

# ハイブリッドドローンの飛行シミュレーション ー送電線鉄塔点検用途に利用可能なドローンのコンセプト検討ー

2019.06.14

**MECWARE**

松尾技術士事務所

本著作物の無断転載・無断引用を一切禁止します。

Copyright© 2019 MECWARE Matsuo Engineering Office

# 背景

経産省Webサイトに掲示の「送電線点検等におけるドローン等技術活用研究会」報告書に同研究会によってまとめられたドローン活用のための技術的要求項目が記載されている。

平成 30 年度新エネルギー等の保安規制高度化事業  
(送電線点検等におけるドローン等技術活用可能性検討事業)

報告書

平成 31 年 3 月

みずほ情報総研  
Mizuho Information & Research Institute

環境エネルギー第 2 部  
経営・IT コンサルティング部

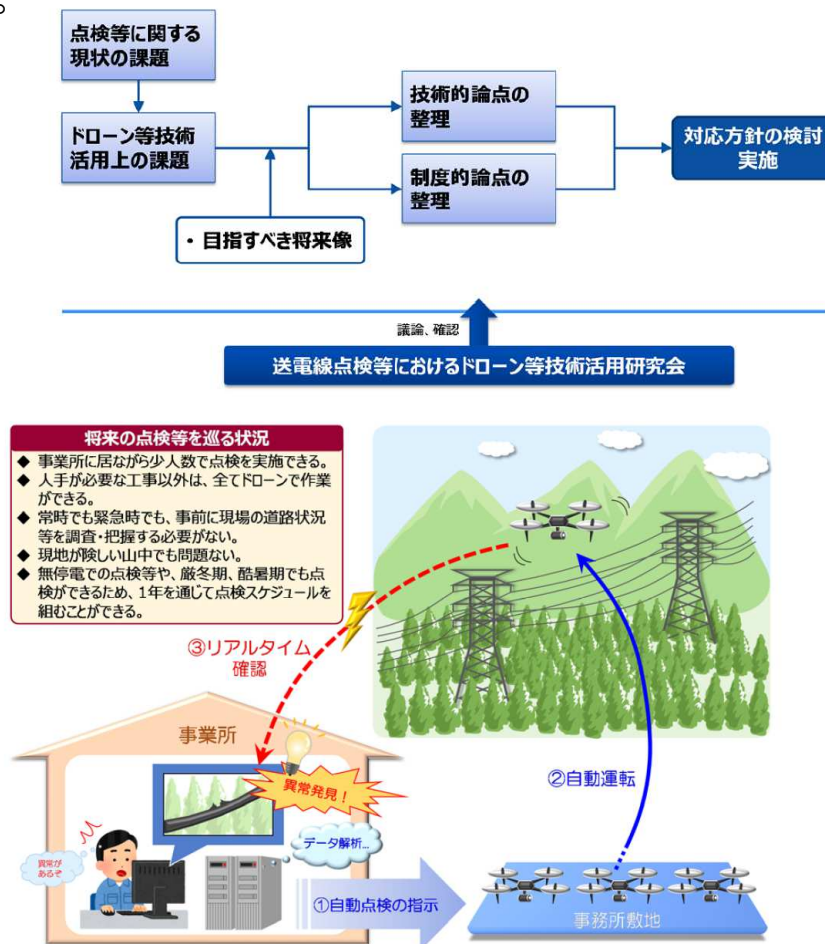


図 3.2-4 点検等をドローン代替した場合の将来の姿のイメージ (レベル 4)

表 2 ドローンの利用想定の整理

用途	ドローンポートの設置場所	ドローン操縦における自動/遠隔(手動)の別		録画した画像の確認や分析におけるリアルタイム/録画の別	
		ドローンポート→対象設備等	確認等作業中		
巡視	ドローンポートから自動飛行し撮影 鉄塔、がいし、架空線及び周辺状況における異常や変化の有無を確認 録画した画像またはリアルタイムモニタで確認	事務所敷地内、対象設備に近い駐車ポイント	自動	自動をベースに一部手動	リアルタイム/録画
点検	ドローンポートから自動飛行し撮影 鉄塔、がいし、架空線等における巡視では発見できないような異常の有無を確認 撮影した画像を自動的に分析	事務所敷地内、対象設備に近い駐車ポイント	自動	自動をベースに一部手動	リアルタイム/録画
工事における運搬	ドローンポートまで資機材とドローンを車両で運搬 ドローンポートから現地までは自動飛行	事務所敷地内、対象設備に近い駐車ポイント	自動	自動をベースに一部手動(資機材受け渡し時等)	リアルタイム
緊急時対応	ドローンポートから目的地近傍まで自動飛行、現地では遠隔操作で飛行し撮影 鉄塔や架空線等における異常の有無や周辺の被害状況を確認	事務所敷地内、対象設備に近い駐車ポイント、かつ安全な地点	自動	自動をベースに一部手動	リアルタイム

[https://www.meti.go.jp/policy/safety\\_security/industrial\\_safety/sangyo/electric/files/310322-1.pdf](https://www.meti.go.jp/policy/safety_security/industrial_safety/sangyo/electric/files/310322-1.pdf)

本報告は提示された巡視および点検用途において飛行体としてのドローンに求められる要件である2., 3., 4.を満たすドローンのコンセプトをシミュレーションを用いて検討し、その結果を示すものである。

表3 ドローンに求められる要件の整理

No.	要件	用途		
		巡視	点検	工事における運搬
1	大きさ・重量	<ul style="list-style-type: none"> <li>普通自動車等で運搬可能</li> <li>分解可。但し、容易に組立・分解ができるように留意</li> </ul>		
2	航続距離・時間	<ul style="list-style-type: none"> <li>最低50km程度継続飛行可能</li> <li>下記に示すペイロードで最低3時間飛行可能</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>最低10km程度継続飛行可能</li> <li>下記に示すペイロードで最低2時間飛行可能</li> </ul>
3	駆動方式	<ul style="list-style-type: none"> <li>上記を満たす駆動方式（バッテリー、エンジン、燃料電池、ハイブリッド等）</li> <li>エンジン、燃料電池、ハイブリッドの場合は、準備時間15分以内</li> <li>バッテリーの場合は、一体型で30分以内で満充電又は交換可能。着脱式の場合は、10分以内でバッテリー交換可能</li> </ul>		
4	ペイロード	5kg以上※	30kg以上※	50kg以上
5	自己位置の検知精度	<ul style="list-style-type: none"> <li>絶対位置精度が、水平成分5cm、垂直成分10cm以内</li> <li>相対位置精度が、3cm以内</li> </ul>		
6	耐環境性能	<ul style="list-style-type: none"> <li>最大瞬間風速20m/sでも飛行可能</li> <li>カメラによる視界が確保可能なレベルの雨・雪等でも飛行可能</li> <li>外気温-15～40℃で飛行可能</li> <li>耐電界性能、耐磁界性能</li> <li>塩害に対する耐久性への配慮</li> </ul>		
7	カメラ性能	<ul style="list-style-type: none"> <li>30m離れた場所でも異常個所の判別可能</li> <li>個々の対象物を安定して補足し、安定して撮影可能</li> <li>搭載可能カメラの互換性有</li> <li>本体の振動等に対する補正機能</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>30m離れた場所でも異常個所の判別可能</li> <li>目視確認で対象物の設備異常・劣化や、周辺環境変化の確認が容易な画像を撮影可能</li> <li>搭載可能カメラの互換性有</li> <li>本体の振動等に対する補正機能</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>150m離れた場所でも現場の作業員や場所の状態が視認可能</li> <li>搭載可能カメラの互換性有</li> <li>本体の振動等に対する補正機能</li> </ul>
8	通信	<ul style="list-style-type: none"> <li>50km離れた場所でも制御指示等がストレスなく実施可能</li> <li>遮蔽物等があっても利用可能</li> <li>伝送遅延時間5s以内</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>10km離れた場所でも制御指示等がストレスなく実施可能</li> <li>遮蔽物等があっても利用可能</li> <li>伝送遅延時間0.2s以内</li> </ul>
9	ストレージ	<ul style="list-style-type: none"> <li>512GB以上の内部または外部ストレージ</li> <li>データの転送が60分以内に可能</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>512GB以上の内部または外部ストレージ</li> </ul>

