

**BACCALAURÉAT TECHNOLOGIQUE**  
**Sciences et technologies de l'industrie et du**  
**développement durable (STI2D)**

**Ingénierie, innovation et développement durable**

**Sujet zéro**

Coefficient 16 – Durée 4 heures

Aucun document autorisé – Calculatrice autorisée

**Constitution du sujet :**

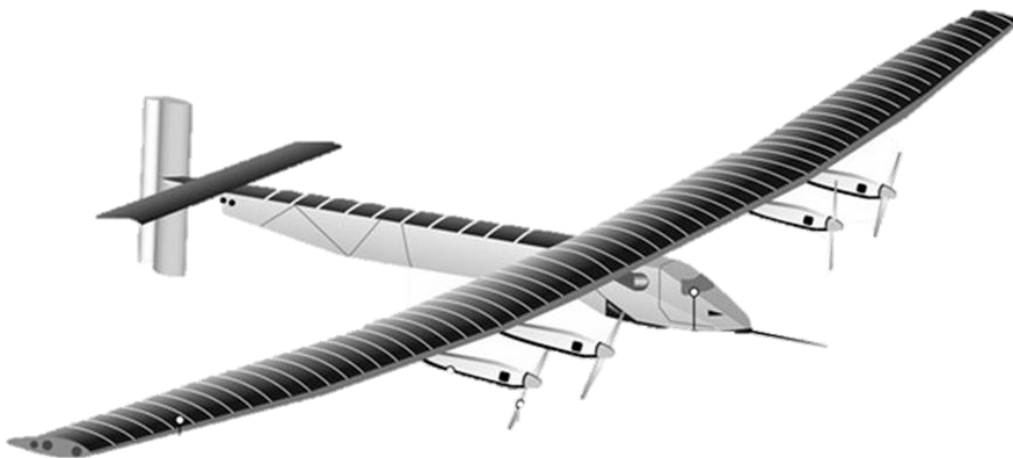
- **PARTIE COMMUNE (2h30) ..... 12 points**
- **PARTIE SPÉCIFIQUE (1h30) ..... 8 points**

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

**Ces deux parties seront traitées sur des feuilles indépendantes.**

**Les documents réponses sont à rendre agrafés avec vos copies.**

## **SOLAR IMPULSE 2**



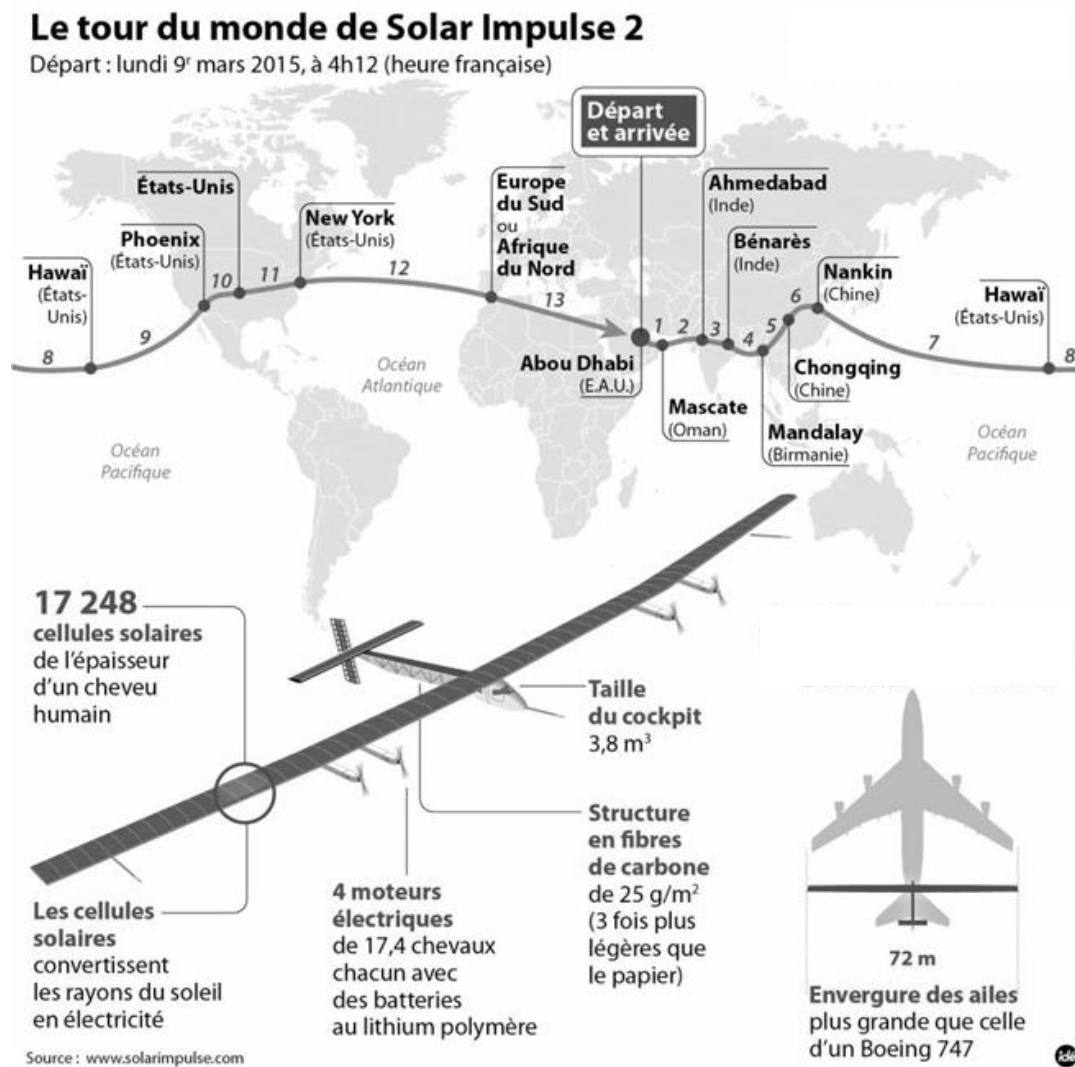
- **Présentation de l'étude et questionnaire**..... pages 3 à 10
- **Documents techniques**..... pages 12 à 21
- **Documents réponses** ..... pages 22 à 25

**Tous les documents réponses, DR 1 à DR 4, sont  
à rendre agrafés avec votre copie.**

## 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. Afin 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.

## Travail demandé

### Partie 1 : l'énergie électrique est-elle une solution pertinente pour l'avenir du transport aérien ?

---

Question 1.1

DT 1

À partir de la répartition mondiale des émissions du dioxyde de carbone (CO<sub>2</sub>) du document technique DT 1, **calculer** la somme de ces émissions en milliard de tonnes et le pourcentage dû au transport.

