# 法政大学学術機関リポジトリ HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2025-07-04

# 小型ヘリコプターの電動化に関する研究

## 鶴見, 健太 / TSURUMI, Kenta

(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) 63 (開始ページ / Start Page) 1 (終了ページ / End Page) 7 (発行年 / Year) 2022-03-24 (URL) https://doi.org/10.15002/00025275

# 小型ヘリコプターの電動化に関する研究

STUDY ON ELECTRIFICATION OF LIGHT HELICOPTER

鶴見健太 Kenta TSURUMI 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, Reduction of the environmental load has been advocated in all industries, decarbonization is progressing as a global trend, and the aviation industry is no exception. While the electrification of aircraft has been actively researched as well as the idea of using electric aircraft has raised in the concept of UAM (Urban Air Mobility), which was devised as a new means of urban transportation. However, there are major obstacles to the development of new aircraft, and it is possible to apply to existing aircraft and bring them to market faster. It is expected that electric helicopters capable of vertical takeoff and landing will be able to meet the demand, but there are little trial cases. In this research, characteristics of a new electric light helicopter through conceptual design were discussed and compared the performance and usability with the existing aircraft.

Key Words : Helicopter, Electrification, Electric Aircraft, Urban Air Mobility, Conceptual Design

#### 1. 緒論

#### (1)背景

近年,人類社会が直面する環境問題は勢いを増す一方 であり,あらゆる産業において環境負荷低減が提唱され ている.脱炭素化が世界的な潮流として形成され,内燃 機関はモーターなどによって代替されつつある.特に,最 も一般的な交通手段と言える自動車の電動化は大きく世 間の注目を集めるようになり,移動における脱炭素化の 達成が期待されている.

電気自動車の開発が進む中,航空機の電動化も盛んに 検討され,多くの開発プロジェクトが各国にて進行しつ つある.今後数十年の間に世界の航空輸送量は約2.4倍に 増加すると予想され,化石燃料を用いた航空機では環境 負荷も等倍で増加する.そのため,国際民間航空機関 (ICAO)や国際航空運送協会(IATA)などは2050年に 2005年比で二酸化炭素排出量を半減させる目標を掲げて いる.<sup>5</sup>しかしながら,既存の航空機では環境負荷低減が 困難であることから,バイオ燃料や水素燃料の利用,電動 航空機の研究開発が行われている.

電動推進に関する各種研究は,自動車の電動化などに より更なる発展を続け,モーターやバッテリーなどの技 術革新を引き起こした.それにより複雑で高度な空の機 械においても電動航空機の実現性が高まると共に,無人 機,ドローン等の新たな小型飛行体の台頭にも繋がった. この新しい航空機は汎用性の高さから,需要の増大が続いている.

そうした中,これら新技術を都市部における交通問題 対策に用いる考えが提唱された.世界的な人口増加に伴 い,都市部の交通渋滞はより深刻化すると予想される.こ れに対し,二次元的な地上移動ではなく,空間を三次元的 に利用する新しい移動手段として Urban Air Mobility: UAM が考案され,急速に研究開発が進められている.し かし, eVTOL (electric Vertical Take-Off and Landing aircraft: 電動垂直離着陸機)に代表される新形態の航空機に対する 法整備などは追いついておらず,開発スピードとの乖離 が顕著であり,都市内部の低空飛行に対する規則や無人 機の事故に対する倫理問題についても議論の余地がある.

こうした航空機電動化と UAM 実現における早急な解 決策として、ヘリコプターの電動化が挙げられる. ヘリコ プターは国内だけでも 800 機近くが存在し、垂直離発着 可能で実用的な運用も豊富である. 一方、ヘリコプターの 電動化研究は極めて限定的であり、既存技術での実現性、 その特性や実現上の課題等は不透明である. 本研究では、 世界各国で提案されている電動航空機、UAM を調査し、 その一形態として電動ヘリコプターの概念設計を行い、 実現における課題と既存機との比較を行なった.

#### (2)目的

本研究では、電動航空機、UAM についての調査を行い、 各国の法制度や開発の現状を調査した上で、電動ヘリコ プターの既存技術での実現性を把握するために概念設計 を行なった.モーター、バッテリー等の電動化関連技術が 開発途上であるため、中型や大型ではなく、小型ヘリコプ ターの代表機種であるロビンソン・ヘリコプター社の R66 をモデルとした.完全な電動機と既存機を比較し、要求出 力、ペイロードやバッテリー搭載量などの各特性の把握 と共に、運用上の障害や制約を評価した.また、電動機、 既存機と共に環境への影響についての考察も行なった.

