

ドローンによる宅配物流の効率化と CO2 排出低減に関するシミュレーション研究

(第2報)

—ハイブリッドドローンによる長距離配送—

松尾典孝¹⁾

A Simulation Study on Efficiency Improvement and CO2 Reduction of Home Delivery Logistics by Drones:2nd Report -Long Distance Delivery by Hybrid Drones-

Noritaka Matsuo

We performed a simulation of long-distance delivery to highlands by hybrid drones equipped with an engine generator and the delivery time and CO2 emissions were compared between drones and diesel trucks. Furthermore, comparing a series hybrid system with a parallel hybrid system, it was found that the parallel hybrid system has better fuel economy because electric power loss of motor and generator can be reduced.

Key Words: Other means of Mobility, Greenhouse Gas, CO2 Emission, Logistics, Hybrid System, Drone, VTOL, Simulation (F3)

1. まえがき

近年、ネット通販の普及により宅配サービスの取扱個数は年々伸び続けている。加えて最近の社会情勢により人々の生活様式が在宅型にシフトしたことで宅配の利用増加に拍車がかかり、その結果既に顕在化しているトラックドライバーの不足やドライバーへの過大な労働負荷等の問題が今後一層深刻化することが懸念されている。

前報¹⁾では宅配物流の効率化のため、現在のトラックのみによる配送に代わる電動ドローンとトラックによる配送分担システムを想定し、シミュレーションにより配送時間の短縮と CO2 排出低減の両立が可能であること、一方で電動ドローンによる商業宅配の実用化に向けては配送コスト低減のためのバッテリー耐久性向上や航続距離延長のためのバッテリーエネルギー密度向上などが課題であることを示した。またガソリンエンジン発電機を搭載したシリーズハイブリッドドローンを利用した場合、概算の航続距離は現行の Lipo バッテリーを搭載した電動ドローンの 10 倍以上となること、またエンジン動力の一部をロータ駆動に用いるパラレルハイブリッドドローンは電力ロスが少ないため航続距離は更に長くなるとの考察を示した。

本報ではシミュレーションにより全ロータをモータ駆動とし発電機がモータに電力を供給するシリーズハイブリッド方式と一部ロータをエンジン直接駆動とするパラレルハイブリッド方式の両方式について航続距離を比較し、また高地への長距離配送モデル用いて配送時間や CO2 排出量をディーゼルトラックと比較した。

2. ハイブリッドドローン

2.1. シリーズハイブリッドドローン

自動車におけるシリーズハイブリッド方式と基本的には同じでありエンジン発電機で発電された電力でモータを駆動しモータに直結したロータを回転させる。エンジンはロータを直接駆動することはない。エンジン始動時は発電機をスタータモータとして作動させる。また飛行中バッテリーはその充放電によりモータの消費電力と発電機の発電電力の差を吸収する電力エネルギーのバッファとして働く。機体のロータ配置や対向ロータの回転方向組み合わせの自由度については基本的に電動ドローンとの差異はない。図-1に6枚のロータをもち3組の対向ロータ同士が全て反転する配列の Hexa-Copter タイプのシリーズハイブリッドドローン(以降 S-ハイブリッドと略)の概念図を示す。同図で CW は機体の上方から見て時計回り、CCW は反時計回りを示しており、以降の図においても同様とする。

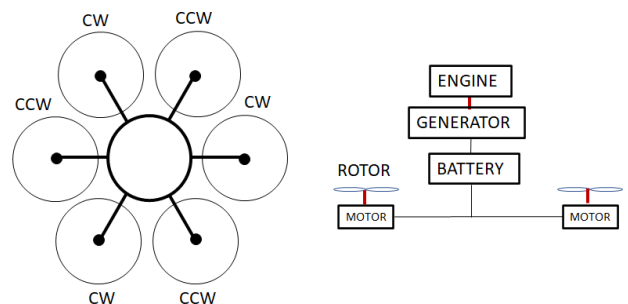


Fig. 1 Schematic of Series Hybrid Drone (S-Hybrid)

1) 松尾技術士事務所 (436-0062 静岡県掛川市旭ヶ丘 1-15-12
Email : mec-matsuo@mail.wbs.ne.jp)

