

SESSION 2018

BACCALAURÉAT TECHNOLOGIQUE

**Sciences et Technologies de l'Industrie et du
Développement Durable**

ENSEIGNEMENTS TECHNOLOGIQUES TRANSVERSAUX

Coefficient 8 – Durée 4 heures

Aucun document autorisé – Calculatrice autorisée

Solar Impulse 2



**Le dossier sujet comporte deux parties indépendantes qui
peuvent être traitées dans un ordre indifférent.**

PARTIE 1 : Comment rendre un avion autonome en énergie en phase d'utilisation et sur une distance illimitée en bonnes conditions météorologiques ?

Question 1.1 à 1.3, voir DR1

Question 1.4

L'utilité de cette prise d'altitude est de faire planer l'avion en début de nuit. Pendant 4 heures (phase 4), les moteurs tournent au ralenti, ce qui diminue fortement la consommation en énergie électrique de l'avion. L'énergie totale nécessaire pour assurer le vol, la nuit, est donc réduite, ce qui permet de diminuer la quantité d'énergie à stocker dans les batteries.

Question 1.5

$$E_{\text{cel}} = 520 \times 269,5 \times 12 \times 0,227 = 381\,741 \text{ W.h} = 381,7 \text{ kW.h}$$

$$C_{\text{bat}} = 633 \times 260 = 164\,580 \text{ W.h} = 164,6 \text{ kW.h}$$

Question 1.6

$$E_{\text{c-j}} = 12,88 \times 12 = 154,6 \text{ kW.h}$$

L'énergie produite est suffisante car $E_{\text{cel}} > E_{\text{c-j}} + C_{\text{bat}}$ (381,7 kW.h pour 319,2 kW.h)

Question 1.7

$$E_{\text{c-n}} = 9,2 \times 12 = 110,4 \text{ kW.h}$$

L'énergie stockée est suffisante car $C_{\text{bat}} > E_{\text{c-n}}$ (164,6 kW.h pour 110,4 kW.h)

Niveau de charge à la fin de la nuit : $100 \times (164,6 - 110,4) / 164,6 = 32,9 \%$

Ce niveau de charge permet de pallier aux aléas : mauvaise recharge de la batterie, surconsommation des moteurs, jours plus courts en hiver ...

Question 1.8

Mots clés à retrouver dans la synthèse : planer permet de réduire la quantité de batterie ; le jour l'énergie produite permet d'assurer le vol et de recharger complètement les batteries ; la nuit, les batteries permettent, seules, d'assurer le vol. Toute réponse cohérente avec la problématique sera considérée comme suffisante.

Question 1.9

Le rendement est maximum pour $\eta = 0,80$ et $\gamma = 0,05$.

$$\text{Donc : } 70 / (3,5 \times N_h) = 0,05 \quad \text{D'où } N_h = (70/3,5) / 0,05 = 400 \text{ tr.min}^{-1}$$

Question 1.10

Le rapport de réduction idéal devrait être 10:1. Le rapport le plus proche est 9:1, qui correspond au modèle DHE008-9.

Question 1.11

Le rendement du système de propulsion est le produit des rendements des éléments de la chaîne soit : $0,99 \times 0,91 \times 0,92 \times 0,80 = 0,663$

Ce rendement est supérieur au rendement dans le diagramme d'exigences qui est de 0,65.

Question 1.12

Mots clés à retrouver : rendement de chaque composant et amélioration de chaque composant. Toute réponse cohérente avec la problématique sera considérée comme suffisante.

Question 1.13

Voir DR2 pour correction

Comme un panneau est constitué de 2 strings en parallèle, on peut écrire que :

$$V_{POC} = 626,4 \text{ V} \quad I_{PCC} = 2 \times 7,64 = 15,28 \text{ A}$$

Question 1.14

Voir DR3 pour correction. $P_{BATT} = 15 \times 304,5 = 4567,5 \text{ W}$.

Question 1.15

Avec cette méthode, les panneaux solaires ne travaillent jamais à leur puissance maximale, (4567,5W au lieu de 6960W). La charge des batteries n'est pas optimisée. Cela va donc affecter l'autonomie énergétique (et donc de vol) du Solar Impulse 2.