#### (3) 仕様記号

本研究で使用する記号を一覧として示す.

а	:	音速 [ft/s]
$A_{}$	:	メインローター回転面積 [ft <sup>2</sup> ]
$A_{<{ m tr}>}$	:	テールローター回転面積 [ft <sup>2</sup> ]
		mr : メインローター
		tr : テールローター
AR	:	アスペクト比 [-]
b	:	ローターブレード数 [-]
С	:	コード長 [ft]
DL	:	ディスクローディング [lb/ft²]
G	:	重力加速度 [ft/s <sup>2</sup> ]
h	:	飛行高度 [ft]
$L_{}$	:	テールローター回転軸-重心距離 [ft]
$M_{< ext{tip}>}$	:	ローター先端マッハ数
N	:	メインローター回転数 [rpm]
$P_{i}$	:	誘導抗力に伴う必要出力 [hp]
Po	:	形状抗力に伴う必要出力 [hp]
$P_{\rm p}$	:	有害抗力に伴う必要出力 [hp]
$P_{\mathrm{T}}$	:	合計抗力に伴う必要出力 [hp]
R	:	ローター半径 [ft]
Т	:	ローター要求推力[lb]
$V_{< \text{fwd}>}$	:	前進飛行速度 [ft/s]
$V_{\rm i}$	:	誘導速度 [ft/s]
$V_{<\max>}$	:	最高速度 [ft/s]
$V_{<\text{tip}>}$	:	ローター先端速度 [ft/s]
$W_{< \text{gross}>}$	:	機体総重量 [lb]
γ	:	比熱比 [-]
μ	:	前進率 [-]
ρ	:	密度 [lb/ft <sup>3</sup> ]
$\sigma$	:	ソリディティ [-]

#### 2. 電動ヘリコプターの現状

#### (1) 電動航空機とは

電動航空機はエンジンと航空燃料をモーターと電源に 変更した機体であり、機体設計の差は既存機と比較して 少ないが、エンジンとモーターでは特性が異なるため、ペ イロードなど性能面の差は顕著である.利点としては、低 騒音、整備の簡素化、電源確保の容易さなどがあり、欠点 は、電池の重量および容量、使用済電池のデッドウェイト 化、モーター、インバータの出力密度等がある.技術的な 点以外では、モーターの安全基準や審査基準、法が未整備 であり、電源供給設備も必要となる.

#### (2)電動推進システムの種類

電動化には三つの方式が検討されており、最も代表的 な方式はピュアエレクトリック方式と呼ばれる完全電動 化であり、電池、モーター、ローターシステムにより構成 され、燃料源は電池のみである.エンジンを廃するため、 エンジン関連部品は不要となり、二酸化炭素も排出され ない.図1にピュアエレクトリック方式の概略図を示す. パラレルハイブリッド方式は、エンジンとモーターのい ずれかまたは両方でローターシステムを駆動させ、軸動 力を補助する形式である. 給電は電池から行い, モーター はジェネレーター(発電機)としても機能し、ローターシ ステムの空力的な負荷により生じた電力を電池に回生す ることも原理的に可能である.図2にパラレルハイブリ ッド方式の概略図を示す.シリーズハイブリッド方式で は、エンジンによって発電しモーターを駆動させる.エン ジンは発電装置とするため、配置の自由度が高くなる.計 画中のハイブリッド機の多くはこの方式である.通常時 はエンジンの軸出力でジェネレーターを駆動するが、中 間に電池を搭載し、 ローターシステムの負荷変動を吸収 する.回生充電も原理的には可能である.図3にシリー ズハイブリッド方式の概略図を示す. ハイブリッド方式 は既存機にモーター,ジェネレーターやインバータ,電池 等を追加するため,重量は増大する.また,自動車や鉄道 のように走行抵抗が大きい乗り物は制動力を回生するこ とができるが、航空機の場合は抵抗が少ないために回生 が殆ど期待できない.しかしながら,運転領域の最適化等 により、システムの効率向上を図ることで、燃費の向上と 温室効果ガス排出量の削減が可能とされている.



