

〔論文〕

固定翼付き eVTOL の開発に向けた基礎研究について

呂 精^{*1}・麻生 茂^{*2}・片山 雅之^{*2}

Fundamental Research on the Development of eVTOL with Fixed Wings

Jin Lu^{*1}, Shigeru Aso^{*2} and Masayuki Katayama^{*2}

Abstract

Light electric planes have attracted increasing attention because of their advantages of zero-emission, noise abatement, and operational cost reduction. Some conceptual design methods have been developed for planes powered by engines using fossil fuels. However, those methods are not suitable for light electric planes because there is no mass reduction for the battery during operation. In addition, the devices of light electric planes are also quite different from those of the existing planes. In the present study, a new conceptual design method is proposed for light electric planes. Among various light electric planes, the eVTOL with fixed wings is selected in the present study because of its long range and high availability resulting from fixed wings and VTOL. A conceptual design of the eVTOL with fixed wings is developed considering its typical usage as an air taxi. In the conceptual design, no mass reduction of the battery and typical additional devices are considered for the eVTOL with fixed wings. From the results, a reasonable configuration and performance has been obtained for the eVTOL with fixed wings.

Key Words : VTOL, Aircraft design, Aircraft, Electric plane

Nomenclature

AR : アスペクト比

b : スパン (m)

C_L : 揚力係数

$C_{L_{max}}$: 最大揚力係数

C_D : 抵抗係数

C_{D0} : 有害抵抗係数

$C_{D_{support}}$: サポート抵抗係数

c : コード長 (m)

c_r : 翼根長 (m)

c_t : 翼端長 (m)

\bar{c} : 平均空力翼弦長 (m)

D : 抵抗 (N)

$D_{support}$: サポートによる抵抗 (N)

E_R : 必要電力量 (J)

e : オズワルドの飛行機効率

g : 重力加速度 (m/s²)

H : 高度 (m)

Hp : 出力 (hp)

L : 揚力 (N)

L/D : 揚抗比

ℓ : 胴体長さ (m)

M_0 : 機体全備質量 (kg)

M_e : 空虚質量 (kg)

$M_{battery}$: バッテリー質量 (kg)

M_{crew} : 乗員質量 (kg)

$M_{payload}$: ペイロード (kg)

M_e/M_0 : 空虚質量比

$M_{support}$: モーター固定用支柱質量 (kg)

n_{crew} : 乗員人数(人)

$n_{passenger}$: 乗客人数(人)

P_R : 必要パワー (kW)

R : 航続距離 (km)

S : 翼面積 (m²)

T : 推力 (N)

T/W : 推力重量比

t : 所要時間 (h)

V_{cruise} : 巡航速度 (m/s)

V_{TO}/V_{stall} : 離陸速度比

W/S : 翼面荷重 (N/m²)

η_m : モーター効率

η_p : プロペラ効率

η_b : バッテリーエネルギー効率

^{*1} モビリティシステム工学専攻

^{*2} 交通機械工学科

令和4年12月5日受理

λ : テーパー比 ρ_E : バッテリーエネルギー密度 (kW·h/kg) ρ_{cruise} : 巡航時空気密度 (kg/m³)

下添字

climb : 上昇

stall : 失速

cruise : 巡航時

support : 支持材

fuselage : 胴体

TO : 離陸

HT : 水平尾翼

VT : 垂直尾翼

landing : 着陸

wing : 主翼

loiter : ロイター

1. 緒 言

技術の発展により、地域間のコミュニケーションはますます盛んになっている。物流、人的交流のための交通手段の利用は特に大切である。大都市における交通渋滞が益々深刻になってきており、排気ガスを源とする大気汚染が広がりを見せている。現在、世界人口の55%が都市に住んでいるが、国連の推計⁽¹⁾によると、2050年には78%に増加し、特にメガシティでは都市の地上交通渋滞や大気汚染が現在以上に深刻化するとされている。大気汚染対策の一つとして、自動車については電気自動車への転換が進みつつある。

一方、現在使われている飛行機のほとんどは化石燃料を用いており、飛行中にCO₂に限らず、NO_xやSO_xなどの大気汚染物質を排出するため、環境負荷が大きい。その打開策として考えられているのが空飛ぶクルマ構想をはじめとする電動航空機である。また、台湾と日本などのように比較的大きな都市間に高い山間部が存在する地域は世界各地に見出すことができる。また、離島が多く、本島と離島間の高速なアクセスが必要とされる地域が多く存在する。さらに、土地の有効活用と電動航空機の普及性から考えると滑走路がなくても運用できるシステムが望ましい。

このような条件を満たす機体として、現在、特に注目されているのが電動垂直離着陸機 (eVTOL) の開発である。電動垂直離着陸機(eVTOL)は地形の障害を乗り越え、人や物を素早く運ぶことができる。また、滑走路を必要としないので利便性が増す。このような機体は欧米や日本及び台湾においてもエアタクシーまたは空飛ぶクルマとして構想が練られ、また開発が行われている⁽²⁾⁽³⁾。

