

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

L'usage de tout modèle de calculatrice, avec ou sans mode examen, est autorisé.

Constitution du sujet :

- **Dossier sujet** (*mise en situation et questions à traiter par le candidat*)
 - **PARTIE 1 (3 heures)** Pages 3 à 7
 - **PARTIE 2 (1 heure)** Pages 8 à 10
- **Documents techniques** Pages 11 à 17
- **Documents réponses** Pages 18 à 21

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

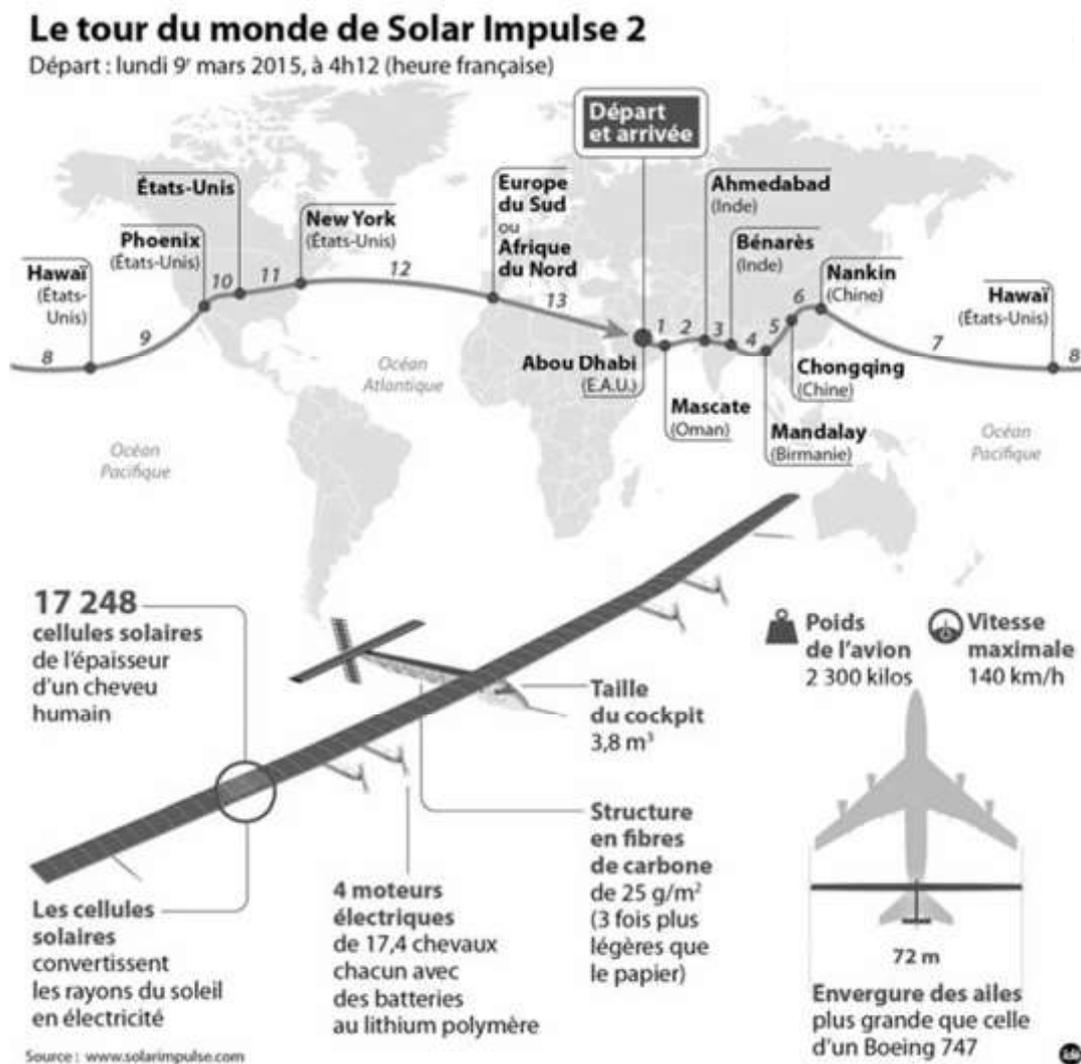
Tous les documents réponses DR1 à DR7 (pages 18 à 21) seront à rendre agrafés avec vos copies.

Solar Impulse 2

Mise en situation

Entre mars 2015 et juin 2016, les pilotes Bertrand Piccard et André Brossberg ont réussi un tour du monde historique en avion à énergie solaire, le Solar Impulse 2, un appareil autonome en énergie et silencieux. Volant de jour comme de nuit (grâce aux batteries) et sans carburant, l'avion a parcouru plus de 43 000 km en 600 heures de vols effectifs, répartis sur 17 étapes en solitaire (au lieu de 13, prévues initialement).

Ce sujet propose d'étudier certaines solutions techniques qui ont permis cet exploit.



Le Solar Impulse 2 est basé sur des technologies récentes, comme les cellules photovoltaïques, les batteries au lithium-polymère et les matériaux ultralégers en fibre de carbone. Pour que le projet aboutisse, chaque élément de l'avion a été conçu et optimisé pour réduire la masse de l'avion, augmenter son aérodynamisme, réduire sa consommation d'énergie et maximiser le rendement des cellules photovoltaïques.

PARTIE 1 : Comment rendre un avion autonome en énergie sur une distance illimitée par bonnes conditions météorologiques ?

Comment classer les avions par rapport à des critères de développement durable ?

L'avion électrique est encore loin de pouvoir transporter de nombreux passagers, mais l'idée progresse. Le but de Solar Impulse 2 est de prôner et de développer l'utilisation des technologies propres. Il n'est pas le seul avion à se présenter de cette façon. De nombreux projets mettent en avant leur respect de l'environnement, on peut citer :

- le Diamond DA42 – VI, un avion diesel qui met en avant sa faible consommation en gazole ;
- le X-57 de la Nasa, un avion électrique expérimental ;
- l'aéronef Ehang 184, un drone capable de transporter un passager.

Ces trois avions ont des objectifs assez différents du Solar Impulse 2 ; les questions suivantes vont permettre de bien comprendre en quoi ils diffèrent.

Question 1.1 | Après lecture du diagramme des exigences DT1, **compléter** dans la première colonne du DR1, les exigences attendues des lignes 1, 4 et 5.
DT1, DR1

Question 1.2 | Dans le DR1 et en vous servant du DT2, pour chaque avion, **vérifier** si les critères sont respectés ou pas (mettre +1 si le critère est respecté, sinon -1). **Faire** le total des points.
DT2, DR1

Question 1.3 | En bas du DR1, **conclure** sur le seul avion qui respecte tous les critères.
DT2, DR1

Comment rendre un avion solaire autonome en énergie ?

Le Solar Impulse 2 doit être autonome en énergie pendant plusieurs jours de vol. Le jour, des cellules photovoltaïques assurent la production de l'énergie utilisée par les moteurs. La nuit, après une phase où l'avion plane, des batteries prennent le relais et fournissent l'énergie aux moteurs.

Ces mêmes batteries doivent être rechargées. Le jour, les cellules photovoltaïques ont donc un double rôle, alimenter les moteurs et recharger les batteries.

Le document DT3 présente l'évolution sur 24 heures d'un vol en conditions normales (météorologie favorable) sans les phases de décollage et d'atterrissage.

