

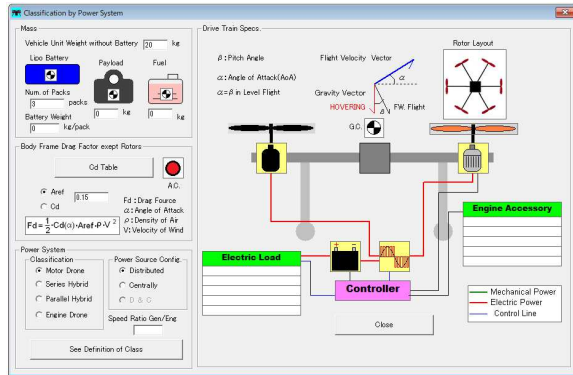
*Drone Flight Simulation*

***DroneV 3.4***

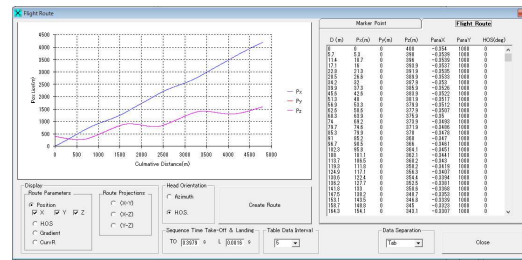
Copyright © 2018-2023 **MECWARE** Matsuo Engineering Office

## <特徴・機能>

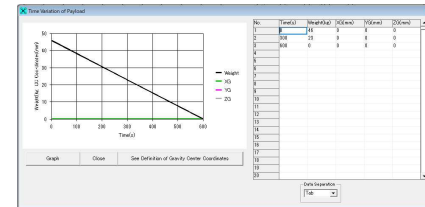
- ドローンの航続距離、加速・最高速度などの飛行性能のシミュレーションソフトで機体モデルをはじめ飛行モード・ペイロードおよび風ファイルの作成から飛行結果の出力まで機能を統合・パッケージ化.
- ドローンの機体やパワーシステムの基本設計や飛行計画策定用途に最適でモータドローンのほかにハイブリッド（シリーズ・パラレル）ドローンやエンジンドローンにも対応.