このような機体の開発にあたっては従来の化石燃料を用いる機体であればその概念設計の方法はほぼ確立しており、必要とされる仕様に応じて機体の概念設計が可能であり、その結果として機体規模や性能を推算することができる。しかしながら、電動飛行機は重量が変わらないためこの方法を利用しての概念設計を行うことができない。したがって、電動飛行機用のミッション要求から機体規模を策定する概念設計法が必要である。

本研究では電動飛行機用の概念設計法を新たに提案し、それに基づいて代表的なエアタクシーの概念設計を行い、妥当な機体規模や性能を得たので、ここに報告する。

2. 空飛ぶクルマについて

空飛ぶクルマの明確な定義はないが、一般的には「電動で垂直に離着陸する輸送手段」のことを指す。垂直離着陸機は「VTOL」(Vertical Take-Off and Landing aircraft)、電動式の垂直離着陸機は「eVTOL」と呼ばれる。

技術の進歩、経済発展、シェアリングエコノミーに牽引され、都市の空の移動は今後ますます盛んになると予想される。これから空飛ぶクルマの隆盛が期待される。アーバンエアモビリティは、都市内輸送をマルチキャリア、ポイントツーポイントで行うものである。このマルチキャリアによるポイント・ツー・ポイントの都市内輸送は、高速道路や交通インフラの制約や混雑を克服し、都市の移動範囲を拡大し、人々に多様な移動の選択肢を提供することができる。空飛ぶクルマは、垂直方向に離着陸する機能を持ち、一般市民にさまざまな移動手段を提供することができる。電気で動く垂直離着陸機は、垂直に離着陸ことができ、二酸化炭素排出量の削減や、都市上空を飛ぶことによる騒音の低減が期待できる。最も発展しているのは、ドローンを大型化し、人が搭乗できるようにしたタイプである。機構は基本的に小型のドローンと同じで、電動リモコンや動

作制御, ジョイスティックなどで簡単に操作できるものが多い. 本体の軽量化などバランスを取りながら揚力を上げるために, 少なくとも4枚のプロペラを装着している.

空飛ぶクルマは主に二つあり, 一つはドローンタイプ(Fig. 1)であり, もう一つは翼付きタイプ(Fig. 2)である. ドローンタイプ(Fig. 1)は, 小型のドローンを大型化したものであり上下の離陸や着陸は容易であり, 前進するには機体をやや傾けて飛行する必要がある.

一方, 翼付きタイプ(Fig. 2)は, 一般的に上昇や降下をするファンと前進用のファンを持ち(一部のファンは前傾して推進用にも使われる), 巡航時には翼が発生する揚力で機体重量を支えるものである. このため上昇や降下をするファンは巡航飛行中は回転を止めることができるためにドローン型の機体と比べより遠くまで飛行することができる, つまり航続距離が長いという利点を有する⁽⁴⁾.

今回の研究では, 電動航空機の利便性を考えて, 後続距離が長く取れる翼付き eVTOL 機に絞って概念設計手法の開発を行った.



Fig. 1 ドローン型の空飛ぶクルマの例⁽⁵⁾



Fig. 2 翼付き空飛ぶクルマの例(Joby aviation S4)⁽⁶⁾

3. 翼付き eVTOL 機用概念設計手法

3.1 全備重量 M_0 と設定した飛行パターン

まず, 計算の大きな流れを示す. 離陸時における全備質量 M_0 は次式のように表せる. 上に上昇するためのモーター質量(M_{motor})とモーターを支えるストラクチャー質量($M_{support}$)も考える. (1)式で用いた各パラメーターの意味は本文の最初に掲げた Nomenclature を参考にさせていただきたい.

$$M_0 = M_{crew} + M_{payload} + M_{battery} + M_e + M_{motor} + M_{support} \quad (1)$$

M_{crew} , $M_{payload}$ は1人あたりの体重を 80kg, 1人あたりの手荷物を 15kg とすれば

$$M_{crew} = 95n_{crew}, \quad M_{payload} = 95n_{passenger}$$

と表せるので, 式(1)は次のように表せる.

$$M_0 = 95n_{crew} + 95n_{passenger} + M_{battery} + M_e + M_{motor} + M_{support}$$

その中に, $M_{support}$ は M_0 の関数となるので $M_{battery}$, $M_{support}$ を次のように表す.

$$M_{battery} = M_{battery}(M_0), \quad M_{support} = M_{support}(M_0)$$

世界中の小型電動航空機を参考し, ローターの質量の全備質量に対する比率は 0.214 とする⁽⁸⁾. つまり M_{motor} は $0.214M_0$ とする. また, 参考文献7の Table7.2 で Gen. Av. - twin engine を選択すると

$$\frac{M_e}{M_0} = -0.90 + 1.36M_0^{-0.10} AR^{0.08} \left(\frac{H_p}{W_0} \right)^{0.05} \left\{ \left(\frac{W}{S} \right)_{\min} \right\}^{-0.05} (V_{\max[\text{kt}]})^{0.20}$$