Question 1.4 | **Justifier**, à partir du DT3, l'intérêt de faire prendre de l'altitude à l'avion le jour et de le faire planer en début de nuit.
DT3

Rappel : l'énergie électrique produite par des cellules photovoltaïques est égale à :

$E = \text{Puissance solaire collectée moyenne surfacique} \times \text{Surface des cellules} \times \text{Durée d'exposition} \times \text{Rendement}$

Question 1.5 DT3	À partir du DT3, déterminer l'énergie totale E_{cel} en kW·h produite le jour par les cellules photovoltaïques. À partir de la densité énergétique, déterminer la quantité d'énergie totale que peuvent stocker les batteries C_{bat} en kW·h.
Question 1.6 DT3	Déterminer l'énergie $E_{\text{c-j}}$ consommée nécessaire au vol pendant le jour. Montrer que l'énergie produite par les cellules solaires est suffisante pour assurer le vol et le rechargement total des batteries.
Question 1.7 DT3	Déterminer l'énergie $E_{\text{c-n}}$ consommée nécessaire au vol pendant la nuit. Montrer que l'énergie stockée dans les batteries est suffisante pour assurer le vol.
Question 1.8	Conclure sur la capacité du Solar Impulse 2 à voler de manière autonome avec les batteries et les cellules solaires décrites.

La chaîne de propulsion respecte-t-elle le rendement du diagramme des exigences ?

La chaîne de propulsion de l'avion est constituée d'un contrôleur, d'un moteur brushless, d'un réducteur et de l'hélice de l'avion, selon le diagramme du DT4.

Le rendement mécanique η d'une hélice est le rapport entre la puissance de traction et la puissance qui entraîne l'hélice en rotation.

Le rendement η dépend d'un paramètre nommé γ .

Ce paramètre est donné par la formule suivante :

$$\gamma = \frac{V_a}{d \cdot N_h}$$

Dans cette formule, V_a est la vitesse de l'avion en $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$, d est le diamètre de l'hélice en m, N_h est la fréquence de rotation de l'hélice en $\text{tr} \cdot \text{min}^{-1}$.

La relation entre γ et η est décrite par la courbe qui figure dans le DT5.

Le diamètre de l'hélice est la valeur maximale permise par la géométrie de l'avion. Ce diamètre est donné dans le diagramme d'exigence DT1.

Question 1.9 DT1, DT5	Justifier que la fréquence de rotation de l'hélice correspondant à son rendement mécanique maximum est d'environ $400 \text{ tr} \cdot \text{min}^{-1}$. Donner la valeur du rendement η associée.
--------------------------	---

La fréquence de rotation du moteur correspondant à son rendement optimal est de 4000 tr.min⁻¹. Puisqu'elle est différente de la fréquence de rotation optimale de l'hélice, on interpose un réducteur pour que l'hélice et le moteur fonctionnent à des fréquences de rotation optimales. Le DT6, présente un extrait du catalogue du fabricant de réducteurs retenus pour équiper le Solar Impulse.

Question 1.10 DT6	Choisir le réducteur convenable pour que l'hélice et le moteur fonctionnent à des fréquences de rotation optimales. Justifier votre démarche.
Question 1.11 DT1, DT4	Calculer le rendement global du système de propulsion en vous aidant du diagramme de la chaîne d'énergie figurant sur le DT4 et de l'étude précédente. Le comparer au rendement recherché qui figure dans le diagramme d'exigence DT1.
Question 1.12	Conclure en vérifiant que le rendement de la chaîne de propulsion respecte le diagramme des exigences.

Comment optimiser le transfert de puissance entre les panneaux solaires et les batteries ?

Le vol en autonomie totale est rendu possible grâce à une étude poussée des éléments composant la chaîne d'énergie. Par exemple, la société Sun Power a développé des panneaux solaires plus légers et offrant un rendement de 22,7 %. De son côté, la société Kokam a développé des batteries lithium polymère spécifiques d'une densité énergétique optimisée à 260 W.h.kg⁻¹.

L'étude qui suit va permettre d'étudier deux solutions de branchements panneaux / batteries.

- **Branchement direct des panneaux sur les batteries**

Chaque cellule photovoltaïque a une tension à vide de 0,6 V et un courant de court-circuit de 7,64 A. Les cellules photovoltaïques sont regroupées en modules, strings et enfin en panneaux (voir DR2).

Chaque panneau alimente un pack de batteries. Un pack est constitué de 70 batteries montées en série. La tension délivrée par un pack est égale à 304,5 V à vide.

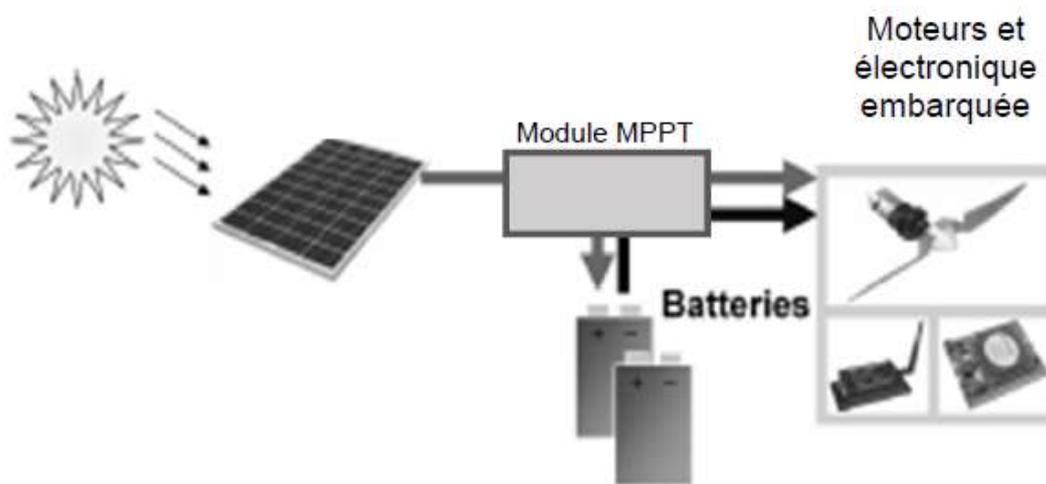
Question 1.13 DR2	Compléter le DR2, en calculant les tensions à vide et le courant de court-circuit : - d'un module (V_{MOC} et I_{MCC}) ; - d'un string (V_{SOC} et I_{SCC}) . Démontrer que la tension à vide et le courant de court-circuit d'un panneau sont : - $V_{POC} = 626,4$ V ; - $I_{PCC} = 15,28$ A.
Question 1.14 DR3	Tracer sur le DR3 la tension maximale d'un pack de batteries et déterminer graphiquement le courant délivré par le panneau au pack de batteries.

- Question 1.15 | **Calculer** la puissance absorbée par le pack de batteries.
Expliquer à partir de cet exemple, en quoi le fait de brancher directement les packs de batteries du Solar Impulse 2 sur les panneaux solaires n'est pas une solution adaptée pour un vol autonome.

- **Utilisation de modules MPPT**

MPPT est l'abréviation de "Maximal Power Point Tracking", qui signifie en français "Recherche du Point de Puissance Maximale". Intercalé entre un panneau solaire et un pack de batteries, le module MPPT cherche en permanence à produire une tension et un courant correspondant à la puissance maximale, P_{MPP} que peut délivrer le panneau.

Afin d'extraire à chaque instant le maximum de puissance disponible aux bornes du panneau et de la transférer aux packs de batteries, on utilise des modules MPPT.