※ただし、カメラ性能を満たすカメラを搭載可能であればこの限りではない。

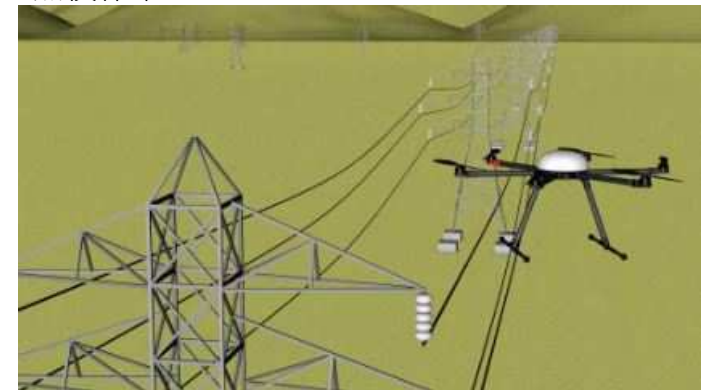
点検と同様

# 本報告におけるDroneの仮想飛行ミッション

## 送電線鉄塔の点検作業のための飛行

- 基地から離陸した後600m間隔で並ぶ2列の鉄塔群の設備点検を往路32本、復路32本の合計64本に対して実施し帰還、着陸する。
- 点検箇所の離陸地点からの高度は60mとし、点検作業時間は鉄塔1本当たり120秒で、作業中機体はホバリングまたは極低速水平飛行を行う。
- 点検終了後は直ちに次の鉄塔に向けて水平に一定速度で移動。一定速度飛行の前後にホバリングからの加速またはホバリングへ向けての減速期間を設ける。
- フライト距離は往復で39km、フライト時間は約3時間程度。

点検作業イメージ



[https://image.itmedia.co.jp/itmedia/news/articles/1703/29/it\\_kf\\_zenrin\\_01.jpg](https://image.itmedia.co.jp/itmedia/news/articles/1703/29/it_kf_zenrin_01.jpg)

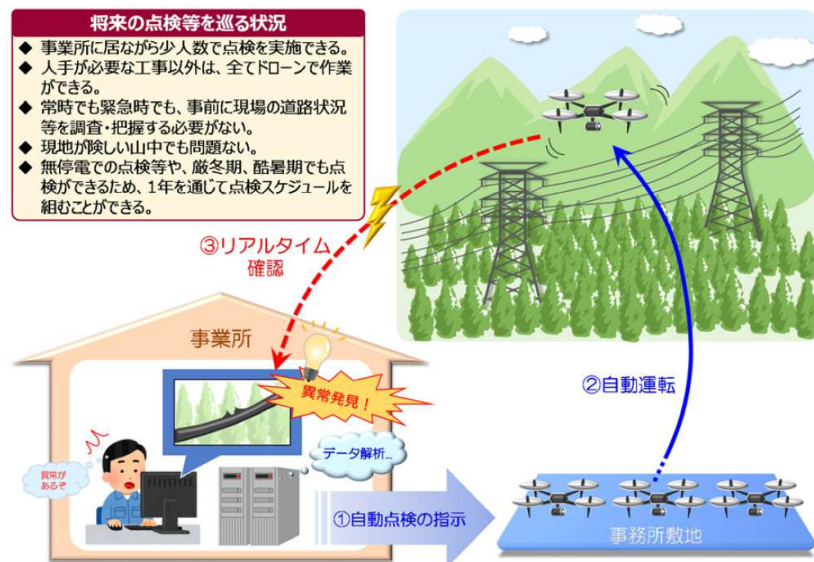
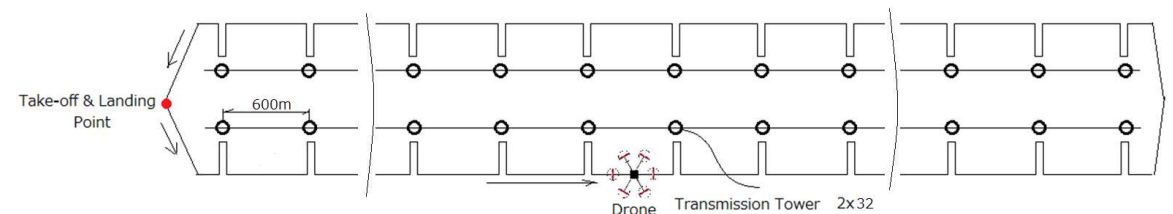


図 3.2-4 点検等をドローン代替した場合の将来の姿のイメージ (レベル4)



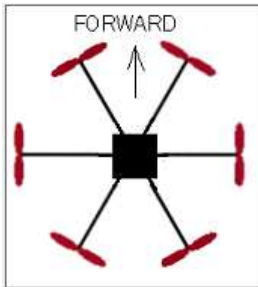
[https://www.meti.go.jp/policy/safety\\_security/industrial\\_safety/sangyo/electric/files/310322-1.pdf](https://www.meti.go.jp/policy/safety_security/industrial_safety/sangyo/electric/files/310322-1.pdf)

# Droneのコンセプト・主要諸元

# Droneの基本諸元

- ・長距離、長時間の飛行ミッションに対応するためハイブリッドシステムを採用しフライト中はエンジンで発電機を駆動し、電力をロータ駆動用モータに供給する。

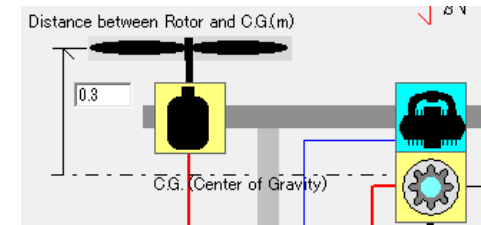
## ◆ロータ配置



ロータ6基を有するHexa-Copterとし  
飛行中のロータ配列はX型配列とする

## ◆ロータアーム長 1m

## ◆重心位置



## ◆重量

No.	部 位	重量(kg)	備 考
1	機体本体 <sup>1)</sup>	30	2,3,4,5を除く
2	エンジン+発電機 <sup>2)</sup>	13	発電機セットから発生するトルク反力のキャンセル機構をもつ
3	バッテリー	2.7	LiPo:18000mAhx1本
4	離陸時燃料	10	ガソリン13.5L
5	ペイロード	30	点検用機材他
離陸時総重量		85.7	