2.2. パラレルハイブリッドローン

一般に自動車のパラレルハイブリッド方式はバッテリーからモータに電力を供給しエンジンとモータが合わせて駆動輪を駆動する。発電機は持たずモータをパートタイムで発電機として使用することでバッテリー充電を行う。図-2はこれと同じコンセプトのパラレルハイブリッドローンの概念図を示す。各ロータをモータとエンジンが合わせて駆動する構造となっており発電機はない。バッテリー SOC に応じてモータを発電や駆動に使い分けることができ飛行方向や姿勢制御は供給電力や発電量の制御により行う。例えば前方に直進したい場合前列の2つのモータを発電機として動作させてロータ回転数を下げ、発電した電力を後列の2つのモータに供給してロータの回転数を上げることで機体を前傾させ前方への推力を得ることができる。当方式はシステムがシンプルで電力ロスも少ないがロータの数だけエンジンが必要であり機体重量やコストの問題が大きい。

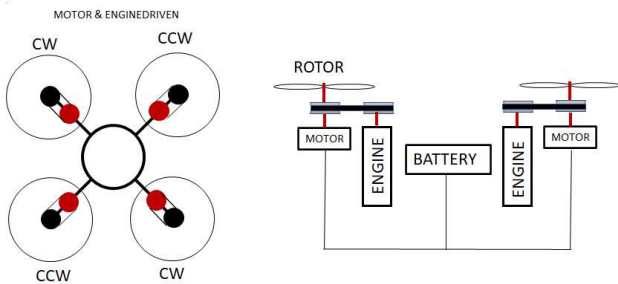


Fig. 2 Parallel Hybrid Drone with a Engine for Each Rotor

これに対し本稿のパラレルハイブリッドローン(以降 P-ハイブリッドと略)は一部ロータをエンジン直接駆動とし、残りのロータをシリーズハイブリッド方式同様モータ駆動とするもので、エンジン、モータ、および発電機を有する。自動車では日産やマツダ車に採用された前輪をエンジン、後輪をモータで駆動する e-4WD システムに当該方式と類似の動力伝達コンセプトが見られる。²⁾

P-ハイブリッドではエンジンの回転数や出力制御の応答性はモータに比べ遅いため、エンジン駆動ロータは主に飛行に要求される推力の中の大部分を担いモータ駆動ロータは主に飛行方向や姿勢の制御を担うようロータの相対サイズや配列を設計する。

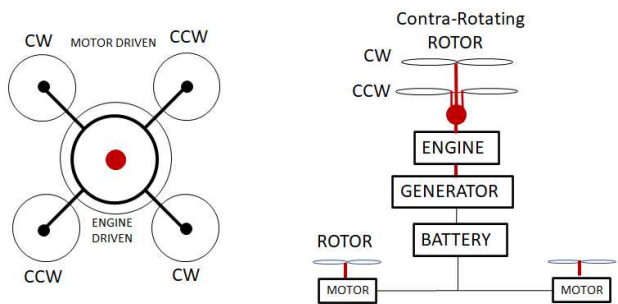


Fig. 3 P-Hybrid with Contra-Rotating Rotors Driven by Engine

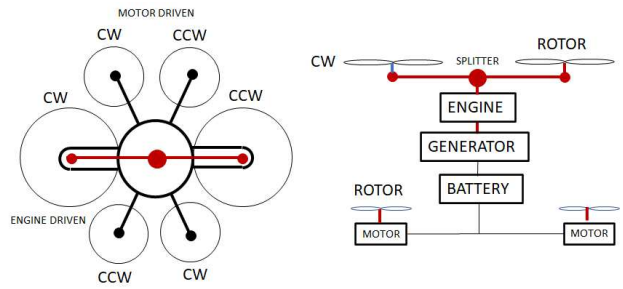


Fig. 4 P-Hybrid with Two Reversing Rotors Driven by Engine

図-3 にロータ 4 枚の Quad-Copter の機体中心にエンジンで駆動される 2 重反転ロータを追加した構造をもつ P-ハイブリッドの概念図を示す。ロータはすべて固定ピッチとした駆動系の構造を極力簡単なものとしその重量を抑えるためにもエンジンで駆動されるロータは 2 枚のみとする。この構造はロータ回転面を含む機体全体の平面サイズをコンパクトにでき 2 重反転ロータの下降流をエンジン冷却風として利用できる利点はあるが 2 重反転ロータは上下同じジオメトリの場合推力やトルクに差があるのでモータ駆動ロータの回転数が全て同じニュートラル状態において機体は静止することなくヨーイング運動を持続しようとするのでこれをキャンセルするためのモータ駆動ロータの速度制御が必要となる。

