

## Premier vol réussi pour l'avion solaire « Solar Impulse 2 »

### PARTIE A - la mécanique du vol d'un avion et la course au poids pour *Solar Impulse 2*

#### A.1. Forces exercées sur un avion en vol

A.1.1 Identification de chacune des quatre forces du schéma de l'annexe A1.

$\vec{P}$  : Poids       $\vec{T}$  : Poussée ou Traction       $\vec{F}_P$  : Portance       $\vec{F}_T$  : Trainée

A.1.2 Il s'agit de la force de portance  $\vec{F}_P$ . Cette force est verticale et dirigée vers le haut, elle permet à l'avion d'être maintenu en l'air.

A.1.3 Il s'agit du poids  $\vec{P}$  car l'expression de cette force ne dépend que de la masse qui ne varie pas pendant le vol et d'une constante  $g$ , l'intensité de la pesanteur terrestre.

A.1.4 Calcul du poids de l'avion.

D'après les caractéristiques techniques, la masse de l'avion est de 2300 kg. On a la relation :

$$P = m \times g = 2300 \times 9,81 = 2,26 \times 10^4 \text{ N}$$

A.1.5 D'après la relation de la portance donnée dans l'annexe A1, la portance est proportionnelle au carré de la vitesse. Donc, lorsque la vitesse augmente, la force de portance augmente également.

A.1.6 D'après le schéma de l'annexe A1, la force de portance  $\vec{F}_P$  doit être supérieure au poids  $\vec{P}$  pour que l'avion décolle.

#### A.2. Vitesse de décrochage.

A.2.1. Calcul de la vitesse que Solar Impulse 2 doit atteindre.

La valeur limite de la force de portance  $\vec{F}_P$  est égale à celle du poids  $\vec{P}$  dont la valeur est de  $2,26 \times 10^4$  N. D'après l'annexe A1, la force de portance  $\vec{F}_P$  a pour expression :

$$F_P = 0,5 \times \rho \times S \times C_z \times v^2 \quad \text{donc} \quad v^2 = \frac{F_P}{0,5 \times \rho \times S \times C_z}$$
$$v = \sqrt{\frac{F_P}{0,5 \times \rho \times S \times C_z}} = \sqrt{\frac{2,26 \times 10^4}{0,5 \times 1,2 \times 250 \times 1,5}} = 10 \text{ m.s}^{-1} = 36 \text{ km.h}^{-1}$$

A.2.2. Calcul de la valeur de la vitesse de décollage.

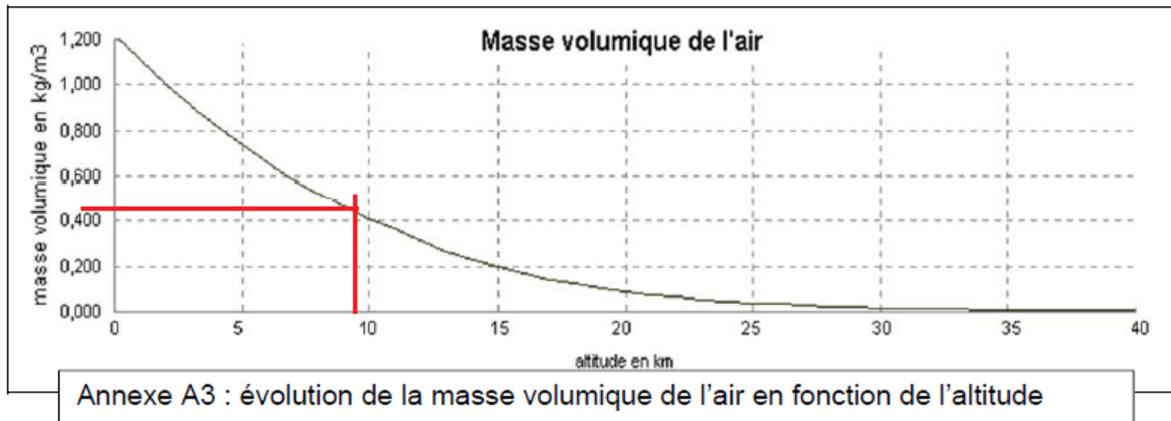
La vitesse de décollage doit être 1,3 fois supérieure à celle calculée dans la question précédente donc :

$$v = 36 \times 1,3 = 47 \text{ km.h}^{-1}$$

Cette valeur est bien conforme aux données de l'annexe A2 qui indique que la vitesse de décollage est de 47 km.h<sup>-1</sup>.