1) 現在市販されている産業用ドローンのうちペイロードが30kg程度の機種のカタログ値を参考  
2) エンジンが補機・排気系を含め8kg、発電機がトルク反力キャンセル機構を含め5kgと仮定





・空冷水平対向2気筒183cc 4-ストローク 2バルブOHV クランク室過給ガソリンエンジン  
(詳細：<http://www2.wbs.ne.jp/~mec/Crankcase Supercharged 4-Stroke Engine.pdf>)

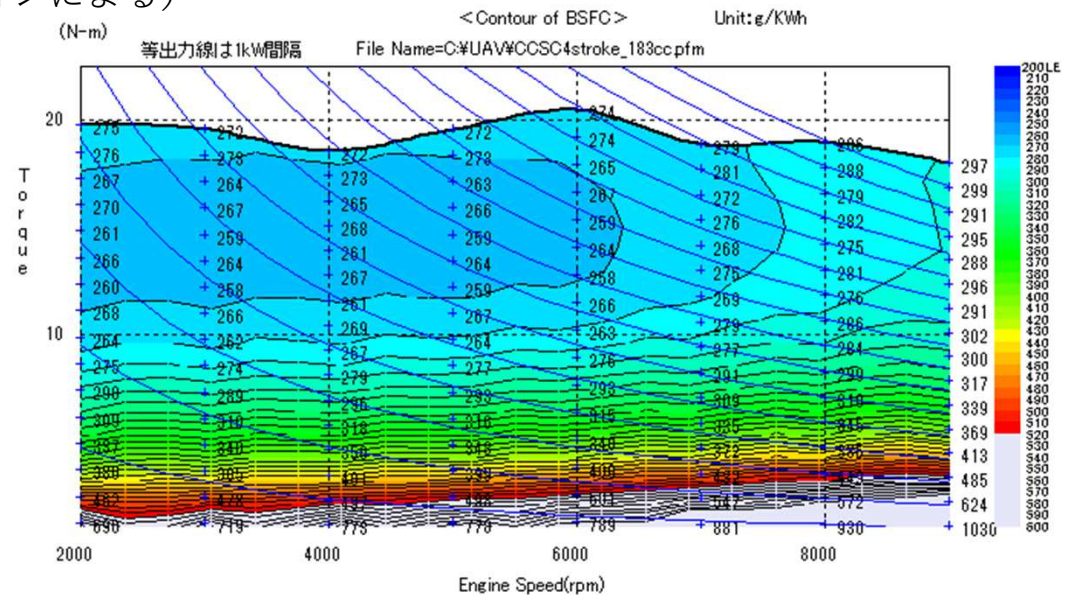
◆近い将来予想される陸用内燃機関LEMA2020並みの排ガス規制<sup>1)</sup>をクリアすることを想定しエンジンは4-ストローク  
またドローン搭載条件としての2-ストローク以上のパワー/ウェイト比を達成するために上記過給エンジンとする。

- ・ボアXストローク=54mmx40mm
- ・圧縮比10:1 ・クランク室圧縮比 1.57:1
- ・重量 (含排気系) 8kg, 燃料噴射系+空冷ファン駆動系 2kg

1) 排気量225cc未満 出力19kW未満のエンジンの場合  
THC+Nox<10g/kWh @6MODE TEST

◆エンジン性能・燃費率マップ (シミュレーションによる)

性能項目	性能値
定格回転数	6000rpm
最大出力	16.9kW/9000rpm
最大トルク	20.6Nm/6000rpm
燃費率/定格回転数	274g/kWh/6000rpm



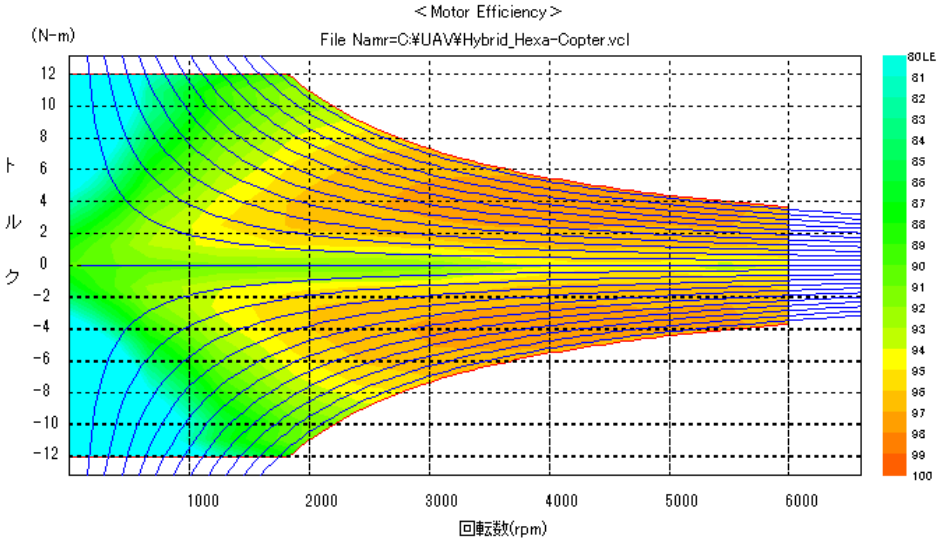
# ロータ駆動用モータおよび発電機



## ロータ駆動用モータ

- ◆性能（モータ側・発電機側とも）
  - 最大出力 2.3kW
  - 最大トルク 12Nm
  - 最高回転数 6000rpm
  - 最大電圧 33V

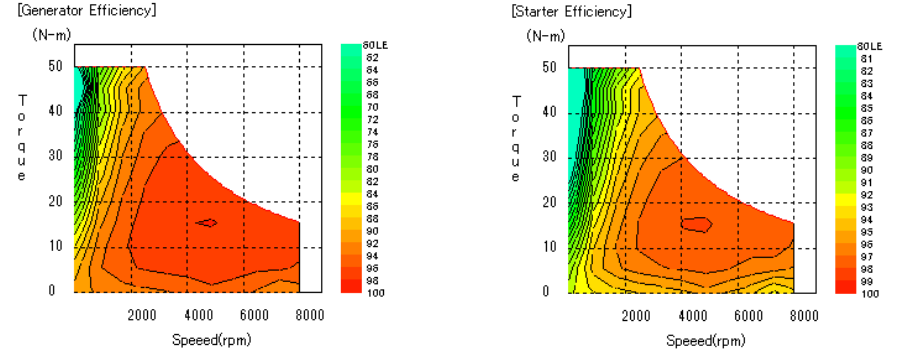
### ◆効率マップ



## 発電機

- ◆性能（モータ側・発電機側とも）
  - 最大出力 13kW
  - 最大トルク 50Nm
  - 最高回転数 8000rpm
  - 最大電圧 80V

### ◆効率マップ



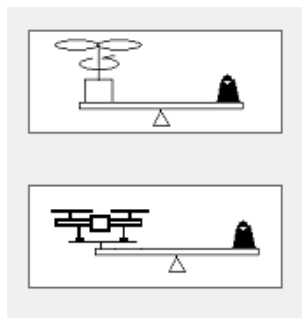
# ロータ (プロペラ)