**Conclure** sur l'impact du transport dans les émissions mondiales de dioxyde de carbone.

Question 1.2

DT 2

DR 1

Le document technique DT 2 présente la comparaison des émissions de dioxyde de carbone en fonction du type de transport (train, car/bus, voiture, avion). Ces émissions sont données avec 3 unités différentes.

**Compléter** le document réponse DR 1 et **expliquer** pourquoi un trajet en avion a plus d'impact en matière d'émission de CO<sub>2</sub> qu'un trajet moyen en voiture ou en bus,-car.

Question 1.3

DT 3

Après la lecture des différents extraits d'article du document technique DT 3, **expliquer** pourquoi l'avenir de la propulsion aérienne pourrait être électrique.

### Partie 2 : comment valider la solution « Solar Impulse 2 » ?

---

L'avion électrique est encore loin de pouvoir transporter de nombreux passagers, mais l'idée progresse. Le but de Solar Impulse 2, c'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 2.1

DT 4

DR 2

Après lecture du diagramme des exigences DT 4, **compléter** dans la première colonne du DR 2, les exigences attendues des lignes 1, 4 et 5.

Question 2.2 | Dans le DR 2 et en vous servant du DT 5, 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.

DT 4, DT 5  
DR 2

Question 2.3 | En bas du DR 2, **conclure** sur le seul avion qui respecte tous les critères.

DT 4, DT 5  
DR 2

### **Partie 3 : comment est structuré l'avion « Solar Impulse 2 » ?**

---

En fonctionnement de jour, l'énergie solaire récoltée par les cellules photovoltaïques est transmise aux batteries par l'intermédiaire d'un module de gestion MPPT (dont le rôle sera étudié dans la suite du sujet). Cette énergie permet d'alimenter les moteurs ; elle est ensuite adaptée grâce aux réducteurs, pour permettre aux hélices de tracter l'avion.

Question 3.1 | Après lecture du texte précédent décrivant le principe de fonctionnement et à l'aide du DT 6, **compléter** le diagramme IBD sur le DR 3 de la façon suivante :

DT 6  
DR 3

**Indiquer** les noms des blocs suivants : « cellules photovoltaïques », « batteries », « moteur », « réducteur » et « hélices ».

**Indiquer** les flux suivants : « énergie solaire », « énergie électrique », « énergie mécanique de rotation », « énergie mécanique de translation » (responsable de la traction de l'avion).

**Surligner** le flux d'énergie, du soleil à l'énergie mécanique de translation responsable du mouvement d'avancement de l'avion.

Le pilote doit également, durant cette phase de jour, effectuer une montée progressive en altitude afin d'optimiser le vol de nuit qui suivra. Pour cela, il doit monter progressivement la puissance et utiliser ses gouvernes en surveillant le niveau de batterie.

Question 3.2 | **Compléter** le diagramme IBD sur le DR 3 de la façon suivante :

DT 6  
DR 3

**Surligner** sur l'IBD le flux d'information relatif au niveau de charge de la batterie (de la batterie à l'afficheur de niveau batterie).

## Partie 4 : pourquoi optimiser l'efficacité énergétique du « Solar Impulse 2 » ?

---

Le document DT 6 présente l'évolution sur 24 heures d'un vol en conditions normales (météorologie favorable) sans les phases de décollage et d'atterrissage.

Les moteurs sont au nombre de 4, chacun possède une puissance :  $P_{\text{méca moteur}} = 17,5 \text{ ch}$  ( $1 \text{ ch} = 735,5 \text{ W}$ ) et un rendement :  $\eta_{\text{moteur}} = 94 \%$ . Les moteurs doivent fonctionner à :

- Au moins 65 % de leur capacité pour permettre à l'avion de prendre de l'altitude ;
- Au moins 30 % de leur capacité pour conserver l'altitude de croisière de l'appareil ;
- Au moins 10 % de leur capacité pour permettre le pilotage et la stabilité ;
- Quasiment 100 % durant les phases d'accélération et de décélération rapides qui ont lieu au décollage et à l'atterrissage.

### Analyse de la phase de vol de jour P2 :

On souhaite dans un premier temps vérifier que les apports solaires vont permettre aux moteurs de faire prendre de l'altitude à l'avion et aux batteries de se recharger à 100 % durant la phase de jour (phase 2 du DT 6). Le jour, l'avion est soumis à une puissance solaire surfacique moyenne  $P_{\text{solaire}} = 1000 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ .

Les panneaux photovoltaïques ont une surface :  $S_{\text{photovoltaïque}} = 269,5 \text{ m}^2$  avec un rendement :  $\eta_{\text{photovoltaïque}} = 22,7 \%$ .

Question 4.1

**Déterminer** les apports solaires en **calculant** la puissance électrique en sortie des panneaux photovoltaïques :  $P_{\text{élec photovoltaïque}}$ .

Rappel :  $P_{\text{élec photovoltaïque}} = S_{\text{photovoltaïque}} \times P_{\text{solaire}} \times \eta_{\text{photovoltaïque}}$

Question 4.2

**Déterminer** la puissance mécanique totale maximum délivrable par les 4 moteurs :  $P_{\text{méca moteur}}$ .

**En déduire** la puissance électrique  $P_{\text{élec moteur}}$  nécessaire à leur fonctionnement à 100 % :

Rappel :  $\eta_{\text{moteur}} = P_{\text{méca moteur}} / P_{\text{élec moteur}}$

Les 4 batteries ont une masse totale de :  $m_{\text{batteries}} = 633 \text{ kg}$ , une densité énergétique :  $d_{\text{batteries}} = 260 \text{ Wh} \cdot \text{kg}^{-1}$  avec un rendement :  $\eta_{\text{batteries}} = 96 \%$ .