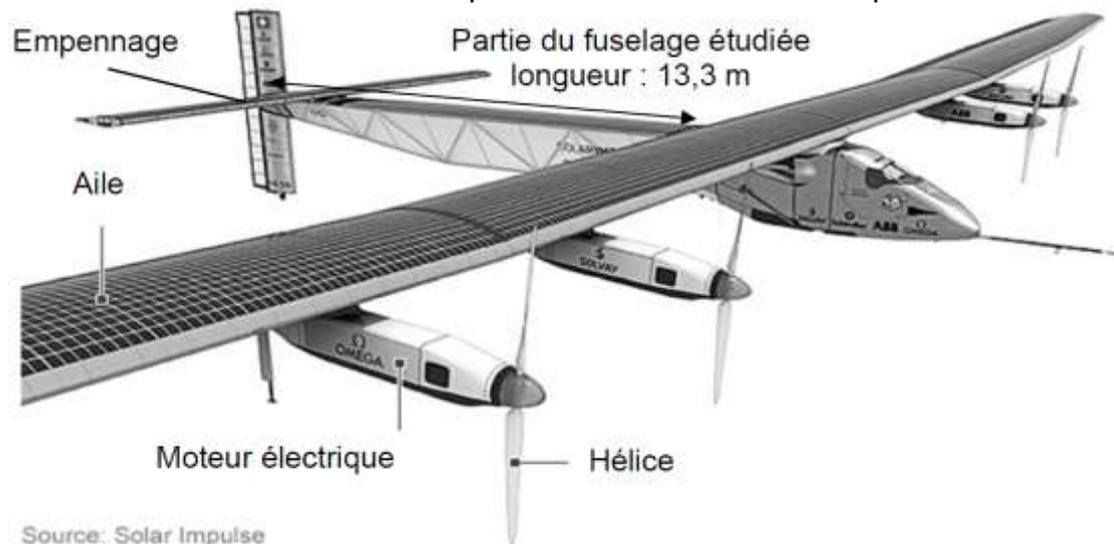


- Question 1.16 | Sur le document DR3, **déterminer** le courant et la tension que doit produire le module MPPT au panneau solaire pour obtenir la puissance maximale P_{MPP} .
 DR3

- Question 1.17 | **Conclure** quant à l'utilité du module MPPT sur le transfert de puissance.

Comment optimiser la structure du fuselage du Solar Impulse 2 ?

Pour optimiser la distance parcourue chaque jour par le Solar Impulse 2, il faut réduire la masse totale de l'avion et ainsi optimiser ses performances de vol. L'étude porte sur deux aspects : le matériau utilisé pour le fuselage et la comparaison du comportement sous chargement dynamique d'une poutre en treillis avec celui d'une poutre tubulaire. On se limite dans cette étude à la partie située derrière le cockpit de l'avion.



Pour choisir le matériau le plus performant d'un point de vue mécanique, on évalue le déplacement de l'extrémité du fuselage lorsque le pilote effectue un virage serré à la vitesse limite de l'avion.

Question 1.18 | À partir du diagramme d'exigence DT1, **vérifier** que le déplacement maximal autorisé pour l'empennage est de 0,067 m.
DT1

L'optimisation du matériau utilisé pour réaliser le fuselage, amène à obtenir l'indice de performance $I = E / \rho$ le plus grand possible. Pour cela, on cherche à diminuer la flèche et diminuer la masse totale du fuselage.

Question 1.19 | À l'aide du document technique DT8, **déterminer**, parmi les matériaux identifiés sur le graphique, celui qui permet d'obtenir le meilleur compromis entre la masse et la rigidité du fuselage.
DT8

On considère maintenant que le fuselage sera réalisé en fibre de carbone HR. On cherche alors à déterminer la géométrie de fuselage qui permet de réduire la masse du fuselage tout en gardant les mêmes performances mécaniques.

Deux simulations, sur le DT7, évaluent le déplacement maximal de l'empennage pour deux géométries différentes, l'une en forme de tube, l'autre composée d'un treillis.

Question 1.20 | D'après les résultats des simulations mécaniques de chaque solution, présentés sur le DT7 :

DT7

- **comparer** le déplacement et la masse de chacun des fuselages ;
- **choisir** alors la solution technique la plus performante.

Question 1.21 | **Conclure** sur l'avantage d'une structure en treillis par rapport à une structure tubulaire.

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

Mise en situation

Pour réaliser son tour du monde, l'avion solaire Solar Impulse 2 a décollé d'Abu Dhabi, aux Émirats Arabes Unis, en mars 2015 pour 17 étapes. Entre certaines d'entre elles, l'aéronef était abrité par un hangar gonflable unique signé de l'entreprise Airstar.

Le cahier des charges était contraignant, il fallait :

- que ce hangar ait une masse inférieure à 3,5 tonnes et soit transportable pour qu'il puisse précéder facilement Solar Impulse sur chacune de ses étapes ;
- qu'il puisse abriter complètement l'avion ;
- qu'il puisse se déployer rapidement ;
- qu'il résiste au vent ;
- qu'il permette au soleil de recharger les 17 248 cellules solaires.

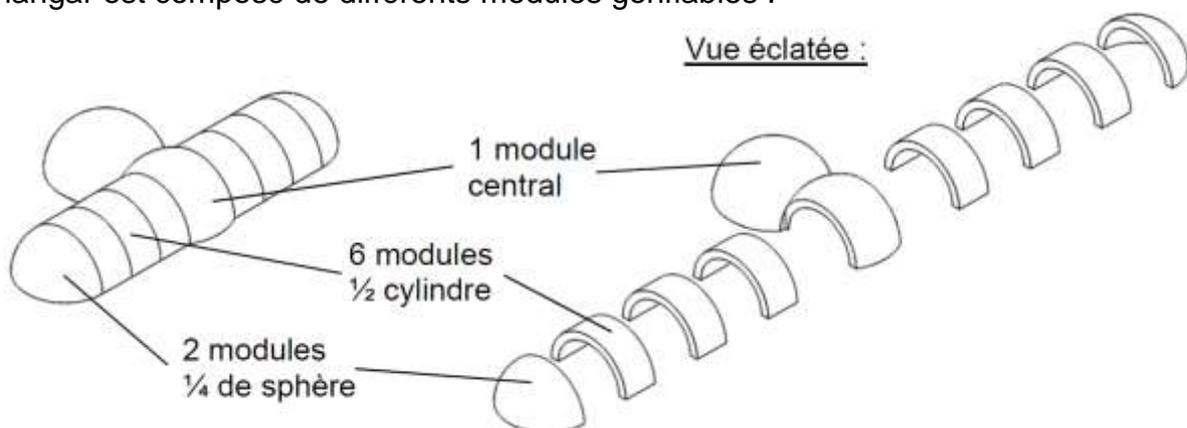
Le hangar est construit à partir d'un matériau textile. Pour simplifier la fabrication et pour éviter de manipuler de gros volumes de tissu, le hangar a été conçu en plusieurs modules. Quand l'avion est stationné, le hangar se construit autour de lui, module par module. Chaque module, de 8,5 m de large et de 11 à 15 m de haut, possède une soufflerie intégrée, qui gonfle la paroi double. Elle devient complètement stable et pressurisée.

Le hangar est maintenu au sol à l'aide de câbles souples en acier inoxydable, fixés dans le sol bituminé ou en béton.



Composition du hangar

Le hangar est composé de différents modules gonflables :



La présente étude porte sur la vérification de la masse totale du hangar et sur le dimensionnement des câbles qui permettent au hangar de résister au vent.

La masse du hangar respecte-t-elle le cahier des charges ?

Question 2.1 | À partir du DT9, **déterminer** la surface extérieure d'un module $\frac{1}{2}$ cylindre et **déterminer** sa masse (la masse des câbles est négligée).
DT9 | **Montrer** que le poids de ce module est 3,16 kN.

Les modules $\frac{1}{4}$ de sphère ont une masse unitaire de 394 kg (soufflerie incluse).

Le module central a une masse de 655 kg (soufflerie incluse).

La masse totale du hangar gonflable doit être inférieure à 3,5 tonnes.