- ◆プロペラ径 0.9m
- ◆ブレード長 0.42m
- ◆スラスト性能

静的テストスタンドデータ (ホバリング相当)

- スラスト定数  $C_t = 0.09619$
- トルク定数  $C_q = 0.00445$



## ◆ドラッグ性能

**<Induced Drag>**

$T_a > T_r$   
 $D_a > D_r$

$T_a$ : Thrust on the advancing blade  
 $T_r$ : Thrust on the retreating blade  
 $D_a$ : Drag on the advancing blade  
 $D_r$ : Drag on the retreating blade  
 $V$ : Vehicle velocity  
 $V_h$ : Velocity component of air parallel to the rotor  
 $D_i$ : Induced Drag  
 $D_i = \overline{D_a} - \overline{D_r}$  : Time average  
 $T$ : Thrust of the whole rotor  
 $K_i$ : Experimental Constant  
 $R$ : Rotor radius  
 $\omega$ : Angular velocity of rotor shaft

**Induced Drag  $D_i$**

$$D_i = K_i \cdot \frac{T \cdot V_h}{R \omega}$$

**<Profile Drag>**

$D_{pa}$ : Profile drag on advancing blade  
 $D_{pr}$ : profile drag on retreating blade  
 $\omega$ : Angular velocity of the rotor shaft  
 $V_{advance}$ : Vehicle velocity  
 $V_h$ : Velocity component of air parallel to the rotor  
 $K_p$ : Coefficient of  $D_p$

**Profile Drag of Blade  $D_b$**

$$D_b = \frac{1}{2} \cdot C_d \cdot \rho \cdot c \cdot R \cdot v^2$$

$c$ : Chord length of the blade  
 $R$ : Length of the blade (Rotor radius)  
 $\rho$ : Air density  
 $v$ : air velocity  
 $C_d$ : Coefficient of drag

**Profile Drag of Rotor  $D_p$**

$$D_p = \overline{D_{pa}} - \overline{D_{pr}} = K_p \cdot \rho \cdot c \cdot R^2 \cdot \omega \cdot V_h$$

**<Translational Drag>**

$V_a$ : Relative velocity of the free stream to the rotor plane  
 $V_z$ : Velocity component of the free stream perpendicular to the rotor plane  
 $V_h$ : Velocity component of the free stream parallel to the rotor plane  
 $V_d$ : Velocity of air passing through the rotor plane  
 $u_z^i$ : Velocity component of induced air perpendicular to the rotor plane  
 $u_h^i$ : Velocity component of induced air parallel to the rotor plane  
 $A$ : Rotational area of the rotor  
 $\rho$ : Air density  
 $D_T$ : Translational Drag

$$D_T = 2\rho A u_h^i V_d$$

**Translational Drag  $D_T$**

Coefficients  $K_i$ ,  $K_p$ , and  $C$  are experimental constants, whereas their theoretical values are shown below.

$K_i$   It relates to drag to lift ratio ( $D/L$ ) of the blade, and its theoretical value is  $2*(D/L)$ .

$K_p$   It relates to the coefficient of drag 'Cd' of the blade, and its theoretical value is  $C_d$ .

$C = \frac{|u_h^i|}{V_h}$



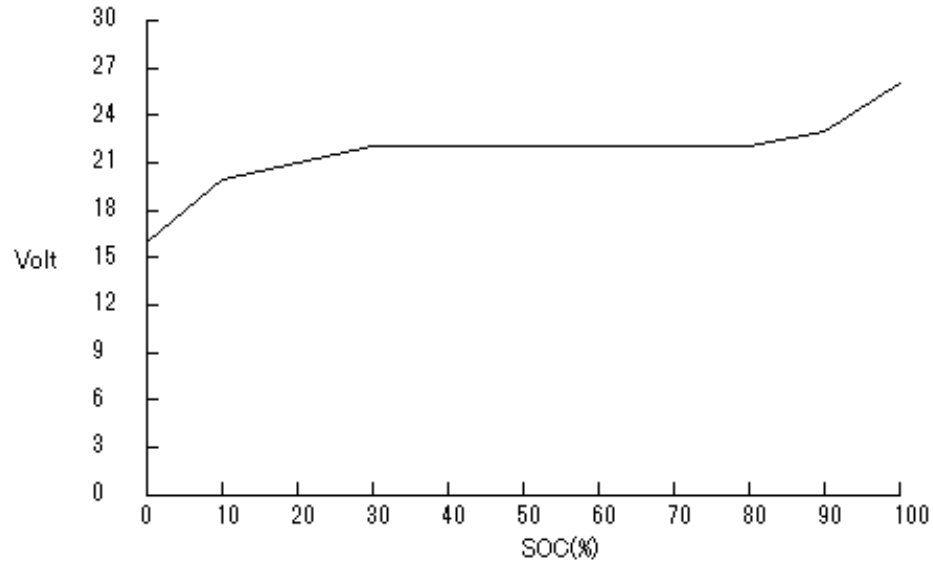
バッテリー

◆タイプ/容量/重量      LiPo/18000mAh/2.7kg

◆標準電圧    22V

◆離陸時バッテリーSOC=80%

◆SOC-端子開放電圧特性



インバータ

◆効率

変換	電力供給	効率
DC→AC	バッテリー→モータ	95%
AC→DC	モータ→バッテリー	90%

No.	Name	Power Source	Rated Value
1	VCU	Battery	0.1 kW
2	MACHINARY	Battery	0.2 kW
3	COOLING_FAN	Engine	0.5 N-m
4		Engine	N-m
5		Engine	N-m
6		Engine	N-m
7		Engine	N-m
8		Engine	N-m
9		Engine	N-m
10		Engine	N-m

Unit of Engine Accs. Rated Value  
 N-m     KW

Close

- ◆ バッテリから電力供給を受ける補機
  - ・ VCU(Vehicle Control Unit)    定格0.1kW
  - ・ MACHINARY(点検用機材)    定格0.2kW
  
- ◆ エンジンで駆動される補機
  - ・ COOLONG\_FAN(強制冷却ファン)    定格0.5Nm (動力は回転数により変化)

### Controller

#### ◆発電量制御

- 基本的にはエンジン発電機の発電量を制御して電力エネルギーのバッファとしてのバッテリーのSOCを一定に保てばモータや補機が消費する電力に相応する電力が供給されエンジン燃料が尽きるまで飛行を継続できる。  
今回搭載するエンジン発電機セットと離陸時燃料の合計重量は23kgであり1本当たり18000mAh/2.7kgのLiPoバッテリーの約8.5本分に相当する。したがってバッテリー重量を最低限に抑えるため、搭載するバッテリーは1本とする。

- 最も簡単な制御方法はバッテリーSOC(残量)を検知しSOCが目標値SOC<sub>target</sub>を下回る場合はその偏差に応じて発電機駆動動力Pgを制御する「F/B比例制御」である。

$$Pg = K * (SOC_{target} - SOC) \quad K: \text{比例定数} \quad \text{但し } SOC_{target} > SOC \text{ の場合のみ}$$