### A.2.3 Détermination de la masse volumique de l'air à 9000 m d'altitude.

En utilisant le graphe de l'annexe A3, la masse volumique de l'air à 9000 m d'altitude est de  $0,450 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ .



La masse volumique diminue car la pression atmosphérique diminue avec l'altitude. En effet, lorsque la pression diminue, la distance moyenne entre les molécules augmente et pour un même volume d'air, la masse d'air contenue dans ce volume sera moins importante d'où une masse volumique plus faible.

A.2.4 D'après l'expression de la portance et la question A.2.1, on peut écrire la relation :

$$v = \sqrt{\frac{F_P}{0,5 \times \rho \times S \times C_z}}$$

Donc, lorsque la masse volumique diminue, la vitesse de décrochage augmente. La vitesse de décrochage est plus grande à 9000 m d'altitude qu'au niveau du sol.

### A.3. La course au poids

A.3.1 Lorsque le poids de l'avion augmente, la force de portance doit aussi augmenter pour compenser le poids pour éviter le décrochage. Cette augmentation de la valeur de la portance nécessite davantage d'énergie et consommera plus rapidement ses batteries la nuit. Le poids joue un rôle crucial dans la consommation d'énergie la nuit.

A.3.2 Calcul de la masse des  $269,5 \text{ m}^2$  de cellules solaires photovoltaïques dont l'épaisseur est de 135 microns.

On a la relation :

$$\rho = \frac{m}{V} \quad \text{donc} \quad m = \rho \times V = \rho \times S \times e = 2330 \times 269,5 \times 135 \times 10^{-6} = 84,8 \text{ kg}$$

A.3.3 Calcul du pourcentage de la masse totale de l'avion que représentent les batteries.

La masse totale de l'avion est 2300 kg et, d'après l'annexe B3, la masse totale des batteries est de 633 kg. Elles représentent un pourcentage de :

$$\% = \frac{633}{2300} \times 100 = 27,5 \%$$

A.3.4 Un matériau composite est un matériau qui correspond à un assemblage d'au moins deux composants et dont les propriétés se complètent. Il possède des propriétés que les composants seuls ne possèdent pas.

## PARTIE B - Le challenge énergétique à relever

### B.1. La puissance des moteurs

B.1.1 Calcul de la puissance maximale développée par les quatre moteurs fonctionnant ensemble.

D'après les caractéristiques, l'avion possède 4 moteurs de 17,5 chevaux donc la puissance maximale est :

$$P_{\max} = 4 \times 17,5 \times 735,5 = 51485 \text{ W} = 51,5 \text{ kW}$$

B.1.2 Calcul de la puissance électrique absorbée par les quatre moteurs fonctionnant à pleine puissance.

La puissance utile est la puissance déterminée précédemment c'est-à-dire 51,5 kW. D'après l'expression du rendement :

$$\eta = \frac{P_u}{P_a} = \frac{P_{\max}}{P_{\text{elec}}} \quad \text{donc} \quad P_{\text{elec}} = \frac{P_{\max}}{\eta} = \frac{51,5}{0,94} = 54,8 \text{ kW}$$

### B.2 L'énergie stockée dans les batteries

B.2.1 Calcul de l'énergie maximale pouvant être stockée dans les batteries de l'avion.

D'après l'annexe B3, la densité énergétique est de 260 Wh.kg<sup>-1</sup> et la masse totale des batteries est de 633 kg. Donc, l'énergie maximale pouvant être stockée dans les batteries de l'avion est de :

$$E_{\max} = 260 \times 633 = 1,65 \times 10^5 \text{ Wh} = 165 \text{ kWh}$$

B.2.2 Calcul de la durée maximale d'utilisation des batteries

On a la relation :

$$E_{\max} = P_{\text{elec}} \times \Delta t \quad \text{donc} \quad \Delta t = \frac{E_{\max}}{P_{\text{elec}}} = \frac{165}{54,8} = 3,0 \text{ h}$$

### B.3 Le vol de jour

B.3.1 Calcul de la puissance solaire reçue par les 269,5 m<sup>2</sup> de cellules solaires de l'avion.