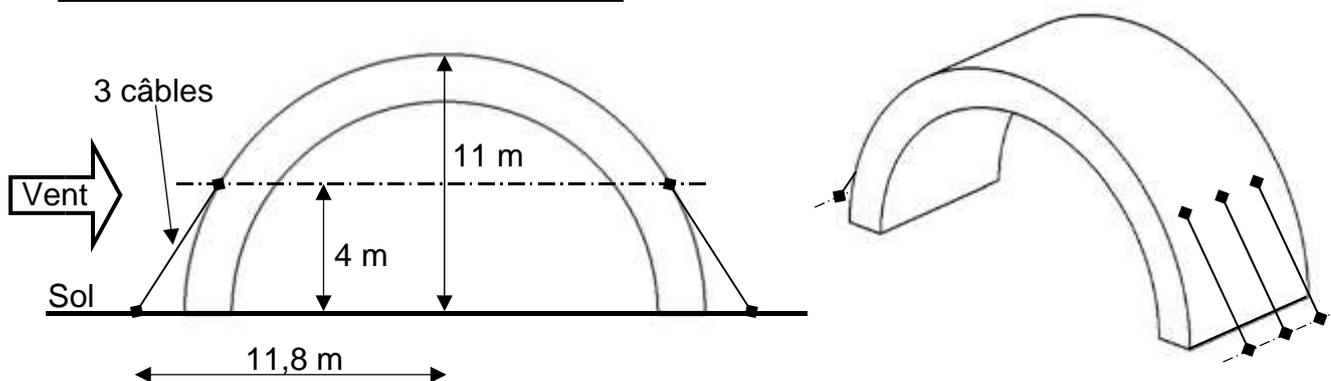
Question 2.2 | **Déterminer** la masse totale du hangar (la masse des câbles est négligée). **Justifier** que cette masse est conforme aux exigences.

Les modules $\frac{1}{2}$ cylindriques sont-ils capables de résister à un vent de $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$?

En cas de vent latéral fort, les modules subissent des efforts importants. Des câbles, fixés au sol, permettent d'éviter au hangar de se déplacer.

Pour éviter le soulèvement, chaque côté des modules $\frac{1}{2}$ cylindre est maintenu par 3 câbles dédiés, répartis symétriquement. D'autres câbles, plus courts, permettent d'éviter au hangar de se déplacer horizontalement, ils ne seront pas étudiés ici.

Positions des câbles anti-soulèvement :



Le vent exerce sur chaque module une force résultante comme présenté sur le DT10.

Question 2.3 | **Convertir** une vitesse de vent de $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ en $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$.
DT9, DT10 | À partir du DT9, **déterminer** S en m^2 , la surface projetée présentée dans le DT10.
À partir du DT10, **déterminer** l'intensité F_{vx} , en kN, de la force résultante du vent de $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ pour une température de l'air de 10°C .

Le DR4 présente la modélisation du module $\frac{1}{2}$ cylindre sous l'action de son poids, d'un vent latéral de $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ et des câbles anti-soulèvement.

Hypothèse :

- le vent et le poids du module exercent une force résultante en G, d'une intensité de 45,2 kN selon le sens et la direction indiqués sur le DR4 ;
- les câbles anti-soulèvement exercent une force en C, selon la direction des câbles, comme indiqué sur le DR4 ;
- on se place à la limite du basculement du module autour de l'articulation (rotule) en B. La réaction d'appui n'est présente qu'en ce point ;
- l'action de liaison en A est nulle.

Question 2.4
DR4

À partir d'une étude statique graphique, **tracer**, sur le document DR4, la direction de la réaction d'appui en B.

Déterminer, en kN, l'intensité de la force exercée en C par les câbles (F_C) et l'intensité de la réaction d'appui en B (F_B), en justifiant la démarche utilisée.

Déterminer si les câbles sont tendus ou comprimés.
Remplir le tableau sur le DR4.

On considère que lors d'un vent latéral de $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$, les 3 câbles sont tendus sous une force de traction totale de 10,1 kN.

Les câbles retenus pour assurer l'anti-soulèvement ont comme référence EIE180 (voir document constructeur). C'est un câble en acier inoxydable, souple, de diamètre 4 mm.

Extrait de documentation constructeur.

CÂBLE INOX 7 torons de 7 fils CE réf. 1260

Stainless-steel wire rope 7x7

Applications : câble inox SOUPLE résistant aux atmosphères industrielles et marines (haubanages dériveurs) et pour haubanages divers.

Nuance de l'acier : INOX AISI 316

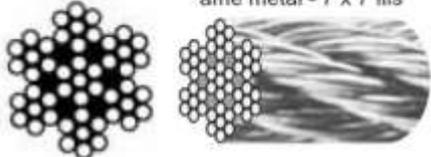
Âme : MÉTALLIQUE

Résistance de l'acier : 160 kg/mm²

Tolérance sur le diamètre : selon norme

Sertissage d'embouts INOX jusqu'au Ø12 mm

Détail PAGE 48



âme métal - 7 x 7 fils

CODE	OIE180	AIE180	BIE180	CIE180	DIE180	EIE180	FIE180	GIE180	IIE180	JIE180
diam câble mm	1	1,5	2	2,5	3	4	5	6	8	9
section acier mm ²	0,48	1,07	1,90	2,97	4,28	7,60	11,88	17,10	30,41	38,48
limite élastique MPa	1560	1560	1560	1560	1560	1560	1560	1560	1560	1560

Question 2.5

À l'aide du document constructeur, **déterminer** la contrainte de traction exercée dans un câble.

Déterminer le coefficient de sécurité des câbles, vis-à-vis de la limite élastique. **Conclure** quant au choix des câbles.