Question 4.3 | **Déterminer** l'énergie à fournir aux batteries pour les charger à 100 % :  
 $W_{\text{batteries entrée}}$  puis l'énergie délivrable en sortie des batteries :  
 $W_{\text{batteries sortie}}$ .

Question 4.4 | **Déterminer** la puissance électrique nécessaire à la recharge des  
DT 6 batteries :  $P_{\text{batteries}}$  durant le temps imparti à celle-ci.

Question 4.5 | **Déterminer** la puissance de fonctionnement des moteurs durant cette  
phase de prise d'altitude.

**Comparer** la puissance fournie par les cellules photovoltaïques à celle  
nécessaire pour charger les batteries ainsi que pour faire fonctionner les  
moteurs conformément à la demande lors de cette phase (on considère  
que l'intégralité de l'énergie fournie est consommée ou perdue lors de  
cette phase).

**Conclure.**

### Analyse de la phase de vol de jour P3 :

On souhaite connaître la quantité d'énergie excédentaire dans le cas où tout se passe  
normalement. On considère désormais que les moteurs fonctionnent à la puissance  
minimale requise permettant pilotage et conservation d'altitude.

Question 4.6 | **Déterminer** la puissance électrique nécessaire au fonctionnement des  
DT 6 moteurs durant cette phase  $P_{\text{élec moteur P3}}$

**En déduire** la quantité d'énergie nécessaire au fonctionnement des  
moteurs durant cette phase  $W_{\text{élec moteur P3}}$ .

Question 4.7 | **Déterminer** la quantité d'énergie excédentaire produite par les cellules  
DT 6 photovoltaïques  $W_{\text{surplus}}$ .

### Analyse de la phase de vol de nuit P4 :

L'avion perd de l'altitude, car il économise de l'énergie pour la fin de la nuit (phase P1).  
Durant cette phase 4, les moteurs reçoivent la puissance minimale nécessaire au pilotage  
et à la stabilité. On suppose que les batteries sont chargées au maximum au début de cette  
phase et qu'ils possèdent donc une quantité d'énergie délivrable de :

$$W_{\text{batteries sortie}} = 158 \text{ kWh.}$$

Question 4.8 | **Déterminer** la puissance électrique nécessaire au fonctionnement des moteurs durant cette phase  $P_{\text{élec moteur P4}}$

**En déduire** la quantité d'énergie nécessaire au fonctionnement des moteurs durant cette phase  $W_{\text{élec moteur P4}}$ .

Question 4.9 | **Déterminer** la quantité d'énergie restante pour la phase 1 dans les batteries une fois la phase 4 terminée :  $W_{\text{batteries P1}}$ .

### Analyse de la phase de vol de nuit P1 :

Cette phase correspond à la fin de la nuit, les moteurs doivent permettre le maintien de l'avion à son altitude plancher de 5 000 m. Il s'agit donc de vérifier que l'énergie disponible dans les batteries est suffisante à ce maintien.

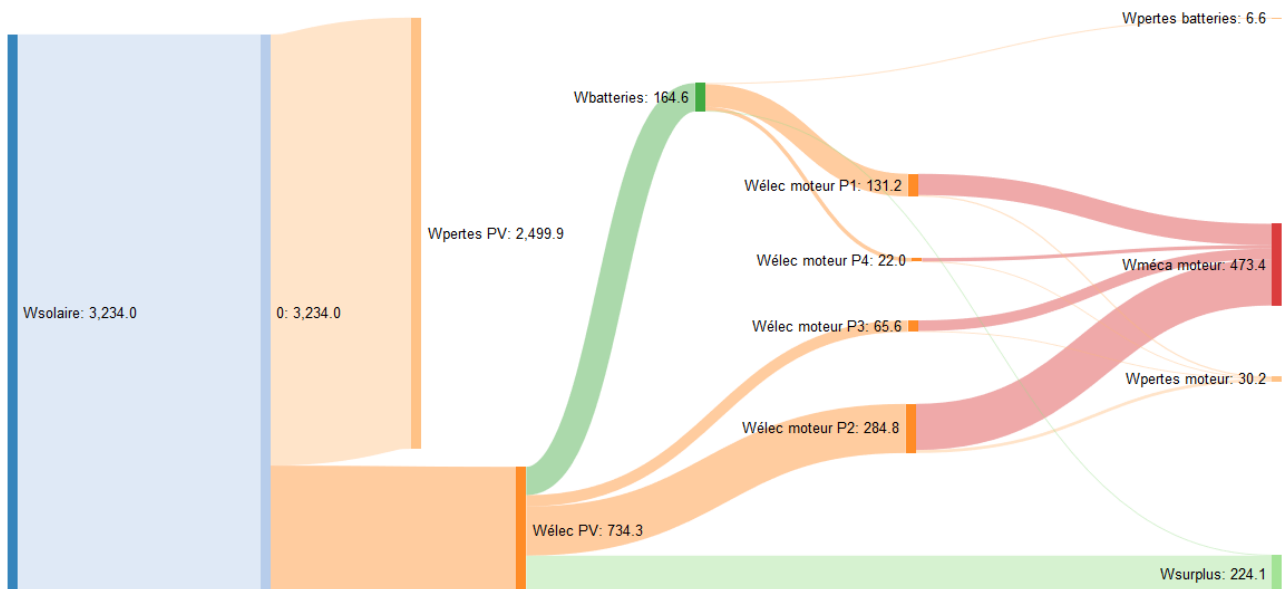
Question 4.10 | **Déterminer** la puissance électrique délivrable par les batteries durant la phase 1 :  $P_{\text{batteries P1}}$ .

**Vérifier** que cette puissance est suffisante pour maintenir l'altitude de l'avion.

Question 4.11 | **Conclure** sur la capacité du Solar Impulse 2 à voler de manière autonome sur un cycle de 24 h avec les batteries et les cellules solaires décrites.

**Expliquer** ce qu'il se passerait si le jour suivant, l'ensoleillement ne permettait la recharge des batteries qu'à 50 % ?

On considère que les consommations énergétiques du Solar Impulse 2 peuvent être représentées sous la forme du diagramme de Sankey suivant :



Question 4.12 | **Déterminer** le rendement global de la chaîne d'énergie du Solar Impulse 2 : entre l'énergie en entrée des panneaux photovoltaïques et l'énergie mécanique des moteurs (ne pas considérer les surplus dans le calcul du rendement).

