の重量の割合の変化を示す。全体として、離陸重量の小さい機体では純電動方式が有利であり、大きい機体ではハイブリッド方式が有利である。要求航続距離の 25 km の場合では、離陸重量 300 kg 程度でグラフが交点を持ち、優劣が逆転する。要求航続距離を 50 km では、バッテリーの重量が大きく影響を受ける純電動方式でグラフが左側にかけて大きく割合を減らし、2本の交点が左に移動した。最適な電源方式の境界は、離陸重量 100 kg 程度となった。要求航続距離 100 km の場合では、さらに交点は左下方に移動し、離陸重量 20 kg 付近でほぼ 0% で交わる結果となった。これは、20 kg 付近の離陸重量で 100 km の航続距離を持つ機体は、どちらの電源方式でも自重を浮上させることが限界で、人荷の輸送に供せないことを示している。さらに要求航続距離 200 km の場合では、対象とする設計範囲の中で 2本のグラフは交点を持たず、なおかつ離陸重量 100 kg 程度未満ではどちらのグラフも負の領域にある。すなわち、航続距離 200 km を満たす機体は、実用に供せる機体は必ずハイブリッド方式を採用すべきであり、なおかつ、離陸重量 100 kg 未満の機体はどちらの電源方式を用いても浮上できる機体を成立させることができない。

これまでの考察において度々バッテリーのエネルギー密度について言及してきたが、ここでそれぞれの電源のエネルギー密度を以下の Fig.16 に比較する。設計範囲内のいかなる条件においても、現状のバッテリーではハイブリッドユニットのエネルギー密度を超えることはない。離陸重量の大きい機体ほどガスタービンや発電機の重量が嵩むため、ハイブリッドユニットのエネルギー密度のグラフは右下がりになっている。

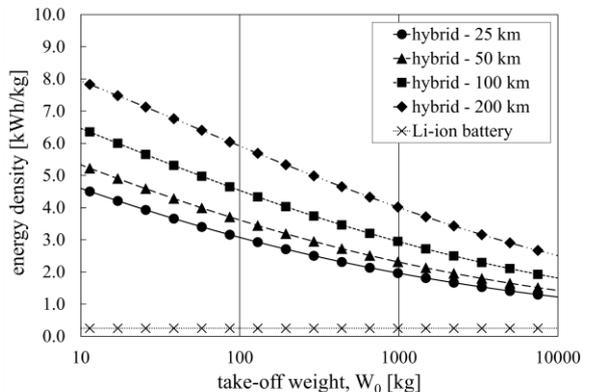
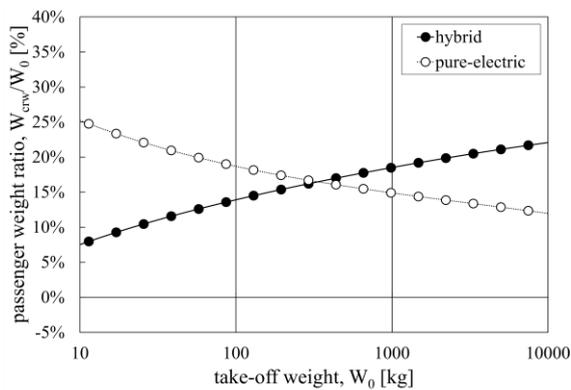
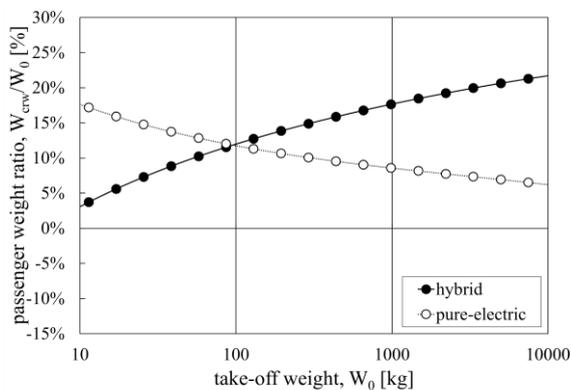