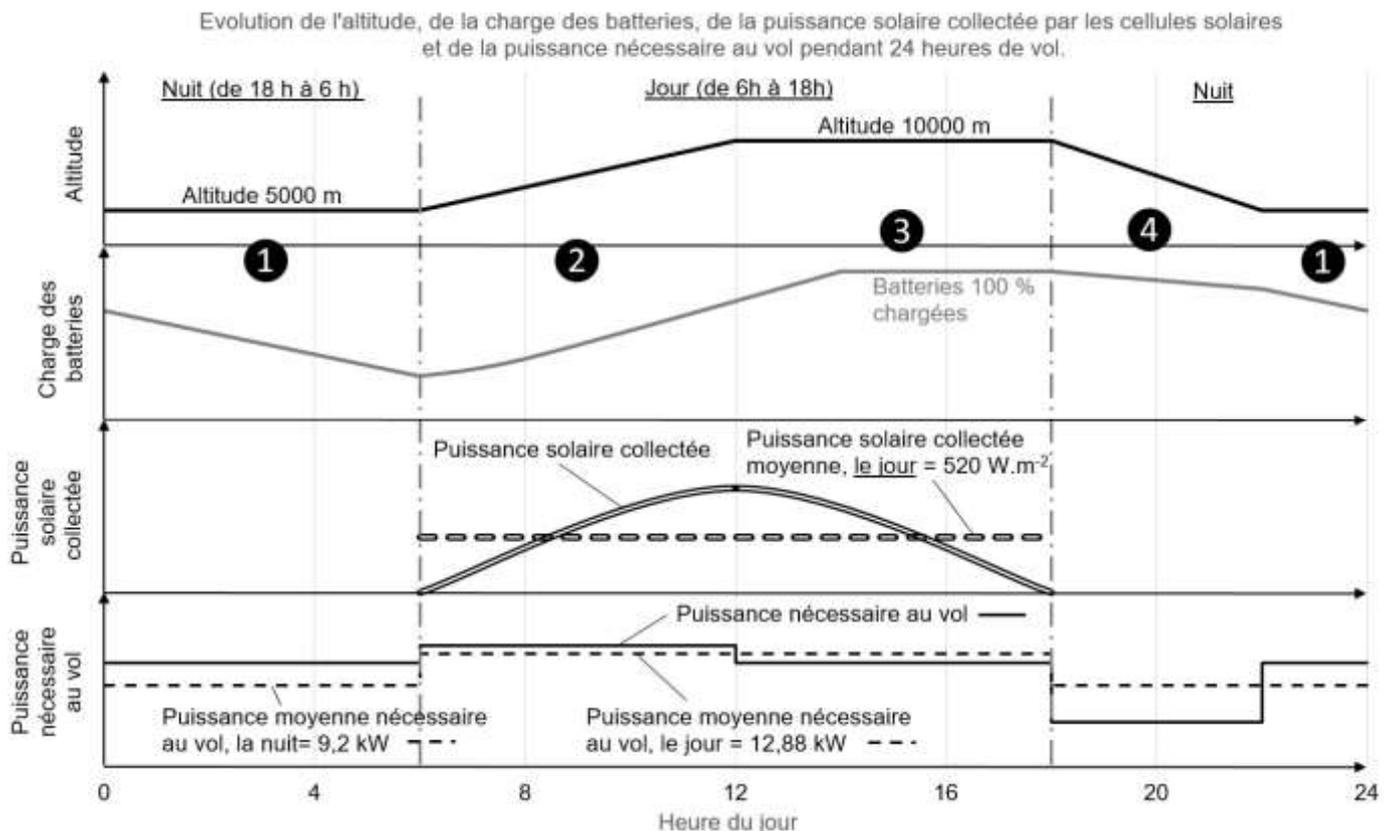
Question 2.6

Conclure sur la capacité du hangar gonflable à être transporté facilement et à résister aux vents latéraux.

DT2 : Modèles d'avion léger

	Diamond DA42 - VI	X-57 de la Nasa	Aéronef Ehang 184	Solar Impulse 2
				
	Le DA42 est un bimoteur quadriplace. L'appareil est construit en fibre de carbone et reçoit une finition de surface de type planeur qui lui permet de compenser une motorisation plutôt faible. Celle-ci est composée de deux moteurs diesel entraînant des hélices à trois pales.	Le X-57 Maxwell est un avion électrique expérimental développé par la NASA. Le but de l'appareil est de tester le concept qui consiste à installer plusieurs petits moteurs électriques sur le bord d'attaque de l'aile d'un avion pour réduire considérablement le besoin en énergie.	L'Ehang 184, est un aéronef (drone) capable de transporter une personne de façon autonome jusqu'à $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ et d'atteindre une altitude maximale de 3500 m. La charge de transport maximale est de 100 kg pour une autonomie moyenne d'environ 20 minutes.	Solar Impulse 2 est un avion solaire monoplace à moteurs électriques alimentés uniquement par l'énergie solaire, qui peut voler de nuit comme de jour, sans carburant ni émission polluante pendant le vol.
Énergie	Diesel	Électrique par rechargement avant le vol	Électrique par rechargement avant le vol	Électrique par rechargement avant et pendant le vol
Autonomie en km	2250 km	160 km	30 km (20 minutes)	Illimitée dans de bonnes conditions météorologiques
Empreinte CO_2 / km en utilisation	0,33 kg CO_2 par km	Estimée à 0,12 kg CO_2 par km	Estimée à 0,05 kg CO_2 par km	0 kg CO_2 par km
Passagers	4	2	1	1
Taille	8,56 m ; envergure 13,55 m	8,70 m ; envergure 9,45 m	2,40 m par 2,40 m	22,4 m ; envergure 72,3 m
Vitesse de croisière	$365 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$	$280 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$	$100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$	$70 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$
Masse	2000 kg	Estimée à 1300 kg	300 kg	2300 kg
Stockage de l'énergie	Réservoir de 280 L de Gazole	360 kg de batterie	Estimée à 100 kg de batterie	640 kg de batteries rechargées en vol par les panneaux solaires

DT3 : Détail de 24h de vol en conditions normales du Solar Impulse 2



Phases de vol :

- ❶ : (Nuit) Les batteries fournissent l'énergie nécessaire pour maintenir l'avion à une altitude constante de 5000 m.
- ❷ : (Jour) Les cellules solaires fournissent de l'énergie pour faire gagner à l'avion de l'altitude et recharger les batteries. Cette phase est celle qui consomme le plus d'énergie.
- ❸ : (jour) Les cellules solaires fournissent de l'énergie pour maintenir l'avion à une altitude constante de 10000 m et finir le chargement des batteries.
- ❹ : (Nuit) L'avion plane, il perd de l'altitude, jusqu'à 5000 m. Cette phase consomme peu d'énergie, car les moteurs tournent au ralenti. L'énergie est fournie par les batteries.
- ❶ : (Nuit) Retour à la phase ❶.

Données pour répondre aux questions 1.5 à 1.7 :

Batteries : masse totale de 633 kg avec une densité énergétique de $260 \text{ W}\cdot\text{h}\cdot\text{kg}^{-1}$.

Cellules photovoltaïques : 17248 cellules pour une surface totale de $269,5 \text{ m}^2$.

Puissance collectée moyenne le jour (sur 12 h) : $520 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$

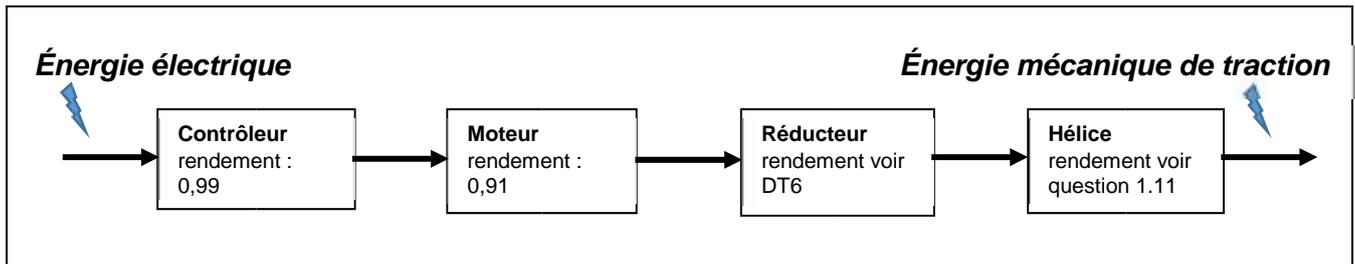
Rendement des cellules : 22,7 %

Puissance nécessaire au vol :

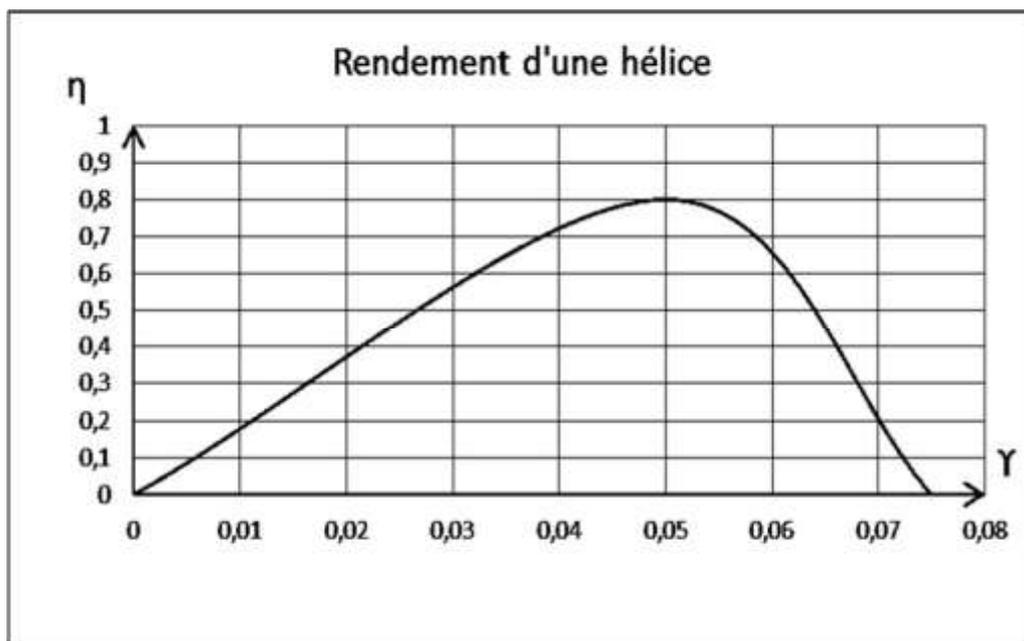
Puissance moyenne nécessaire au vol, le jour (12 heures) : $12,88 \text{ kW}$;

Puissance moyenne nécessaire au vol, la nuit (12 heures) : $9,2 \text{ kW}$.

