



## Calculs préliminaires simplifiés et estimations

1. Définition des constantes
2. Estimations de la masse
3. Estimation de la production électrique
4. Calculs
5. Résultats
6. Conclusion

Nom : Projet Sola

Site : [www.projetsola.com](http://www.projetsola.com)

Email : [martin.mayer@projetsola.com](mailto:martin.mayer@projetsola.com)

Proposé par : Martin Mayer

**RAIFFEISEN**



## 1. Définition des constantes

### Masse volumique de l'air :

Le drone a été conçu pour voler à une altitude moyenne de 1'500m au dessus du niveau de la mer. L'air étant moins dense à cette altitude, cela augmente la marge de sécurité. Le drone pouvant voler plus bas pour gagner en portance.

$$\rho = 1,058$$

### Coefficient de portance/trainée des ailes :

Le coefficient de portance dépend du profil d'aile choisi. Le profil utilisé sera le Clark Y ou proche de celui-ci.

$$C_z = 1,3 \quad C_x = 0,015$$

### Coefficient de trainée du fuselage et de l'empennage :

Ce coefficient dépend de la forme du fuselage ainsi que de l'empennage (plus ou moins aérodynamique).

$$C_{xf} = 0,8 \quad C_{xe} = 0,01$$

### Gravité :

Pour prévoir large, j'ai surestimé  $g$ . Cela devrait assurer une marge de manoeuvre en cas d'imprévu.  $g$  vaudra 10 au lieu de 9,81.

$$G = 10$$

### Angle de montée / assiette :

C'est l'angle formé entre le drone et le plan horizontal. Il permettra de calculer la force de traction fournie par les moteurs lors de l'ascension du drone pour un angle  $\alpha$  maximal en degré.

$$\alpha = 20^\circ$$

### Finesse du drone :

C'est la pente du drone lorsqu'il plane. Calculée  $D_x/D_z$ , ce rapport est déterminant pour connaître la traction que devront fournir les moteurs. Ce coefficient sera mesuré plus précisément lors des tests, il est pour le moment fixé à 10. Nombre estimé par la proximité des caractéristiques du drone avec d'autres aéromodèles.

$$F = 10$$

## 2. Estimation de la masse

**Méthodologie** : Il est difficile de connaître à l'avance la masse totale du drone. Cette caractéristique ne figurant pas sur toutes les *datasheet* des composants. Je me suis focalisé sur les plus massifs et les plus faciles à connaître. Puis, j'ai estimé la masse des autres composants et j'ai rajouté **+10%** au total.



Type	Composant	Masse [Kg]
Electronique	Batterie	0,85
	Moteurs Brushless (2x)	0,23
	Autre composants électroniques	0,75
Structure	Couvertures ailes (polycarbonate) (2x)	0,75
	Cellules Solaires (47x)	2,15
	Nervures (13x)	0,22
	Anneaux fuselage (3x)	0,05
+	10%	
Total		5,5