これより,

$$M_e = \left[-0.90 + 1.36M_0^{-0.10} AR^{0.08} \left(\frac{H_p}{W_0} \right)^{0.05} \left\{ \left(\frac{W}{S} \right)_{\min} \right\}^{-0.05} (V_{\max[\text{kt}]})^{0.20} \right] M_0 \quad (2)$$

そして馬力重量比 H_p/W [hp/lb]は, 参考文献7の Table5.4, Homebuilt-composite を選択し, V_{\max} は V_{cruise} [kt]の 1.25 倍として, 式(2)は次式のように書き直す.

$$M_e = \left[-0.90 + 1.36M_0^{-0.10} AR^{0.08} \left\{ 0.004 \times (1.25V_{cruise})^{0.57} \right\}^{0.05} \left\{ \left(\frac{W}{S} \right)_{\min} \right\}^{-0.05} (1.25V_{cruise[\text{kt}]})^{0.20} \right] M_0 \quad (3)$$

M_e は M_0 の関数となるので M_e を $M_e = M_e(M_0)$ のように表す。

したがって、式(1)は次式のように書き直す。

$$M_0^{(n+1)} = 95n_{crew} + 95n_{passenger} + M_{battery}(M_0^{(n)}) + M_e(M_0^{(n)}) + M_{motor}(M_0^{(n)}) + M_{support}(M_0^{(n)}) \quad (4)$$

式(3)と式(4)において、 $M_0^{(n+1)}$ と $M_0^{(n)}$ の値が一致するまで反復計算を行うことにより収束した M_0 を求めることができる。

バッテリーの重量 $M_{battery}$ を計算するためには、飛行パターンを設定する必要がある。本研究では Fig. 3 に示すような飛行パターンを考えた。この飛行パターンは、上昇(Climb)、巡航(Cruise)、及び着陸(Landing) の3つから成り立っている。

まず初めに、上昇と着陸時に必要なバッテリー質量を推算した。質量 2 ton の機体を 300m 上に持ち上げるという条件でそれに必要なバッテリー質量を求めた。バッテリーエネルギー密度は 0.5 kWh/kg と仮定すると、上昇時に必要なバッテリー質量は

$$M_{b_climb} = \frac{2000 * 300 * 9.8 * 10^{-3}}{0.5 * 3600} \frac{(kg * m * m/s^2)}{(kWh/kg * s)} = 3.27 kg$$

であり、上昇と着陸に必要とされる合計のバッテリー質量は、バッテリーからプロペラによる推力発生までの変換効率を無視すると 3.27kg の 2 倍の 6.54kg である。その質量は後の計算で得られる代表的なバッテリー質量である約 236kg(Table 3)に比べて十分小さいので、今回の概念設計にあたっては上昇と着陸するためのバッテリー質量を無視することとした。

上昇と着陸のモーター質量は機体重量を十分持ち上げることができるものを選定する。巡航に必要なバッテリーの質量(M_{b_cruise})は右記の数値を仮定した上で計算する⁷⁾。

C_{Lmax}	:	2.6
ρ_E	:	0.50 kWh/kg
V_{stall}	:	50 kt = 25.72 m/s = 92.60 km/h
V_{cruise}	:	107.99 kt = 55.56 m/s = 200 km/h
η_m	:	0.9
η_b	:	0.9
η_p	:	0.9
ρ_0	:	1.225 kg/m ³
g	:	9.80665 m/s ²
C_{D0}	:	0.021
e	:	0.8

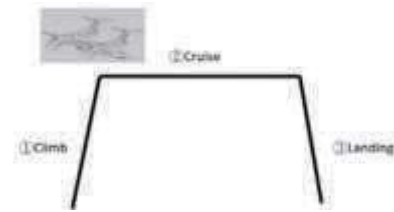


Fig. 3 飛行形態

3・2 巡航時バッテリー重量 M_{b_cruise}

巡航時の必要電力量を E_{R_cruise} [kWh] とすると、 $M_{b_cruise} = \frac{E_{R_cruise}}{\rho_E}$ である。

巡航時の必要パワーを P_R [kW]、Time cruise [h] として $M_{b_cruise} = \frac{P_R \times \text{Time_cruise}}{\rho_E}$ である。

巡航時は水平飛行とみなし、このとき P_R [kW] は抗力 D_{cruise} [N]、巡航速度 V_{cruise} [m/s] を用いて $P_R = \frac{D_{cruise} \times V_{cruise}}{1000}$ である。

巡航時の揚力係数 C_{L_cruise} は、水平飛行とみなすので M_0 [kg]、 g [m/s²]、空気密度 ρ_{cruise} [kg/m³]、 S [m²]を用いて次式で定義する。

$$C_{L_cruise} = \frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2}$$

巡航時の機体の抗力係数 C_{D_cruise} は次式を用いて計算する⁷⁾。 $C_{D_cruise} = C_{D0} + \frac{C_{L_cruise}^2}{\pi \times AR \times e} = C_{D0} + \frac{1}{\pi \times AR \times e} \left(\frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2} \right)^2$