DT4 : Chaîne de l'énergie du système de propulsion



DT5 : Courbe du rendement d'une hélice



DT6 : Extrait du catalogue du fabricant de réducteurs

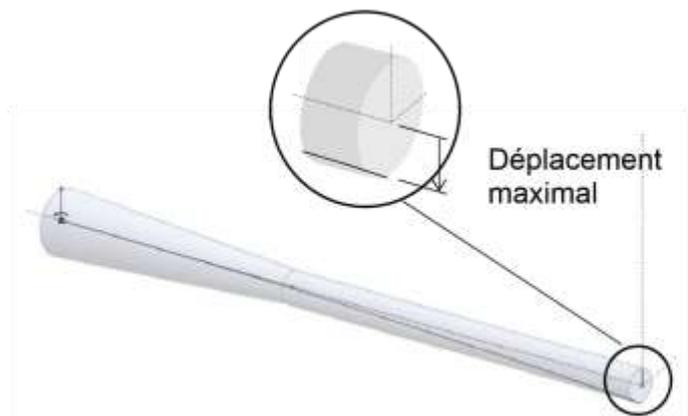
Caractéristiques des réducteurs de vitesse DHE008				
Référence	Rapport	Vitesse entrée maxi (tr.min ⁻¹)	Vitesse sortie maxi (tr.min ⁻¹)	Rendement
DHE008-3	3 : 1	5000	1666,7	92%
DHE008-4	4 : 1	5000	1250,0	92%
DHE008-5	6 : 1	5000	833,3	92%
DHE008-9	9 : 1	5000	555,5	92%
DHE008-15	15 : 1	5000	333,3	92%
DHE008-18	18 : 1	5000	277,8	92%
DHE008-25	25 : 1	5000	200,0	92%

DT7 : Description des solutions techniques pour le fuselage

Fuselage tubulaire



Unité : mm



Simulation mécanique du déplacement maximal de l'empennage du tube.

Masse de la structure = 246,3 kg

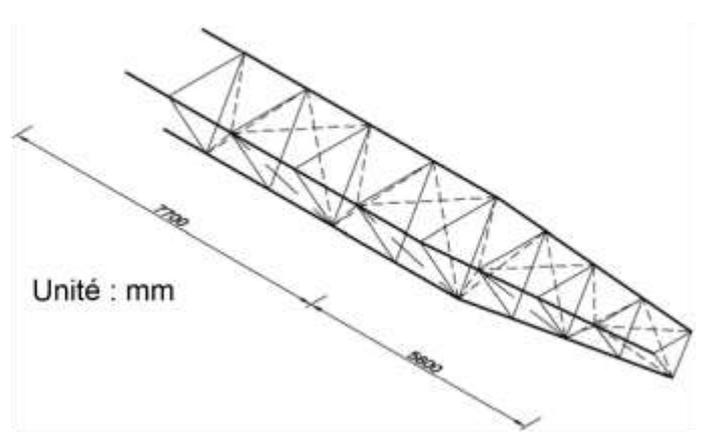
Matériau : Carbone HR

Module de Young = 110 000 MPa

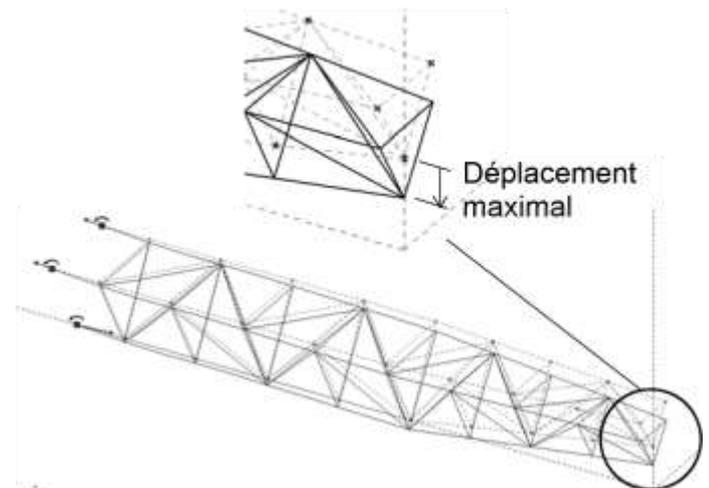
Masse volumique = 1 650 kg·m⁻³

Déplacement maximal = 0,062 m

Fuselage en treillis



Unité : mm



Simulation mécanique du déplacement maximal de l'empennage du treillis.