Fig. 1 Schematic of pure-electric propulsion system



Fig. 2 Schematic of parallel hybrid propulsion system



Fig. 3 Schematic of series hybrid propulsion system

#### (3) 電動ヘリコプターの現状

UAM に供する eVTOL としては主にマルチコプター型 のほか, ティルトローター型, リフト+スラスト型などが ある. 電動へリコプターはこれらに含まれるが, 開発案は 少なく, 試験的な既存機の改造が散見される程度である. 表1に代表的な電動へリコプターの開発事例を示す.

|--|

Project	Sikorsky Firefly	Tier1 Engineering	R22e
Modified Helicopter	Schweizer S300	Robinson R44	Robinson R22
Gross Weight [lb]	2150	2500	1362
Passenger	2	4	2
Motor power [HP]	190	3-phase motors	215
Battery Weight [lb]	585	1100	365
Blades	3	2	2
Endurance [min]	15	20	36
First flight	2010	2016	_

### 3. パワーシステムの検討及び概念設計

#### (1)システム構成の検討

本研究では UAM としての利用を加味した設計コンセ プトに基づき,既存機を元に電動へリコプターの概念設 計を行った.電動化として,動力源の選定と燃料搭載量の 検討において,エンジンと燃料の代替として,モーターと バッテリーの選定を行い既存機との比較を行った.

電動化において,既存のエンジンを搭載した機体と比 較し発動機からローターに至るまでの構成は異なる.ま た,エンジンを代替することで,各種エンジン関連装備は 削減である.現状,テールローター駆動にはローターに至 る長さの軸 (テールシャフト) を用いている. これはメイ ンとテール両ローターの動力を一つのエンジンから供給 するためであるが、小型モーターにより動力源を分割す ることでテールシャフトの廃止も可能である. ピュアエ レクトリック方式の基本的な構成は前項で示したように, エンジン等の重厚な装備品を廃することで動力源は軽量 化できる. 各装備品の廃止によりバッテリー搭載量を増 やすことで航続距離の増大も図れる.しかし、本研究では、 エンジンと燃料の代替のみを最初に検討し、得られた概 念設計の結果を元にバッテリー搭載量の検討を行った. 図4にピュアエレクトリック方式の構成概要図を示す. シリーズハイブリッド方式についても検討を行い,.図5 にハイブリッド方式の構成の概要図を示す. パワーシス テム全体の重量は増大するが、ヘリコプターはその飛行 原理から、水平飛行及び降下時はホバリング時に比べて

消費動力を大幅に削減できるため,電動化によるメリットすなわち温室効果ガスの排出量削減,エンジン騒音低 減などの優位性が見いだせる可能性がある



Fig. 4 Diagram of the pure electric helicopter power system



Fig. 5 Diagram of the hybrid electric helicopter power system

#### (2) 出力等諸元の把握

モーター,バッテリー搭載量,出力等各種諸元の把握す るために、既存機と同様の概念設計を実施した、図6に モデルとした Robinson Helicopter 式 R66の三面図を示す. 本機は小型単発タービン機として、世界で1000機近くが 生産されているベストセラー機で、シンプルな機体構造 が特徴である.ここではベース機の機体寸法,メインロー ター, テールローター, 機体重量, 空虚重量といった諸元 を元に、電動化による変更を前提に、空虚重量の変化も組 み込み,機体諸元と原動機出力の推算を行なった.モータ ーの選定においては,軸出力が最高要求出力を上回る必 要があり、その値が要求される速度の把握が重要である. 出力は抗力の合計より求められるが、抗力は速度によっ て異なり, 値は大きく変化する. そのため, ホバリング時 である0ktから150ktまでの各速度の抗力を求め、出力 変化を明らかにした.図6にモデルとした R66の三面図 を示す.



Fig. 6 Three-view drawing of Robinson R66<sup>4)</sup>

#### (3) メインローター

メインローターは、ローター半径、コード、回転数の3 要素によって最適化される. ローター半径、コードは機体 のサイズに比例して増大するが、回転数は反比例し、機体 の増大と共に減少する、小型へリにおいて、ローター半径 は13 ft ~ 19 ft、コードは 0.7 ft ~ 1.3 ft、各速度は 35 rad/s ~55 rad/s の範囲とされている.<sup>2)</sup> 既知の値として、 W<sub>sgross</sub>=2700 lb、R<sub>smp</sub>=16.5 ft、c<sub>smp</sub>=0.958 ft、N=400 rpm を用いた.メインローターに係る要素である、ディスクロ ーディング、回転面面積、ブレード先端速度、メインロー ター推力係数、前進率、ソリディティ、アスペクト比は以 下の式 (1)~(8)<sup>2)</sup> を用いて求めた.