Question 4.13 | **Repérer** l'élément principal responsable des pertes et **conclure** quant à l'efficacité globale des technologies mises en œuvre dans le Solar Impulse 2.

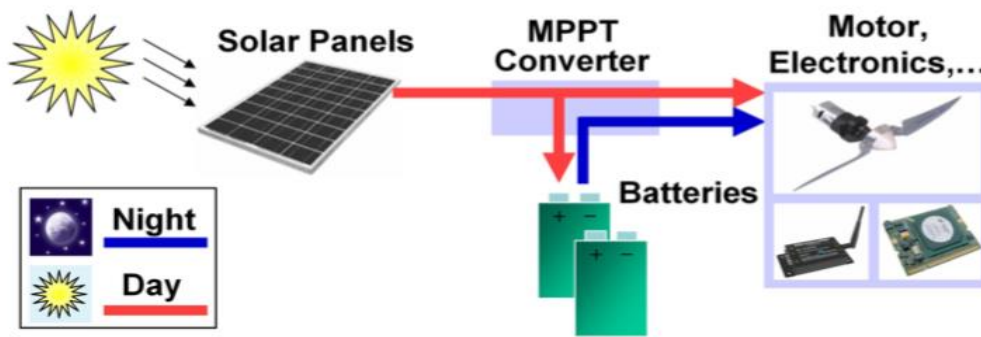
## Partie 5 : comment optimiser l'efficacité énergétique du « Solar Impulse 2 » ?

Le document DT 6 présente l'évolution sur 24 heures d'un vol en conditions normales (météorologie favorable) sans les phases de décollage et d'atterrissage.

Le vol en autonomie totale est par ailleurs 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  $260 \text{ W}\cdot\text{h}\cdot\text{kg}^{-1}$ .

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.

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.



Le principe du module MPPT est détaillé dans le DT 7. Le modèle multiphysique partiel des composants de la chaîne de puissance est donné dans le DT 8.

Question 5.1

DT 8

DR 3

À partir du modèle multiphysique du DT 8 et du diagramme IBD du DR 3, **identifier** et **nommer** la fonction réalisée par les blocs encadrés en pointillés.

La simulation du modèle multiphysique a permis d'obtenir le graphe donné dans le DR 5. Celui-ci représente l'évolution des puissances (en pourcentage de la puissance maximale disponible) et la charge du pack de batteries.

Question 5.2

DT 6, DT 9

DR 4

**Compléter** le document DR 4 en positionnant par des repères verticaux les 4 phases de vol du cycle journalier.

Question 5.3

DT 6, DT 9

DR 4

Sur votre feuille, pour chacune des phases de vol :

- **Préciser** les phases qui correspondent à la charge ou à la décharge des batteries.
- **Justifier** le signe de la grandeur « puissance batteries ».

Question 5.4

DT 7, DT 9

DR 4

Afin de déterminer le meilleur compromis dans la gestion de l'énergie, plusieurs simulations ont été réalisées.

Par comparaison entre les simulations avec ou sans MPPT, **donner** 2 arguments permettant de justifier l'utilisation des modules MPPT dans la recherche de l'optimisation de l'efficacité énergétique.

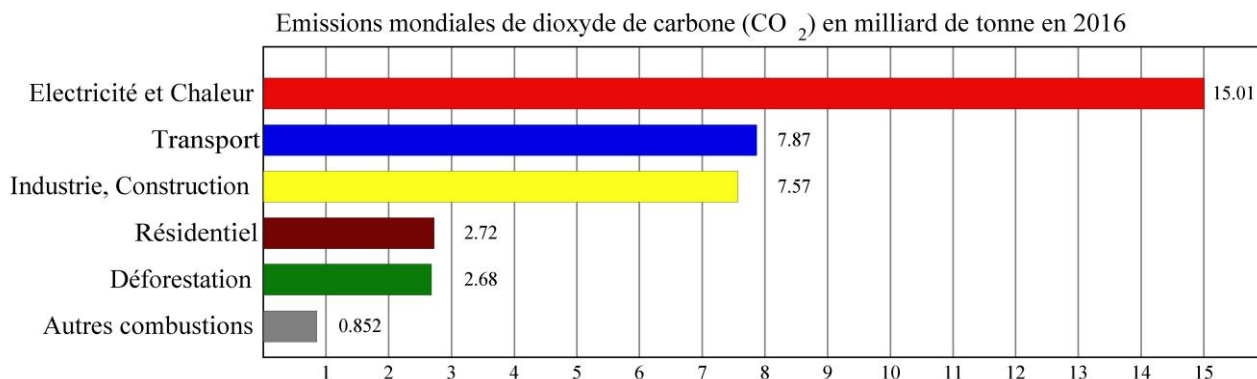
## Partie 6 : quel intérêt de développer des projets innovants ?