図-4 は同じく Quad-Copter の機体のピッチ軸上において機体中心に対し対向する位置に等速度で互いに反転するエンジン駆動ロータを配した構造であり 2 つのロータはエンジンからスプリッタにより分割された動力伝達系により駆動される。この構造は図-3 の構造に比べロータ回転面を含む機体全体の平面サイズは大きくなるが 2 つのエンジン駆動ロータによる反トルクと角運動量はキャンセルされるためヨーイングモーメントの発生がなく残りの 4 つのロータを通常の電動 Quad-Copter 同様に制御すれば機体の姿勢や飛行方向の制御ができる。以降図-4 の構造をもつ P-ハイブリッドについて解析を進める。

3. ドローンのシミュレーションモデル

3.1. 機体の力学モデル

図-5 に飛行中の機体の力学モデルを示す。モデルは前報りと同じであり機体は 1D モデルとし飛行ルートは図-6 に示すとおり地面座標系の X、Y、Z 空間のルートを X、Z 平面に伸展したものと飛行速度の X、Z 成分を時間テーブルで与える。解析計算には逆解析法を用いる。ロータは Actuator Disk Theor³⁾モデルとしホバリング (前進率 $J=0$) の推力係数 C_T とロータ回転数 N からスラスト力 F_T 、 F_D を求め、図-5 の X、Z 方向の力のバランス式、および重心廻りのモーメントのバランス式の 3 式を満たすようピッチ角 β と各モータ回転数とパワーを求める。

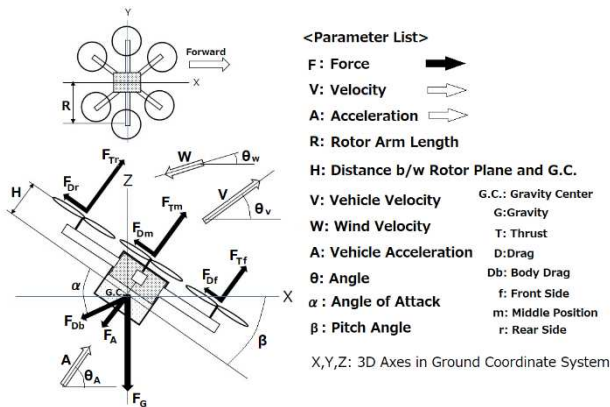


Fig.5 Dynamics of Drone Flight

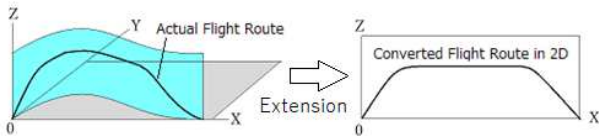


Fig.6 Flight Route Extended in 2D

3.2. エンジンモデル

エンジンは4ストロークの燃費マップモデルとする。

(1) エンジン要求性能の推定

ハイブリッドドローンはモータや発電機を有しているが機体システム全体のエネルギー供給源はエンジンである。エンジンの要求出力を次のように見積もる。

- ・最大運用高度での大気（気圧や気温）条件でホバリングに必要な出力を求める。
 - ・上記出力を修正係数⁴⁾を用いて標準状態の出力に換算。
 - ・電力変換時損失、空気抵抗等による損失率を乗じる。
- 式導出の詳細は略すが要求出力は次式で計算される。

$$POW_{req} = C \cdot m \cdot g \cdot (m \cdot g / 2 / \rho_h / A)^{0.5} / FoM / CF \quad (1)$$

$$CF = (P_h / P_{ref}) (T_{ref} / T_h)^{0.5} \quad (2)$$

$$C = I / (e_1 \cdot e_2 \cdot e_3 \cdot e_4) + D_f \quad (3)$$

但し

h : 高度(m) T_h : h での温度(K) P_h : h での気圧(MPa)

T_{ref} : 標準状態気温(K) P_{ref} : 標準状態気圧(MPa)

ρ_h : h での空気密度(kg/m³) m : 機体全重量(kg)

g : 重力加速度(m/s²) A : 全ロータディスク面面積合計(m²)

