

Passive Pendulum Body:新しいeVTOL全機形態の提案

嶋 英志, 堤 誠司, 藤本 圭一郎 (宇宙航空研究開発機構), 伊藤 浩之 (㈱菱友システムズ)

Passive Pendulum Body: Proposal of a Novel eVTOL Configuration

SHIMA Eiji, TSUTSUMI Seiji, FUJIMOTO Kei-ichiro (JAXA) and ITO Hiroyuki (RSC)

Key Words : CFD, Numerical Analysis, Subsonic Flow, Three-dimensional Flow, Propulsion

ABSTRACT

In recent years, eVTOL (Electric Vertical Take Off and Landing Aircraft) such as electric multi-copter has been widely applied, and as a next step, it would be applied to logistics and passenger transportation called "Flying Taxi". In this paper, new PPB (Passive Pendulum Body) concept was proposed to achieve high cruising performance in a simple and lightweight manner for the transportation of the heavy payloads such as logistics and passengers over long distances. Performance estimation method based on the theoretical formula and the CFD analysis were summarized. Preliminary PPB conceptual study and the performance comparison with the conventional concept were carried out. Key expecting advantages such as the higher lift-to-drag ratio, the longer cruising distance, and the lower acoustic noise are identified. Finally, essential research needs are summarized for the establishment of PPB-type eVTOL vehicle.

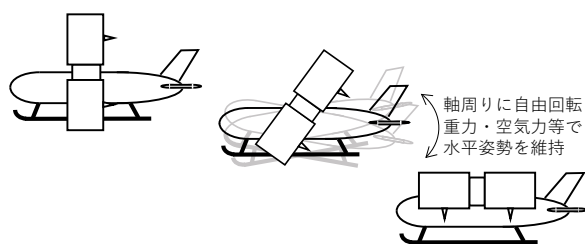


図1 ダクトファンを用いたPPBコンセプト.

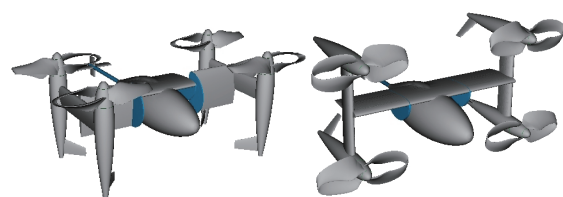


図2 PPBコンセプト:VTOL (左) 水平巡航形態 (右).

1. 緒言

近年, 電動マルチコプタなどElectric Vertical Take Off and Landing Aircraft (eVTOL)は用途を広げ, 次段階として, 物流やAir Taxi等と呼ばれる有人輸送への展開が構想されている. Urban Air Mobility (UAM)とも呼ばれるように, これまでの航空輸送よりも居住地近傍での利用により利便性の飛躍的な向上が構想されている. このような居住地近くでの運用が許容されるには安全性・環境適合性の大幅な向上が必要である. 電動化により, エンジン排気やエンジン

騒音等の環境問題は大幅に改善され, またVTOLの制御は容易にはなるが, それ以外の課題は, 未解決のまま残されている. これら課題の中でも居住地上の低空での日常的な飛行を可能にする安全性の確保と空力騒音の低減は航空技術における大きなチャレンジである. この中で, UAM固有の安全性に関する殆どは管制や緊急時の安全化機能で解決されるべき課題であるし, デジタル制御技術の進歩した現代の航空技術においては, 安定な飛行での空力技術の役割は小さい. しかし, ロータから発生する空力音の抑制や人や貨物など重いペイロードと重い電池を抱えて, ある程度の距離を飛行できる高揚抗比の実現は, 空力技術のみが解決できる課題であり, 我々の研究対象でもある.

本研究では, これらの空力課題を解決する全機形態の提案を試みる. 2節に示すように, これまで様々なVTOL形態が試みられてきたが, 実用化している全ての機体は, ヘリコプタを含め, 離着陸と巡航に同じ動力を用いている. 3節に示すように主翼等で水平巡航する転換式VTOL (以下Convertible-VTOL)においては, 主翼等付加物をできるだけ軽くする必要性から, このような形態が選ばれていると考えられる. また, CVTOLは離着陸時に比べて巡航時の必要推力を大幅低減可能で, これは飛行時間の大部分を占める巡航飛行中の推進騒音低減にも有効であり, 居住地近傍で低空飛行の想定される輸送eVTOLを利

用する際に大きなメリットとなりうる。

前述のように輸送eVTOL に大きなメリットが予想されるCVTOLに関して、既に多くの研究と試行がなされているが、一方、用途が類似した機体であっても、新技術の導入の結果、最適な形態は、それまでのものと全く違ったものになることも航空技術の歴史が示している。(例えば全金属モノコック構造、ジェットエンジン等)したがって、電動化、自動化などの技術面や居住地近くの輸送用途など運用面での大きな変化を考慮し最適化されたConvertible eVTOL (CeVTOL) 形態は、これまでとは全く違うものになるであろう。根本的な課題解決のためには、既存の機体形態の改良では不十分であり、航空機空力設計の基本に立ち戻った検討が不可欠である。

本論では、物流・旅客などの重いペイロードを長距離運ぶことを目的とする輸送eVTOLに対して、高巡航性能を簡素・軽量に実現する新しい全機形態 Passive Pendulum Body (PPB) (図1,2) を提案する。PPBの可能性を示し、並びに、設計課題を明確にするために、回転翼機とCVTOLについての近似理論による揚抗比推算方法を示し、それらとCFD計算を組み合わせた性能試算を示す。また、今後のPPBの設計のために、近似理論による各種性能推算式を整理することも目的とする。