Question 1.16

$$V_{MPP} = 500 \text{ V} \quad I_{MPP} = 13,9 \text{ A}$$

Question 1.17

Les modules MPPT sont très utiles puisqu'ils font travailler les panneaux solaires à leur puissance maximale, ce qui permet d'optimiser le transfert de puissance dans les batteries.

Lorsque l'avion traverse une zone nuageuse, les modules retrouvent rapidement le nouveau point de puissance maximale des panneaux.

Question 1.18

Exigence du DT1 : déplacement = (longueur du fuselage) / 200.

Donc le déplacement maximal autorisé vaut : $13,3/200 = 0,067 \text{ m}$.

Question 1.19

On constate que le carbone HR est le meilleur compromis entre la masse volumique et la rigidité car c'est celui qui a le rapport E/ρ le plus élevé.

Question 1.20

Le déplacement maximal du fuselage tubulaire et celui du fuselage en treillis sont égaux et inférieurs au déplacement maximal autorisé. Par contre, la masse du fuselage en treillis est beaucoup plus faible. Par conséquent, la solution technique la plus performante est la solution du fuselage en treillis.

Question 1.21

En choisissant un matériau avec un rapport E/ρ élevé et une structure de fuselage en treillis, on divise par 2 la masse du fuselage tout en gardant les mêmes performances mécaniques.

Mots clés : E/ρ élevé, fuselage en treillis => réduction masse

PARTIE 2 : Comment abriter le Solar Impulse 2 entre les étapes ?

Question 2.1

Surface d'un module $\frac{1}{2}$ cylindre = $0,5 \times 3,14 \times 22 \times 8,5 = 293,6 \text{ m}^2$

Masse d'un module $\frac{1}{2}$ cylindre = $293,6 \times 0,9 + 52 = 264,2 + 52 = 316,2 \text{ kg}$

Poids d'un module $\frac{1}{2}$ cylindre = $316,2 \times 10 = 3162 \text{ N} = 3,16 \text{ kN}$

Question 2.2

Masse du hangar = $316 \times 6 + 394 \times 2 + 655 = 3399 \text{ kg}$

Cette masse est inférieure à 3,5 tonnes. Cette exigence est respectée.

Question 2.3

$V = 100 / 3,6 = 27,77 \text{ m.s}^{-1}$

$S = 11 \times 8,5 = 93,5 \text{ m}^2$

$F_{Vx} = 0,5 \times 1,25 \times 93,5 \times 27,77^2 = 45\,065 \text{ N} = 45,07 \text{ kN}$

Question 2.4

Voir correction DR7

Intensité de la force des câbles en C : 10,1 kN

Intensité de la réaction d'appui en B : 43,2 kN

Les câbles sont tendus.

Question 2.5

Contrainte de traction dans un câble = $10,1 / (3 \times 7,60) = 443 \text{ MPa (N.mm}^{-2}\text{)}$





Coefficient de sécurité = $1560 / 443 = 3,52$

Les câbles peuvent assurer l'anti-soulèvement. Ils sont 3,5 fois « surdimensionnés »

Question 2.6

Mots clés à retrouver dans la synthèse : masse inférieure à 3,5 tonnes ; masse totale limitée ; câbles tendus résistants ; coefficient de sécurité suffisant ; toute réponse cohérente avec la problématique sera considérée comme suffisante.