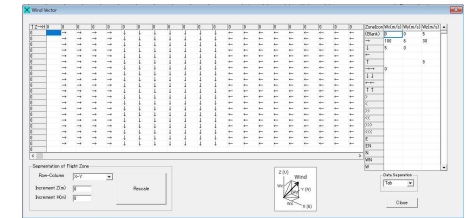
機体諸元



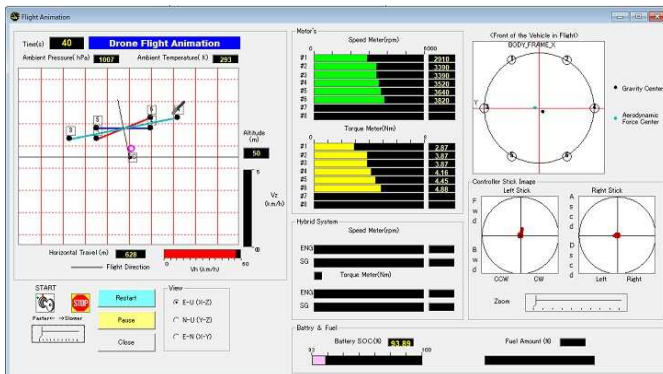
飛行ルート



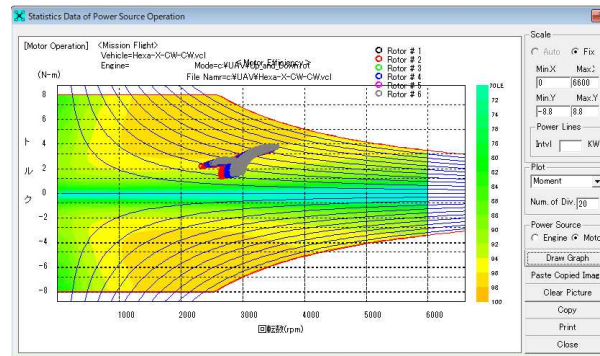
ペイロード



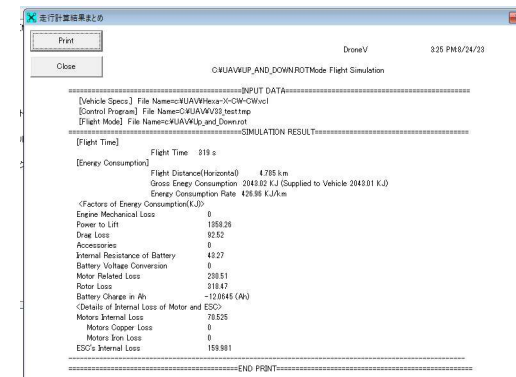
風ベクトル



アニメーション

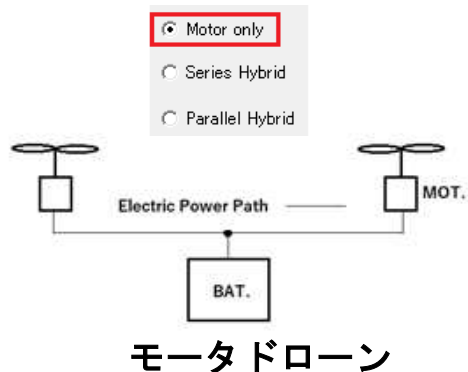


モータ運転域分布

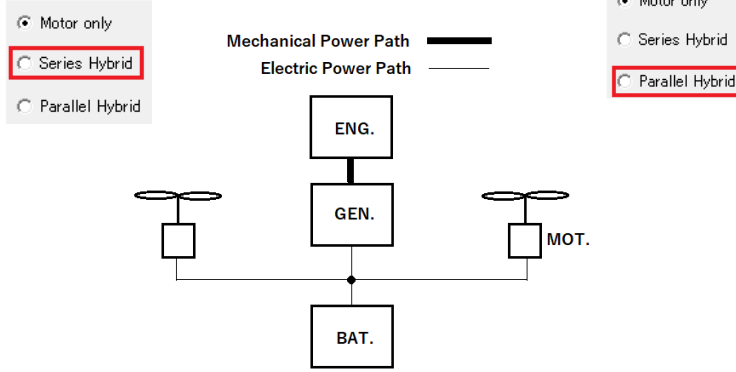


飛行結果テキスト出力

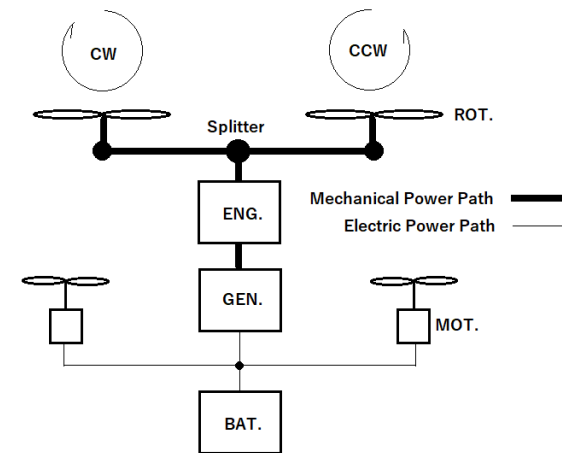
# <可能なパワーシステムタイプ>



モータドローン

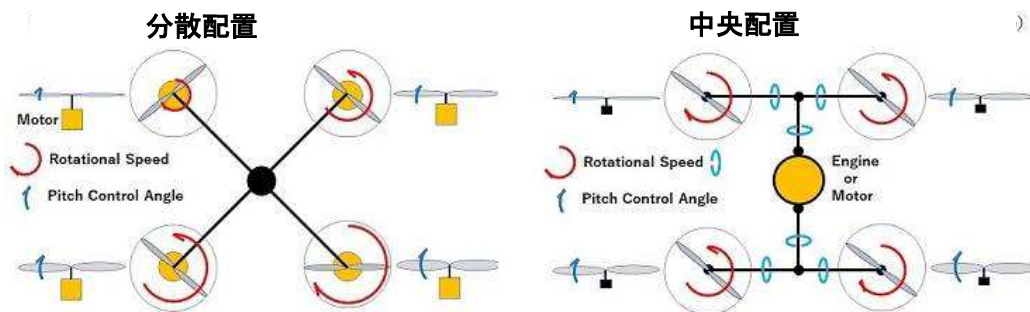


シリーズハイブリッド



パラレルハイブリッド  
エンジンドローン

# <可能な動力配置>



ピッチ角と速度の制御方法	動力源配置		制御の概要
	分散	中央	
(1) ピッチ角のみ制御	○	○	全プロペラの速度Nは同一とし各プロペラのスラストTをピッチ角Pで制御 動力源中央配置型では(1)のみ可。
(2) ピッチ角・速度の連動制御	○	×	各プロペラの目標スラストTtgtと全プロペラ平均スラストTmの偏差に応じて速度Nとピッチ角Pを連動させて制御 $N = N_m + \Delta N$ , $P = P_m + K_p \cdot \Delta N$ ( $P_m, N_m$ :全プロペラ平均ピッチ, 速度 $K_p$ :予め決めた比例定数) スラストTがTtgtに一致するよう $\Delta N$ をF/B制御する
(3) プロペラ効率最大化制御	○	×	各プロペラの効率が最大となるようなピッチ角Pと速度Nを自動制御 ホバリング条件の下(3)で求めた最適ピッチ角Pを(2)のPmとする
(4) モータ運転ポイント制御	○	×	各モータの運転点が予め決めた制御ライン(T-N)上になるようピッチ角Pと速度Nを自動制御 モータ側から見た最適条件で運転する場合に適用

○: 適用可 X: 適用不可

## <可能なロータ配列>

Motor-Drive System

FORWARD

FORWARD

FORWARD

Quad-Rotor

Hexa-Rotor

Octo-Rotor

Gear Ratio of Engine Driven Rotor  
G.R.= Rotor / Engine

0

<Rotor Parameters> See Definition of Parameters

Attribute	Dis(m)	BL(m)	CL(m)	Ct	FoM(K)	KL0	Ki	Kp	C	Ko_J_NWS	Ko_J_VRS	Pitch Control	Properties
Motor-Drive Single	0.72	0.35	0.03	0.1	82		0.2	0.005	0.02	0	0	FPP	Properties
Engine-Drive Single												FPP	Properties

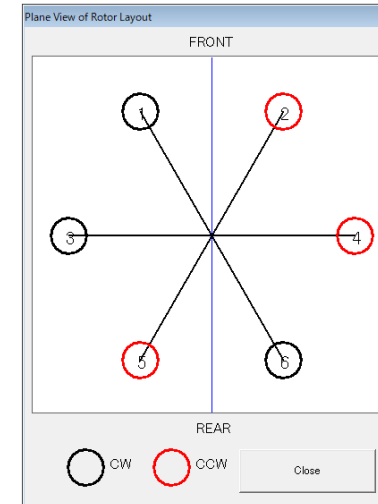
<Rotor Layout>

Rotor #	R(m)	θ (deg)	Rotation	Installation	Hr(m)	Drive
1	0.75	30	CW	Single	0.3	Motor
2	0.75	330	CCW	Single	0.3	Motor
3	0.75	90	CW	Single	0.3	Motor
4	0.75	270	CCW	Single	0.3	Motor
5	0.75	150	CCW	Single	0.3	Motor
6	0.75	210	CW	Single	0.3	Motor

Layout Check

Close

\*Top View Layout is reflected except for 'Special'



- ・ロータ数4(Quad)/ 6(Hexa)/ 8(Octo)から選択
- ・固定ピッチ(FPP)/可変ピッチ選択 (VPP)

回転方向組み合わせ(CW/CCW)

## <可能な補機>

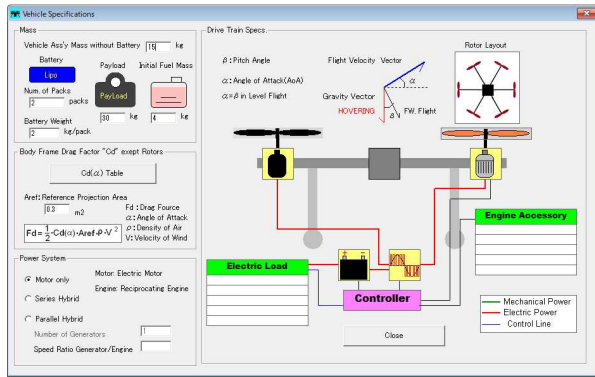
電気負荷 (VCU(コントローラ) ・ 照明他)