図3 ベルXV-3(チルトロータ, 1955年, 左)^[3], コンベアXFV-1(テイルシッター, 1954年, 右)^[4]

2. 様々なCVTOLの考察とPPBの提案

2.1 CVTOL

固定翼モードでの水平巡航を行うCVTOLであるチルトロータ機は、同等の輸送用ヘリコプタに比較して2倍以上の速度及び航続距離を持つことが知られている。したがって、輸送用eVTOLにおいてもCVTOLに大きなメリットがあり、既に様々な形態が提案されている。

CVTOL形態についてはeVTOL登場以前の1950-70年代に、図3に示すように数多くの形式の試行がなされた。水平・垂直飛行に別の動力を用いる形式も試みられたが、現在実用化されているものは、チル

トロータ(オスプレイ等)とジェット推力変更(ハリアー, F-35B等戦闘機)だけであり、輸送用途で成功しているのは前者のみである。過大なジェット騒音から免れない後者は、市街地での利用を想定した本研究の目的の上では不適切である。また、いずれも、VTOLと水平飛行時の推力発生機構を兼用している。その理由は、VTOL時には水平飛行用の推進器が、逆に水平巡航時にはVTOL用の推進器が、デッドウェイトになることによるとと思われる。

eVTOLでは従来のエンジン機に比べて、モータやロータの追加が容易にはなっているが、輸送用途のためには、積載量や航続距離を増大が不可欠であることを考えるとデッドウェイトであることに変わりはない。VTOLを基準に考えると、水平飛行に必要な機構・重量をどれだけ減らせるかが鍵である。そこで本研究では、チルトロータと同様にVTOL時の推力を90度転回して水平飛行時に用いる形態に着目し、eVTOLに適したものを検討する。

2.2 チルトロータ

実用化できている唯一のロータ式VTOLであり輸送用途での有効性が確認されているチルトロータをeVTOLに応用することは可能であるが、シングルロータヘリコプタ2台分のメインロータシステム、固定翼機一機分の主翼・操縦舵面に加えてロータ部と胴体を適切な角度に保持するアクチュエータとその制御という複雑な仕組みが必要であることはeVTOLに対しても同じである。ロータを電動マルチコプタに置き換えれば、サイクリックピッチ制御等が不要となり、ロータ周りの簡素化は図れるが、その他の固定翼機としての舵面やロータ転回用アクチュエータの必要性は変わらない。更に居住地近くでの運用や有人輸送用途のためには、これらの追加機動部品の高信頼性や故障時対策が必要で、コスト上昇や開発遅延のリスクが大きくなる。

2.3 テイルシッター

VTOL推力を水平飛行にも用いる形態として最もシンプルなのは、垂直離陸後90度飛行方向を変えるだけのテイルシッターである。この形態についても過去に実機が製作され転換飛行の成功例があるが、有人運用では離着陸時に地面がパイロット後方にあるなど、運用面の問題も大きく実用化されなかった。UAVでは、パイロットの問題は生じないので、テイルシッターUAVも複数提案されている。近年、その発展が目覚ましい電動マルチコプタの高い姿勢制御能力を用いることでテイルシッターの転換飛行に必要な制御モーメントは容易に得られる。

なお、テイルシッターではVTOL時には推力の中

心線上に重心を置く必要があり、また水平飛行時には風圧中心に重心を一致させる必要がある。したがって、重心位置が、ほぼ3次元内の一点に限定されて、ペイロード搭載位置もその一点に限定されるため、輸送用途に用いるには制約が厳しすぎる。

2. 4 提案形態PPB : Passive Pendulum Body

本研究で提案する新形態PPBはマルチコプタを用いたテイルシッターを基本としており、最低4組のロータで全ての推力や制御モーメントを発生させ、マルチコプタを90度転回して主翼で揚力を発生し水平巡航する。ただし、ペイロードやバッテリーなどの重量物を収納する胴体部分を一本の自由回転軸を介して振り子状に吊り下げる点に他の検討事例にはない特徴がある。図1にダクテッドファンを用いたPPBコンセプト概要を、図2にはループ状プロペラ^[1]を用いたPPBコンセプト概要を示す。マルチコプタからの最低限の追加部品は主翼、回転軸と胴体姿勢安定用尾翼のみであり能動部品は増えない。

胴体は無制御でも、ホバリング時には重力によって、水平飛行時には後方の水平安定板によって水平姿勢を維持する。これは、シーソーロータを用いたシングルロータヘリコプタと基本的に同じ原理であり重心位置制限も同程度である。

これまでの様々な試行の歴史でもPPBの検討や実用化例は知られていない。PPBは電動マルチコプタの、それ単体で自由自在な飛行ができる高い姿勢制御能力の活用で初めて実現可能になる形態であり、従来のタービンエンジンベースでは実現不可能だったと考えられる。