$$D_{\rm L} = \frac{W_{\rm < gross>}}{\pi R_{\rm < mr>}^2} \tag{1}$$

$$A_{<\mathrm{mr}>} = \pi R_{<\mathrm{mr}>}^2 \tag{2}$$

$$\Omega_{<\rm mr>} = \frac{2\pi N}{60} \tag{3}$$

$$V_{<\text{tip-mr>}} = \Omega_{<\text{mr>}} R_{<\text{mr>}}$$
(4)

$$C_{\text{}} = \frac{T_{\text{}}}{A_{\text{}}\rho V_{\text{}}^2}$$
(5)

$$\mu_{<\max-mr>} = \frac{V_{<\max-fwd>}}{V_{}} \tag{6}$$

$$\sigma_{\rm } = \frac{b_{\rm }c_{\rm }}{\pi R_{\rm }}$$
(7)

$$A_{\rm R} = \frac{R_{\rm }}{c_{\rm }} \tag{8}$$

#### (4) 主要な抗力

メインローターの各要素を元に、必要出力を求めた.主 な抗力は誘導抗力(Induced drag)、形状抗力(Profile drag)、 有害抗力(Parasite drag)の3種であり、それら合計から必 要出力を判断した.メインローターブレード枚数 bome = 2とした.速度0ktであるホバリング時の各抵抗の値は 次式 (9)~(12)<sup>2)</sup>を用いて算出した.前進飛行速度1kt ~ 150ktにおける各抗力の値とローターブレードの先端マ ッハ数は以下の式 (13)~(20)<sup>2)</sup>を使用して求めた.

$$B_{\rm < mr>} = 1 - \frac{\sqrt{2C_{\rm < thrust-mr>}}}{b_{\rm < mr>}} \tag{9}$$

$$P_{i < mr-TL>} = \frac{1}{B_{< mr>}} \frac{T_{< mr>}^{1.5}}{\sqrt{2\rho A_{< mr>}}} ]$$
(10)

 $P_{\text{o}<\text{mr}>} = 0.125\sigma_{\text{cmr}>}C_{\text{do}<\text{mr}>}\rho A_{\text{cmr}>}V_{\text{ctip-mr}>}^{3} \quad (11)$ 

$$P_{\text{T}<\text{mr-hover}>} = P_{\text{i}<\text{mr-TL}>} + P_{\text{o}<\text{mr}>}$$
(12)

$$P_{p < fwd>} = 0.5 \rho V_{< fwd>}{}^{3} E_{FPA < FF>}$$
(13)

$$\mu_{<\rm mr>} = \frac{V_{<\rm fwd>}}{V_{<\rm tip-mr>}} \tag{14}$$

$$P_{o < mr-fwd>}$$

$$= \{1 + 4.3\mu_{< mr>}{}^2\}P_{o < mr-hover>}$$
(15)

$$V_{\rm i} = \sqrt{\frac{T_{\rm < mr>}}{2\rho\pi R_{\rm < mr>}}^2} \tag{16}$$

$$\frac{V_{i}^{4} + 2V_{}V_{i}^{3}}{V_{(^{2} + V_{}^{2})}V_{i}^{2} - V_{i}^{4}} = 0$$
(17)

$$P_{i < mr-TL-fwd>} = \left(\frac{1}{B_{< mr>}}\right) T_{< mr>} V_{i < T>}$$
(18)

$$P_{T < mr-fwd} = P_{i < mr-TL-fwd} + P_{o < mr-fwd} + P_{p < fwd}$$
(19)

$$M_{<\text{tip-mr>}} = \frac{V_{<\text{fwd>}} + V_{<\text{tip-mr>}}}{\sqrt{\gamma g R T}}$$
(20)