エンジン補機 (冷却ファン他)

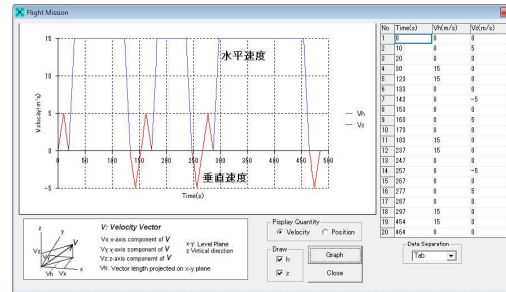
# <飛行シミュレーションの手順>

与えられた3D飛行パターンで飛行 モータ動力、バッテリー電力、ロータ回転数等を求める

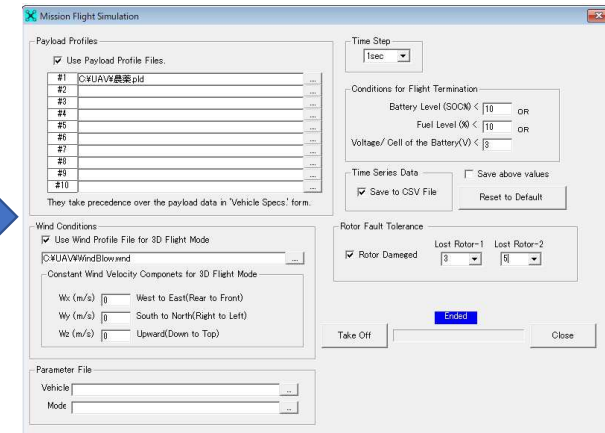
機体



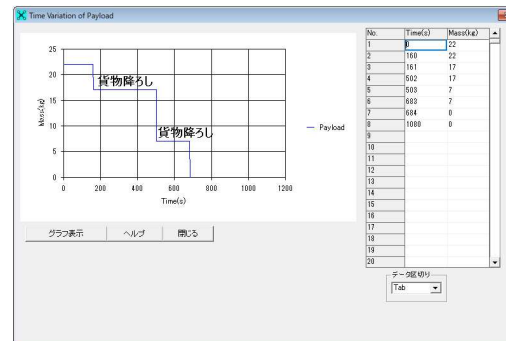
飛行パターン  
(時間対速度)



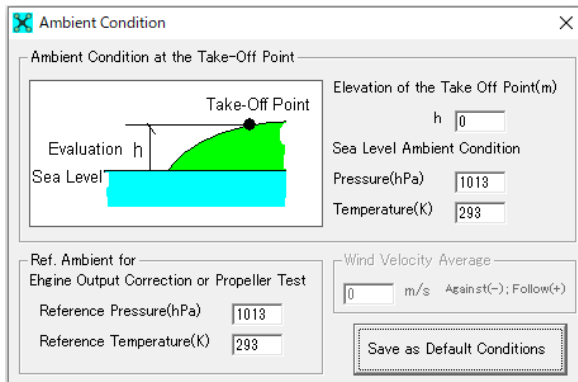
飛行開始



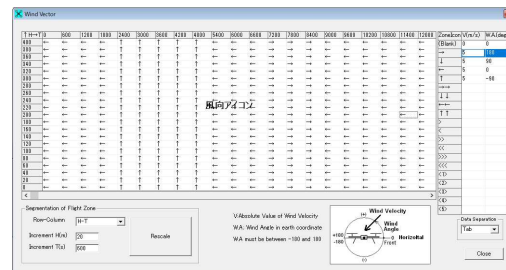
ペイロード  
(時間対重量)



発進ポイントの高度・大気条件



風速ベクトル  
(位置対風)



飛行中止条件

- ・最高速バッテリーSOC下限値
- ・バッテリー電圧下限値
- ・燃料量 (ハイブリッド)

## < DroneVの特徴とお勧め用途 >

- 一般にドローンの運動解析にはMatlab/SimulinkなどによるDynamic Modelingと微分方程式ソルバが用いられます.
- 一方DroneVではKinematic Modelingと非線形連立方程式ソルバによる逆解析を用いており飛行スケジュールを与えて時間ステップ毎に機体が力学バランスを保つためのロータスラスト分配の解を求めます.
- このため制御プログラムの記述は必要なく計算負荷も小さいので多くのケーススタディを必要とする用途に適しています. 例) 時間刻みの比較  
Dynamic Modeling=0.01s (時間刻み大→計算発散) Kinematic Modeling=1s (時間刻み大→計算発散なし)
- またロータ故障時に力学バランスを保つためのロータスラスト分配の解がない時は安定飛行不能と判断しFaultを出力するので耐故障性能予測にも使えます.

このような用途に是非ご使用ください. . . . .

- 機体の基本基本構造 (パワーシステム構成・ロータ数など) の設計
- 飛行計画策定 (適正飛行コース・飛行速度・積載バッテリー本数・ペイロード)
- 耐故障性能予測

# < 設計パラメータ-機体基本諸元 >

**Classification by Power System**

**Mass**

Vehicle Unit Weight without Battery: 20 kg

**Lipo Battery** **Payload** **Fuel**

Num. of Packs: 8 packs

Battery Weight: 0 kg/pack

**Body Frame Drag Factor except Rotors**

Cd Table:  A.C.

Aref: 0.15  Cd

$Fd = \frac{1}{2} \cdot Cd(\alpha) \cdot Aref \cdot \rho \cdot V^2$

$Fd$ : Drag Force  
 $\alpha$ : Angle of Attack  
 $\rho$ : Density of Air  
 $V$ : Velocity of Wind

**Power System**

Classification:  Motor Drone  Series Hybrid  Parallel Hybrid  Engine Drone

Power Source Config.:  Distributed  Centrally  D & C

Speed Ratio Gen/Ent:

See Definition of Class

**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 Layout

Electric Load

Controller

Engine Accessory

Close

Legend:  
 - Mechanical Power (Green)  
 - Electric Power (Red)  
 - Control Line (Blue)

**RotorLayoutView**

Motor-Drive System

Attribute: D(m) B(L) C(A) Cc F(M)N K I Kp C Ko L(M)S Ko-L(V)S Pitch Control

Motor-Drive Sacle	R	B	C	F	N	K	I	Kp	C	Ko	L(M)S	Ko-L(V)S	Pitch Control
Engine-Drive Sacle													

Close

ロータ諸元・パラメータ

**Gravity Center of Vehicle Unit without Payload**

If you consider a battery to be a payload don't include it in a vehicle unit to estimate the gravity center position.