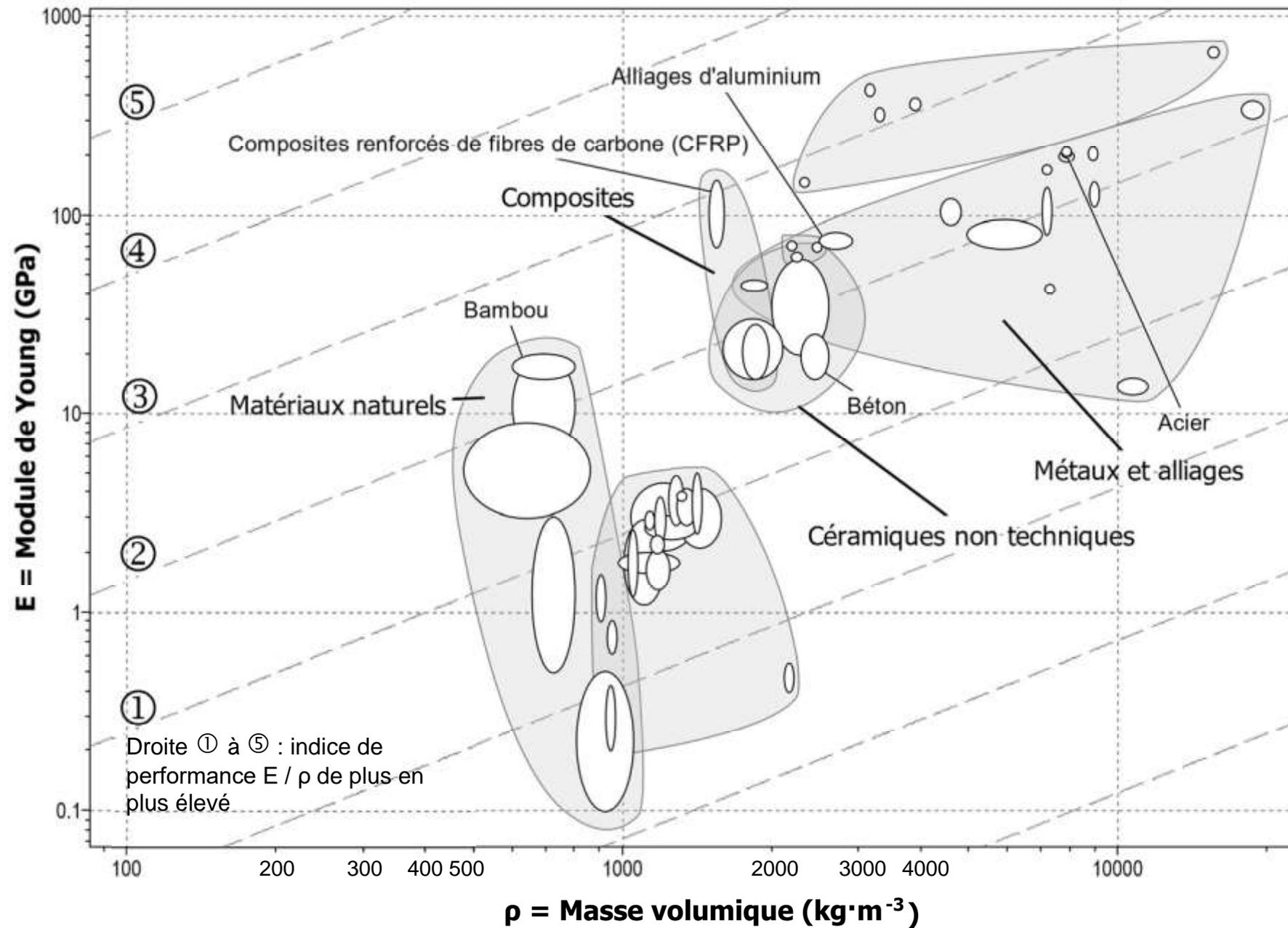
Masse de la structure = 101,6 kg

Matériau : Carbone HR

Module de Young = 110 000 MPa

Masse volumique = 1 650 kg·m⁻³

Déplacement maximal = 0,062 m

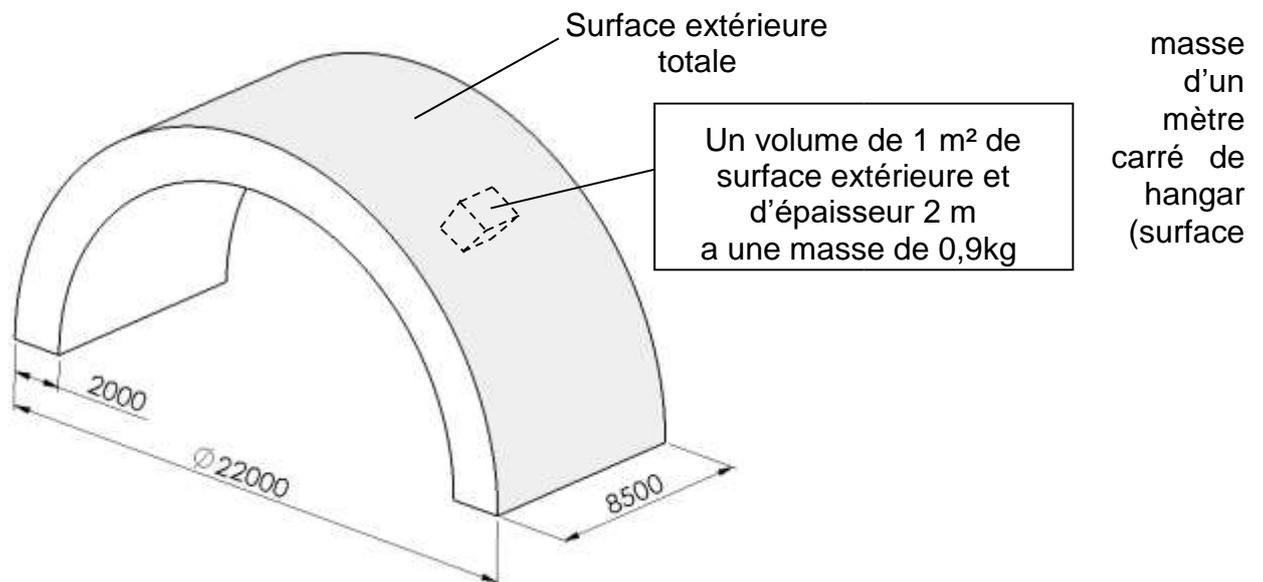
DT8 : Diagramme module de Young (GPa) / Masse volumique ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)

DT9 : Caractéristiques d'un module 1/2 cylindre

Dimensions (en mm) d'un module 1/2 cylindre :

Caractéristiques de masse :

La



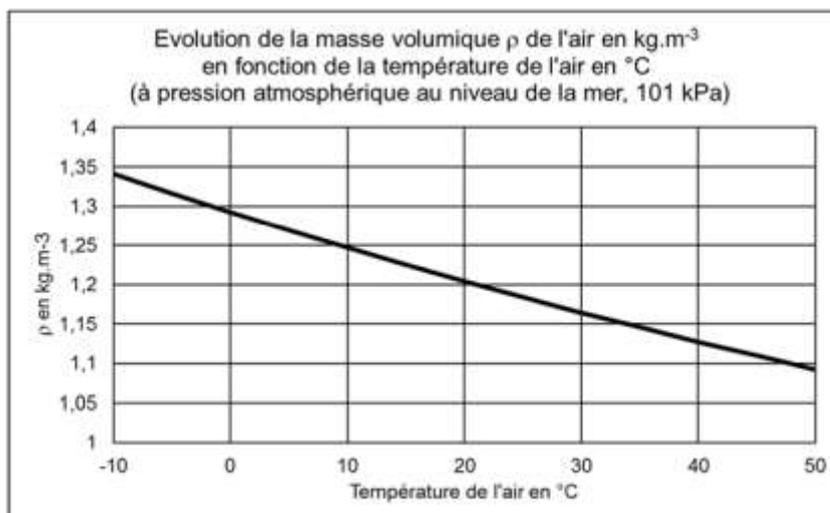
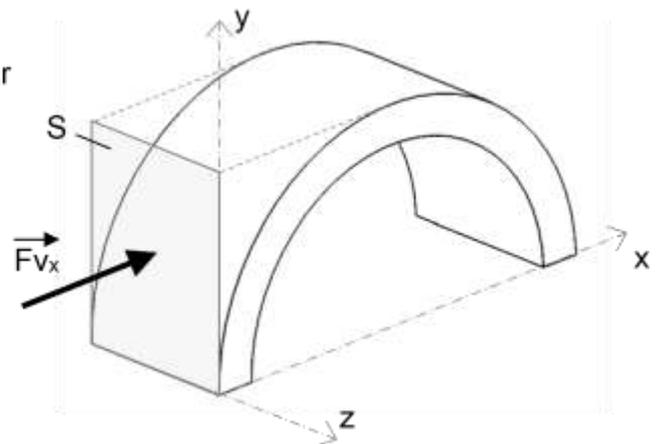
extérieure) et d'épaisseur 2 m est 0,9 kg. Chaque module a son système de soufflerie. Sa masse unitaire est 52 kg.

DT10 : Intensité de la force résultante exercée par le vent.

L'intensité F_{vx} (en N), de la force résultante d'un vent latéral sur le module 1/2 cylindre s'exprime par la relation suivante :

$$F_{vx} = 0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_x \cdot V^2$$

- S : surface projetée sur le plan vertical (y,z) en m² (voir figure) ;
 C_x : coefficient de traînée : C_x = 1, dans ce cas ;
 V : vitesse du vent en m·s⁻¹ ;
 ρ : masse volumique de l'air en kg·m⁻³ (voir graphique).