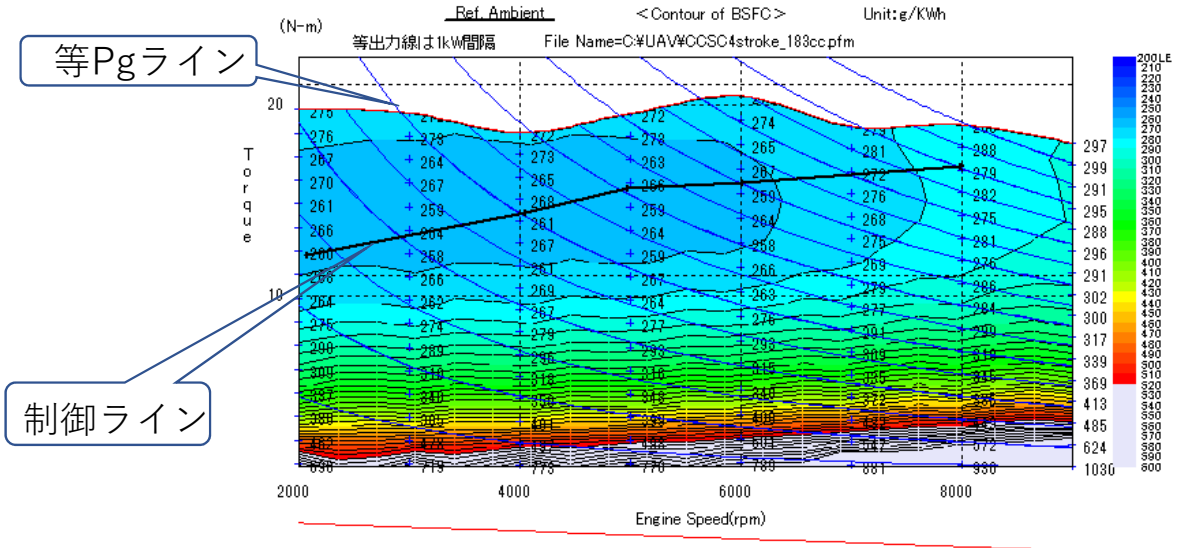
- 但し今回はエンジン冷却や機体振動の低減を考慮してホバリング中はエンジン回転数や出力(=発電機駆動動力)を移動飛行中より下げることとする。この場合発電量はモータや補機の消費する電力に対し不足するので不足分をバッテリーから供給する。次にホバリングを終え移動飛行に移ったらSOCに応じた比例制御を行いSOCを回復させる。
- ホバリング中の発電機駆動動力Pg<sub>hovering</sub>はホバリング終了までにバッテリーSOCが許容値以下にならないような適正值に設定する必要があるが飛行中燃料が消費されると機体全体の重量が減るのでPg<sub>hovering</sub>は燃料残量M<sub>fuel</sub>に応じて変化させることにする。

$$Pg_{hovering} = Pg_0 + C * M_{fuel} \quad Pg_0 : \text{定数} \quad C: \text{比例定数}$$

# 制御－エンジン制御 および 補機動力制御

## ◆ エンジン制御

発電量Pgに関わらず、燃費ベストなエンジン運転ポイントを使用するよう予め作成されたテーブルを参照する。



## ◆ 補機動力制御

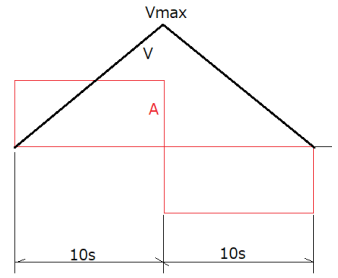
- VCU(Vehicle Control Unit) 定格0.1kW  
常時作動
- MACHINARY(点検用機材) 定格0.2kW  
ホバリング (点検中) のみ作動 移動飛行中は停止
- COOLONG\_FAN(強制冷却ファン)  
ホバリング時のみ作動 移動飛行時は作動を中止し自然空冷とする

◆DroneVにおける制御指令リスト

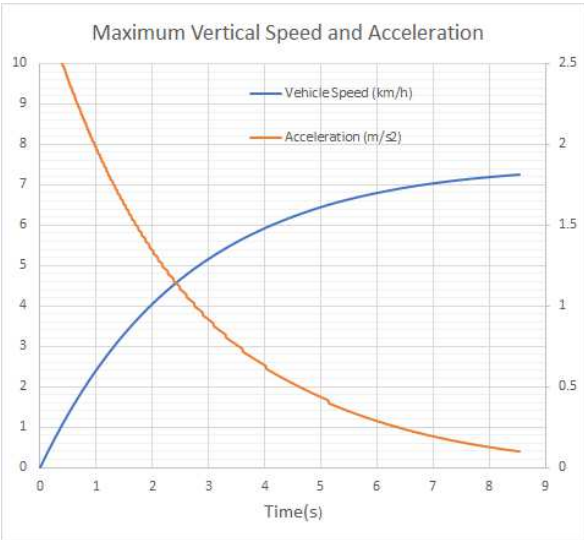
< Commands >		
Command	Conditional Equation	Target/Processing
<b>Engine Status</b>		
1	Default	IEON=1;
2	If (90<[MBsoc])	IEON=0;
<b>Accessaries</b>		
1	Default	Mag(1)=1;Mag(2)=0;Mag(3)=0;
2	If ([Vh]=0)and([Vz]=0)	Mag(2)=1;Mag(3)=1;
<b>SG Control</b>		
1	Default	Typ=0;
2	If ([IEON]=1)	SGp=(90-[MBsoc]);Ne=[PNMAP];
3	If (12<[SGp])	SGp=12;
4	If ([Vh]=0)and([Vz]=0)	SGp=9+[Rfm]*0.02;
5	If ([IEON]=0)	SGp=0;Ne=0;



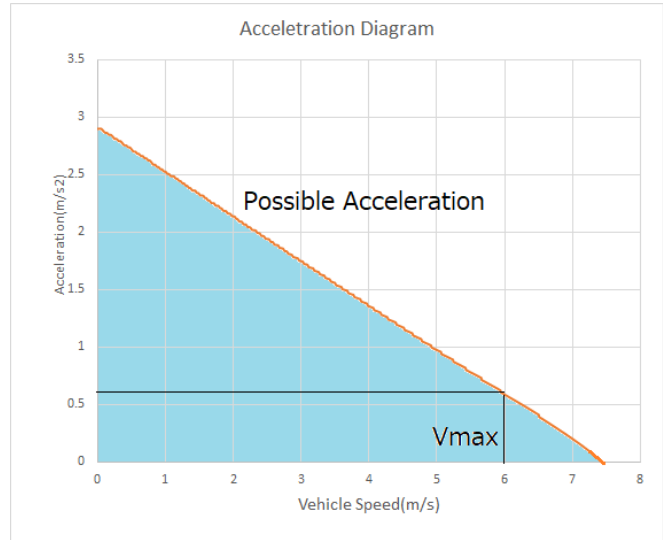
## ◆離陸時垂直上昇速度・加速度



- ・ 離陸後所定の上昇速度Vmaxまで一定加速度Aで加速しその後一定減速度-Aで上昇速度0まで減速する
- ・ 上昇高度は60mなので加減速時間を各10sとするとVmax=6m/s A=0.6m/s<sup>2</sup>
- ・ この条件での上昇が可能か否か前検討する。
- ・ モータ全出力での上昇性能線図 (V-t,A-t)から上昇速度V対可能上昇加速度A線図を描きV=6m/sにおいてA=0.6m/s<sup>2</sup>が可能か確認すると限界線上ではあるがクリアできることがわかる。