FoM : ロータ性能係数 CF : エンジン出力修正係数

C : 損失率 e_1 : 発電機効率 e_2 : インバータ効率 $AC \rightarrow DC$

e_3 : インバータ効率 $DC \rightarrow AC$ e_4 : モータ効率

D_f : ドラッグファクタ POW_{req} : エンジン要求出力(W)

T_h, P_h は海面気温および気圧を各々 T_0, P_0 とすると

$$T_h = T_0 - 0.0065 \cdot h \quad (4)$$

$$P_h = P_0 \cdot (T_h / T_0)^{5.257} \quad (5)$$

(1) 式で求めた出力 POW_{req} は予め決めた定格回転数で発生するとすれば最大トルク値が決まる。また最大出力点の回転数と最大回転数を決めれば要求トルクカーブが決まる。

(2) 高度による燃費補正

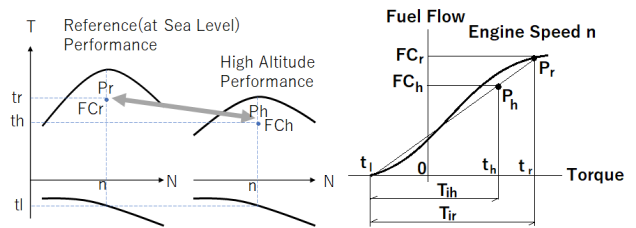


Fig.7 Corresponding Operating Points at Different Altitudes

燃費マップは実測やエンジン 1D コードを用いて作成するがそれらは基本的に標準状態における燃費のマップであり高度を変えながら飛行するドローンの場合、高度による補正が必須である。(図-7) 高度によりロストルクは変わらず、また回転数、吸入空気容積、空燃比共に同じであれば図示熱効率は同じであり図示トルクの比は空気密度の比に等しい。高度 h でエンジン回転数 n 、トルク t_h の運転ポイント P_h における燃料流量を FC_h とすると標準状態のマップを元に FC_h を以下のように求める。

標準状態で回転数が n 、吸入空気容積が P_h における吸入空気容積と同じになる運転ポイント P_r のトルクを t_r とする。標準状態の図示トルク $T_{ir} = t_r - t_l$ 、高度 h での図示トルク $T_{ih} = t_h - t_l$ とすると T_{ir} と T_{ih} の比は空気密度比に等しくそれはまた近似的にエンジン出力修正係数 CF に等しい。

$$T_{ih} / T_{ir} = CF \quad (6)$$

$$t_r = (t_h - t_l) / CF + t_l \quad (7)$$

ここで t_r における燃料流量マップ参照値を $FC_r(n, t_r)$ とすると $FC_h = FC_r \cdot CF$

3.3. モータ・発電機・バッテリー

前報と同じくモータと発電機は K_v 値、巻線抵抗や $q-d$ 軸インダクタンス等の電氣的パラメータと最大トルク、回転数、出力等機械的パラメータを入力し、効率マップを作成する。バッテリーは SOC 対開放電圧のテーブルデータを用い内部抵抗による電圧降下を考慮するモデルとする。

3.4. ドローンの諸元と性能

(1) 主要諸元

表-1 に P-ハイブリッド、S-ハイブリッド、およびモータドローンの主要諸元を示す。モータドローンは前報の機種名 D30 に該当する。最大積載重量は通常宅配の受入最大重量相当の 30kg とする。ハイブリッド2機のロータは回転面積合計を同じとする。またエンジンが停止してもバッテリー電力のみで最低 3 分程度飛行できるよう 12S-9000mAh の Lipo バッテリーを 2 本搭載する。

(2) 機体の平面サイズ

普通乗用車用駐車マス程度のスペースから離着陸できるようロータ回転面を含むドローンの最大幅を駐車マスの幅員の基準寸法である 2500mm 程度とする。(図-8)