よって巡航時の抗力 D_{cruise} [N]は、この機体の上昇下降をするためのモーターを固定する支柱(support)の質量を加える必要があるので次式で示すことができる。

$$D_{cruise} = \frac{1}{2} \rho_{cruise} V_{cruise}^2 S \left[C_{D0} + \frac{1}{\pi \times AR \times e} \left(\frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2} \right)^2 \right] + D_{support}$$

ここで、 $D_{support}$ はサポートによる抵抗である。 $D_{support}$ の数式は

$D_{support} = \frac{1}{2} \rho_{cruise} V_{cruise}^2 C_{D_support} H^2 \cdot 2$ である。ここで $C_{D_support}$ は 0.5 とした⁽⁹⁾。

また、一般に巡航時水平移動距離 R_{cruise} [km] は航続距離 R [km]，上昇時水平移動距離 R_{climb} [km]，降下時水平移動距離 $R_{landing}$ [km] を用いて

$$R_{cruise} = R - R_{climb} - R_{landing}$$

であるが、この飛行経路はほぼ垂直離着陸なので、 R_{climb} と $R_{landing}$ は R に比べて小さいので無視することとする。航続時間 $Time_cruise$ [h] は上式と V_{cruise} [m/s] より

$$Time_cruise = \frac{R \times 1000}{V_{cruise} \times 3600}$$

以上より M_{b_cruise} は効率とバッテリーの放電特性を考慮して

1.2 倍のマージンを持たせると次式となる。

$$M_{b_cruise} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{cruise} V_{cruise}^3 S \left[C_{D0} + \frac{1}{\pi \times AR} \times e \left(\frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2} \right)^2 \right]}{1000} \times \frac{R \times 1000}{V_{cruise} \times 3600} \times 1.2$$

$$\rho_E \eta_m \eta_b \eta_p$$

3・3 モーター固定用支柱質量 $M_{support}$ の算出方法

$M_{support}$ を考える時、安全のため二つもの考えるべきである。一つは支柱が耐えられる最大応力 σ_{max} であり、もう一つは力を受けられ、支柱の最大傾斜角度 θ_B である。

支柱の材料は強度比がアルミ 2024 の約 4 倍の CFPR を使う (表 1)。支柱の断面については、外寸、肉厚がほぼ同じとする時 (図 6)、真上又は真横からの力だけだとすれば、角パイプは、丸パイプの約 1.7 倍の曲げに対する耐力を持っている⁽¹⁰⁾。

また、角パイプの方が丸パイプによるフレームに比べて加工工数が少なく、強度の高い組み立てフレームを作ることができる⁽¹¹⁾。したがって、支柱の断面形は角パイプの形にする。計算にあたっては角パイプ t の厚みは予め適切な値を仮定する。もしその後の計算で適切な結果が得られなかったら t を再設定して計算を実施する。

Table 1 CFPR とアルミ 2024 の材料特性の比較

	CFPR	アルミ 2024
密度 (kg/m ³)	1650	2770
破断応力 (MPa)	800	469
軸方向弾性率 (GPa)	91	73.1

3・3・1 最大応力 σ_{max} からの制限

まず、断面二次モーメント I_x [mm⁴] は $I_x = \frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}$

支柱の中に一番大きな応力 σ_{max} [Pa] は

$$\sigma_{max} = \frac{Moment \times y}{I_x} = \frac{\left(\frac{1}{4} M_0 g \right) \times 1.5c_{wing} \times (H/2) \times 10^{-3}}{\left(\frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12} \right) \times 10^{-12}} \quad (5)$$

最大応力は破断応力を超えないことにすると安全率 1.5 と仮定すると

$$\sigma_{max} \leq \sigma_{break} / 1.5 \quad (6)$$

式 (5) と式 (6) を合わせると、最低必要な炭素繊維複合材 (CFPR) の辺の長さ H [mm] と全備質量 M_0 [kg] の関係は

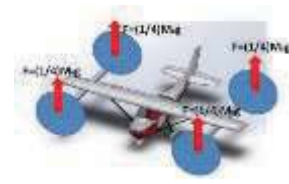


Fig. 4 上に上がるとき力の分布⁽¹²⁾



Fig. 5 一つ支柱が力を受けられた状態⁽¹²⁾

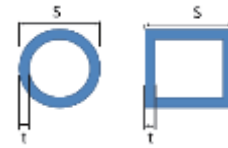


Fig. 6 丸パイプと角パイプの断面

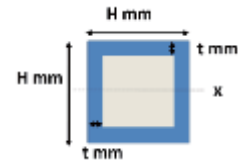


Fig. 7 一つ支柱の断面形

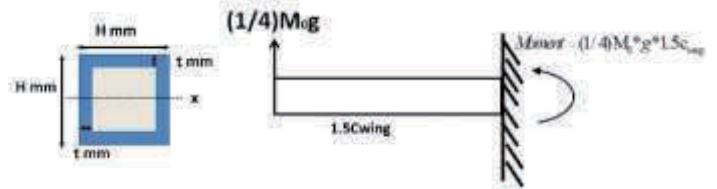


Fig. 8 一つ支柱の受力分析

$$\frac{M_0 H}{\left(\frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}\right)} \times 0.25 \times 9.80665 \times 1.5c_{wing} \times 0.5 \times 1.5 \times 10^9 = 800 \times 10^6, \text{ これより } 0.48H^3 - 3.6H^2 + (12 - M_0c_{wing})H - 15 = 0$$