---

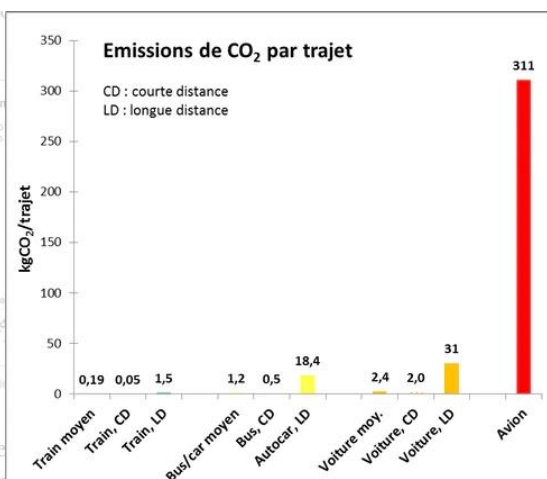
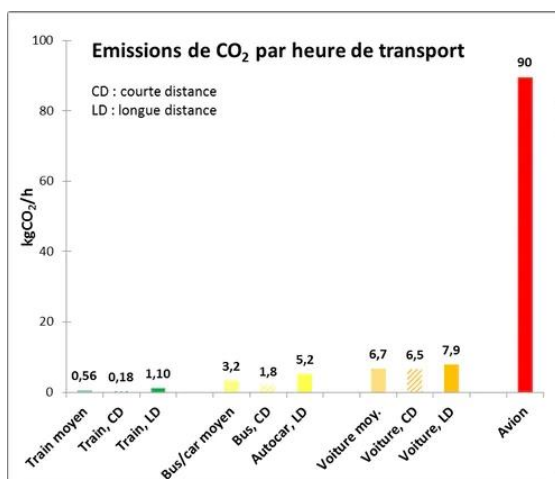
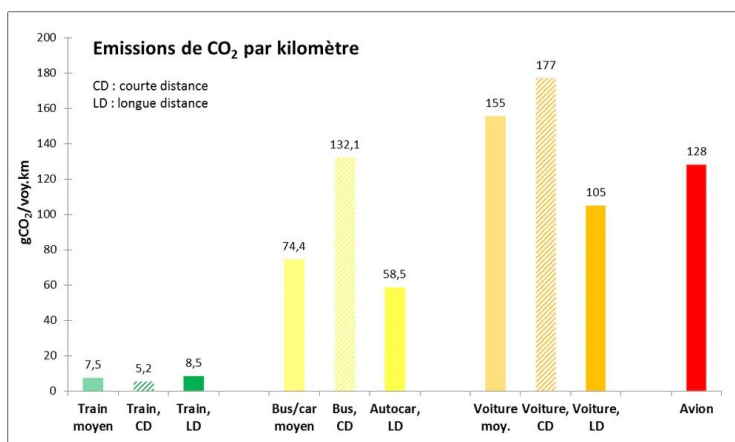
Question 6.1 | À l'aide du DT 10, **justifier** l'intérêt de concevoir un modèle virtuel global  
DT 10 | en phase de développement de produit.

Question 6.2 | À l'aide du DT 11, **justifier** l'intérêt scientifique, technologique et  
DT 11 | écologique de ce projet.

## DT 1 : extrait du rapport « CO<sub>2</sub> and Greenhouse Gas Emissions »



## DT 2 : diagramme comparatif des émissions de CO<sub>2</sub> en fonction du type de transport



## **DT 3 : extraits d'articles relatifs aux progrès envisagés pour réduire les émissions de dioxyde de carbone dans le transport aérien**

---

**Premier vol réussi pour l'avion hybride électrique Cassio 1 de Voltaero**, *L'Usine Nouvelle*, le 12/03/2020.

L'avion hybride de Voltaero prend son envol. Lundi 10 mars, le prototype de l'avion Cassio 1, développé par la petite entreprise basée à l'aérodrome de Médis, près de Royan (Charente-Maritime), a effectué son premier vol d'essai. Deux prototypes, deux configurations.

Le Cassio 1 vole avec deux moteurs électriques ENGINEUS 45 de Safran, montés sur les ailes et orientés vers l'avant, et avec un moteur à combustion interne dirigé vers l'arrière.

Le Cassio 2 embarquera un système propulsif constitué de deux moteurs électriques à l'avant de 60 kW chacun, ainsi que d'un moteur électrique à l'arrière de 180 kW couplé à un moteur thermique de 150 kW. La start-up développe un module breveté intégrant le moteur électrique et le moteur.

**Interview de Bertrand Piccard, pilote de Solar Impulse 2**, *Le Parisien*, le 09/06/2020.

Alors que l'État va aider l'industrie aéronautique française à concevoir d'ici 2035 des aéronefs neutres en carbone, le pilote Bertrand Piccard, auteur du tour du monde en avion solaire, estime que le défi est à notre portée.

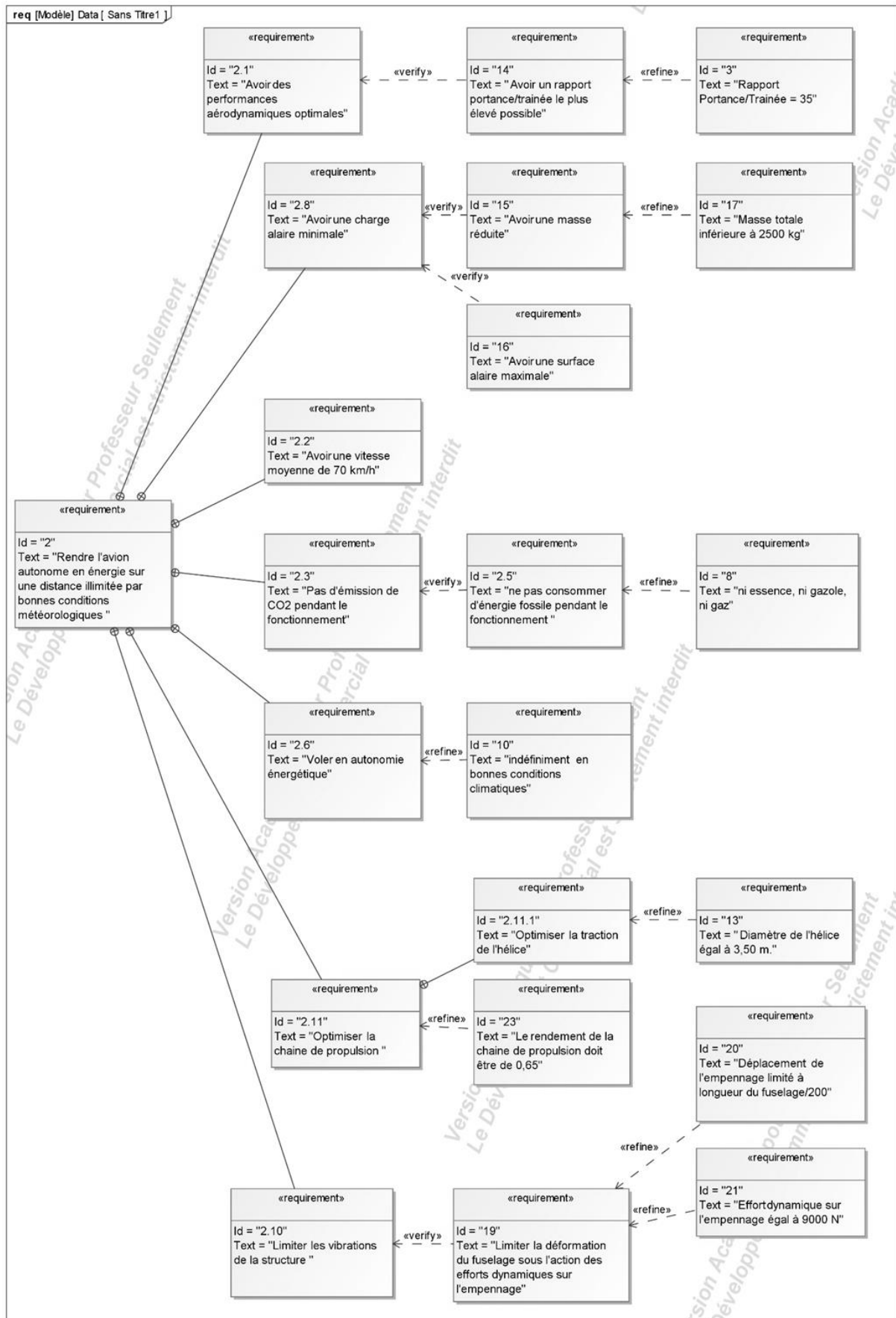
Un avion de ligne volant sans carburant, est-ce réaliste ?