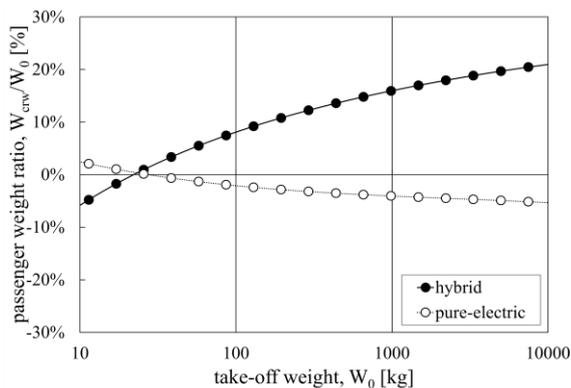
Fig.16 Comparison of energy density



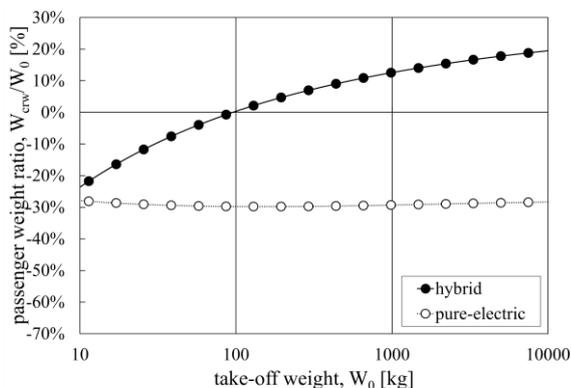
(a) required range = 25 km



(b) required range = 50 km



(c) required range = 100 km



(d) required range = 200 km

Fig.17 Passenger weight ratio difference by power supply

## 5. 結論

本研究では、機体設計のスケラビリティに着目し、UAM用 eVTOL の普遍的な仕様導出手法を構築して複数の機体の概念設計を行った。本研究において得られた成果と今後の展望は以下の通りである。

- (1) 本研究において定めた範囲において、新たに UAM 特有の要素を加えた設計手法を用いて純電動方式またはハイブリッド方式の UAM 用 eVTOL の機体諸元を定めることができた
- (2) 2 つの電源方式のそれぞれにおいて、機体の重量構成から設計が不成立となる離陸重量と航続距離の要求を確認し、今後の技術課題を示した
- (3) ある航続距離と離陸重量を要求するとき、離陸重量に占める人荷に供することのできる重量の割合から選択すべき電源方式の境界となる点を示した
- (4) 今後、解析や実験を通して設計を裏付けたり、環境負荷や騒音、コストなどを総合的に分析したりすることで、本研究の手法を発展させることができる
- (5) 今後の UAM 開発の進展に伴って継続的に経験や知見を収集し、変化する要求を加味しながら、設計手法の反復的な妥当性の確認が必要である
- (6) 各機体要素におけるスケールの指数化、定式化がスケラブル設計の考え方の将来的な目標点である

## 参考文献

- 1) 鶴見健太：小型ヘリコプターの電動化に関する研究，法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士論文，2022
- 2) 片柳亮二：飛行機設計入門 飛行機はどのように設計するのか，日刊工業新聞社，2009
- 3) Daniel P. Raymer：Aircraft Design: A Conceptual Approach Sixth Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018
- 4) 牧野光雄：航空力学の基礎 (第 2 版), 産業図書, 1989
- 5) 小林凌：アーバンエアモビリティを想定した eVTOL に用いるハイブリッドシステムの最適構成に関する研究，法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士論文，2023
- 6) Bell | Welcome to The Future of Flight, <https://www.bellflight.com/> (2022.8.10 閲覧)
- 7) Products & Services | Airbus, <https://www.airbus.com/en/products-services/> (2022.8.10 閲覧)