3. 固定翼機と回転翼機の航続性能推算法

3. 1 eVTOLの航続性能と重量の関係

輸送eVTOLにおいて飛行時間の大部分を占める低空水平定常飛行での巡航性能を考える。本研究では、ロータの詳細は無視し、AD（アクチュエータディスク）で近似する^[2]。固定翼機と回転翼機を同一の基準で比較するために、実効抗力 D' 、実効揚抗比 $(L/D)'$ を用い、固定翼においても推進用ADの効率を含め、同等の評価とする。電池、モータ、ロータの詳細によらない航続性能係数 C は次式で与えられる。（Appendix A.参照）

$$C = \frac{M_b}{M} (L/D)' \quad (1)$$

ここで M, M_b は各々、全質量、バッテリー質量である。バッテリーを含まないマルチコプタの質量を M_m 、主翼等PPBでの追加質量を M_w とすると式(1)は次のように書き換えられる。

$$C = \frac{M_b (L/D)'}{M_m + M_w + M_b} = \frac{\alpha (L/D)'}{1 + \alpha + \beta} \quad (2)$$

$$\alpha = M_b / M_m, \beta = M_w / M_m \quad (3)$$

PPB（下付き P ）の航続距離係数がマルチコプタ（下付き M ）を上回る条件（他の条件が同じ条件下で航続距離大）は次式で与えられる。

$$\frac{\alpha_P (L/D)_P'}{1 + \alpha_P + \beta_P} = \frac{\alpha_P (L/D)_P'}{1 + \alpha_M} > \frac{\alpha_M (L/D)_M'}{1 + \alpha_M} \quad (4)$$

これより、

$$0 < \frac{\beta_P}{\alpha_M} < \frac{D'_M - D'_P}{D'_M} < 1 \quad (5)$$

すなわち、許容される付加重量はマルチコプタの電池質量未満で比率は揚抗比改善に依存する。これは、PPBだけでないCeVTOL全般に成立する。したがって、CeVTOLが全備重量一定の条件で、マルチコプタより航続距離で優位になる要件は以下ようになる。

- (1) バッテリー質量が大きい長距離飛行であること
 - (2) 揚抗比を大きく改善すること
 - (3) 主翼等付加質量を軽量化すること
- よって、揚抗比改善を最小付加質量で可能とするPPBは輸送e-TVOLには最適であると考えている。

3. 2 ロータのAD近似

まず、AD近似を水平定常飛行についてまとめる。水平定常飛行中の迎角 θ のADについて、速度 V 、面積 S_D のAD面上の速度 V_2 、AD面に垂直方向の増速を Δv 、とすると発生する推力 T は次式で表される。

$$T = 2\rho S_D V_2 \Delta v \quad (6)$$

$$\vec{V}_2 = \vec{V} + \Delta \vec{v} \quad (7)$$

ここで ρ は空気密度である。式(6,7)から、ホバリング時のディスク面速度 v_h が次のように定義される。

$$v_h = \sqrt{Mg / (2\rho S_D)} \quad (8)$$

ここで、 Mg は重量である。速度については v_h で、力については Mg で無次元化した変数をバー付きで示すと式(6)は次式のように変形される。

$$\bar{T} = \bar{V}_2 \Delta \bar{v} \quad (6')$$

式(6')(7)より次の $\Delta \bar{v}$ に関する4次方程式が導かれる。

$$\bar{T}^2 = (\bar{V}^2 - 2\bar{V} \Delta \bar{v} \sin \theta + \Delta \bar{v}^2) \Delta \bar{v}^2 \quad (9)$$

また、ADの仕事率は次式で表される。

$$W_D = T(-V \sin \theta + \Delta v) \quad (10)$$

これより、実効抗力は無次元量を用いて、次式で与えられる。

$$\bar{D}'_D = \bar{T} \left(-\sin \theta + \frac{\Delta \bar{v}}{\bar{V}} \right) \quad (11)$$

水平定常飛行時($L=Mg$)には実効揚抗比は無次元実効抗力の逆数となる。この場合、 $\bar{T} = 1/\cos \theta$ なので、揚抗比は次式で与えられる。

$$(L/D)_D' = \frac{\cos \theta}{-\sin \theta + \frac{\Delta \bar{v}}{\bar{V}}} \quad (12)$$

特殊な場合として、迎角0での高速前進時、すなわち $\theta=0, V \gg v_H$ の時、 r をADの半径として、

$$\Delta v = \sqrt{\frac{V^4 + 4v_H^4 - V^2}{2}} \approx V \frac{v_H^2}{V^2} = \frac{Mg}{2\rho V S_D} \quad (13)$$

$$D'_D|_{\alpha=0} = Mg \frac{\Delta v}{V} \approx \frac{(Mg)^2}{2\rho V S_D} = \frac{2}{\rho V^2 \pi} \left(\frac{Mg}{2r} \right)^2 \quad (14)$$

式(14)は、翼幅 $2r$ の楕円翼の誘導抗力と同じである。ただし、ADで想定する一様吹き下しは現実的ではなく、また S_D が同じでも小さなロータを並べたマルチコプタでは実効翼幅は異なると考えられるので、式(11),(14)は実効抗力を過小評価している。

3.3 マルチコプタの実効揚抗比

ロータ面を前傾（負の迎角状態）させて揚力と推力を得る回転翼機の場合、水平定常飛行での推力、揚力及び抗力の関係は次式で表される。

$$\frac{1}{2} \rho C_D A V^2 = -T \sin \theta \quad (15)$$

$$Mg - \frac{1}{2} \rho C_L A V^2 = T \cos \theta \quad (16)$$

ここで C_L , C_D , A は各々、AD以外の機体が発生する揚力係数、抗力係数、基準面積である。前項と同様の無次元化により次式を得る。

$$\frac{1}{4} C_D \frac{A}{S_D} \bar{V}^2 = -\bar{T} \sin \theta \quad (17)$$

$$1 - \frac{1}{4} C_L \frac{A}{S_D} \bar{V}^2 = \bar{T} \cos \theta \quad (18)$$

式(18,19)より

$$\bar{V}^2 = -\frac{4S_D}{A} \frac{\sin \theta}{C_D \cos \theta - C_L \sin \theta} \quad (18)$$

$$\bar{T} = \frac{C_D}{C_D \cos \theta - C_L \sin \theta} \quad (19)$$

得られた \bar{V} , \bar{T} を式(9)に代入して $\Delta \bar{v}$ を求め、実効抗力は式(11)で、実効揚抗比は次式で与えられる。

$$(L/D)_M' = \frac{C_D \cos \theta - C_L \sin \theta}{C_D \left(-\sin \theta + \frac{\Delta \bar{v}}{\bar{V}} \right)} \quad (20)$$