Table-1 The Main Specification of the Drones

Specifications		P-Hybrid	S-Hybrid	Motor
Vehicle	Weight(kg)	35	35	12
	Payload(kg)	30		
	Num. of Rotors	6		
Rotor	Dia.(mm)	960x2 600x4	740x6	720x6
	Cr at Hovering	0.1		
	FoM(%)	80		
	Gear Ratio(R:E)	0.45:1	(-)	
Motor	Max. Torque(Nm)	6	12	8
	Max. Power(kW)	1.5	3.2	1.6
	Max. Speed(rpm)	6000	6000	4000
Generator	Max. Torque(Nm)	15	30	(-)
	Max. Power(kW)	6	14	
	Max. Speed(rpm)	7000	7000	
	Gear Ratio(G:E)	1:1		
Engine	Max. Torque/rpm	28/5000-6000		
	Max. Power/rpm	18.3/6500		
	Max. Speed	7000		
Fuel	Quantity/Species	2.5kg/Gasoline		
Battery	Type	Lipo		
	Nominal Volt.(V)	12S - 44.4V		
	Capacity(mAh)	9000 x2	9000x6	
	Initial SOC(%)	80	100	
	Weight(kg)	2x2	2x2	2x6
Inverter	Efficiency(%)	90		

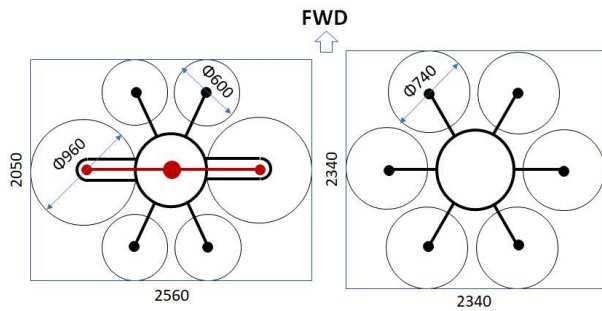


Fig. 8 Plane View of Hybrid Drones

(3) エンジン出力カーブと燃費マップ

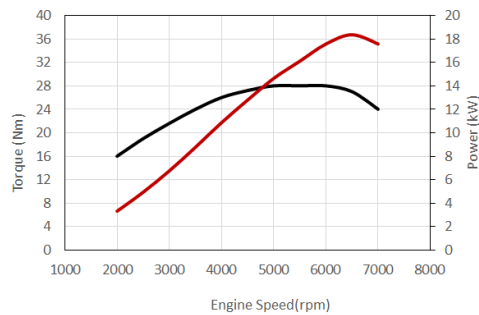


Fig.9 Engine Performance

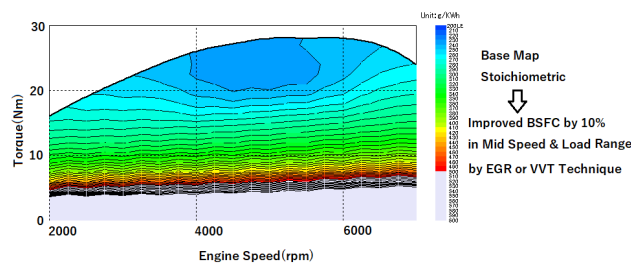


Fig.10 Engine BSFC Contour Map

最大運用高度を 2000m、損失率=1.5 とした時の要求出力は(1)式より $POW_{req}=17.7kW$ 、定格回転数を 6000rpm とすると要求最大トルク $T_{max}=28Nm$ となる。エンジン 1D コードによる解析の結果、4 ストロークガソリン 300cc 水平対向 2 気筒エンジンによりこの要求を満たせることがわかった。その性能カーブと BSFC のコンタ図を図-9、10 に示す。

4. 配送シミュレーション

4.1 航続距離

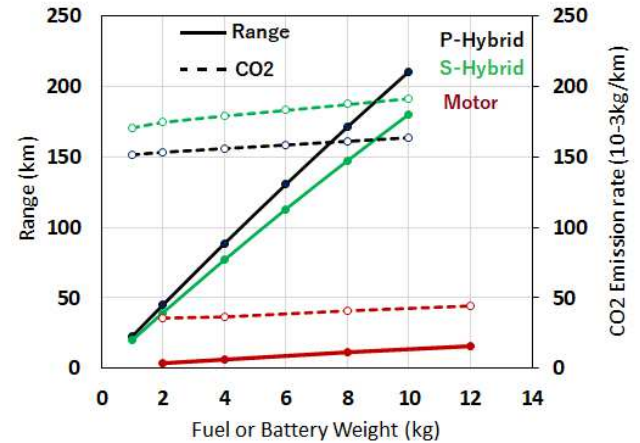


Fig. 11 Cruising Range and CO2 Emissions of the Drones

図-11 に表-1 に示す 3 機種航続距離と Well-to-Wheel の CO2 排出率を比較する。モータ機はバッテリー重量増加に対する航続距離の伸びが少なく、以降検証する 50km の配送には使用できない。また P-ハイブリッドは S-ハイブリッドより約 16%航続距離が長い。一方 CO2 排出率についてはハイブリッド機はモータ機に比べ 4 倍程度多い。