BERTRAND PICCARD : C'est crédible à moyen terme. Même si on ne va pas remplacer les avions volant au kérosène et qui font des traversées transatlantiques tout de suite, on peut commencer par travailler sur les vols court-courriers qui font 500 km de distance. Ils pourraient rapidement devenir en partie électriques grâce à une pile à combustible alimentée par de l'hydrogène.





**Le secteur aérien doit se réinventer avec des avions « verts »**, site internet *RTBF*, le 11/06/2020

Un premier avion électrique certifié en Europe. On est encore loin de l'avion électrique transportant une centaine de passagers sur des milliers de kilomètres, mais la recherche avance. L'agence européenne de la sécurité aérienne (EASA) a annoncé mercredi avoir certifié pour la première fois « un avion entièrement électrique », développé par la société slovène Pipistrel Aircraft. « C'est le premier avion électrique que l'EASA ait certifié, mais ce ne sera certainement pas le dernier », s'est réjoui Patrick Ky, le directeur exécutif de l'EASA, cité dans son communiqué. Véritable permis de voler, la certification constitue un sésame incontournable avant l'entrée en service d'un nouvel avion.

## DT 4 : extrait du diagramme des exigences du projet Solar Impulse 2



## DT 5 : modèles d'avion léger

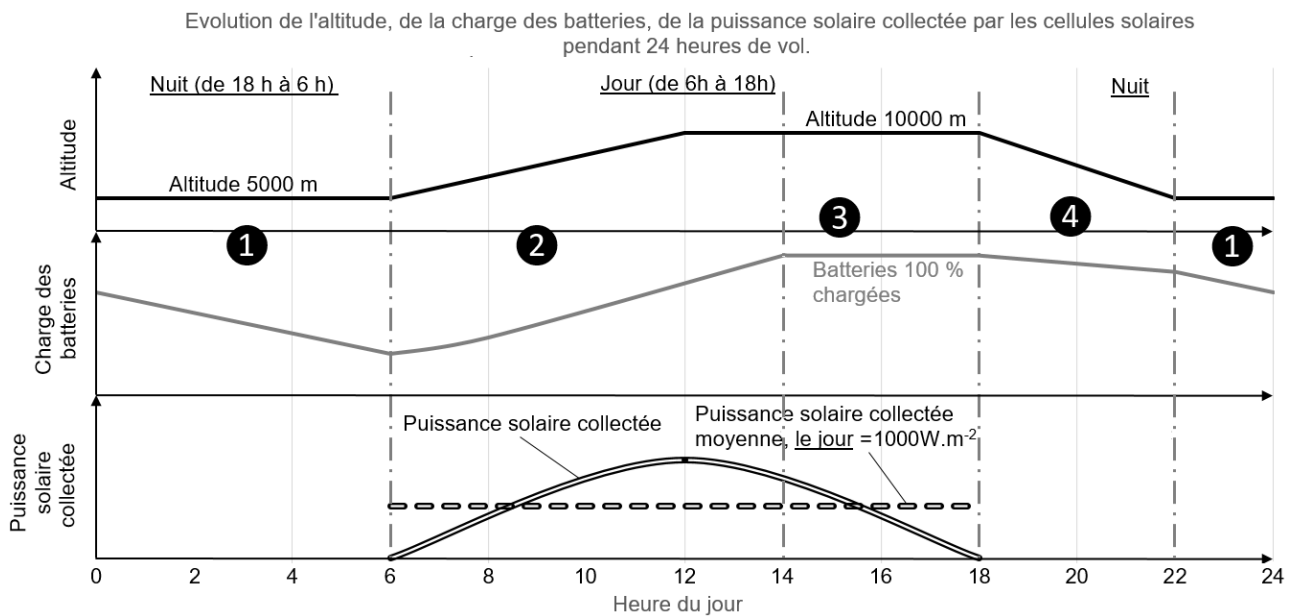
	Diamond DA42 - VI	X-57 de la Nasa	Aéronef Ehang 184	Solar Impulse 2
				
	Le DA42 est un bimoteur quadriplace. L'appareil est construit en fibre de carbone et reçoit une finition de surface de type planeur qui lui permet de compenser une motorisation plutôt faible. Celle-ci est composée de deux moteurs 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 km·h <sup>-1</sup> 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 <sub>2</sub> / km en utilisation	0,33 kg CO <sub>2</sub> par km	Estimée à 0,12 kg CO <sub>2</sub> par km	Estimée à 0,05 kg CO <sub>2</sub> par km	0 kg CO <sub>2</sub> 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 km·h <sup>-1</sup>	280 km·h <sup>-1</sup>	100 km·h <sup>-1</sup>	70 km·h <sup>-1</sup>
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	633 kg de batteries rechargées en vol par les panneaux solaires

## DT 6 : détail de 24h de vol en conditions normales du Solar Impulse 2

Le Solar Impulse 2 doit être autonome en énergie pendant plusieurs jours de vol. L'optimisation de l'efficacité énergétique est essentielle pour mener à bien le projet.

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



Phases de vol :

① : (Nuit de 22 h à 6 h) Les batteries fournissent l'énergie nécessaire pour maintenir l'avion à une altitude constante de 5000 m.

② : (Jour de 6 h à 14 h) 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.