また、空気力、重心の移動によるピッチングモーメントも発生し、前後推力差による損失が発生するが、重心位置の調整で打ち消せるとして無視する。

3.4 固定翼機の抗力と最大揚抗比

固定翼機の揚抗比を前項同様の無次元化で整理するとともに、PBBの諸元策定に必要な推算式をまとめる。

固定翼機の抗力は次のように近似できる。

$$D_F = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S_W + \frac{2}{\rho V^2 e \pi} \left(\frac{Mg}{b} \right)^2 \quad (21)$$

ここで C_{D0} , S_W , π , e , b は各々、無揚力抗力係数、主翼面積、円周率、効率係数、翼幅である。右辺第二項は誘導抗力項で、 e ($0 < e \leq 1$)は楕円翼で1、通常は0.7~0.95程度である。

これまでと同様の無次元化を施すと、

$$\bar{D}_F = \frac{C_{D0} S_W \bar{V}^2}{4 S_D} + \frac{4 S_D}{\bar{V}^2 e \pi} \left(\frac{1}{b} \right)^2 \quad (22)$$

また、最良揚抗比とその時の無次元速度は、アスペクト比： $AR = b^2/S_W$ を用いて、次式で与えられる。

$$(L/D)_{opt} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{e \pi AR}{C_{D0}}} \quad (23)$$

$$\bar{V}_{opt} = 2 \left(\frac{S_D^2}{C_{D0} S_W b^2 e \pi} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (24)$$

ただし、後述の推進効率を考慮すると実効揚抗比は低下し、その時の速度は上昇する。

一方、揚力係数 C_L での無次元速度 \bar{V}_{C_L} は次式となる。

$$\bar{V}_{C_L} = 2 \sqrt{\frac{1}{C_L} \frac{S_D}{S_W}} \quad (25)$$

抵抗急増なしに利用できる C_L の上限を C_{LM} とする

と $\bar{V}_{opt} > \bar{V}_{C_{LM}}$ である必要があり、式(24,25)より次の等

価な条件が導かれる。

$$\frac{C_{LM}^2}{C_{D0} e AR} > \pi \quad (26)$$

3.5 PPBの実効揚抗比

水平定常飛行時に必要な最小仕事率は $D_F V$ である。一方、流れに正対したロータで推進力を得る場合、

面積 S_D のADで推力 D_F を発生させるのに必要な仕事率 W_F は次式となる．

$$W_F = D_F (V + \Delta v) \quad (27)$$

したがって，実効抗力は次式で表される．

$$D'_F = D_F \left(1 + \frac{\Delta v}{V} \right) = D_F \left(1 + \frac{\Delta \bar{v}}{\bar{V}} \right) \quad (28)$$

また， $\Delta \bar{v}$ は式(6')より次式で与えられる．

$$\Delta \bar{v} = \frac{1}{2} \left(\sqrt{\bar{V}^2 + 4\bar{D}_F} - \bar{V} \right) \quad (29)$$

したがって，無次元実効抗力は，次式となる．

$$\bar{D}'_F = \bar{D}_F \left(1 + \frac{\Delta \bar{v}}{\bar{V}} \right) = \bar{D}_F \left(\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{\bar{D}_F}{\bar{V}^2}} \right) \quad (30)$$

ADは誘導抗力に関し式(13)のように $e=1$ 想定と同等なので，以後の比較では固定翼機も $e=1$ の楕円翼を仮定する．

4. 超小型物流eVTOLの設定

前節までの議論は機体のサイズに関係なく成立する．本節では最小サイズの輸送用eVTOLを想定し，具体的な性能推算を示す．

4. 1 超小型物流マルチコプタ

表1に諸元を示すトイドローンをベースとした超小型物流eVTOLとして，500mlペットボトル一本を流線形の胴体内に収納して輸送できるものを設定する．(表2)軽量化によりペイロード以外の質量はトイドローンと同じと仮定した．ロータはADで近似し，実際のロータ形状は扱わない．(図4)

表1 トイドローン諸元．

名称	XK社製Skydancer X350
ロータ直径	0.2m
ロータ個数	4
空虚質量	0.52kg (電池除く)
電池質量比	0.19kg (LiPoバッテリー)
電池質量比 α	0.37
電池容量	11.1vx2200mAh \approx 88kJ

表2 超小型物流マルチコプタ基本諸元

ロータ直径	0.2m
ロータ個数	4
空虚質量	0.52kg
ペイロード	0.5kg (500mlペットボトル1本程度)
胴体長	0.36m
表面積	0.131m ²
胴体断面積	0.0172 m ²

表3 超小型物流PPB諸元．

ロータ直径	0.2m
ロータ個数	4
空虚質量	0.52kg+追加質量 (主翼他)
ペイロード	0.5kg (500mlペットボトル1本程度)
胴体長	0.36m (尾翼ブーム除く)
表面積	0.319m ²
胴体断面積	0.0172 m ²
翼面積	0.045 m ²
翼幅	0.5m