4.2. 配送エリアと配送ルート

今回の検証に用いる配送エリアの地図を図-12 に示す。エリア内には谷筋を走る主要道に沿って広がる集落と主要道から分岐した林道沿いの標高 1900m と 1050m の 2 地点に高原リゾート施設がある。集落の配送を担当するトラックが高原施設に配送するには最大標高差 1500m の林道を平均時速 20km/h で 34km 約 1 時間 40 分走行する必要がある。トラックに代わり電動ドローンを利用する場合エリア内の何処かに 2 箇所への配送のためにドローンポートの設置が必要となる。したがって配送距離は長くなるが標高 370m にある配送センタをドローンポートとして使用するハイブリッドドローンによる配送を行う。図の赤い三角形は配送ルートを示し頂点の番号は配送先のアドレス番号を示す。また図の下部には飛行ルートに沿った Google Earth 地形図を示す。ドローンの飛行空域は地表面から高度 150m 以下に制限されておりこれを適用する時の飛行ルートを平面に伸展したプロフィールを図-13 に示す。なお発進時の貨物は 30kg でアドレス#1、#2 の順に各 15kg の貨物を配達する。

4.3 フライトシミュレーション

P-ハイブリッドおよびS-ハイブリッドについて図-13の飛行ルートを行くケースのシミュレーションを行う。



Fig.12 Delivery Area and Delivery Route

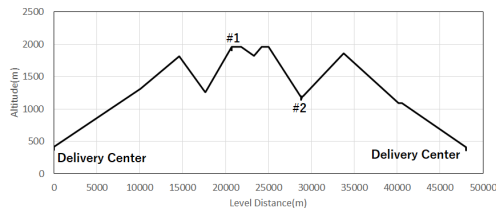


Fig.13 Flight Route Profile

(1) 発電機制御

S-ハイブリッド、P-ハイブリッド共に目標 SOC 値を設定した上で発電機駆動動力の F/B 制御を行う。

$$P_{gen} = K_p \cdot (SOC_{tgt} - SOC_c) \quad (9)$$

P_{gen} : 発電機駆動動力(kW) K_p : 比例定数 (kW/%soc)

SOC_{tgt} : 目標 SOC 値(%) 今回は初期 SOC 値とする

SOC_c : 検知 SOC 値(%)

(2) エンジン制御

S-ハイブリッド: シリーズハイブリッド自動車と同様の制御方法を適用し、エンジンが燃費率の Sweet-Spot を使用するよう制御ラインを設定し (図- 14)、運転中は要求発電機駆動動力 P_{gen} と制御ライン上の動力が一致する回転数ポイントで運転する。

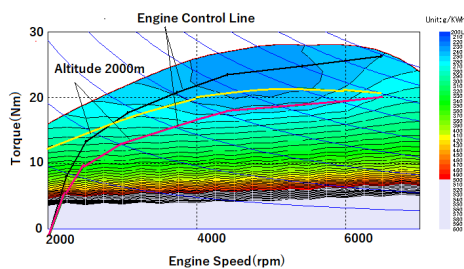


Fig.14 Engine Control Line for S-Hybrid

P-ハイブリッド: 今回スラスト制御はエンジン駆動とモータ駆動のロータ荷重度 (スラスト/ロータ回転面積) の比率

K を制御パラメータとする方法を用いる。機体の力学計算で求めた要求スラストを TH_{req} とすると

$$TH_{req} = L_{RE} \cdot \Sigma A_{RE} + L_{RM} \cdot \Sigma A_{RM} \quad (10)$$

$$K = L_{RE} / L_{RM} \quad (11)$$

TH_{req} と K が決まれば

$$TH_{RE} = TH_{req} / (K \cdot \Sigma A_{RE} + \Sigma A_{RM}) \cdot \Sigma A_{RE} \quad (12)$$

$$TH_{RM} = TH_{req} - TH_{RE} \quad (13)$$

但し RE : エンジン駆動ロータ RM : モータ駆動ロータ

$\Sigma A_{RE}, \Sigma A_{RM}$: ロータ回転面積合計(m²)