#### (5)テールローター

メインローターと同様, ローター半径, コードを元に, アスペクト比, 回転面面積, ブレード先端速度, 推力係数, 前進率, ソリディティを次式(21)~(26)から求めた. 導出 には前項の式(1)~(8)から得たメインローター諸元および 式(9)~(20)にて得た出力値を用いた. 既知の値として,  $R_{dtp}=2.5$  ft,  $c_{dtp}=0.458$  ft,  $b_{dtp}=2$ , とし, 重心と回転軸 の距離  $L_{dtp}=19$  ft, を使用した. 算出されたテールロータ ーに係る各値を元に, ホバリング時および前進飛行速度 1 kt ~150 kt における誘導抗力, 形状抗力, 先端マッハ数 を求めた. 導出には以下の式(26)~(38)<sup>2)</sup>を使用した.

$$A_{\rm R} = \frac{R_{<\rm tr>}}{c_{<\rm tr>}}$$
(21)

$$A_{\langle tr \rangle} = \pi R_{\langle tr \rangle}^2 \tag{22}$$

$$\sigma_{<\mathrm{tr}>} = \frac{b_{<\mathrm{tr}>}c_{<\mathrm{tr}>}}{\pi R_{<\mathrm{tr}>}}$$
(23)

$$T_{<\rm tr>} = \frac{P_{\rm T} < \rm mr-hover>}{\Omega_{<\rm mr>}L_{<\rm tr>}}$$
(24)

$$V_{<\text{tip-tr>}} = \Omega_{<\text{tr>}} R_{<\text{tr>}}$$
(25)

$$B_{<\rm tr>} = 1 - \frac{\sqrt{2C_{<\rm thrust-tr>}}}{b_{<\rm tr>}}$$
(26)

$$P_{i < tr-TL>} = \frac{1}{B_{>}} \frac{T_{>}^{1.5}}{\sqrt{2\rho A_{>}}}$$
(27)

$$C_{do} = 1.38C_{do}$$
(28)

$$P_{o }$$

$$= 0.125 \sigma_{} C_{do } \rho A_{} V_{< tip - tr >}^{3}$$

$$P_{T } = P_{i } + P_{o }$$

$$(29)$$

$$(30)$$

$$\mu_{<\mathrm{tr}>} = \frac{V_{<\mathrm{fwd}>}}{V_{<\mathrm{tip-tr}>}} \tag{31}$$

$$P_{o < tr-fwd>} = P_{o < tr-hover>} \{1 + 4.3\mu_{}^2\}$$
(32)

$$T_{<\mathrm{tr}>} = \frac{P_{\mathrm{T}<\mathrm{mr-fwd>}}}{\varOmega_{<\mathrm{mr}>}L_{<\mathrm{tr}>}}$$
(33)

$$C_{<\text{thrust-tr>}} = \frac{T_{<\text{tr>}}}{A_{<\text{tr>}}\rho V_{<\text{tip-tr>}}^2}$$
(34)

$$P_{i < tr-TL-fwd>} = \left(\frac{1}{B_{< mr>}}\right) T_{} V_{i < T>}$$
(35)

$$P_{T < tr-fwd>} = P_{i < tr-TL-fwd>} + P_{o < tr-fwd>}$$
(36)

$$M_{<\text{tip-tr>}} = \frac{V_{<\text{fwd>}} + V_{<\text{tip-tr>}}}{\sqrt{\gamma g R T}}$$
(37)

#### (6)諸元計算結果

式 (1)~(37)より求めたメインローターの諸元を表 2, テールローターの諸元は表 3 に示す.また,メインロー ターに係る各抗力の0kt ~150kt における値を図7に, テールローター抗力は図8に示す.また,ギヤボックス と装備品による出力伝達の損失を考慮した必要出力値を 図9に示し,ホバリング時,最低出力値,最高出力の値を 表5にまとめる.図9,表4より,主力特性は下に凸の放 物線を描き,ホバリング時と同等値に到達するのは122kt である.最高速度を120ktと設定した場合,必要最大出 力は237.439 hp= 177.058 kW である.