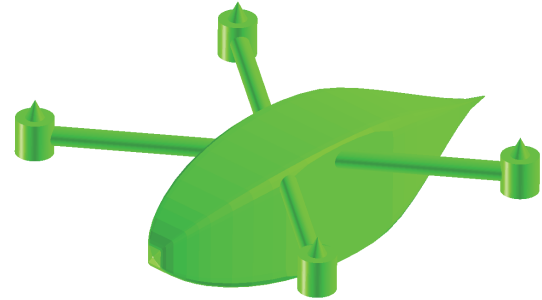


図4 ①マルチコプタ．

表4 超小型物流PPB空力想定値等．

基準質量	1.2kg
レイノルズ数	2.3×10^5
層流摩擦抗力係数	0.018 (摩擦係数 2.8×10^{-3})
乱流摩擦抗力係数	0.043 (摩擦係数 6.1×10^{-3})
以下，空力特性を仮定した想定値	
C_{D0}	0.05
e	0.7
C_{Lopt}	0.78
V_{opt}	24m/s (85km/h)
$(L/D)_{max}$	7.8
C_{Lmax}	1.5
V_s	17m/s (61km/h)

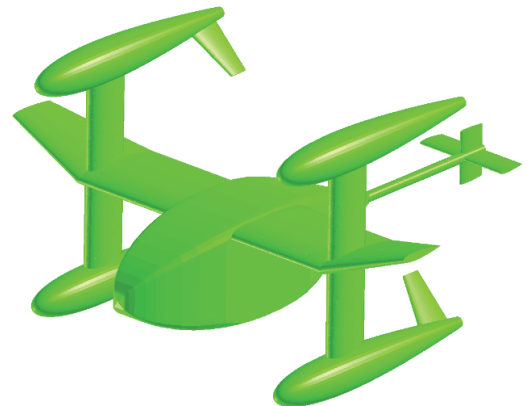


図5 ②PPB全機 水平飛行状態．

4. 2 超小型物流PPB

超小型物流マルチコプタと同様にトイドローンをベースとし，諸元を表3のように設定する．

更に次のように規定して空力形状を作成する．

- ・物流マルチコプタと同じボディ
- ・水平飛行時の姿勢安定のため小型の尾翼をテールブームの先に設置
- ・モータは流線形のカウル内に設置
- ・カウル後端に姿勢維持用尾翼を設置

これら設定より図5に示される水平飛行時の空力形状を設定した。できるだけ小さい主翼として巡航 $C_L=0.8$ 程度を想定、翼弦長基準のRe数では層流状態が予想されるため、 C_{D0} は安全側の想定として平板乱流境界層によるものより、やや大きい値とした。この想定値等を表4にまとめる。

5. CFD解析

性能計算式において理論的な予測が難しい C_{d0} 等の算出とベースライン形状の問題点抽出のためにCFD解析を実施した。

5. 1 解析コード、解析条件、空力係数

CFD解析にはJAXA開発の非構格子CFDソルバーLS-FLOWを用いた。速度、粘性係数等はマルチコプタとPPBで同じとした。形状は半裁とし中心面で対称条件を課した。メッシュはPrism+Tetraの非構格子、マッハ数=0.1、翼弦長基準のRe数を 2.3×10^5 とし、簡易的に大剥離を伴う流れ場の定常解を得るために、Re数は低いSpalart-Allmaras乱流モデルを用いた。MUSCLにより空間2次精度化し、数値流束には低マッハ数で低散逸なSLAUを用いた。

表5 CFDによる空力特性比較.

① マルチコプタ (174万セル)				
	胴体断面積基準		主翼面積基準	
θ (deg)	C_L	C_D	C_L	C_D
-10	-0.3025	0.8856	-0.0578	0.1691
-5	-0.1548	0.8066	-0.0296	0.1540
0	-0.0467	0.7969	-0.0089	0.1522
② PPB全機(480万セル)				
	胴体断面積基準		主翼面積基準	
θ (deg)	C_L	C_D	C_L	C_D
0	-0.4833	0.6465	-0.0923	0.1234
③ PPB翼胴 (431万セル)				
	胴体断面積基準		主翼面積基準	
θ (deg)	C_L	C_D	C_L	C_D
-5	-1.2232	0.6665	-0.2336	0.1273
0	-0.5073	0.6314	-0.0969	0.1206
5	0.0394	0.6202	0.0075	0.1184
10	2.2305	0.8600	0.4259	0.1642
④ PPB無支柱全機(約450万セル)				
	胴体断面積基準		主翼面積基準	
θ (deg)	C_L	C_D	C_L	C_D
0	-0.0330	0.4052	-0.0063	0.0774

5. 2 空力特性の比較検討

①マルチコプタは前進力を得るために前傾の姿勢で飛行し各姿勢での空力係数が必要なので、3つの負迎角で計算し、2次関数で補間する。

PPBは胴体と尾翼が主翼角度とは独立に水平を維持する仕組みなので尾翼の影響を排除するため、②PPB全機迎角0度を基準とし、③PPB翼胴（胴体後部のブーム及び尾翼なし）での無揚力での抗力との差により、全機形態の C_{D0} を補正する。

②PPB全機では、後述のように、翼のハーフスパン付近に設けられた翼断面支柱の根本から大きなコーナー剥離が発生した。その改良の最大限の効果を見積もるために、仮想的な④PPB無支柱全機形態の解析を行った。

各形態についての空力係数を表5に示す。



図6 ④PPB無支柱全機 水平飛行状態.