TH_{RE}, TH_{RM} : スラスト(N) L_{RE}, L_{RM} : 平均荷重度

TH_{RE} を決めると Actuator Disk Theory によりロータ回転数 N_{RE} 、エンジン回転数 N_e 、ロータ駆動動力 POW_{RE} が求まり、 TH_{RM} と機体の力学から各ロータ回転数 N_{RM} と駆動動力 POW_{RM} が求まり発電機駆動動力 POW_{GEN} が求まる。最後に POW_{RE} と POW_{GEN} を合計してエンジン動力 POW_{ENG} が求まる。(図-15)

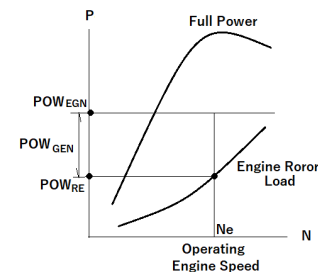


Fig.15 Engine Operation Point of P-Hybrid

(3) 飛行パターン

巡航時の水平方向速度は常時 15m/s (54km/h)、離着陸の際地上高 0~50m 間は垂直上昇/降下するものとし、巡航期間の前後に各 10 秒間の加減速期間を設ける。風は無風、海面温度は 293K、気圧は 1013hPa とする。

4.4 シミュレーション結果

Table-2 Simulation Results of Delivery Performance

Delivery Performance	P-Hybrid	S-Hybrid	Diesel Truck
Delivery Distance (km)	48	48	34
Consumed Fuel (kg)	1.89	2.13	4.03
Fuel Consumption (km/L)	18.8	16.7	7
Consumed Energy (MJ)	84.9	95.6	174.5
Well-to-Wheel CO2 Emission (kg)	7.3	8.2	14.3
Delivery Time (min.)	61	61	108

表-2 にシミュレーション結果を示す。但し表のディーゼルトラックは前報に示したトラック (平地配送時の平均燃費約 8km/L) を仮定し山道走行による燃費悪化を考慮して 7km/L としたものである。なお配送時間は走行時間に 1 箇所での貨物引き渡し時間 3 分を加算している。

(1) ドローンとディーゼルトラックの比較

表-2 よりトラックとドローンの比較ではドローンの方が走行距離は 1.4 倍長いものの走行燃費(km/L)は約 2.5 倍良いため全燃料消費量、CO2 排出量はトラックの約半分となった

ている。またドローンの方が高速で走行するため配送時間も 3/5 程となっている。つまりこのケースではハイブリッドドローンの利用によりトラック配送に比べ配送時間の短縮と CO2 排出低減ができるという結果となっている。

(2) P-ハイブリッドと S-ハイブリッドの比較

表-2 より燃費は P-ハイブリッドの方が 13%程優れている。図-16 にエンジン運転ポイントの累積時間分布円グラフを示す。なお P-ハイブリッドのスラスト制御パラメータ $K=1.4$ 一定としている。平均燃費率は S-ハイブリッドが 254g/kWh、P-ハイブリッドが 258g/kWh と S-ハイブリッドの方が優れている。ゆえに走行燃費の優劣が逆転するのはシステム全体のエネルギー損失に起因すると考えられる。