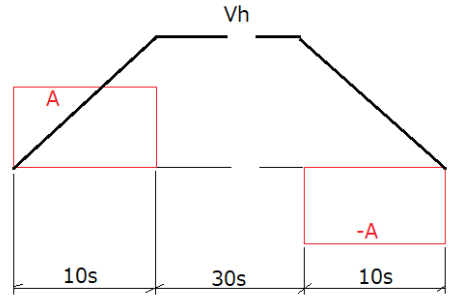
モータ全出力での上昇性能



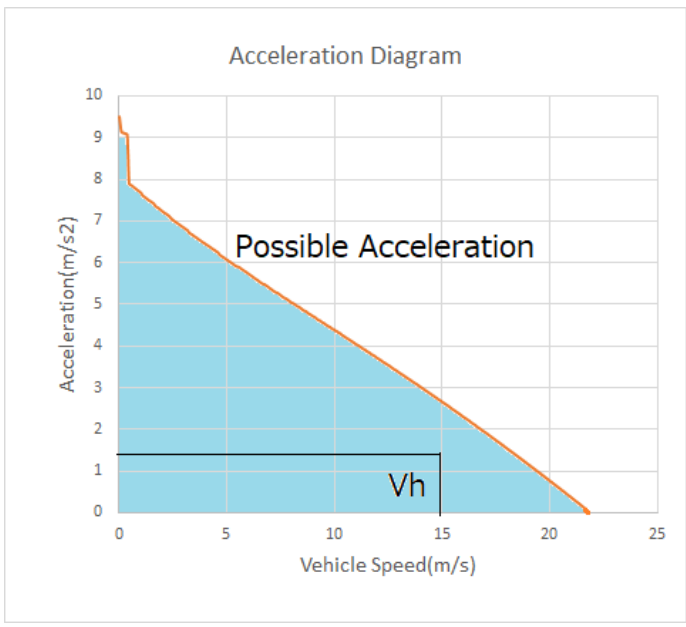
上昇性能から求めた速度 - 最大上昇加速度

# 飛行パターン設定－水平飛行

## ◆水平飛行速度・加速度



- ホバリング終了後水平速度 $V_h$ まで一定加速度 $A$ で加速し $V_h$ で30s間水平飛行した後一定減速度 $-A$ で速度0まで減速する
- 加減速時間は各10sとし $V_h=15\text{m/s}$   $A=1.5\text{m/s}^2$
- この条件での飛行が可能か否か前検討する。
- 上昇速度・上昇速度・加速度と同様、飛行速度 $V$ 対可能加速度線図を描き $V=15\text{m/s}$ において $A=1.5\text{m/s}^2$ が可能か否か確認すると余裕をもってクリアできることがわかる。

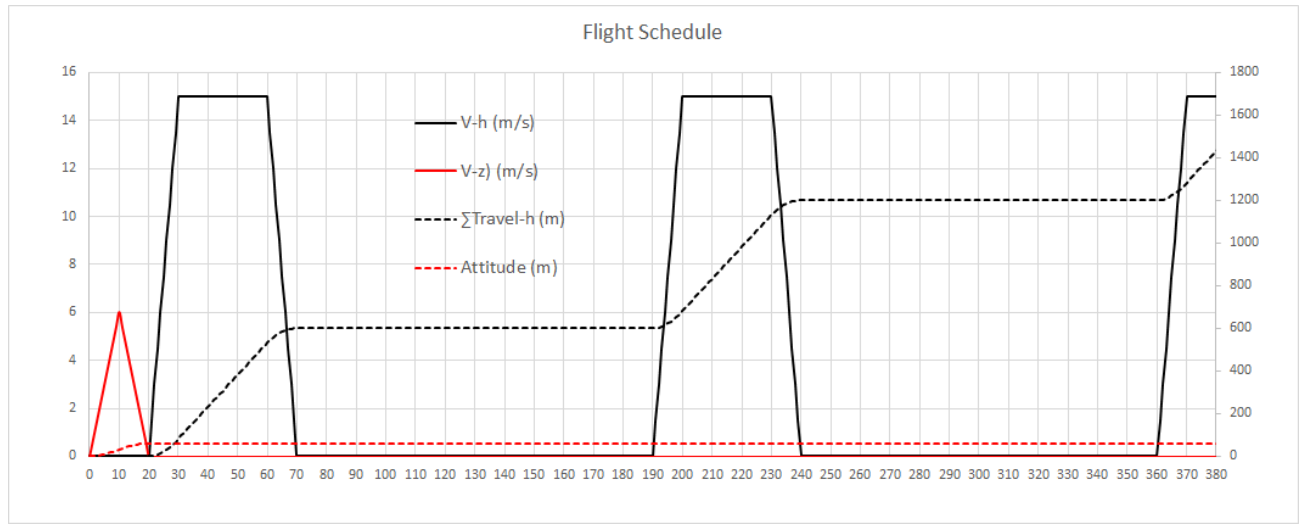


# 飛行パターン設定 - 飛行の全体スケジュール

以上の前検討結果を受けてフライトスケジュールを以下のように設定する

- ①0s-20s 垂直離陸期間
  - ・ 0s~10s: 上昇速度0m/s~6m/sまで加速
  - ・ 10s~20s: 同6m/s~0m/sまで減速
- ②20s-70s 水平飛行期間
  - ・ 20s-30s: 飛行速度0~15m/sまで加速
  - ・ 30s~60s: 一定速度15m/sで飛行
  - ・ 60s~70s: 飛行速度15m/s~0m/sまで減速
- ③70s~190s ホバリング

以降②、③をセットパターンとして64回繰り返し、最後に②、①' (上昇を降下に変更)を1回行って終了



全水平飛行距離39km

全飛行時間10,970s(3hrs. 2mins. 50s.)

# 飛行シミュレーション

## ◆シミュレーションソフトウェア **DroneV 1.0**

### ◆機体モデル

**Vehicle Specifications**

Mass  
Vehicle Ass'y Mass without Battery: 43 kg

Battery: Lipo  
Capacity: 18 Ah  
C/W Ratio: 6.7 Ah/kg

Payload: Payload  
Initial Fuel Mass: 10 kg

Drive Train Specs.  
 $\beta$ : Pitch Angle  
 $\alpha$ : Angle of Attack(AoA)  
 $\alpha = \beta$  in Level Flight

Flight Velocity Vector  
Gravity Vector  
HOVERING  
FW Flight

Rotor Configurations  
See Rotor Config  
R: Rotor Arm Length: 0.9 m

Distance between Rotor and C.G.(m): 0.3

CG: (Center of Gravity)

Engine Accessory  
COOLING\_FAN

Electric Load  
VCU  
MACHINERY

Controller

Close

Power Source  
Motor: Electric Motor  
Engine: Internal Combustion Engine  
Hybrid(Motor and Engine)  
Number of Generators: 1  
Speed Ratio Generator/Engine: 1  
Engine Drives Extra Rotor(Future Version)

### ◆フライトモードファイル

**Flight Mission**

Velocity(m/s) vs Time(s) graph showing Vh (blue) and Vz (red) components.