Gravity Center Position

XG(mm): 10

YG(mm): 0

ZG(mm): 0

Close

重心・空力中心位置座標



# <設計パラメータ-モータ諸元>

MG Performance

**Motor Specs.**

Motor Type:  DC  3Phase Induction Motor

Electric Characteristics

Rated Voltage:  V

Torque Constant:  Nm/A

Velocity Const.:  120 rpm/V

Coil Resistance:  0.02 Ω

q-Inductance:  0.35 mH

d-Inductance:  0.35 mH

Num. of Pole Pair:  7

Brushless DC Motor

Wiring:  Y  Δ  Inner

Magnet Config.:  Surface  Inner

Conventional DC Motor

Brush or Modelled DC

Field Control:  YES

Performance

Input Scheme:  Max. Voltage

as Motor

Max. Torque(Nm):  8

Max. Speed(rpm):  4000

Max. Power(kW):  1.605

Base Speed(rpm):  1916

Max. Voltage(V):  50.4

as Generator

Max. Torque(Nm):  8

Max. Speed(rpm):  4000

Max. Power(kW):  1.624

Base Speed(rpm):  1939

Max. Voltage(V):  50.4

Rated Power:  kW Friction Torque:  Nm

Rated Speed:  rpm Rated Torque:  Nm

Rated Current:  A Inertia Moment:  0 kgm2

No-Load Current(A)=  0.5 +  0.000001 xN N: rpm

**Whole Contour (Motor and Generator)**

File Name:

Motor

Coloring:  Colored  Mono.  Eff. Values  Grid Line

Print:  Print

Painting: Min. Max. Int. S.F.  60  100  2  0  Patt.

Speed	Torque	Efficiency
80	0.2	75.4
80	0.8	73.2
80	1.6	60.9
80	2.4	51.6
80	3.2	44.8
80	4	39.5
80	4.8	35.3
80	5.6	31.9
80	6.4	29.1
80	7.2	26.8
80	8	24.8
400	0.2	78.5
400	0.8	89.7
400	1.6	87
400	2.4	83.2
400	3.2	79.5
400	4	76
400	4.8	72.8
400	5.6	69.8

[Motor Efficiency] (N-m)

Data Delimiter:  Current  Convert to TAB

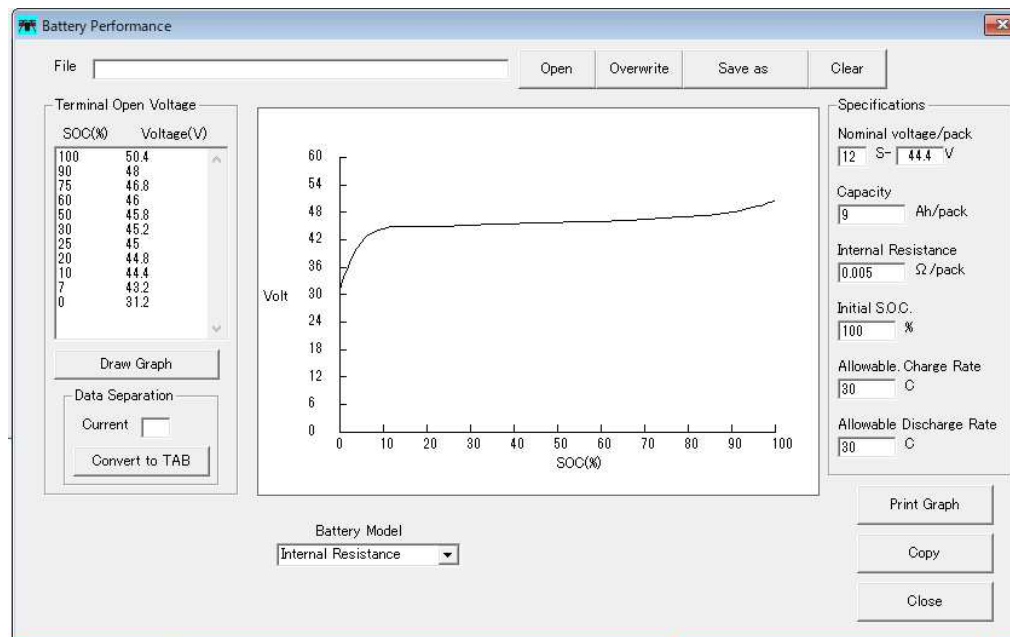
Minimum Break Point Rate:  0.02

Display:  Efficiency

Create Map Open Save as Overwrite Close



## <設計パラメータ-バッテリー諸元>

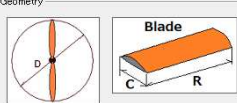


# <設計パラメータ-ロータ諸元>

Propeller Dynamic Performance

Geometry | Thrust in State(1) or (3) | Thrust in State(2) | Drag

Geometry



Propeller Diameter: D(m)   
 Representative chord length of one blade : C(m)   
 Blade length : R(m)   
 C and R are defined so that C\*R is equal to the actual area of one blade.

Possible Working States of Propeller in DroneCalc

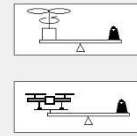
The possible or allowed states in DroneCalc flight are shown in the table below.  
 Dronecalc doesn't allow 'auto-rotation state' which usually appears when helicopter is descending without rotor power, nor 'wind-mill brake with TWS', which appears when the vehicle is descending in excessive high speed.

Num.	State Description	Free Stream	Thrust	Wake	Apparing Situations	Allowed
(1)	Propeller Propulsion	(-) (-)	(+) (+)	(-) (-)	Normal speed ascend/advance flight	✓
(2)	Propeller Brake Descending	(+) (+)	(+) (+)	(-) (-)	Braking in normal speed descend	✓
(3)	Wind-mill Brake Ascending	(-) (-)	(-) (-)	(-) (-)	Rapid braking in ascend/advance flight	✓
(4)	Wind-mill Brake Descending	(+) (+)	(+) (+)	(+) (+)	Auto-rotation	-
(5)	Wind-mill Brake with TWS	(+X) (+X)	(+X) (+X)	(+) (+)	Braking in high speed descend	-

Propeller Dynamic Performance

Geometry | **Thrust in State(1) or (3)** | Thrust in State(2) | Drag

<Static Test Stand Data>  
 The data obtained stand for hovering performance.