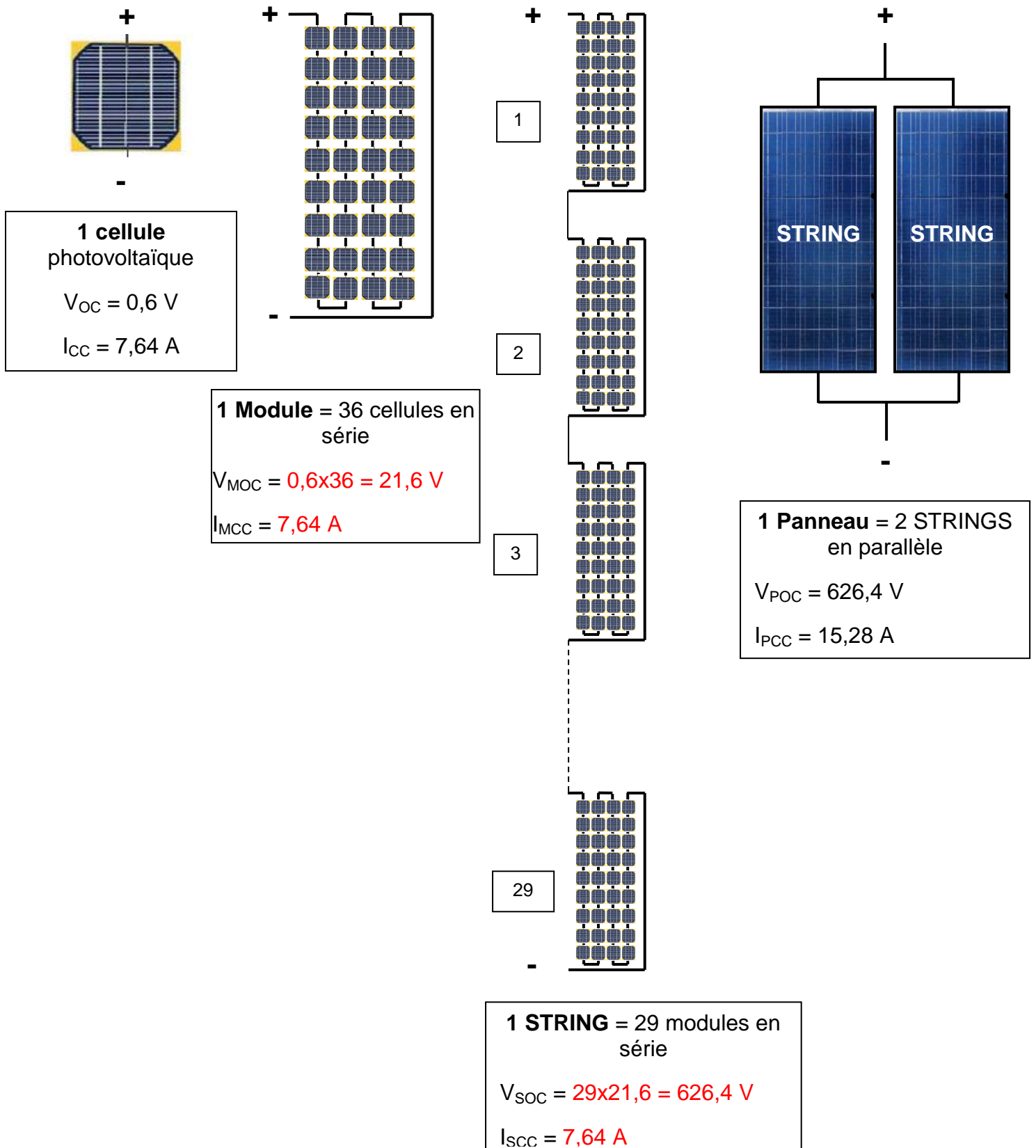
DR1

Question 1.1, 1.2 et 1.3 : Tableau du choix de l'avion léger répondant aux critères				
Mettre +1 si le critère est respecté, sinon indiquer -1 Critères et Exigences du cahier des charges à indiquer (cf. DT1))	Diamond DA42 – VI 	X-57 de la Nasa 	Aéronef Ehang 184 	Solar Impulse 2 
Critère : empreinte CO₂ en utilisation Exigence : 0 kg CO₂ / km	-1	-1	-1	+1
Critère : Distance à parcourir sans atterrissage Exigence : 9000 km	-1	-1	-1	+1
Critère : Ne pas être dépendant des énergies fossiles Exigence : pas de consommation d'essence, de gaz ou de gazole	-1	+1	+1	+1
Critère : Autonome en énergie en vol Exigence : indéfiniment en bonne condition.	-1	-1	-1	+1
Critère : Limiter la masse de l'avion Exigence : 2500 kg maximum	+1	+1	+1	+1
TOTAL :	-3	-1	-1	5

Conclusion : **Le seul avion qui respecte tous les critères est le Solar Impulse.**