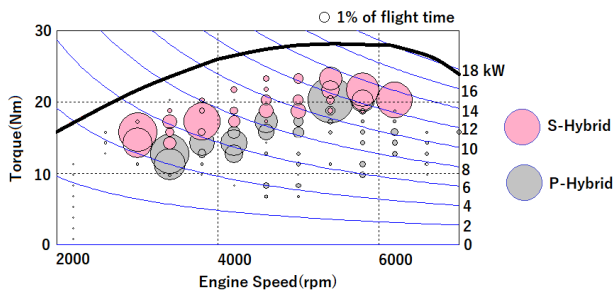


Fig.16 Scatter Diagram of Engine Operation Points

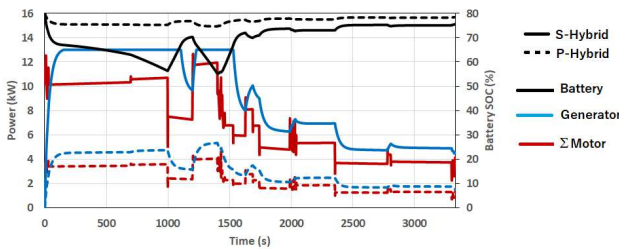


Fig.17 System Power Change over Flight Time

図-17 に飛行中のモータ、発電機の動力およびバッテリー SOC の変化を示す。P-ハイブリッドは S-ハイブリッドに比べモータ、発電機の動力が少ない。

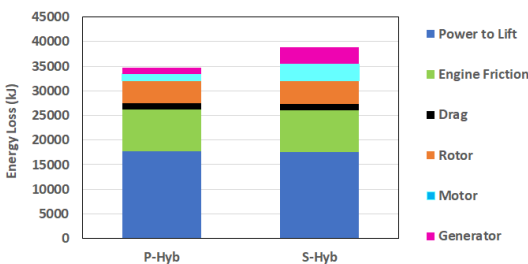


Fig. 18 Energy Loss Factors

図-18 は P-ハイブリッドと S-ハイブリッドの機体入力エネルギーとしてのエンジン図示仕事エネルギー消費ファクタによって消費される内訳を示したものである。モータ損失および発電機損失は各内部損失とインバータ内部損失を合わせたものである。S-ハイブリッドはモータと発電機の合計損失が P-ハイブリッドより大きい分エネルギー消費が大

きい。エンジン出力は電力エネルギーに変換される過程で損失を発生するので直接ロータ駆動に使用の方がエネルギー損失を少なくできる。したがって燃費に関しては P-ハイブリッドの方が有利となる。

(3) ドローンとトラックの配送コスト比較

前報では電動ドローンはバッテリー SOC 変動幅が大ききサイクル寿命が短いためランニングコストが高くなることを示した。一方図-17 に示すように P-ハイブリッドのバッテリー SOC は 80~75%と変動幅が小さく例え毎日使用したとしてもバッテリー寿命は SOC80%でのカレンダー寿命に近いものと思われる。そこでバッテリー価格をカレンダー寿命⁵⁾日数で除した値を 1 日当たり、配送 1 回当たりのメンテナンスコストとする。本稿で検証した 2 箇所への配送にかかるコストを表-3 に示す。P-ハイブリッドはトラックに比べ燃料代が安い分トータルランニングコストも安い。

Table-3 Running Cost of Delivery

Transportation	Energy Cost (JPY)	Maintenance Cost(JPY)	Total Running Cost(JPY)
P-Hybrid*	350	164	514
Truck**	607	95	702

*Battery:¥120,000/2Pack, Calendar Life:2Y(730Days), Gasoline:¥137/L

**Diesel Oil:¥125/L, Tire:¥2/km, Engine_Oil:¥0.5/km, Battery:¥0.3/km

5. まとめ

ハイブリッドドローンによる高地への長距離配送のシミュレーションを行い、トラックによる山道を使った配送より配送時間を短縮でき、消費燃料も少なく CO2 排出量を低減できることがわかった。ハイブリッドドローンは機体重量、サイズが大きく第 1 報の電動ドローンのようにトラックドライバーが配送エリア内から発進させるには適さないがその長い航続距離を活かして配送拠点間を往き来しながら貨物を積載し遠方の目的地に届けることができる。電動ドローンとハイブリッドドローンを配送距離に応じて使い分けるシステムが考えられるが、この時ハイブリッドドローンには CO2 排出低減のため特に使用頻度の高い高負荷域でのエンジン熱効率向上が求められる。

6. 参考文献

- 1) 松尾典孝:ドローンによる宅配物流の効率化と CO2 排出低減に関するシミュレーション研究, 自技会春季学術講演会予稿集、講演 No.91 (2020)
- 2) https://www.nissan-global.com/JP/DOCUMENT/PDF/ENVIRONMENT/TECHNOLOGY/en_tech_e4wd.pdf
- 3) Moses Bangura et al. Aerodynamics of Rotor Blades for Quadrotors. arXiv:1601.00733, 2016
- 4) DIN70020 standard (DIN, 1986)
- 5) Sebastien Grolleau et al. Lithium-ion battery aging: Representative EV cycling profiles compared to calendar life, The 27th International Electric Vehicle Symposium & Exhibition