5. 3 流れ構造の比較検討

②PPB全機についてCFD結果の抵抗係数は、表面積と乱流摩擦係数からの予測値と比較して数倍になっている。この原因である流れの剥離の様子を示すために、各ケースについて一様流の99.57%の等総圧面を図7,8および9に示す。

全ケースを通じて、胴体の後方で流れの剥離が見られる。胴体後部の絞り込みが急激なのが原因と考えられる。

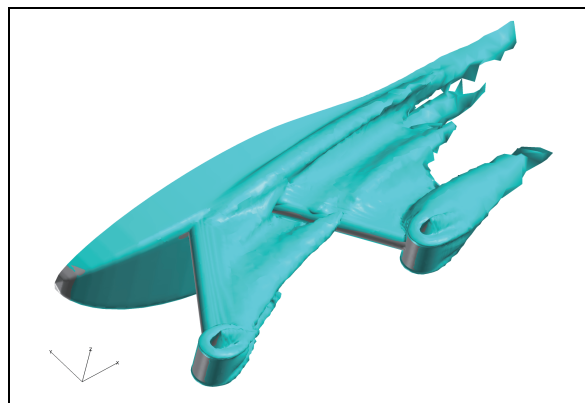


図7 ①マルチコプタ周りの等総圧面（迎角0度，斜め上方から）.

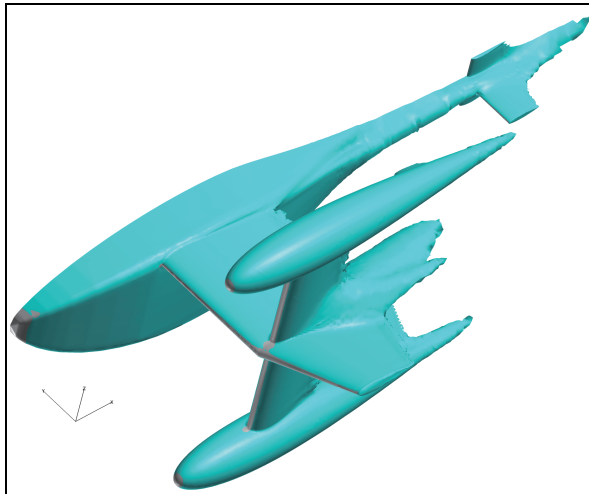


図8 ②PPB全機周りの等総圧面（迎角0度，斜め上方から）．

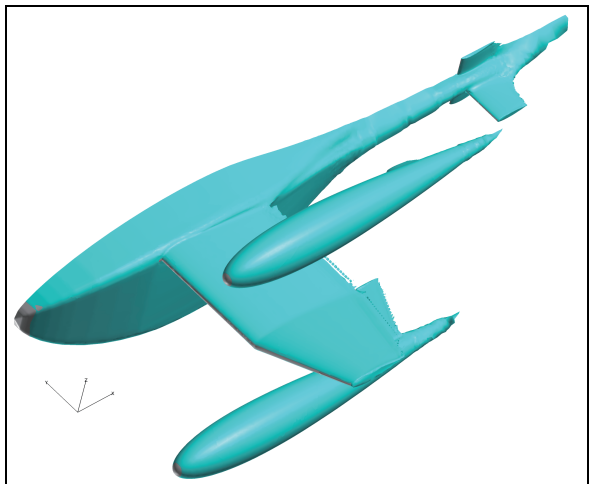


図9 ④PPB無支柱全機周りの等総圧面（迎角0度，斜め上方から）．

各々の形態について．まず図7に示す①マルチコプタでは，モータ支柱，モータケース後方に大きな流れの剥離が発生しているが，流れに，ほぼ直交する円柱形状であることが原因である．巡航性能向上のためには，このあたりの改善での効果が見込める．図8に示す②PPB全機では翼のハーフスパン付近に設けられた翼断面支柱の根本から大きなコーナー剥離が発生し，これが抗力増大の原因と考えられる．揚抗比改善には，この部分の改良が必要であるが，どの程度の改善が見込まれるかを推定するために行った仮想的に④無支柱全機の解析結果を図9に示す．この結果，胴体の後方以外には目立つ剥離はなくなり，無揚力抗力も約35%低下した．しかし，なお乱流摩擦係数から予測される値より80%も大きい．後胴部の剥離の影響もあるが，3次元半裁500万セル程度の粗いCFD解析の抗力推算誤差もかなりあると考えられる．

表6 各形態の最大実効揚抗比

	最大実効揚抗比	比率
マルチコプタ	2.91	1.00
PPB全機	5.76	1.98
PPB無支柱全機	7.32	2.52

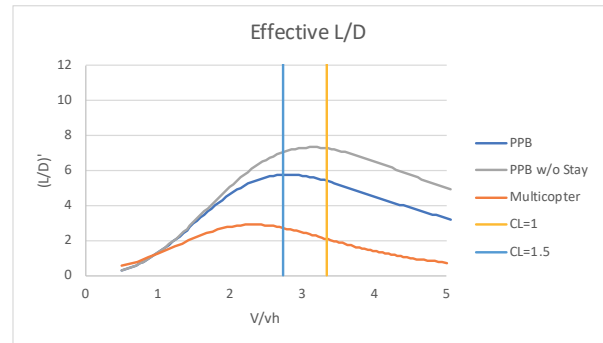


図10 各形態の実効揚抗比

表7 総質量1210gの各形態の航続距離係数

形態	総質量	電池質量	付加質量	C	比率
マルチコプタ	1210g	190g	0g	0.46	1.00
PPB	1210g	95g	95g	0.45	0.99
	1210g	143g	48g	0.68	1.48
PPB w/o Stay	1210g	95g	95g	0.57	1.26
	1210g	143g	48g	0.86	1.89

表8 総質量1400gの各形態の航続距離係数

形態	総質量	電池質量	付加質量	C	比率
マルチコプタ	1400g	380g	0g	0.79	1.00
PPB	1400g	285g	95g	1.17	1.48
	1400g	333g	48g	1.37	1.73
PPB w/o Stay	1400g	285g	95g	1.49	1.89
	1400g	333g	48g	1.74	2.20