Table 2 Specification of main rotor								
Main rotor								
Radius	16.5	[ft]						
Chord	0.96	[ft]						
Gross weight	2700	[lb]						
Rotational velocity	42.73	[rad/s]						
Tip velocity	704.97	[ft/s]						
Number of the blade	2	[-]						
Maximum rotational velocity	54.13	[rad/s]						
Maximum tip velocity	893.08	[ft/s]						
Disk loading	3.16	[lb/ft <sup>2</sup> ]						
Advance ratio	0.29	[-]						
Solidity	0.04	[-]						
Coefficient of lift	0.54	[-]						
Disk area	855.30	[ft <sup>2</sup> ]						
Rotor coefficient of thrust	0.003	[-]						
Blade loading	0.09	[-]						
Aspect ratio	17.22	[-]						
Profile drag coefficient of the rotor	0.01	[-]						

Table 3 Specification of tail rotor

Tail rotor							
Radius	2.5	[ft]					
Chord	0.46	[ft]					
Distance from center-of-gravity to tail rotor hub	19	[ft]					
Rotational velocity	254	[rad/s]					
Tip velocity	635	[ft/s]					
Number of the blade	2	[-]					
Maximum rotational velocity	357.23	[rad/s]					
Maximum tip velocity	893.08	[ft/s]					
Thrust due to the tail rotor	151.59	[lb]					
Solidity	0.12	[-]					
Disk area	19.63	[ft <sup>2</sup> ]					
Rotor coefficient of thrust	0.01	[-]					
Aspect ratio	5.45	[-]					
Profile drag coefficient of the rotor	0.01	[-]					



Fig. 7 Total drag power of main rotor



Fig. 8 Total drag power of tail rotor



Fig. 9 Total required power of main rotor and tail rotor

Table 4 Calculated results of required power for maximum,

minimum and hovering

		Maximum Power Velocity		Mini	imum	Hover
				Power	Velocity	Power
		[hp]	[kt]	[hp]	[kt]	[hp]
	Parasite power	238.93	150	0	0	0
Main Rotor	Profile power	75.15	150	48.34	0	48.34
	Induced power	176.37	2	23.87	150	175.40
		224.72	2			
	Total power	223.88	122	127.05	61	223.74
		337.95	150			
	Profile power	5.95	150	3.53	0	3.53
Tail Rotor	Induced power	10.27	122	1.51	92	10.16
	Total power	13.80	2	5.73	71	13.70
		238.52	2			
Total	Main & tail total	237.33	124	132.86	61	237.44
		346.02	150			

#### (7) 電動機とパッテリー

モーターは内燃機関に対して、小型軽量であり騒音も 少ない. 近年では 5 kW/kg を超える高性能モーターが登 場している. R66 搭載エンジンである RR300 は 2.44 kW/kg であるため、動力源の代替は比較的容易と判断できる.表 5よりホバリングには177.058 kWの出力が必要であり, 最高速度を 120 kt とした場合はこの値が最高値である. そのため, 電動機については継続出力 190 kw~200 kW に 近い出力が必要である.本検討では, Siemens 社の SP260D を用いて計算を行った. SP260D は航空機用モーターとし て開発され、継続出力 261 kW, 重量当たりの出力は 5.22 kW/kg であり, RR300 と比較し極めて軽量である. 電動 航空機には電気自動車と同様に Li-ion 電池の搭載が検討 されている. Li-po 電池などはエネルギー密度の点で優れ ているが、航空用として安全面での信頼性が乏しい. Liion 電池の形状には Prismatic, Laminated, Cylindrical 等が あり,本研究では各タイプの代表的なバッテリーにて比 較を行った. バッテリーのエネルギー密度は検討対象の 最高値において 0.3 kWh/kg 以下であることに対して, 航 空燃料 jetA, jetA-1 の値は 11.99 kWh/kg である. 両者に は 39.97 倍の差があり、効率的な利用が不可欠である.

## 4. 性能比較, 検討及び評価

### (1) パッテリー容量の検討

飛行におけるバッテリーの必要量を把握するため,各 速度によって連続運転した際のエネルギー量を概算した. 各速度における必要出力は表4に基づき,ホバリング時, 最低出力時,最高出力の値を用いて算出した.運転時間は 5 min, 10 min, 15 min, 30 min, 1 h, 1.5 h, 2 h, 2.5 h, 3 h,を想 定し,速度は0 kt(ホバリング時), 61 kt, 110 kt, 120 kt, 130 kt, 140 kt とした. 求めた値は表5に示す.

R66の燃料搭載量は、278.606L,重量は222.885kg であり、ペイロードは415.944kg である.これら燃料と同等 重量のバッテリーを搭載した際、電動機が既存機に対し てどの程度の性能があるか確認できる.代表的なバッテ リーを搭載した際の電源容量を表 6 に示す.また、搭乗 者 5 名であるペイロードを削減し搭載量増大を考慮した 場合の電源容量も併せて表 6 に示す.