その式を見ると、 H を M_0 の関数($H = H(M_0)$)に陽的に表すのは難しいことがわかる。そこで、現実でリーズナブルな M_0 値を想定し、回帰分析で H と M_0 の関係を導き出す。さらに、一つ支柱の重量 $m_{support}$ [kg]は

$$m_{support} = Cross\ Area \times \rho_{CFPR} \times (1.5c_{wing}) = (H^2 - (H-5)^2) \times 10^{-6} \times 1650 \times 1.5c_{wing} = 0.04059H - 0.101475$$

全ての支柱重量 $M_{support}$ [kg] = $(0.04059H - 0.101475) \times 4 = 0.16236H - 0.4059$ である。したがって、 $M_{support}$ [kg]と M_0 [kg]の関係は Fig. 9 のように表す。

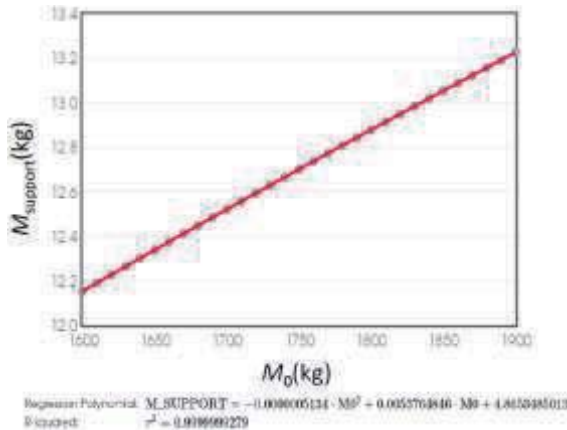


Fig. 9 σ_{max} における時、全備質量と支柱質量の関係

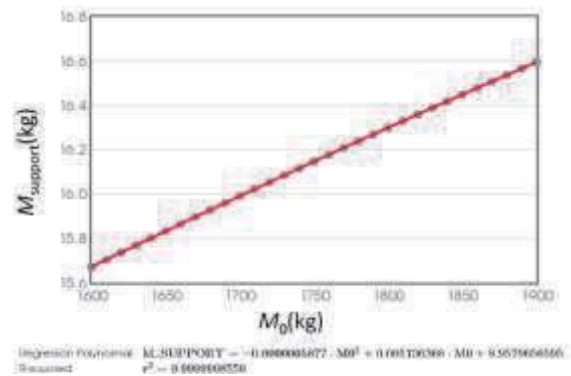


Fig. 10 θ_B における時、全備質量と支柱質量の関係

3・3・2 最大傾斜角 θ_B からの制限

まず、断面二次モーメント I_x [mm⁴]は $I_x = \frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}$

最大傾斜角 θ_B を $5^\circ(0.087 \text{ rad})$ を設定すると

$$\theta_B = \frac{\left(\frac{1}{4}M_0g\right) \times (1.5c_{wing})^2}{2EI_x} \leq 0.087$$

最低必要なCFPRの辺の長さ H [mm]と全備質量 M_0 [kg]の関係は

$$\frac{\left(\frac{1}{4}M_0g\right) \times (1.5c_{wing})^2}{2 \times 91 \times 10^9 \left(\frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}\right) \times 10^{-12}} = 0.087 \tag{7}$$

となる。そして3・3・1と同じように、予め c_{wing} を1.64と仮定する。前式は $\frac{M_0}{H^4 - (H-5)^4} = 8.89 \times 10^{-5}$ となる。さらに変形

$$\text{して、 } 0.001778H^3 - 0.013335H^2 + 0.04445H + (-0.0555625 - M_0) = 0$$

その式を見ると、 H を M_0 の関数($H = H(M_0)$)に陽的に表すのは難しいことがわかる。そこで、現実でリーズナブルな M_0 値を想定し、回帰分析で H と M_0 の関係を導き出す。

さらに、一つ支柱の重量 $m_{support}$ [kg]は

$$m_{support} = Cross\ Area \times \rho_{CFPR} \times (1.5c_{wing}) = (H^2 - (H-5)^2) \times 10^{-6} \times 1650 \times 1.5c_{wing} = 0.04059H - 0.101475$$

全ての支柱重量 $M_{support}$ [kg]は、 $(0.04059H - 0.101475) \times 4 = 0.16236H - 0.4059$.