6. 諸性能推算結果とそれに基づく検討

6. 1 実効揚抗比および航続距離

CFD結果の空力係数を式(20,23)に適用して求めた実効揚抗比を横軸無次元速度で図10に示す．グラフ中の垂直線は， $C_L=1.0$ と $C_L=1.5$ となる無次元速度を示し，現在の設計のCFD解析値を用いた性能推算では， $C_L < 1.0$ では最大揚抗比を実現できないことを示している．これはCFD解析による C_{D0} が想定した0.05よりも大きかったことによる．

表6に各形態の最大実効揚抗比を示す．PPBではマルチコプタの約2倍，PPB無支柱では約2.5倍となっている．

この実効揚抗比と表1-4の諸元を用いて，マルチコプタのバッテリー質量190gである総質量1210gの超小型物流PPB等について，3.1項で定義した航続距離

係数と、その比率を表7に示す。この試算では、PPBでは航続距離を伸ばすには、主翼等の付加質量を電池重量の半分である95g以下に抑える必要があることを示している。質量の制限は厳しいが、主翼桁はマルチコプタのフレームと同じと考えれば、PPBに必要な追加部品の50cm*10cm程度の主翼外皮と尾翼を95g以下で作ることは可能と思われる。固定翼機としての操縦機構やチルト機構を必要とするチルトロータでは更に厳しいことが分かる。

一方、表8に示すマルチコプタのバッテリー質量を380gとした総質量1400gの場合では重量制限は緩められ、95gの付加質量でも約1.5倍の航続距離が実現できることが分かり、PPBのようなCeVTOLは電池重量の重い長航続距離用途に向くことが分かる。

今回の半裁500万セル程度の粗いCFD解析は抗力の定量評価には十分ではないことが予想される。そこで、誘導抗力以外の抗力（有害抗力）を50%と仮定した試算結果を表9、図11に示す。実効揚抗比は、どのケースも約 $\sqrt{2}$ 倍となり複雑な計算式にも関わらず C_{D0} への依存性は固定翼機に対する式(23)とほとんど同じである。比率が変わらないので、マルチコプタに対する航続距離の関係もほぼ同じ、表7,8に示される傾向は変わらない。

一方、最大揚抗比での速度が大きくなるので、ほぼ $C_L < 1.0$ で最大揚抗比での飛行が可能になる。したがって、最適サイジングにはより精密なCFD等で正確な抵抗推算値が必要になることが分かる。

また、 C_{D0} 削減の巡航性能への影響の大きさが示され、空力形状の改良により高巡航性能が発揮できるといえる。

6. 2 無次元推力および低騒音化への期待

各機体の無次元推力を図12に示す。PPBではマルチコプタの約1/6に低下している。揚抗比以上に低下が大きい理由は、マルチコプタでは重量を支える力を常にロータ推力に依存しているからである。ADの推力はAD前後の圧力差に比例するので、もしAD上の圧力変動パターンが相似で周波数も等しければ、音圧は10dB以上低下することになり、原理的には必要推力低減による騒音低減可能性は極めて大きい。

ただし、ホバリング時に比べて3倍以上の流入速度において、1/6の推力を、高効率かつ低騒音で発生することは固定ピッチロータでは困難で、コレクティブ可変ピッチ等を用いることが必要になると考えられる。

表9 形状抵抗を50%とした各形態の最大実効揚抗比。

形状抵抗50%	最大実効揚抗比	比率
マルチコプタ	4.11	1.00
PPB	8.21	1.99
PPB無支柱	10.42	2.55

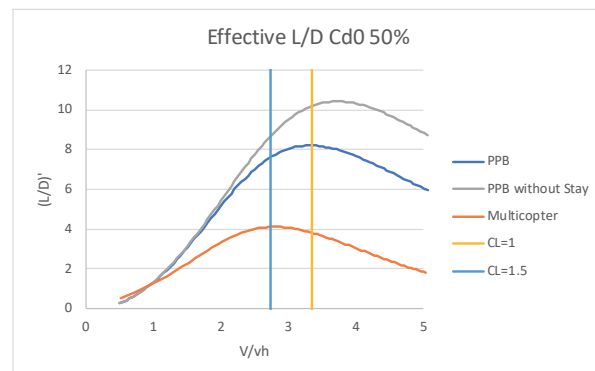


図11 形状抵抗を50%とした各形態の実効揚抗比。

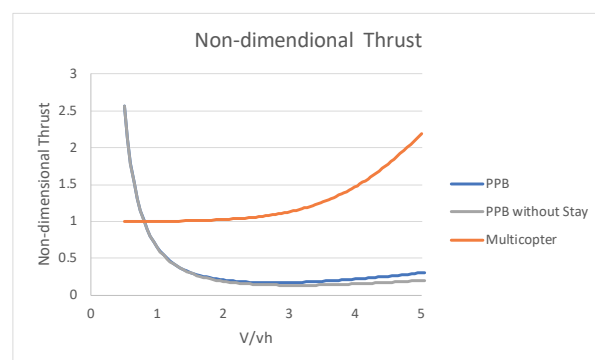


図12 各形態の無次元推力

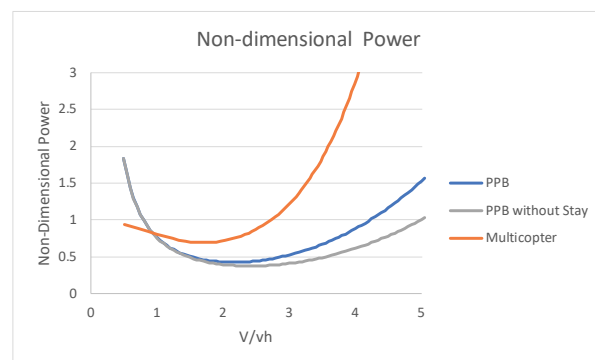


図13 各形態の無次元必要パワ

6. 3 無次元必要パワおよび滞空時間

各機体の無次元必要パワ（ホバリングパワ $=v_h Mg$ で無次元化）を図13に示す。この数値の逆数が滞空時間に比例する。PPBによる改善は揚抗比よりも小さいが、主翼等付加質量を電池重量の概ね1/3未満にできれば滞空時間の点でもマルチコプタより改善可能であり、電池質量の大きい長時間滞空用途では