Table 5 Required energy toward operating times

			Total power [kWh]						
	Velocity	Required		Operatting time [min]					
	[kt]	power[kW	5	10	15	30			
Hovering	0	177.06	14.75	29.51	44.26	88.53			
Minimum	61	99.08	8.26	16.51	24.77	49.54			
	110	146.04	12.17	24.34	36.51	73.02			
	120	167.28	13.94	27.88	41.82	83.64			
	130	192.85	16.07	32.14	48.21	96.42			
Maximum	140	223.00	18.58	37.17	55.75	111.50			
		_	Operatting time [h]						
		_	1	1.5	2	2.5	3		
Hovering	0	177.06	177.06	265.59	354.12	442.65	531.17		
Minimum	61	99.08	99.08	148.61	198.15	247.69	297.23		
	110	146.04	146.04	219.06	292.09	365.11	438.13		
	120	167.28	167.28	250.92	334.56	418.20	501.84		
	130	192.85	192.85	289.27	385.69	482.12	578.54		
Maximum	140	223.00	223.00	334.50	446.00	557.50	669.00		

Table 6 Electric energy of installed battery

		А	В	С	D	E	F	G	Н
Pattory type		Driamatia	Lominotod	Lominotod	Cylindrical	Cylindrical	Cylindrical	Cylindrical	Cylindrical
Battery type		riisinauc	Laminateu	Lammateu	18650	18500	18650	18650	21700
Voltage	[V]	27.6	3.8	3.65	3.6	3.6	3.6	3.6	3.6
Electoric energy	[kWh]	1.24	0.5	1.67	0.012	0.007	0.012	0.008	0.015
Weight	[kg]	15	3.8	8.7	0.045	0.035	0.048	0.045	0.068
Enormy donaity	[kWh/kg]	0.08	0.13	0.19	0.27	0.20	0.25	0.17	0.22
Energy density	[kWh/L]	0.14	0.21	0.37	0.73	0.52	0.66	0.46	0.61
Equal weight of R66 fuel	[kWh]	18.43	29.33	42.78	59.47	45.12	54.90	37.44	48.74
Additional battery with payload									
80% payload	[kWh]	25.30	40.27	58.75	81.66	61.96	75.39	51.42	66.93
60% payload	[kWh]	32.18	51.22	74.72	103.86	78.80	95.88	65.40	85.12
40% payload	[kWh]	39.06	62.16	90.69	126.06	95.64	116.37	79.37	103.31
20% payload	[kWh]	45.93	73.11	106.66	148.25	112.48	136.86	93.35	121.50
The tank filled	[kWh]	40.29	58.90	102.74	203.14	146.24	183.72	127.34	169.61
with a battery	[kg]	487.43	447.67	535.21	761.34	722.39	745.86	757.98	775.65

表5,表6より,ホバリングを継続した場合に必要な出 力に対して,表7内バッテリーA~Hを既存機の燃料重量 と同等搭載した際の電源容量を比較した.エネルギー密 度の高いバッテリーD,F,Hを用いても,ホバリングの 継続は15分が限界であり,最も高エネルギー密度である バッテリーDのホバリング継続時間は約20分であった.

高い出力が要求されるホバリング時と比較して、最も 出力を必要としない 61 kt の場合、30 分程度継続可能であ る.しかし、燃料搭載量と同等のバッテリー搭載重量では 運用に供さないことが予想されるため、ペイロードを削 減し、バッテリー搭載重量を増加することが必要になる. ただし、重量物であるバッテリーを機体重心から離れた 位置に搭載することは機体姿勢を考慮するうえで好まし くなく、重心直下にある燃料タンクに搭載することが最 適である.航空燃料に対してバッテリーは比重が大きく、 同重量を搭載した場合も燃料タンク容積は満たされない. 燃料タンク内に最大限搭載した際の各バッテリー重量と 電源容量、残ペイロードを表7に示す.