Hovering  
 Ct   
 Cq

Dynamic performances are estimated with "Glauert's Flow Model".

FoM of the Rotor  %  
 FoM(Aerodynamic Power)/(Mechanical Input Power)

Static Test Result

Paste Excel Data Copied to the Clipboard

Write Data

Insert	No	Thrust(N)	I(A)	n(rps)
Delete	1	189	79	50
Undo	2			
	3			
	4			
Clear	5			
	6			
	7			
	8			
	9			
	10			

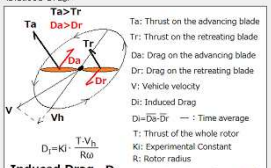
Thrust: Thrust/MotorUnit I: Motor Current n: Motor Speed  
 Ct: Coefficient of Thrust Cq: Coefficient of Torque

Static Performance

Propeller Dynamic Performance

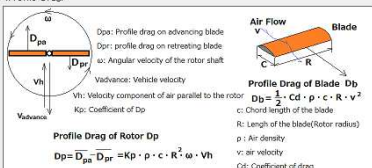
Geometry | Thrust in State(1) or (3) | Thrust in State(2) | **Drag**

<Induced Drag>



Ta: Thrust on the advancing blade  
 Tr: Thrust on the retreating blade  
 Da: Drag on the advancing blade  
 Dr: Drag on the retreating blade  
 V: Vehicle velocity  
 Vh: Induced Drag  
 D = D<sub>pa</sub> = D<sub>pr</sub> = Kp \* T \* Vh / R0  
 ω: Angular velocity of rotor shaft

<Profile Drag>

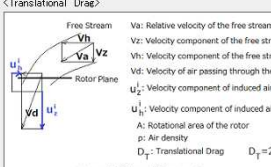


Dpa: Profile drag on advancing blade  
 Dpr: profile drag on retreating blade  
 ω: Angular velocity of the rotor shaft  
 Vadvances: Vehicle velocity  
 Vh: Velocity component of air parallel to the rotor  
 c: Chord length of the blade  
 R: Length of the blade(Rotor radius)  
 ρ: Air density  
 v: air velocity  
 Cd: Coefficient of drag

Profile Drag of Blade Db  
 $D_b = \frac{1}{2} \rho \cdot c \cdot R \cdot v^2$

Profile Drag of Rotor Dp  
 $D_p = D_{pa} + D_{pr} = Kp \cdot \rho \cdot c \cdot R^2 \cdot \omega \cdot Vh$

Translational Drag



Va: Relative velocity of the free stream to the rotor plane  
 Vz: Velocity component of the free stream perpendicular to the rotor plane  
 Vh: Velocity component of the free stream parallel to the rotor plane  
 Vd: Velocity of air passing through the rotor plane  
 u<sub>1</sub>: Velocity component of induced air perpendicular to the rotor plane  
 u<sub>2</sub>: Velocity component of induced air parallel to the rotor plane  
 A: Rotational area of the rotor  
 ρ: Air density  
 D<sub>t</sub>: Translational Drag  $D_t = 2\rho A u_1 u_2$

Translational Drag D<sub>t</sub>

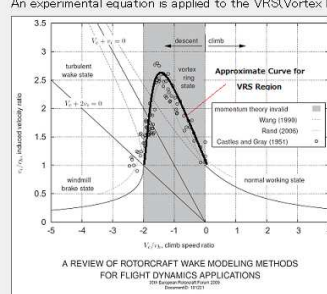
Coefficients K<sub>i</sub>, K<sub>p</sub>, and C are experimental constants, whereas their theoretical values are shown below.

K<sub>i</sub> 0.005 It relates to drag to lift ratio (D/L) of the blade, and its theoretical value is 2k(D/L).  
 K<sub>p</sub> 0.005 It relates to the coefficient of drag 'Cd' of the blade, and its theoretical value is Cd.  
 C  $C = \frac{u_1}{Vh}$  0.015

Propeller Dynamic Performance

Geometry | Thrust in State(1) or (3) | **Thrust in State(2)** | Drag

An experimental equation is applied to the VRS(Vortex Ring State) instead of the momentum theory.



Approximate Equation for Non-Dimensional Induced Velocity  $V_i/V_h$

$$\frac{V_i}{V_h} = k + k_1 \left(\frac{V_i}{V_h}\right) + k_2 \left(\frac{V_i}{V_h}\right)^2 + k_3 \left(\frac{V_i}{V_h}\right)^3 + k_4 \left(\frac{V_i}{V_h}\right)^4$$

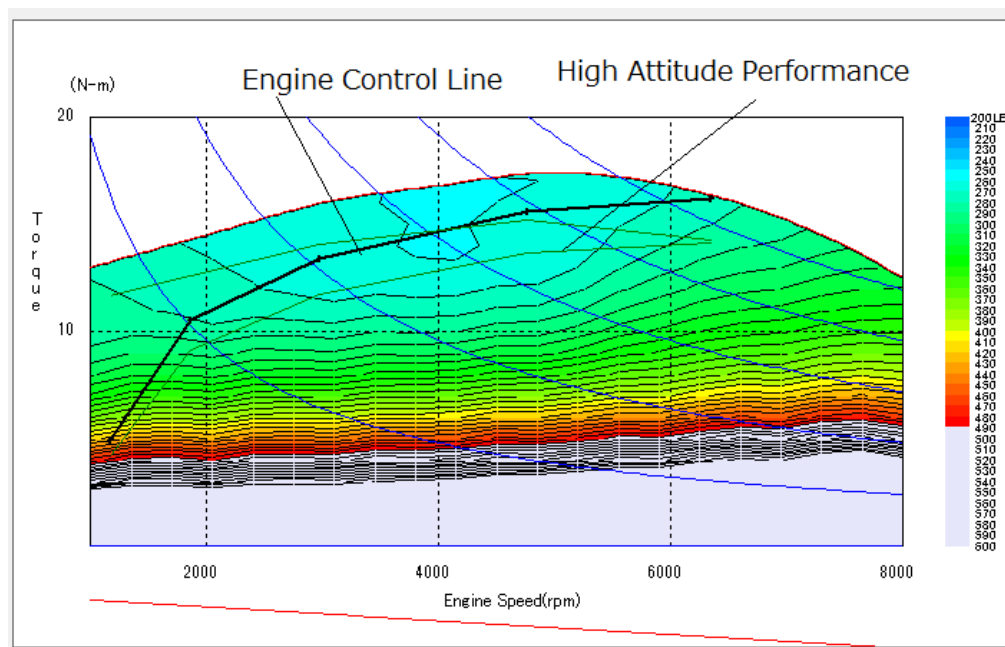
$-2 \leq \left(\frac{V_i}{V_h}\right) < 0$  Vortex Ring State