したがって、 $M_{support}$ [kg]と M_0 [kg]の関係は Fig. 10 のように表す。Fig. 9 と Fig. 10 を見ると、リーズナブルな M_0 値の中に、 θ_B を考える時の支柱質量は σ_{max} を考える時の支柱質量より重いことがわかる。つまり、 θ_B の条件を満たせば、 σ_{max} の条件も満たす。したがって、式(2)を計算する時、 θ_B を考える時のサポート質量と全備質量の関係式を利用する。 c_{wing} は初めリーズナブルな値を仮定するが、もし求めた c_{wing} が異なる場合は求めた c_{wing} を(7)に代入して、新しいサポート質量と全備質量の関係式を求め、繰り返し計算を続ける。

3・4 (W/S)_{min}の算出方法

M_e' の計算をする際に、式(3)中に最小翼面荷重 $(W/S)_{min}$ が含まれるため最小翼面荷重を計算する必要がある。その際に以下の2つを考慮し、各翼面荷重は以下のように表す。

1. 失速: $(W/S)_{stall}$
2. 巡航: $(W/S)_{cruise}$

3・4・1 (W/S)_{stall}

$(W/S)_{stall}$ [lbf/ft²]は ρ_0 [kg/m³]、 V_{stall} [m/s]、 $C_{L,max}$ を用いて

$$(W/S)_{stall} = \left(\frac{1}{2} \rho_0 V_{stall}^2 C_{L,max} \right) \times 0.020885 \tag{8}$$

ここで、1 N/m² は 0.020885 lbf/ft² を利用した。

3・4・2 (W/S)_{cruise}

巡航時の動圧を q_{cruise} [lbf/ft²]とすると、 $(W/S)_{cruise}$ [lbf/ft²]は次式で表せる。

$$(W/S)_{cruise} = q_{cruise} \sqrt{\pi A R e C_{D0}}$$

q_{cruise} [lbf/ft²]は V_{cruise} [ft/s]として次式で定義する。

そして

$$(W/S)_{cruise} = \left(\frac{1}{2} \rho_0 V_{cruise}^2 \right) \times \sqrt{\pi A R e C_{D0}} \times 0.020885 \tag{9}$$

3・5 $M_0^{(n)}$ の計算方法

以上、式(8)、(9)を用いて計算した値の中で最小のものを式(3)に用いる。

3・5・1 重量推算

式(3)と式(4)で表された全備質量 $M_0^{(n+1)}$ と $M_0^{(n)}$ がほぼ一致するまで、 M_0 の値を変化させて収束計算を行う。

3・6 計算項目

まず、計算終了後に結果として得られる主な項目を列挙する。

全長： ℓ ， スパン： b ， コード長： c

必要発動機出力： $H_{p,required}$

全備質量： M_0

乗員質量： M_{crew}

そのうち、全長 ℓ 、スパン b 、コード長 c 、必要発動機出力 $H_{p,required}$ については計算方法を示す。

ペイロード： $M_{payload}$

空虚重量比： M_e/M_0

空虚質量： M_e

全バッテリー質量： $M_{battery}$

3・6・1 胴体長 ℓ

胴体長 ℓ [m]は全備質量[kg]を用いた⁽⁷⁾。 $\ell = 0.366 \times M_0^{0.42}$

3・6・2 スパン b

スパン b [m]は主翼面積 S [m²]，アスペクト比 AR を用いた。 $b = \sqrt{S \times AR}$

3・6・3 コード長 c

コード長 c [m]は主翼面積 S [m²]，アスペクト比 AR を用いた。 $c = \sqrt{S / AR}$

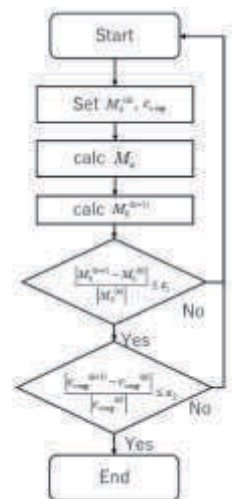


Fig. 11 フローチャート

3・6・4 必要発動機出力 $H_{P_required}$

必要発動機出力[hp]は巡航速度[kt]，全備質量 M_0 [lb]を用いた⁽⁷⁾． $H_{P_required} = \left(\frac{Hp}{W_0}\right) \times M_0 = \left\{0.004 \times (1.25V_{cruise})^{0.57}\right\} \times M_0$

ここで，1 hp は 0.745799872 kW である．

3・6・5 航続率 Cruising Rate

航続率Cruising Rateは1kWhあたりの電力量で進む距離と定義し，単位は km/kWh である．これは航続距離 R [km]，エネルギー密度 ρ_E [kWh/kg]，全バッテリー質量 $M_{battery}$ [kg]を用いて次のように計算できる． $Cruiseing\ rate = \frac{R}{M_{battery}\rho_E}$

3・6・6 運賃 Fare

1人あたりの運賃 Fare[円]は1kWhあたりの電気料金を E_Price 円として，エネルギー密度 ρ_E [kWh/kg]，全バッテリー質量 $M_{battery}$ [kg]， $n_{passenger}$ を用いて次のように計算できる． $Fare = \frac{E_Price \times M_{battery} \times \rho_E}{n_{passenger}}$