Table 7 Energy, weight and residue payload with tank filled

with batteries									
				Battery					
_	А	В	С	D	Е	F	G	Н	
The tank filled with the battery[kg]	264.54	224.79	312.33	538.46	499.50	522.97	535.09	552.77	
Electoric energy[kWh]	40.29	58.90	102.74	203.14	146.24	183.72	127.34	169.61	
Residue payload[kg]	151.40	191.16	103.62	-122.52	-83.56	-107.03	-119.15	-136.83	

表7から既存の燃料搭載重量以上のバッテリーを搭載 する際,燃料タンクにバッテリーを満載することは可能 であることが分かる.比較において高いエネルギー密度 を示したバッテリーDについて、ペイロードの削減によ るホバリングと61kt飛行の継続可能時間の変化を図10 に示す.搭乗者が4~5人の機体であり、操縦者を2名確 保するために、ペイロードの削減は10%,20%,30%,40%, 50%,60%とした.図10より60%のペイロード削減を行 ってもなお、1時間の連続ホバリングは困難である.一方, 最低要求出力においては、その限りではなく、飛行速度が バッテリー搭載量に与える影響の大きさが顕著である. 故に、運用面において飛行速度などの最適化により、要求 出力の合計値の管理が重要であると判断できる.



Fig. 10 Extension of operating hour with reduction of payload

#### (2)飛行パターンによる比較

表 6 よりバッテリーD を燃料同等重量搭載した際,ホバ リングのみであれば 15 分程度の運転に制限されるが,旅 客運航において,ホバリングのみの飛行は稀である. UAM としての運用を考慮する本研究では都市内部の運航であ るため,一定点に留まることは想定しない. UAM として 運用可能か判断するため,例としてフライトパターンを ①~④の合計 4 個設定し,効率的な使用を検討した.

- ① 垂直上昇,水平飛行,垂直降下(ホバリング)
- ② 上昇,水平飛行,垂直降下(ホバリング)
- ③ 上昇,水平飛行,下降
- ④ 上昇,下降

バッテリー搭載量は 59.469 kWh とし、別途フライト前 後のタキシング時間を設定した.タキシングにおける出 力の内訳は地上における最低出力運転 5 分、ホバリング 5 分の合計 10 分を設定した.フライトプランは都市内移 動を想定し、飛行距離は 30 km、飛行高度は 300 m とし た.図 11 および図 12 に各フライトプランを示す.また、 それぞれの飛行における必要電源容量を表 8 に示す.表 8 より、30 kmの距離の飛行では、搭載量 59.469 kWh に 必要電源容量は収まっている.①と③において、9 kWh の 差があり、フライトプランの選定により 15%以上電源容 量を削減可能となる.



Fig. 11 Flight pattern 2 and 3



Fig. 12 Flight pattern (1) and (4)

	Taxing	1	2	3	4
Required power [kWh]	23.01	36.05	30.21	27.28	27.42
Total power		59.06	53.22	50.29	50.43

#### 5. 結論

本研究では電動ヘリコプターの概念設計を行い,実現 性の検証と既存機との比較による有用性および課題点を 検討した.本論では以下の知見を得た.

- (1) 小型電動ヘリコプターは既存のモーター, バッテ リーにて実現は可能であり, ホバリングに必要な 出力は十分に供給できる.
- (2) U 都市内において長大な飛行は必要がなく, 航続 距離 30 km以内の範囲なら eVTOL としての利用が 可能である.ただし, バッテリーの高速充電または 交換といった運航上の工夫が必要であろう.
- (3) エネルギー密度における既存燃料との隔たりは深刻で,既存機に比べて飛行可能時間,航続距離が著しく短い.本研究の事例では,片道15kmの往復飛行,継続運転は30分が限界である.
- (4) 現時点においては小型電動へリコプターは既存機 代替ではなく、UAMの実証機として用いるのが適 切であろう.

#### 参考文献

- Stephen Glenn Kee, "Guide for conceptual helicopter design", Naval Postgraduate School, Monterey, 1986.
- 2) A. Krenik, P.Weiand, "ASPECTS ON CONCEPTUAL AND PRELIMINARY HELICOPTER DESIGN", DLR Institute of Flight Systems, Braunschweig, Germany, 2015.
- 3) Lier, M., Krenik, A., Kunze, P., Kohlgrüber, D., Lützenburger, M., Schwinn, D. A., "Toolbox for Rotorcraft Preliminary Design", AHS 71st Annual Forum, Virginia Beach, Virginia. 2015.
- 4) "Robinson Helicopter Company" https://robinsonheli.com/r66-specifications/ (2022.1/25 閲覧)
- 5) "電動化による航空のイノベーション JAXA 航空技術 部門""特集「電動航空機」 | JAXA 航空技術部門" https://www.aero.jaxa.jp/spsite/eclair-sp/ (2022.1/25 閲覧)