V<sub>i</sub>: Induced Velocity  
 V<sub>c</sub>: Flowstream Velocity  
 V<sub>h</sub>: Ideal Velocity at Hovering  
 $V_h = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$  T: Thrust ρ: Air Density A: Rotational Area  
 k, k<sub>1</sub>, k<sub>2</sub>, k<sub>3</sub>, k<sub>4</sub>: Constant

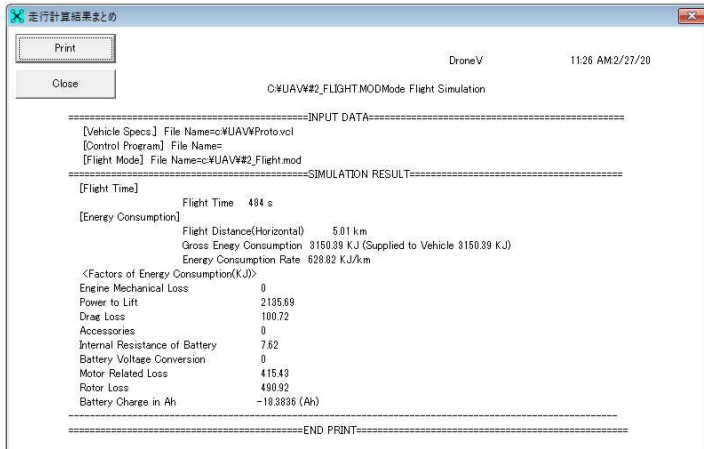
Ct = Ct<sub>0</sub> - F · J  
 Ct: Coefficient of Thrust  
 Ct<sub>0</sub>: Coefficient of Thrust at Hover  
 J: Advance Ratio  
 F: Correction Factor

A REVIEW OF ROTORCRAFT WAKE MODELING METHODS FOR FLIGHT DYNAMICS APPLICATIONS

## <設計パラメータ-エンジン性能とコントロールライン>



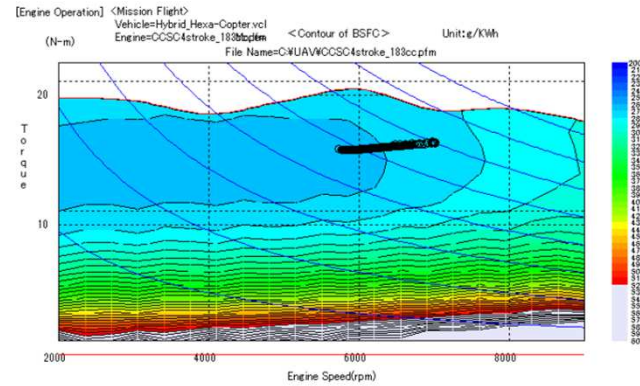
# <出力>



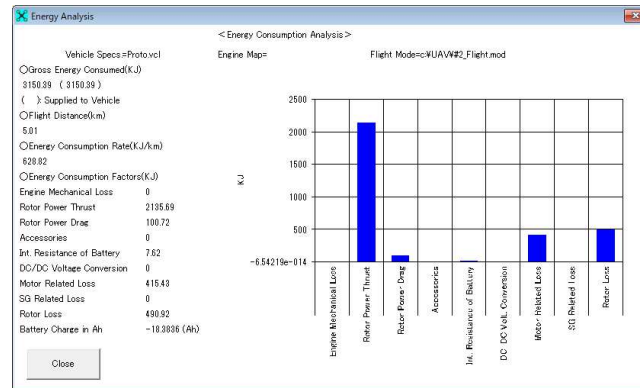
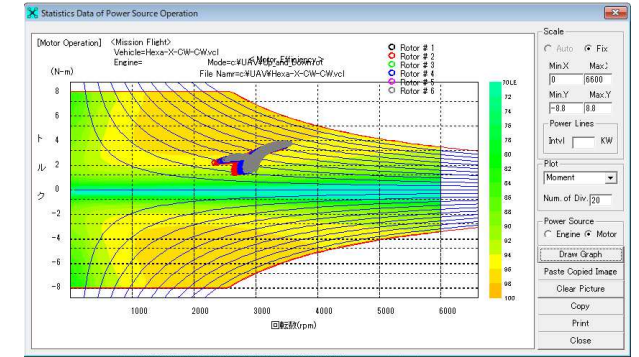
飛行データテキスト出力