DR2 : Agencement d'un panneau photovoltaïque

Question 1.13



DR3 : Caractéristique d'un panneau photovoltaïque

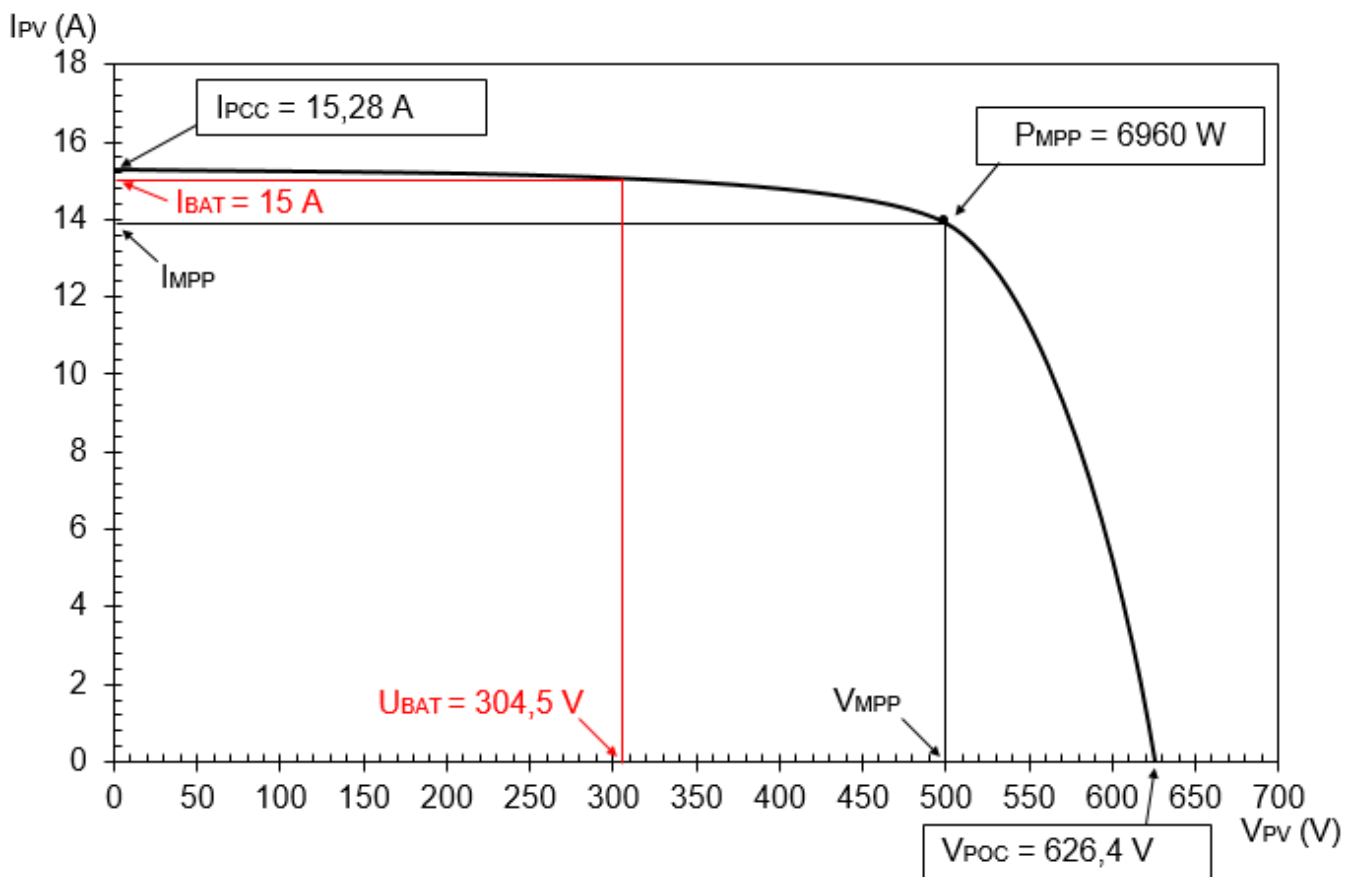
Question 1.14

La courbe ci-dessous représente la caractéristique d'un panneau photovoltaïque.

I_{PCC} représente l'intensité de court-circuit (tension égale à 0)

V_{POC} représente la tension circuit ouvert ($I=0$)

$P_{MPP} = V_{MPP} \cdot I_{MPP}$, est la puissance maximale que peut délivrer le panneau.



DR4

Echelle : 1 cm = 10 kN

F_B	en kN	43,2 kN
F_C	en kN	10,1 kN
Câbles tendus ou comprimés ?		tendus