3・6・7 垂直尾翼面積 S_{VT}

垂直尾翼面積は次式を用いて算出した⁽⁷⁾．

$$S_{VT} = \frac{k_{VT} b_{wing} S_{wing}}{l_{VT}}$$

双発機を想定しているため $k_{VT} = 0.07 \times 95\% = 0.0775$ とし， $l_{VT} = 0.5l_{fuselage}$ とした⁽⁷⁾．

3・6・8 垂直尾翼スパン b_{VT}

垂直尾翼スパン b_{VT} [m]は垂直尾翼面積 S_{VT} [m²]，垂直尾翼アスペクト比 AR_{VT} を用いて⁽⁷⁾

$$b_{VT} = \sqrt{S_{VT} \times AR_{VT}}，\text{ここで} AR_{VT} \text{は} 0.7 \text{とする}^{(7)}．$$

3・6・9 垂直尾翼翼根コード長 c_{r_VT}

翼根コード長 c_{r_VT} [m]は垂直尾翼面積 S_{VT} [m²]，垂直尾翼スパン b_{VT} [m]，垂直尾翼 taper ratio λ_{VT} を用いて⁽⁷⁾

$$c_{r_VT} = \frac{2S_{VT}}{b_{VT}(1+\lambda_{VT})}，\text{ここで}\lambda_{VT} \text{は} 0.8 \text{とする}^{(7)}．$$

3・6・10 垂直尾翼翼端コード長 c_{t_VT}

翼根コード長 c_{t_VT} [m]は垂直尾翼 taper ratio λ_{VT} ，翼根コード長 c_{r_VT} [m]を用いて⁽⁷⁾． $C_{t_VT} = \lambda_{VT} \times C_{r_VT}$

3・6・11 水平尾翼面積 S_{HT}

水平尾翼面積は次式を用いて算出した⁽⁷⁾．

$$S_{HT} = \frac{k_{HT} \bar{c}_{wing} S_{wing}}{l_{HT}}$$

双発機を想定しているため $k_{HT} = 0.8 \times 95\% = 0.77$ とし， $l_{HT} = 0.5l_{fuselage}$ とした⁽⁷⁾．また主翼の平均空力翼弦長 \bar{c}_{wing} は次式で算出した⁽⁷⁾．

$$\bar{c}_{wing} = \frac{2c_{r_wing} \frac{1+\lambda_{wing}+\lambda_{wing}^2}{3}}{1+\lambda_{wing}} \text{ここで主翼 taper ratio } \lambda_{wing} \text{は} 1 \text{とする}．$$

3・6・12 水平尾翼スパン b_{HT}

水平尾翼スパン b_{HT} [m]は水平尾翼面積 S_{HT} [m²]，水平尾翼アスペクト比 AR_{HT} を用いて⁽⁷⁾

$$b_{HT} = \sqrt{S_{HT} \times AR_{HT}} \text{ここで} AR_{HT} \text{は} 4 \text{とする}^{(7)}．$$

3・6・13 水平尾翼翼根コード長 c_{r_HT}

翼根コード長 c_{r_HT} [m]は水平尾翼面積 S_{HT} [m²]，水平尾翼スパン b_{HT} [m]，水平尾翼 taper ratio λ_{HT} を用いて⁽⁷⁾

$$c_{r_HT} = \frac{2S_{HT}}{b_{HT}(1+\lambda_{HT})} \text{ここで}\lambda_{HT} \text{は} 0.45 \text{とする}^{(7)}．$$

3・6・14 水平尾翼翼端コード長 c_{t_HT}

翼根コード長 c_{t_HT} [m]は水平尾翼 taper ratio λ_{HT} ，翼根コード長 c_{r_HT} [m]を用いて⁽⁷⁾ $C_{t_HT} = \lambda_{HT} \times C_{r_HT}$ ．

3・7 計算結果と考察

計算した結果は Table 2 と Table 3 に表す．

Table 2 設定条件

航続距離R(km)	150	バッテリーエネルギー効率 η_b	0.9
最大翼面荷重 (W / S) $_{max}$ (kgf/m ²)	107	ゼロ揚力抵抗係数 C_{D0}	0.021
アスペクト比AR	6	客人数	3
巡航高度H(m)	300	パイロット人数	1
失速速度 V_{stall} (m/s)	25.72	バッテリーエネルギー密度 ρ_E (kW·h/kg)	0.5
巡航速度 V_{cruise} (m/s)	55.56	オズワルドの飛行機効率e	0.8
最大揚力係数 $C_{L,max}$	2.6	地面空気密度 ρ_0 (kg/m ³)	1.225
モーター効率 η_m	0.9	電気料金(円/kW·h)	30
プロペラ効率 η_p	0.9		