③ : (Jour de 14 h à 18 h) Les cellules solaires fournissent de l'énergie pour maintenir l'avion à une altitude constante de 10000 m et le chargement des batteries est terminé.

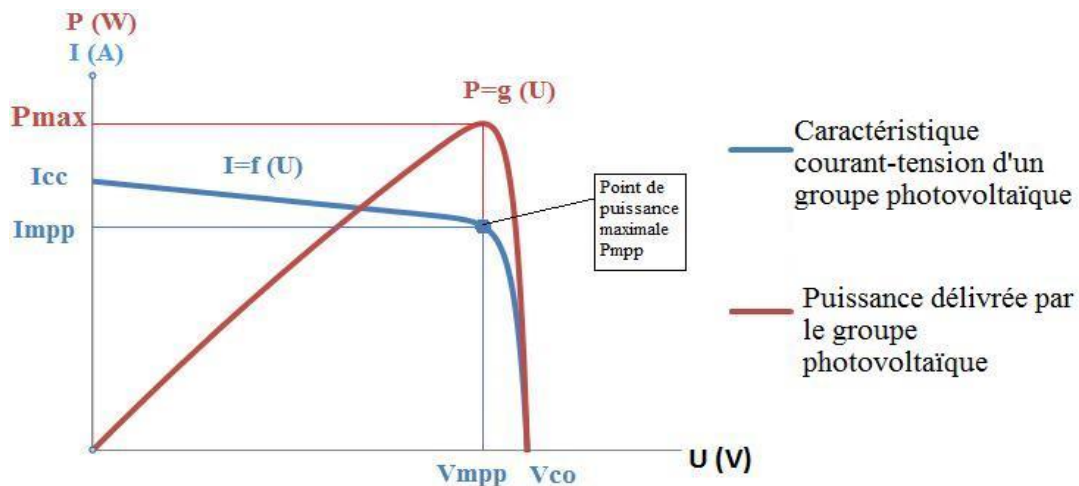
④ : (Nuit de 18 h à 22 h) L'avion plane, il perd de l'altitude, jusqu'à 5000 m. Cette phase consomme peu d'énergie, car les moteurs tournent au ralenti. L'énergie est fournie par les batteries.

① : (Nuit) Retour à la phase ①.

## DT 7 : principe de fonctionnement d'un module 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 (appelé aussi groupe photo voltaïque GPV) et un pack batterie, le module MPPT cherche en permanence à produire une tension  $U_s$  et un courant  $I_s$  correspondant à la puissance maximale  $P_{MPP}$  que peut délivrer le GPV.



### Principe de fonctionnement

L'idée est d'utiliser entre le panneau et le pack batterie un convertisseur DC-DC (continu-continu) piloté par un microcontrôleur via un signal mPtracker : en faisant varier le rapport cyclique du signal mPtracker, le programme du microcontrôleur ajuste la tension de sortie  $U_s$  du convertisseur.

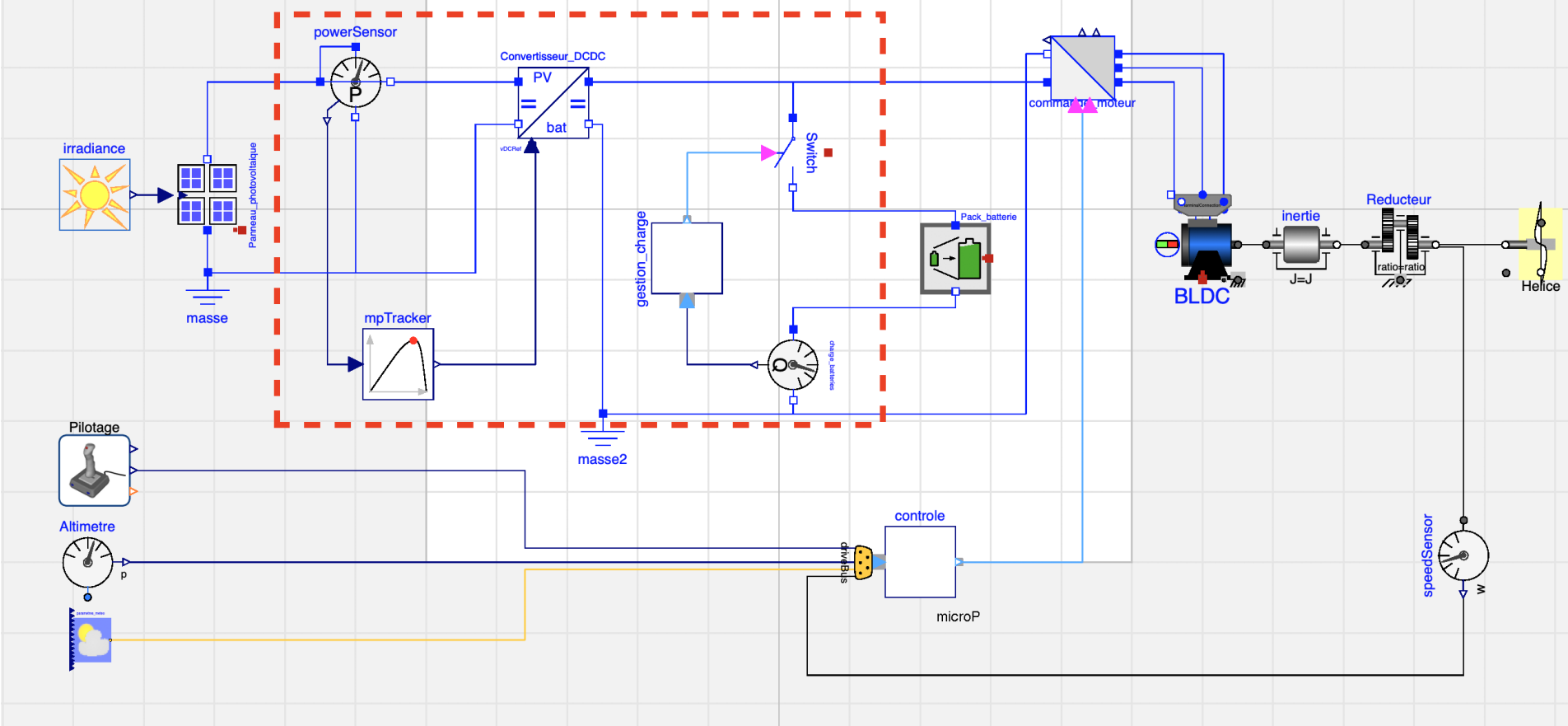
- Le module MPPT acquiert en permanence le courant  $I_{PV}$  et la tension  $U_{PV}$  délivrés par le panneau solaire.
- Il calcule en permanence la puissance d'entrée  $P_E$  et ajuste la tension de sortie  $U_s$  (et donc aussi le courant  $I_s$ ) du convertisseur jusqu'à atteindre en entrée la puissance maximale  $U_{MPP}$ ,  $I_{MPP}$  que peut délivrer le panneau. La puissance en sortie  $P_s$  est alors aussi maximale.