La puissance solaire reçue vaut :

$$P_{\text{solaire}} = E \times S = 1000 \times 269,5 = 2,695 \times 10^5 \text{ W} = 269,5 \text{ kW}$$

B.3.2 Calcul de la puissance électrique que peuvent fournir les cellules solaires de l'avion

D'après l'expression du rendement :

$$\eta = \frac{P_u}{P_a} = \frac{P_{\text{elec}}}{P_{\text{solaire}}} \quad \text{donc} \quad P_{\text{elec}} = \eta \times P_{\text{solaire}} = 0,23 \times 269,5 = 62,0 \text{ kW}$$

B.3.3 La puissance électrique nécessaire pour faire fonctionner les 4 moteurs à pleine puissance est de 54,8 kW. La puissance fournie par les cellules solaires est de 62,0 kW donc cette puissance est suffisante pour alimenter les quatre moteurs.

B.3.4 Calcul de la durée d'exposition solaire nécessaire pour recharger intégralement les batteries de l'avion.

On sait que 25 % de la puissance électrique produite par les cellules solaires est en moyenne utilisée pour la recharge des batteries. Donc la puissance utilisée pour la recharge des batteries est de :

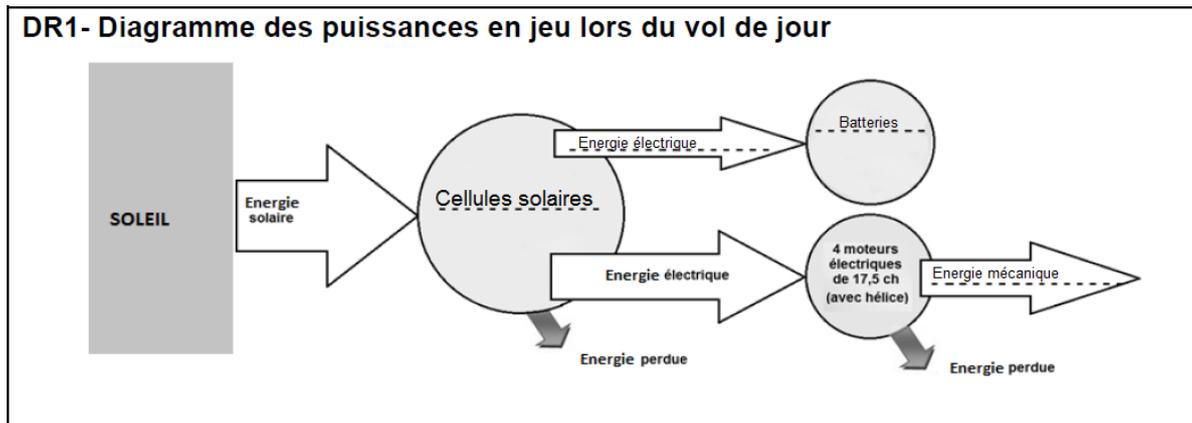
$$P_{\text{batterie}} = 0,25 \times 62 = 15,5 \text{ kW}$$

On a la relation :

$$E_{\max} = P_{\text{batterie}} \times \Delta t \quad \text{donc} \quad \Delta t = \frac{E_{\max}}{P_{\text{batterie}}} = \frac{165}{15,5} = 10,6 \text{ h}$$

B.3.5 L'énergie utilisée pour la propulsion de l'avion durant le vol de jour est l'énergie solaire.

B.3.6 Diagramme en énergie de l'avion solaire volant de jour donné au document-réponse DR1



#### B.4 Le vol de nuit

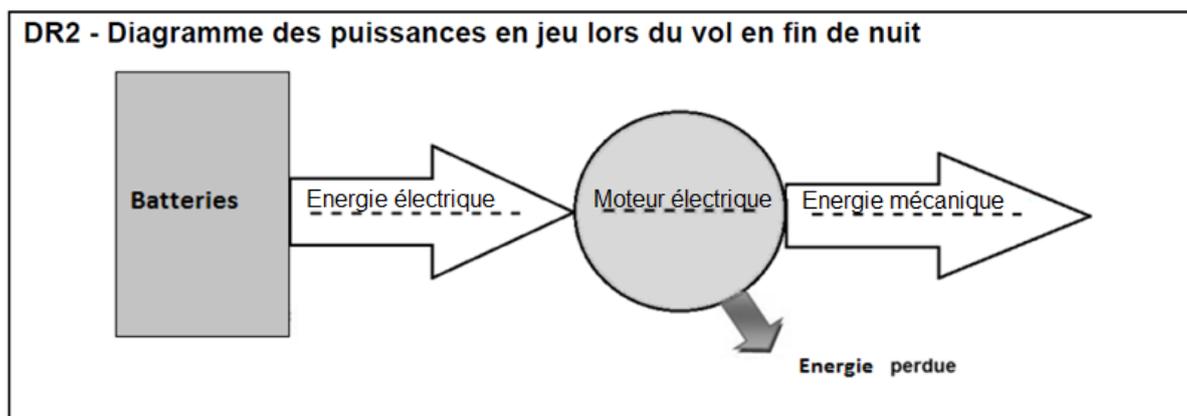
B.4.1 La forme d'énergie utilisée pour la propulsion de l'avion en début de nuit (après 21h30) est l'énergie mécanique (énergie potentielle) puis en fin de nuit il s'agit de l'énergie électrique.