### 3. Estimation de la production énergétique



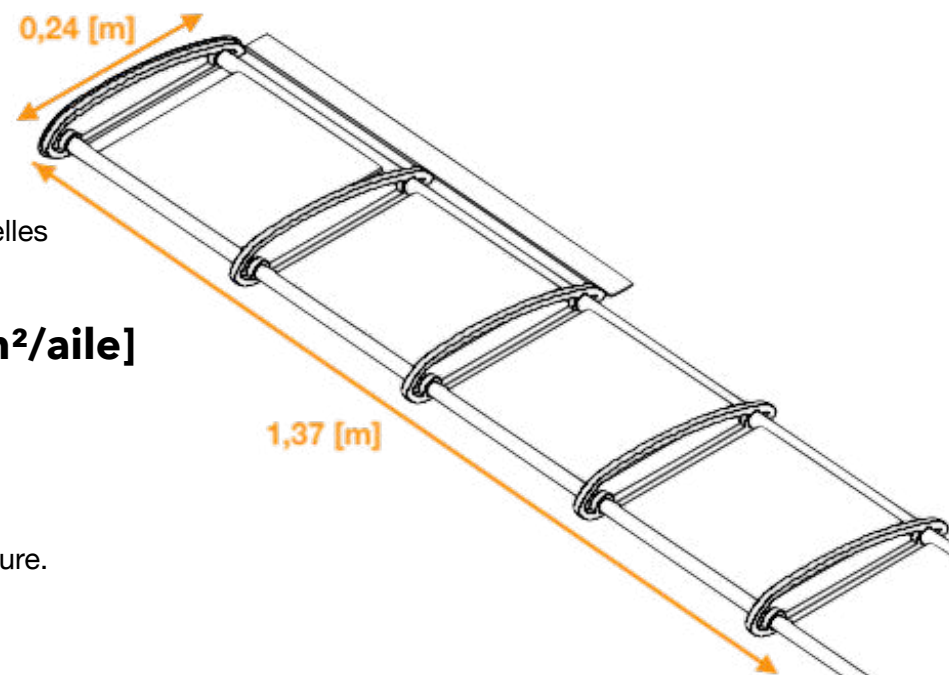
La production électrique va dépendre du nombre de cellules placées sur les ailes et donc de leur surface. Ce paramètre pourra toujours varier si les estimations actuelles devaient s'avérer imprécises afin d'augmenter au besoin la portance ou la production énergétique du drone.

#### Surface ailes :

La surface portante a été déterminée en simulant les équations que vous trouverez plus loin dans ce document.

Les ailes s'adaptent également à diverses contraintes, notamment celles liées au transport ainsi qu'à l'esthétique du drone.

$$L = 1,37 \text{ [m]} \quad l = 0,24 \text{ [m]} \quad \Rightarrow \quad S = 0,33 \text{ [m}^2\text{/aile]}$$



#### Cellules photovoltaïques :

Elles recouvriront l'intégralité de la surface des ailes en suivant sa courbure.

Il y aura :

- 22 cellules par ailes
- 3 cellules sur l'empennage

**Total : 47 Cellules**

Les cellules produisent entre 3,5 et 3,7[W] chacune. Par sécurité on admet qu'une cellule ne produira que 3[W].

**Production énergétique : 141 [W]**

## 4. Calculs



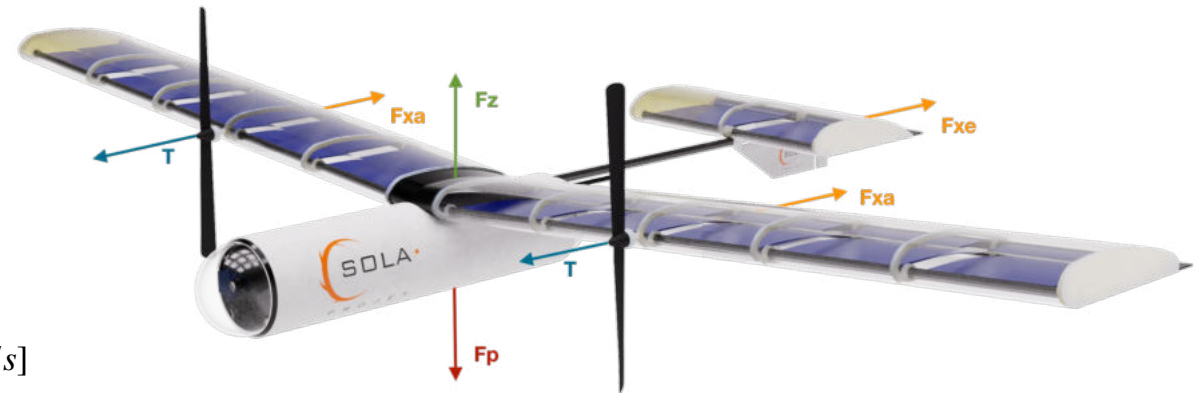
**Equation portance :**

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_z \cdot S \cdot V^2$$

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot 1,058 \cdot 1,3 \cdot 0,6 \cdot V^2$$