Time	Vx	Vy	Vz	Ax	Ay	Az	Roll	Pitch	Yaw	Altitude	Alt. Press.	Amb. Temp.	Air Density	DC Thrust	DC Torque	DC Power	Roll Rate	Pitch Rate	Yaw Rate
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1013	238	1.205	556	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.941	239.97	1.205	556.224	0	0.766	0.824	0	0
2	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.933	239.96	1.204	556.201	0	0.844	0.908	0	0
3	0	15	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.946	239.961	1.204	556.419	0	1.127	1.219	0	0
4	0	25	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.949	239.961	1.204	556.6	0	1.316	1.39	0	0
5	0	35	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.914	239.961	1.204	556.889	0	1.51	1.609	0	0
6	0	45	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.78	239.962	1.203	557.037	0	1.71	1.817	0	0
7	0	55	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.645	239.964	1.202	557.172	0	1.915	1.98	0	0
8	0	65	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.51	239.961	1.202	557.293	0	2.126	1.959	0	0
9	0	75	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.38	239.961	1.201	557.397	0	2.348	1.917	0	0
10	0	85	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.25	239.961	1.201	557.484	0	2.581	1.856	0	0
11	0	95	0	0	0	0	0	0	0	0	1012.12	239.961	1.201	557.553	0	2.824	1.776	0	0
12	0	105	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.99	239.961	1.201	557.604	0	3.076	1.678	0	0
13	0	115	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.86	239.961	1.201	557.637	0	3.336	1.563	0	0
14	0	125	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.73	239.961	1.201	557.652	0	3.603	1.431	0	0
15	0	135	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.6	239.961	1.201	557.648	0	3.876	1.284	0	0
16	0	145	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.47	239.961	1.201	557.625	0	4.154	1.123	0	0
17	0	155	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.34	239.961	1.201	557.583	0	4.436	937	0	0
18	0	165	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.21	239.961	1.201	557.522	0	4.721	752	0	0
19	0	175	0	0	0	0	0	0	0	0	1011.08	239.961	1.201	557.442	0	5.008	557	0	0
20	0	185	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.95	239.961	1.201	557.343	0	5.296	352	0	0
21	0	195	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.82	239.961	1.201	557.225	0	5.584	147	0	0
22	0	205	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.69	239.961	1.201	557.098	0	5.872	-58	0	0
23	0	215	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.56	239.961	1.201	556.962	0	6.16	-163	0	0
24	0	225	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.43	239.961	1.201	556.817	0	6.448	-268	0	0
25	0	235	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.3	239.961	1.201	556.662	0	6.736	-363	0	0
26	0	245	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.17	239.961	1.201	556.497	0	7.024	-448	0	0
27	0	255	0	0	0	0	0	0	0	0	1010.04	239.961	1.201	556.322	0	7.312	-523	0	0
28	0	265	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.91	239.961	1.201	556.137	0	7.6	-588	0	0
29	0	275	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.78	239.961	1.201	555.942	0	7.888	-643	0	0
30	0	285	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.65	239.961	1.201	555.737	0	8.176	-688	0	0
31	0	295	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.52	239.961	1.201	555.522	0	8.464	-723	0	0
32	0	305	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.39	239.961	1.201	555.297	0	8.752	-748	0	0
33	0	315	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.26	239.961	1.201	555.062	0	9.04	-763	0	0
34	0	325	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.13	239.961	1.201	554.817	0	9.328	-768	0	0
35	0	335	0	0	0	0	0	0	0	0	1009.01	239.961	1.201	554.562	0	9.616	-763	0	0
36	0	345	0	0	0	0	0	0	0	0	1008.88	239.961	1.201	554.297	0	9.904	-748	0	0
37	0	355	0	0	0	0	0	0	0	0	1008.75	239.961	1.201	554.022	0	10.192	-723	0	0
38	0	365	0	0	0	0	0	0	0	0	1008.62	239.961	1.201	553.737	0	10.48	-688	0	0
39	0	375	0	0	0	0	0	0	0	0	1008.5	239.961	1.201	553.442	0	10.768	-643	0	0
40	0	385	0	0	0	0	0	0	0	0	1008.37	239.961	1.201	553.137	0	11.056	-588	0	0
41	0	395	0	0	0	0	0	0	0	0	1008.24	239.961	1.201	552.822	0	11.344	-523	0	0
42	0	405	0	0	0	0	0	0	0	0	1008.11	239.961	1.201	552.497	0	11.632	-448	0	0
43	0	415	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.98	239.961	1.201	552.162	0	11.92	-363	0	0
44	0	425	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.85	239.961	1.201	551.817	0	12.208	-268	0	0
45	0	435	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.72	239.961	1.201	551.462	0	12.496	-163	0	0
46	0	445	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.59	239.961	1.201	551.097	0	12.784	-58	0	0
47	0	455	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.46	239.961	1.201	550.722	0	13.072	58	0	0
48	0	465	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.33	239.961	1.201	550.337	0	13.36	163	0	0
49	0	475	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.2	239.961	1.201	549.942	0	13.648	268	0	0
50	0	484	0	0	0	0	0	0	0	0	1007.07	239.961	1.201	549.537	0	13.936	363	0	0

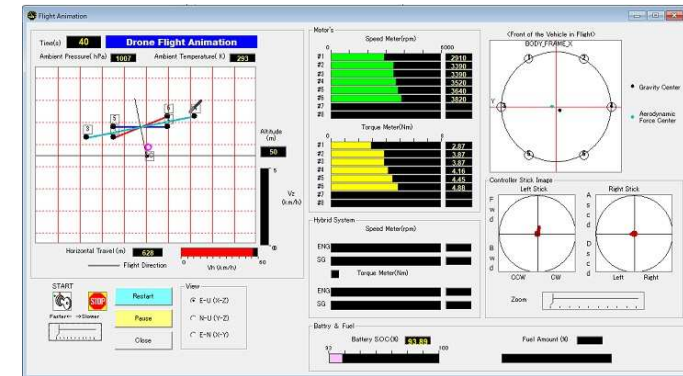
時系列飛行データCSV出力



モータ・エンジン運転ポイント分布



消費エネルギー内訳



飛行アニメーション

## <ユーザへの技術サポートサービスについて>

シミュレーションソフトは操作法をマスターすれば即設計や開発に使えるというツールではありません。

ドローンの飛行シミュレーションの精度を支配する重要な数値パラメータの中には入手が困難なものがあります。弊事務所では必要なパラメータ値の推定を支援します。

## X社メーカーカタログから求めたロータ(プロペラ)の基本パラメータ計算

Momentum Theoryに基づくDiskモデルによる演算値

Throttle (%)	N(RPM)	Thr(g)	Tq(Nm)	Thr(N)	N(1/s)	CT	U	Rotor Power(W)	Input Power (W)	FoM(%)
40	5293	2329	0.47	22.8242	88.21667	0.070304	8.058692	183.933209	260.51238	70.60440166
50	6202	3203	0.63	31.3894	103.3667	0.070422	9.450577	296.64793	409.16731	72.50039833
60	6993	4093	0.82	40.1114	116.55	0.070783	10.68318	428.517469	600.4903	71.36126374
80	8580	6292	1.25	61.6616	143	0.072282	13.24568	816.749702	1123.1194	72.72153981
100	10075	8741	1.76	85.6618	167.9167	0.072826	15.61207	1337.35774	1856.8907	72.02134934
					Average	0.071324			Average	71.84179058