Table 3 計算結果

機体全備質量 M_0 (kg)	1942.04	運賃(円/人)	1188.32
空虚質量 M_e (kg)	888.84	垂直尾翼面積 S_{VT} (m ²)	2.86
バッテリー質量 $M_{battery}$ (kg)	237.66	垂直尾翼スパン b_{VT} (m)	1.42
空虚質量比 M_e/M_0	0.46	垂直尾翼翼根コード長 $c_{r_{VT}}$ (m)	2.25
モーター固定用支柱質量 $M_{support}$ (kg)	20.29	垂直尾翼翼端コード長 $c_{t_{VT}}$ (m)	1.80
必要パワー $H_{p,required}$ (kW)	209.16	水平尾翼面積 S_{HT} (m ²)	5.45
機体全長 $l_{fuselage}$ (m)	8.80	水平尾翼スパン b_{HT} (m)	4.67
主翼スパン b_{wing} (m)	10.44	水平尾翼翼根コード長 $c_{r_{HT}}$ (m)	1.61
主翼コード c_{wing} (m)	1.74	水平尾翼翼端コード長 $c_{t_{HT}}$ (m)	0.72
航続率 (km/kW·h)	1.51		

計算した結果から、得られた機体の図面を Fig. 12 に表す。

ここで得られた機体の諸元や性能はこれまでに開発された4人乗りの化石燃料の機体と比べ、バッテリー質量が大きいため機体質量が大きくなっているが、それを除けば妥当なものであると考えられる。よって、電動で垂直離着陸する主翼付き航空機について新たに概念設計法を開発することができたと考えられる。

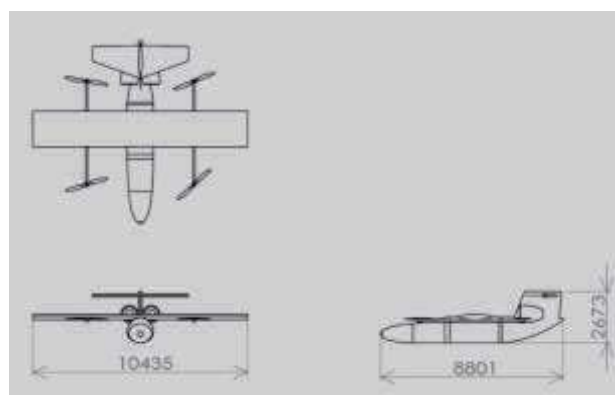


Fig. 12 概念設計によって得られた eVTOL 図面(単位:mm)

4. 結論

電動で垂直離着陸する eVTOL には通常のドローン形態と翼付きの形態があるが、翼付きの形態のほうが同じバッテリー質量に対してより長い航続距離が得られると考え、電動で垂直離着陸する eVTOL の概念設計法を開発した。今回の研究において得られた結論は以下のように要約される。

- 1) 電動で垂直離着陸する主翼付き航空機について新たに概念設計法を開発した。
- 2) 新たに開発した電動で垂直離着陸する主翼付き航空機概念設計法を用いて、まず、航続距離 150km の 4 人乗り eVTOL について具体的に計算を行い、機体の諸元を明らかにした。
- 3) ここで開発した概念設計法は今後、電動で垂直離着陸する主翼付き航空機の形態の概念設計を行う上で有用であると考えられる。

文 献

- (1) <https://population.un.org/wup/>[2022 年 7 月アクセス] .
- (2) <https://alexandroslee.club/evtol-2/> [2021 年 12 月アクセス] .
- (3) 麻生 茂,谷 泰寛: 小型電動航空機の研究開発の試みと今後の発展性について,日本航空宇宙学会誌, 第 66 巻第 1 号, pp.18-24(2018 年 1 月).
- (4) https://jidounten-lab.com/y_sky-car-matome-toha#_-2[2022 年 7 月アクセス] .
- (5) <https://www.airmedandrescue.com/latest/news/us-air-force-approves-first-evtol-aircraft>[2021 年 12 月アクセス] .
- (6) <https://dailyclipper.net/news/2022/01/24/214911/>[2022 年 7 月アクセス].
- (7) Daniel P. Raymer, 「Aircraft Design:A Conceptual Approach Sixth Edition 」, AIAA EDUCATION SERIES. (2018).
- (8) <https://www.ie-et.be/sites/default/files/Siemens%20eAircraft%20-%20Disrupting%20Aircraft%20Propulsion%20-%20OO%20JH%20THO%20%2020180427.cleaned.pdf>[2022 年 7 月アクセス].
- (9) Hoerner, Sighard F. (1965). Fluid-Dynamic Drag : Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance (2 ed.). p. 3-12.
- (10) https://detail.chiebukuro.yahoo.co.jp/qa/question_detail/q1483345424[2022 年 7 月アクセス].
- (11) <https://www.sheet-metal-weld.com/point/%E4%B8%B8%E3%83%91%E3%82%A4%E3%83%97%E3%81%8B%E3%82%89%E8%A7%92%E3%83%91%E3%82%A4%E3%83%97%E3%81%B8%E3%81%AE%E5%A4%89%E7%9B%B4%E3%81%AB%E3%82%88%E3%82%8B%E3%83%95%E3%83%AC%E3%83%BC%E3%83%A0%E5%BC%B7/>[2022 年 7 月アクセス].
- (12) <https://grabcad.com/library/cessna-172-skyhawk-1>