優れた性能が期待できる。

7. 結言

新しいeVTOL全機形態として、PPBを提案し、PPBを含むCVTOLの純回転翼機との性能比較をADと固定翼機性能推算の近似式を用いて実施した。本検討の結果を下記にまとめる。

- (1) PBBにより、実効揚抗比2倍以上改善が可能で、電池重量の大きい長距離用途では航続距離の改善が見込める。
- (2) 必要推力が1/6に低下し、適切なロータが使えれば、大幅な低騒音化が可能である。
- (3) 主翼等の付加質量を電池重量と同等以下に軽く作らなければ航続距離のメリットが出ないので軽量最適設計が必要である。付加質量が最小限のPPBはチルトロータなどに比べて軽量設計の上で有利であると考えられる。
- (4) 付加質量を含めて最適設計するためには、主翼等の重量推算が必須である。
- (5) 軽量な小さな主翼での高効率な巡航には、低抗力化が必須であり、現形状では特に主翼とロータフェアリング-主翼間支柱の空力的洗練が必要である。
- (6) サイジングには抗力の正確な推算が必要であり、CFD解析精度の検証が不可欠である。また、流れの剥離を含む流れでは、今回用いたような定常RANS計算による不確かさが大きい可能性がある。
- (7) ホバリング時の3倍の流入速度で1/6の推力を、高効率・低騒音で発生させるには可変ピッチなどロータの工夫が必要。

PPBの可能性は示されたが今後の課題も多い。但し、上記(3)-(7)は従来の航空工学と共通の構造・空力・推進の課題であり、eVTOLに関しても、空力分野に限定されない航空工学全体で取り組むべき課題が多いことを示している。

また、PPBを含めCVTOLではホバリングと水平飛行の確実な転換が重要な技術課題である。今後、小型模型を用いた飛行実験で転換飛行能力の実証を行う予定である。

謝辞

回転翼機の性能推算について資料を紹介していただいたJAXAの青山剛史氏に感謝いたします。本研究は平成29年度JAXA研究開発部門長裁量研究として実施しました。

参考文献

- [1] 嶋, 堤, 藤本, 「静粛ドローンを目指した革新プロペラの試み」第56回飛行機シンポジウム講演論文集, 2019
- [2] W.Z.Stepniwski, C.N.Keys, "ROTARY-WING AERODYNAMICS", Dover, pp.44-pp.90
- [3] [https://ja.wikipedia.org/wiki/XV-3_\(%E8%88%AA%E7%A9%BA%E6%A9%9F\)](https://ja.wikipedia.org/wiki/XV-3_(%E8%88%AA%E7%A9%BA%E6%A9%9F))
- [4] [https://ja.wikipedia.org/wiki/XFY-1_\(%E8%88%AA%E7%A9%BA%E6%A9%9F\)](https://ja.wikipedia.org/wiki/XFY-1_(%E8%88%AA%E7%A9%BA%E6%A9%9F))

Appendix A. 実効抗力, 航続性能係数

輸送eVTOLにおいて飛行時間の大部分を占める低空水平定常飛行での巡航性能を考える。

回転翼機の誘導抗力相当値は抗力ではなくエネルギー消費として現れる(3.1項参照)ので固定翼機についても同じ基準で評価する。

固定翼機の推力をADで得るとき、水平定常飛行時のエネルギーバランスより次式が得られる。

$$DR = \eta_A \eta_P \eta_E E_M M_B \quad (A1)$$

ここで、 R は飛行距離、 η_E はバッテリーの化学エネルギーからモータ軸出力までの効率、 η_P はADと現実のロータの消費エネルギーの比率(ホバリング時のFOM)、 η_A はADの効率、 E_M はバッテリーのエネルギー密度(J/kg)、 M_B はバッテリー質量である。

一方、AD近似を用い、水平飛行時のADの仕事率WMの回転翼機のエネルギーバランスは次式となる。

$$W_M \frac{R}{V} = \eta_P \eta_E E_M M_B \quad (A2)$$

したがって、ADが単位距離あたりに消費するエネルギー量である実効抵抗 D' を共通に次のように定義すると固定翼と回転翼を同じ基準で評価できる。

$$D' = \frac{\eta_P \eta_E E_M M_B}{R} = \frac{D}{\eta_A} \quad (A1')$$

$$D' = \frac{\eta_P \eta_E E_M M_B}{R} = \frac{W_M}{V} \quad (A2')$$

式(A1'),(A2')より、実効抵抗を用いた揚抗比を $(L/D)'$ 、 M は全質量とすると次式が得られる。

$$R = C \eta_P \eta_E E_M \quad (A3)$$

$$C = (L/D)' \frac{M_B}{M} \quad (A4)$$

ここで、 C はバッテリー、モータ、ロータの性能によらない機体の航続性能を示す航続性能係数である。