# X社メーカーカタログから推定したモータ効率



公表カタログデータ

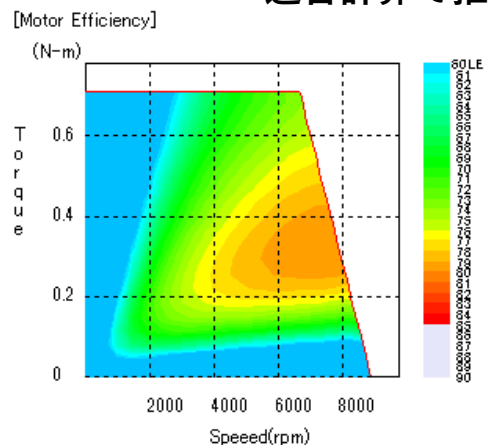
Test Report		Report NO.							
Test Item	MN3515 KV400	Report NO.	MN 00017						
Specifications									
Internal Resistance	116mΩ	Configuration	12N14P						
Shaft Diameter	4mm	Motor Dimensions	φ42.5×34.5mm						
Stator Diameter	35mm	Stator Height	15mm						
AWG	16#	Cable Length	600mm						
Weight Including Cables	183g	Weight Excluding Cables	153g						
No. of Cells(Lipo)	4-8S	Idle Current@10v	0.3A						
Max Continuous Power 180S	900W	Max Continuous Current 180S	30A						
Load Testing Data									
Ambient Temperature		Voltage		DC Power Supplier					
Item No.	Voltage (V)	Prop	Throttle	Current (A)	Power (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Operating Temperature (°C)
MN3515 KV400	22.2	T-MOTOR 14"4.8CF	50%	3.4	75.48	780	4300	10.33	/
			65%	6.3	139.86	1180	5400	8.44	
			75%	8.5	188.70	1480	5900	7.84	
			85%	11.4	253.08	1800	6500	7.11	
		T-MOTOR 15"5CF	50%	4.3	95.46	970	4200	10.16	
			65%	7.9	175.38	1470	5200	8.38	
			75%	11.6	257.52	1880	5700	7.30	
			85%	14.5	321.90	2200	6200	6.83	
		T-MOTOR 16"5.4CF	50%	5.2	115.44	1180	4050	10.22	
			65%	9.4	208.68	1730	4850	8.29	
			75%	13	288.60	2100	5400	7.28	
			85%	16.9	375.18	2630	5850	7.01	
			100%	20	444.00	2830	6250	6.37	

Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10min

モータのパラメータ値 (シミュレーションモデルで使用するもの)

パラメータ	値	備考・演算または推定方法
最大電圧Vmax(V)	22.2	バッテリー標準電圧を使用最大電圧とする
Kv (rpm/V)	400	Kvから求めたトルク定数Kt=0.0239 (Nm/A)
巻き線抵抗R(Ω)	0.116	
極対数	7	極数P=14 極対数=14/2
最大電流Imax(A)	30	
無負荷電流@10V (A)	0.3	回転数N=400*10=4000rpmにおける無負荷電流を表す
最大トルク	0.71	Tmax=Kt*(Imax-I0)で計算
最大回転数 (rpm)	8880	Nmax=Kv*Vmax Nmax:負荷0での最大回転数
q軸インダクタンス	不明	要適合パラメータ
d軸インダクタンス	不明	↑

不明パラメータを飛行データから適合計算で推定

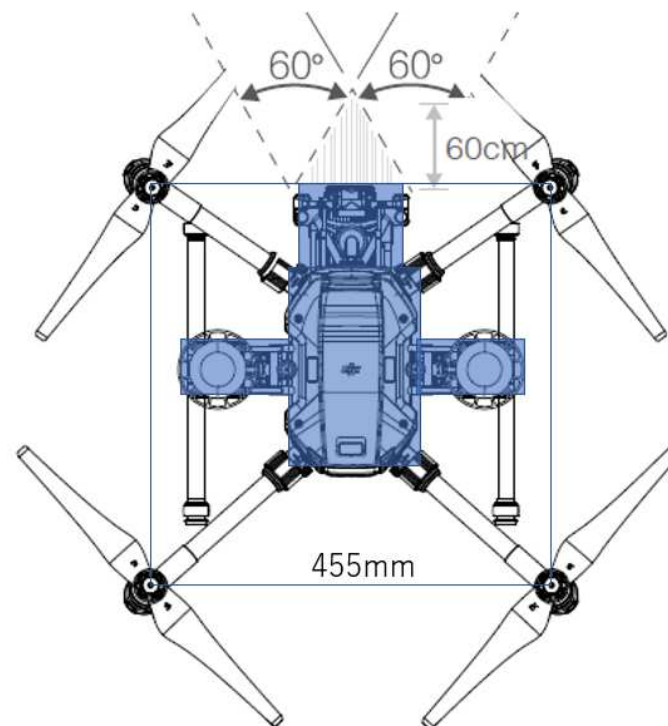
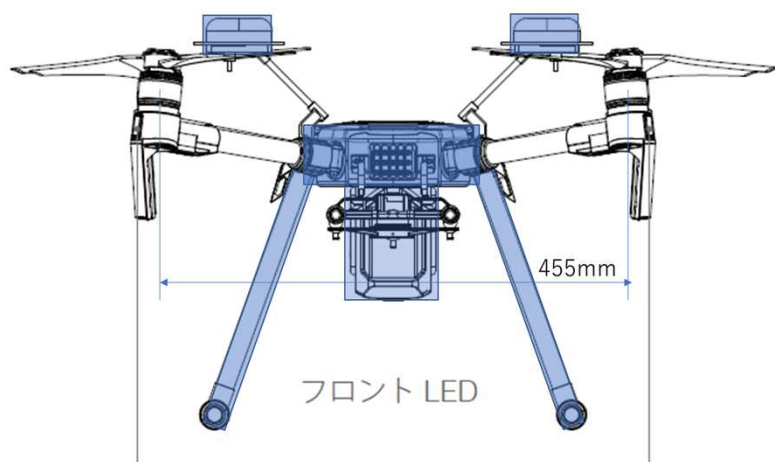


適合計算で求めたモータ効率マップ



## Y社メーカーカタログから求めた機体 (Body) 投影面積

投影面積=青色部の合計面積



## (最後に重要なことは..)

シミュレーションでは精度を上げるためにパラメータの適合が必要.  
プロペラやモータのパラメータはメーカーカタログからある程度推定  
できるが実機の飛行データを用いればより精度の高い適合が可能.

**開発販売元（お問い合わせ先）**  
***MECWARE* 松尾技術士事務所**

〒436-0062

静岡県掛川市旭ヶ丘1-15-12

TEL/FAX: 0537-24-8240

E-mail: [mec-matsuo@mail.wbs.ne.jp](mailto:mec-matsuo@mail.wbs.ne.jp)