No	Time(s)	Vh(m/s)	Vz(m/s)
1	0	0	0
2	10	0	6
3	20	0	0
4	30	15	0
5	60	15	0
6	70	0	0
7	190	0	0
8	200	15	0
9	230	15	0
10	240	0	0
11	360	0	0
12	370	15	0
13	400	15	0
14	410	0	0
15	530	0	0
16	540	15	0
17	570	15	0
18	580	0	0
19	700	0	0
20	710	15	0

Display Quantity: Velocity (selected), Position

Draw: h (checked), z (checked)

Data Separation: Tab

- ・フライトモードにしたがい離陸（飛行時間0s）から着陸（飛行時間10,970s）まで時間刻み1.0sで計算
- ・ただし途中バッテリーSOC<10%または燃料残量<10%になったら飛行を中止

# シミュレーション計算結果-フライトの総括レポート

- ・離陸から10,970s間のフライトスケジュールにしたがって飛行し許容値10%以上の燃料10.9%を残して着陸できた。

```

=====INPUT DATA=====
[Vehicle Specs] File Name=C:\UAV\Hybrid_Hexa-Copter.vcl
[Control Program] File Name=C:\UAV\Hovering_Work.tmp
[Flight Mode] File Name=C:\UAV\Inspect_power_line_pylon.mod
=====SIMULATION RESULT=====
[Flight Time]
Flight Time 10970 s

[Energy Consumption]
Flight Distance(Horizontal) 39 km
Gross Energy Consumption 139980.18 KJ (Supplied to Vehicle 139980.67 KJ)
Energy Consumption Rate 3589.24 KJ/km

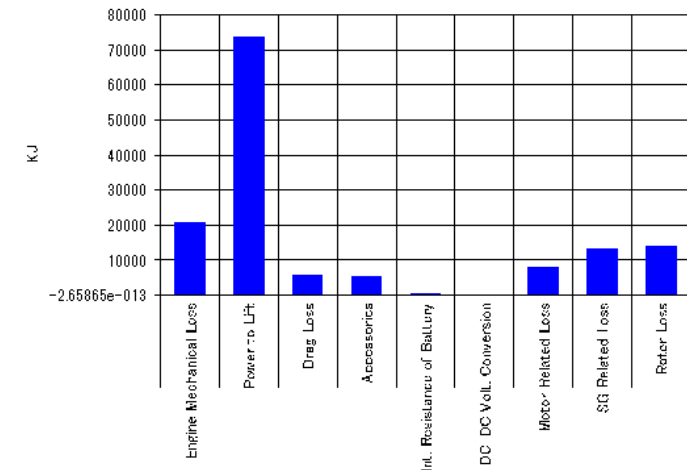
<Factors of Energy Consumption(KJ)>
Engine Mechanical Loss 20603.13
Power to Lift 73625.51
Drag Loss 5525.17
Accessories 5172.63
Internal Resistance of Battery 225.6
Battery Voltage Conversion 0
Motor Related Loss 7772.13
SG Related Loss 13285.02
Rotor Loss 13770.99
Battery Charge in Ah -0.5774 (Ah)

[Engine Fuel Consumption]
Flight Distance(Horizontal) 39 km
Fuel Consumption (Volume) 12040 cc Fuel Consumption(Mass) 8910 g
BSFC Engine Unit 269 g/kWh
BSFC Vehicle Unit 345 g/kWh
Flight Distance/1Litter Fuel 3.24 km/L
=====END PRINT=====
    
```

	離陸時	着陸時
バッテリーSOC	80%	76.84%
燃料重量	10kg(100%)	1.09kg(10.9%)

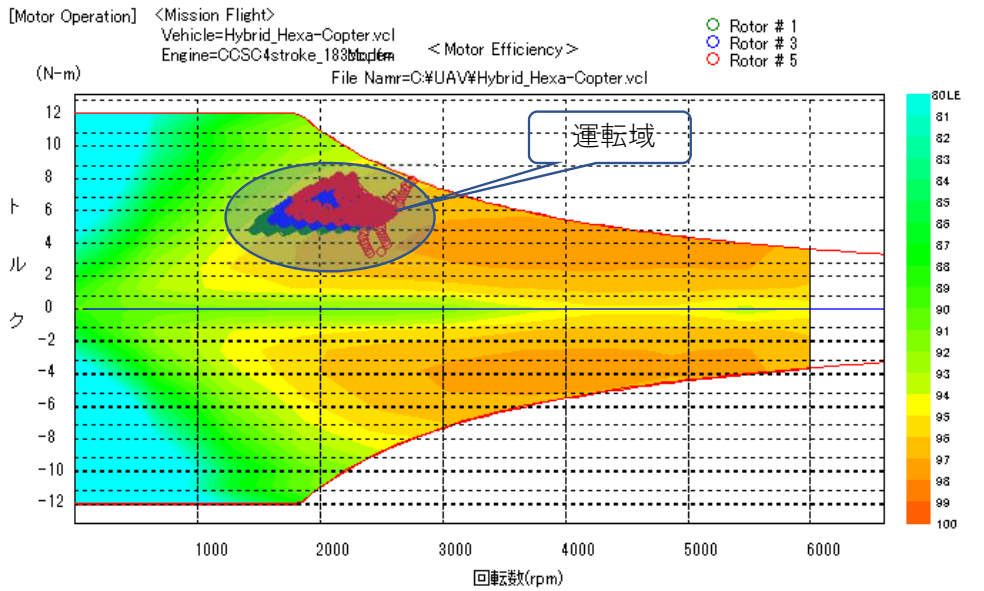
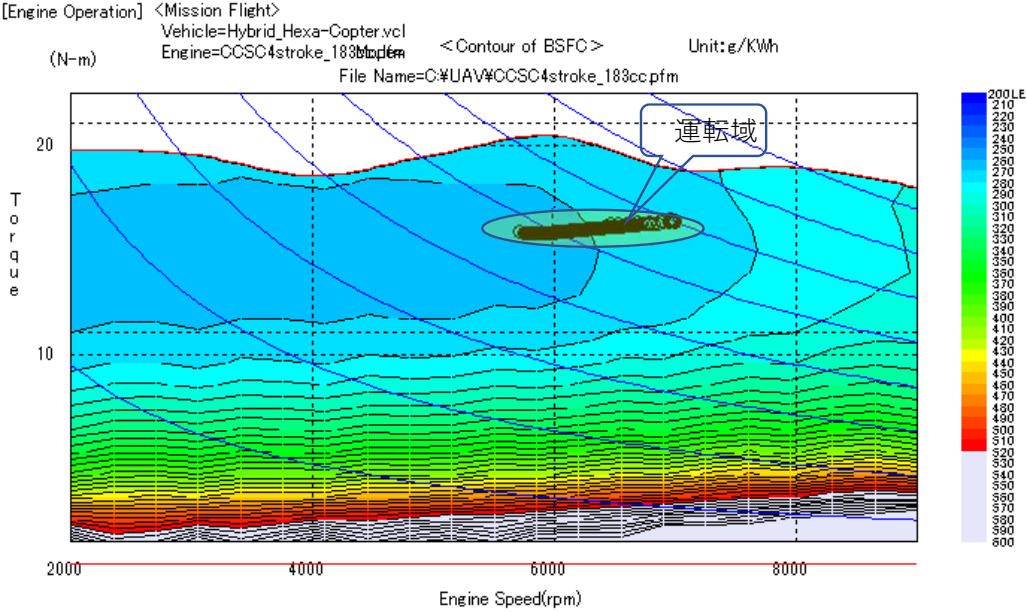
```

○Gross Energy Consumed(KJ)
139980.18( 139980.67 )
( ) : Supplied to Vehicle
○Flight Distance(km)
39
○Energy Consumption Rate(KJ/km)
3589.24
○Energy Consumption Factors(KJ)
Engine Mechanical Loss 20603.13
Power to Lift 73625.51
Drag 5525.17
Accessories 5172.63
Internal Resistance of Battery 225.6
DC/DC Voltage Conversion 0
Motor Related Loss 7772.13
SG Related Loss 13285.02
Rotor Loss 13770.99
Battery Charge in Ah -0.5774 (Ah)
    
```