B.4.2 Calcul de la durée pendant laquelle les batteries doivent assurer l'alimentation des moteurs.

A 21h30, son pilote éteignait le générateur solaire. Pendant quatre heures, l'avion a volé sans apport d'électricité. Il était alors 1h30. Et les batteries être utilisées jusqu'à 7 h. Donc la durée pendant laquelle les batteries doivent assurer l'alimentation des moteurs est de 5h30.

B.4.3 Si les quatre moteurs fonctionnent à pleine puissance, la durée maximale d'utilisation des batteries serait alors de 3,0 heures. Or la durée d'utilisation des batteries doit être de 5h30 donc il ne peut pas faire fonctionner les moteurs à la puissance maximale et l'avion ne peut pas adopter une vitesse maximale durant cette phase de vol à 1500 m d'altitude.

B.4.4 Diagramme en énergie de l'avion solaire volant de nuit donné au document-réponse DR2



## PARTIE C - Les cellules photovoltaïques à haut rendement

### C.1. Le rayonnement solaire

C.1.1 L'espèce chimique qui est la cause d'une partie de l'absorption du rayonnement solaire constatée au niveau de la mer pour le rayonnement UV est l'ozone (O<sub>3</sub>) et l'espèce chimique qui est la cause d'une partie de l'absorption du rayonnement solaire constatée au niveau de la mer pour le rayonnement infrarouge est le dioxyde de carbone (O<sub>2</sub>) et l'eau (H<sub>2</sub>O).

C.1.2 Les UV peuvent avoir des effets au niveau cutané (coup de soleil (érythème)), oculaire (cataracte) et immunitaire (cancer).

C.1.3 Le danger est plus important à haute altitude car le rayonnement UV est moins absorbé.

### C.2. Le choix des cellules photovoltaïques

C.2.1 Les concepteurs de l'avion Solar Impulse 2 ont retenu les cellules en silicium monocristallin car elles possèdent le rendement le plus élevé.

C.2.2 Ce rendement ne peut pas être qualifié de bon pour un convertisseur d'énergie car dans ce cas l'énergie perdue est de 67 %. Le moteur électrique qui est un convertisseur d'énergie a un rendement de 94 %.

### C.3 L'effet photoélectrique

C.3.1 Calcul de la longueur d'onde de l'onde électromagnétique dont le photon a une énergie égale au gap du silicium

D'après la relation donnée dans l'énoncé :

$$E = \frac{hc}{\lambda} \quad \text{donc} \quad \lambda = \frac{hc}{E} = \frac{6,62 \times 10^{-34} \times 3 \times 10^8}{1,12 \times 1,6 \times 10^{-19}} = 1,12 \times 10^{-6} \text{ m} = 1120 \text{ nm}$$

Cette radiation se situe dans le domaine de l'infrarouge.

C.3.2 D'après la relation de Planck, plus l'énergie est grande plus la longueur est petite. Seuls les photons dont l'énergie est supérieure à  $E_g = 1,12 \text{ eV}$  peuvent libérer un électron donc ils doivent avoir une longueur d'onde inférieure à 1120 nm. Il s'agit donc des zones B et C qui correspondent aux photons potentiellement utiles à la production d'énergie électrique par le silicium.

## Partie D : Les batteries Lipo

### D.1. Le choix des batteries

D.1.1 Les batteries au lithium ont un avantage considérable sur les autres batteries pour le projet Solar Impulse 2 car elles possèdent la plus grande énergie massique. Elles permettent de stocker plus d'énergie tout en utilisant moins de masse donc moins de poids que les autres ce qui est recherché dans ce projet d'avion.