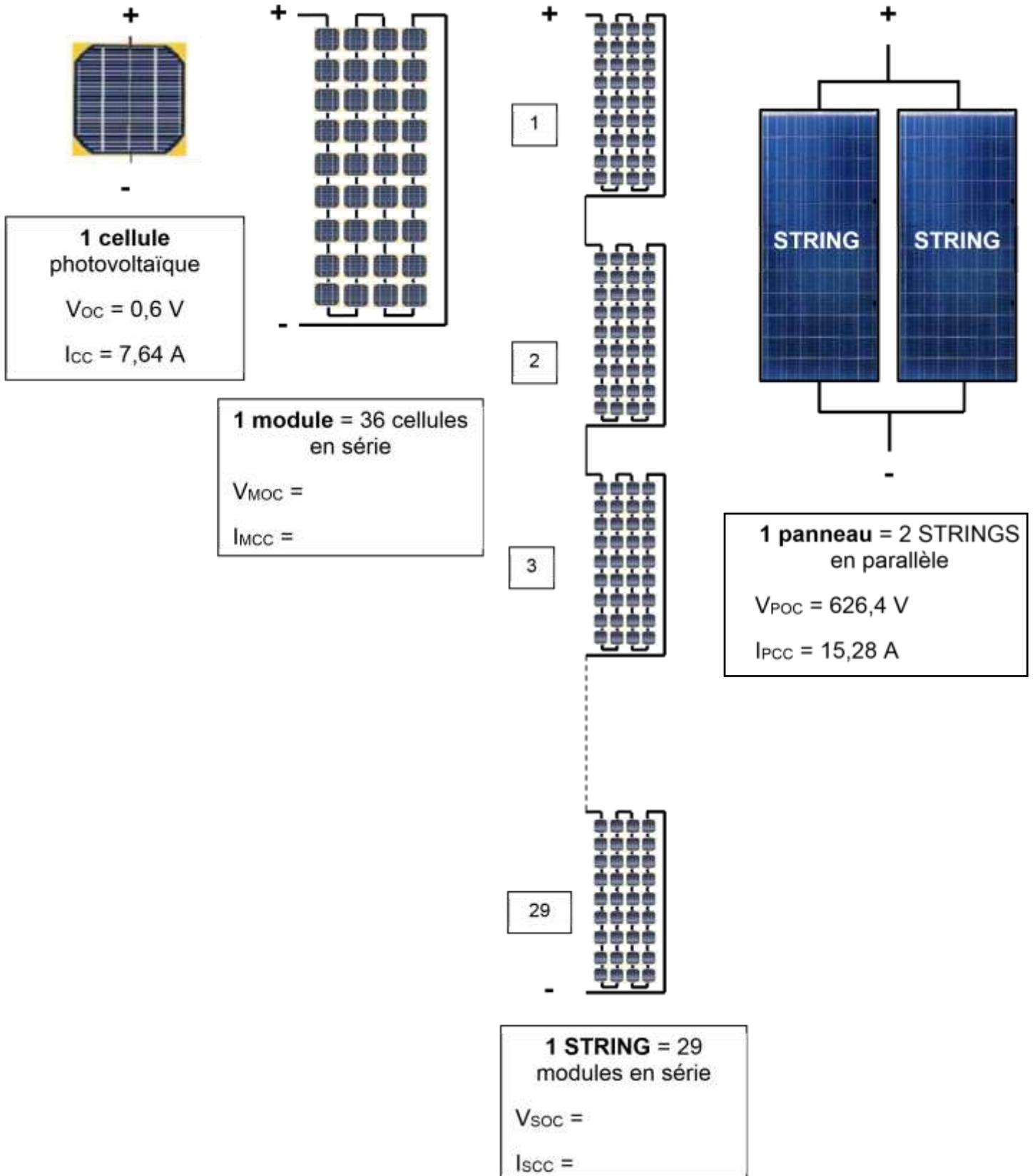
DR1 : Choix de l'avion léger répondant aux critères

Question 1.1 Critères et exigences du cahier des charges à indiquer (cf. DT1)	Question 1.2 : Mettre +1 si le critère est respecté, sinon indiquer -1			
Critère : empreinte CO₂ en utilisation Exigence : ----- ----- -----	Diamond DA42 – VI 	X-57 de la Nasa 	Aéronef Ehang 184 	Solar Impulse 2 
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 : ----- ----- -----				
Critère : Limiter la masse de l'avion Exigence : ----- ----- -----				
TOTAL :				

Conclusion : (Question 1.3)

DR2 : Agencement d'un panneau photovoltaïque

Question 1.13



DR3 : Caractéristique d'un panneau photovoltaïque

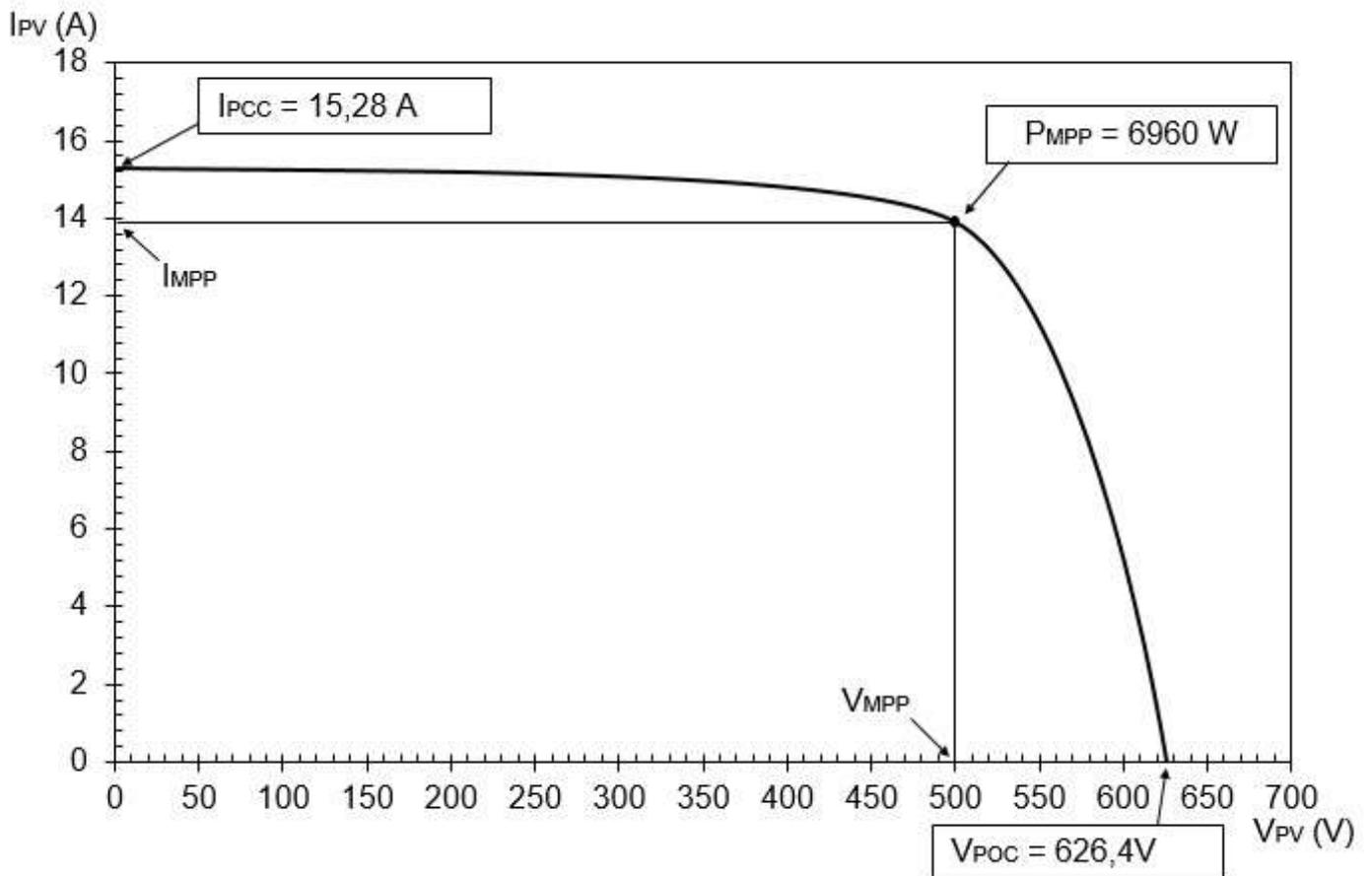
Question 1.14

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 (courant égal à 0).

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



DR4 Question 2.4

F_R en kN	
F_C en kN	
Câbles tendus ou comprimés ?	

Echelle : 1 cm = 10 kN