- ・エネルギー消費分析の結果フライト中に消費されるエネルギーの中で、機体を空中に持ち上げておくためのPower to Liftが突出して多いことがわかる。これを減らすには飛行時の機体のグロス重量を減らすか全ミッションを終了するまでのフライト時間を短縮するため鉄塔間の移動速度を54km/hより更に上げるなどの方法が考えられる。

- ・エンジン燃費率が低く（燃料消費が少なく）、モータ効率の高い領域（電力消費の少ない）を使用できている。
- ・なお現在多くのハイブリッドドローンのエンジン発電機には陸用（農機、定置発電機など）2-ストロークエンジンが流用されており、定格回転数に近い回転数で運転し出力変化に際してはトルクを変化させるが、本報告において使用した4-ストロークエンジンはほぼ一定トルクで運転し出力変化に際しては回転数を変化させる点が制御上大きく異なる。これは両者の燃費Sweet-Spot(最良点) ラインの相違によるものである。

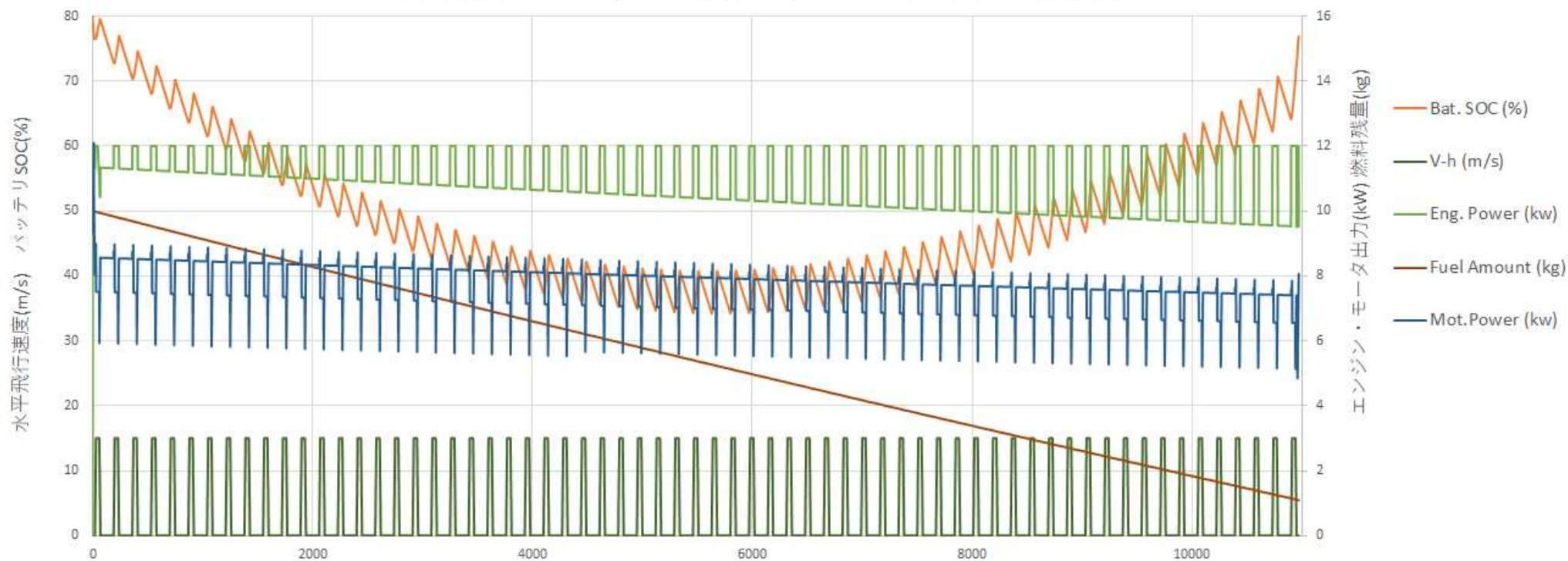


## シミュレーション計算結果-飛行の時間履歴

本著作物の無断転載・無断引用を一切禁止します。  
Copyright© 2019 MECWARE Matsuo Engineering Office

・モータ6基の合計出力は時間とともに漸減していく。その原因は時間経過とともに燃料が消費され機体のグロス重量が減少するためである。またバッテリーSOCはホバリング中低下し、移動飛行中に回復するというパターンを繰り返しながらSOCの許容下限値を下回ることなく飛行している。

飛行速度・エンジン/モータ出力・バッテリーSOC・燃料残量の時間履歴





## シミュレーション計算結果-結論

1. 点検用機材30kgをペイロードとする総重量76kgの機体に13.5L(10kg)の燃料を積載して離陸、3時間をかけて600m間隔で並ぶ送電線鉄塔64本の点検作業を実施、この間総距離39kmを飛行して帰還着陸するエンジン発電機搭載のハイブリッドドローンの飛行シミュレーションを行った結果、燃料約11%を残して帰還することができた。
2. ハイブリッドドローンの主要諸元  
＜機体基本諸元＞  
機体タイプ：Hexa-Copter ロータ6基 X型配置  
ロータ：直径0.9m ロータアーム長0.9m  
離陸重量：機体43kg+バッテリー2.7kg+燃料10kg+ペイロード30kg=総重量85.7kg  
＜パワー系＞  
モータ：最大出力2.3kW x 6基  
エンジン発電機：発電機 最大13kW  
エンジン最大出力 16.9kW 最大トルク20.6Nm（4-ストローククランク室過給エンジン）
3. 制御のポイント
  - ① 機体総重量を抑えるため搭載バッテリーはLiPo 22V 18000mAh X 1本のみとし発電量制御はバッテリーSOC検知によるF/B制御を行った。ただしホバリングにおいてはエンジン過熱防止、振動低減のため発電量を減じる方向で制御方法を切り替えることとした。
  - ② ホバリング終了までにバッテリーSOCが許容値を下回らないようホバリング中の発電量を制御するが、燃料重量が減少するとモータ消費電力が減り必要発電量も減少するため燃料残量に応じて発電量を変えるOPEN制御を用いた。
  - ③ ①および②による発電量制御を実行することで飛行中バッテリーSOCは増減を繰り返しながら着陸時のSOCが離陸時に比べ-3.1%となった状態で飛行を終了することができた。