D.1.2 Les ingénieurs de Solar Impulse 2 ont choisi des batteries Lipo plutôt que Li-ion car :

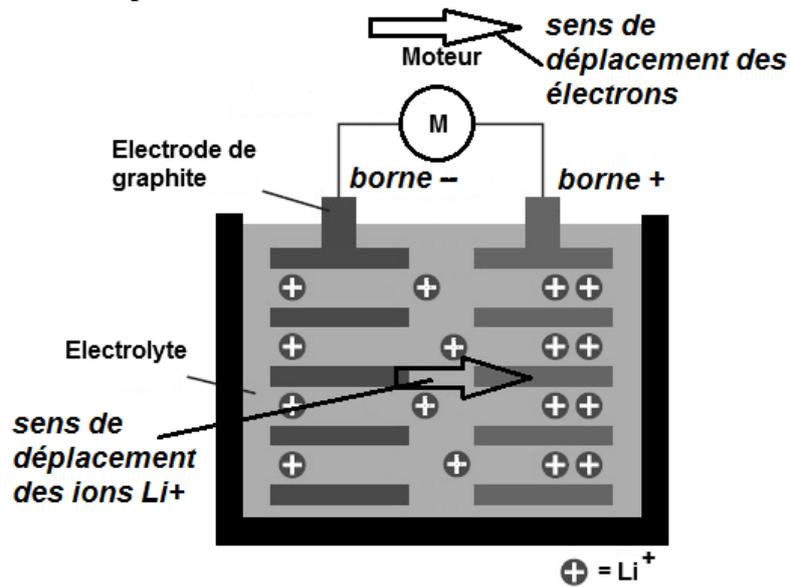
- elles peuvent prendre des formes fines et variées,
- elles ont un faible poids (la batterie Lipo permet d'éliminer l'enveloppe de métal lourde de la batterie Li-Ion),
- elle est plus sûre que la batterie Li-Ion (plus résistante à la surcharge et aux fuites d'électrolytes)

D.1.3 L'amélioration apportée par les nanotechnologies lors de la recharge de nos batteries au lithium dans le futur proche permettra aux batteries d'être rechargées plus rapidement.

## D.2. Fonctionnement en générateur des batteries au lithium

D.2.1 L'électrode en graphite de la batterie Li-ion est le siège d'une oxydation car sur cette électrode, on observe une perte d'électrons donc il s'agit bien d'une oxydation.

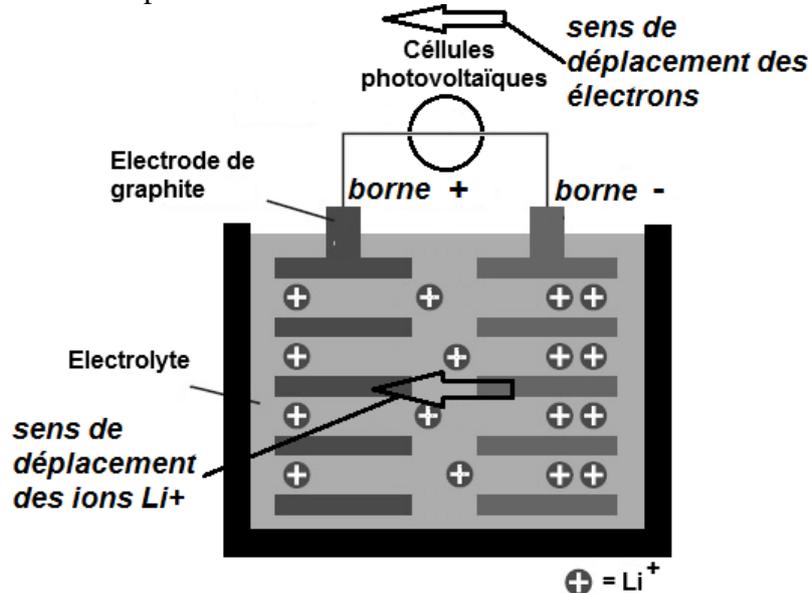
### D.2.2 Document réponse DR3



Batterie en fonctionnement générateur

## D.3. Fonctionnement en récepteur des batteries au lithium

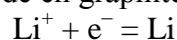
### D.3.1 Document réponse DR4



Batterie en fonctionnement récepteur

### D.3.2 Equations chimiques intervenant aux deux électrodes

- Sur l'électrode en graphite :



- Sur l'électrode en oxyde de cobalt :



### D.3.3 L'oxydation intervient sur l'électrode d'oxyde de cobalt.