**Vitesse de vol :**

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_z \cdot S}} \Leftrightarrow \sqrt{\frac{2 \cdot 5,5 \cdot 10}{1,058 \cdot 1,3 \cdot 0,66}} = 11,03[m/s]$$



**Equations trainées :**

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x \cdot S_v \cdot V^2$$

$$F_{xa} = \frac{1}{2} \cdot 1,058 \cdot 0,015 \cdot 0,0875 \cdot 11,540^2 \quad F_{xf} = \frac{1}{2} \cdot 1,058 \cdot 0,8 \cdot 0,008 \cdot 11,540^2 \quad F_{xe} = \frac{1}{2} \cdot 1,058 \cdot 0,015 \cdot 0,0875 \cdot 11,540^2$$

$$F_{xt} = F_{xa} + F_{xf} + F_{xe} \Leftrightarrow 0,093 + 0,443 + 0,018 = 0,553[N]$$

### Force de traction moyenne :

Elle prend uniquement la traînée en compte :

$$T = m \cdot g \cdot \cos(\alpha)/F \Leftrightarrow 5,5 \cdot 10 \cdot \cos(\alpha)$$

$$T = 4,51[N] \Leftrightarrow 0,45[Kg]$$

### Force de traction maximale :

La traction maximale est la somme des forces nuisibles à son avancement, à savoir :

- La traînée
- La gravité
- L'accélération :  $\gamma = 1[m/s^2]$

$$T = Fx + Fm + Fa = m \cdot g \cdot \cos(\alpha)/F + m \cdot g \cdot \sin(\alpha) + m \cdot \gamma$$

$$T = 5,5 \cdot 10 \cdot \cos(10)/F + 5,72 \cdot 10 \cdot \sin(10) + 5,5 \cdot 1$$

$$T = 19,57[N] \Leftrightarrow 1,957[Kg]$$

*Remarque :*

*La gravité (qui s'oppose à l'ascension du drone) ainsi que l'accélération ne doivent pas être perçues de la même manière que la traînée, car il s'agit d'un stockage d'énergie (potentielle), récupérée lors de la décélération ou de la redescente.*

### Dimension moteurs

Référence moteur	Voltage [V]	Puissance [W]	Efficacité [g/W]	Traction max [g]
Racestar BR2212	11,1	289	4,7	1358,3

---

## 5. Résultats



### En moyenne :

La consommation totale des moteurs pour tracter les 0,45[Kg] calculés précédemment sera de :

$$\frac{0,45}{0,0047} = 96[W]$$

Il restera donc :

$$141 - 96 = 45[W]$$

pour les autres systèmes embarqués du drone. Ses moteurs sont également capables de tracter le drone lors d'une ascension soutenue (Cf ci-dessus : traction maximale). Dans cette situation la consommation sera supérieure à la production. Toutefois ce n'est pas dérangeant, car celle-ci sera prise en charge par les batteries et il s'agit d'un stockage sous forme d'énergie potentielle.

### Remarque :

*La motorisation est la principale source de dépenses énergétiques. Le reste n'est pas négligeable, mais représente un faible pourcentage (entre 10 et 30 %) qui sera déterminé précisément lors de la première phase de construction.*

---

## 6. Conclusion

Le drone devrait être capable de voler en totale autonomie, sauf lors de ses phases d'ascension où la consommation dépassera la production. Toutefois ce n'est pas gênant car l'énergie n'est pas "perdue" mais transformée en énergie potentielle.

Il reste deux éléments à déterminer : la finesse du drone ainsi que la consommation des systèmes embarqués (autres que les moteurs). Si ces estimations devaient avoir été sous-évaluées, elles pourraient être compensées. D'abord par les précautions prises lors de ces calculs : une masse de 10% supérieure à l'estimation, une production énergétique des cellules de 3[W] au lieu de 3,5[W] ainsi qu'une force P = 10.

Ensuite, dans le cas où cela ne suffirait pas, il serait possible d'augmenter la surface des ailes. Je pense également pouvoir diminuer la masse du drone de 0,750 [Kg].