On considère que le rendement du convertisseur est de 100 %.

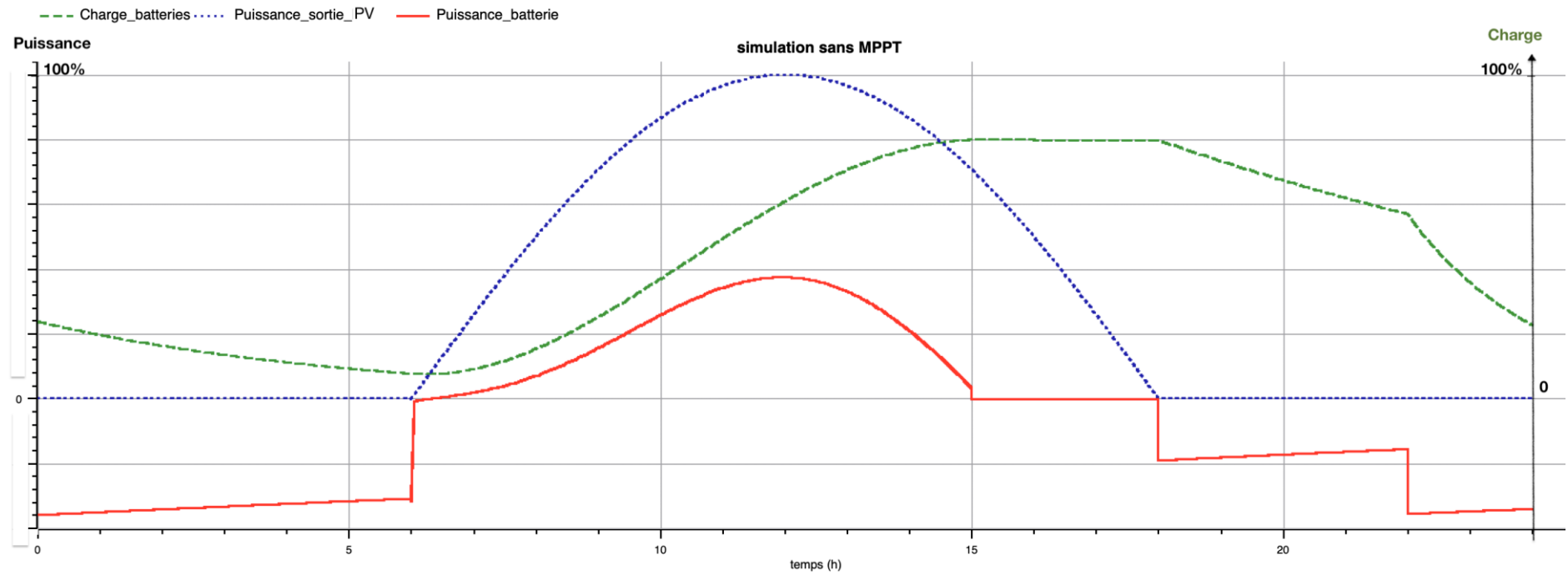
On a donc  $P_s = U_s \cdot I_s = P_E = U_{PV} \cdot I_{PV}$ .

Le module MPPT permet également la régulation de la charge du pack de batteries.

# DT 8 : modèle multiphysique partiel des constituants de la chaîne de puissance



## DT 9 : graphe obtenu par la simulation du modèle multiphysique SANS module MPPT



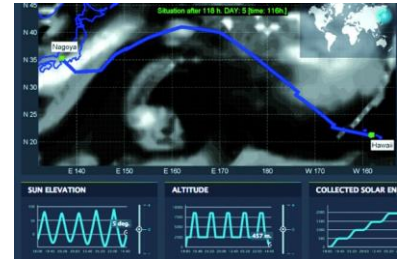
## DT 10 : solar Impulse 100 % calculé

---

Par Jean-François Prévéraud, publié le 14/04/2016

### Trajectoire de l'avion solaire calculée par le modèle de simulation d'Altran.

Solar Impulse est un pur produit de la simulation. Il a en effet fallu partir d'une feuille blanche pour concevoir un avion solaire capable de faire le tour du monde, puis prévoir tous les cas de vol et définir les meilleures routes. « Pour réussir un tel projet, il faut toujours être aux limites sans les franchir. C'est là que la simulation nous a aidés »



### Un modèle comportemental de l'avion

Il s'agit donc de réussir à faire tendre le processus de conception vers un optimum qui sera la meilleure réponse au problème.

On a aussi bâti un modèle comportemental de l'avion afin d'évaluer les différents choix conceptuels, dont certains sont contre-intuitifs.

### Un supercalculateur sur mesure

Cette approche a été utilisée, avant de construire l'avion, pour valider, grâce à des vols virtuels, son comportement dans son domaine de vol.

Elle a aussi servi pour créer la simulation de mission de l'avion, c'est-à-dire pour faire voler son modèle comportemental sur une route donnée dans les conditions les plus probables, issues des prévisions météo.

Cette méthode permet en outre de valider la faisabilité du vol en termes énergétiques. « Cette année, nous allons tenir compte de cinquante scénarios météo probabilistes pour chaque vol. On va ainsi augmenter les opportunités de décollage »

### Jumeau numérique : qu'est-ce que c'est ?

Le jumeau numérique est la réplique d'un objet, d'un système, d'une implantation... sous une forme numérique.

Soit on part d'un système réel équipé de capteurs pour récupérer les données qui en sont issues. Avec ces data, on construit des modèles de prédiction, grâce aux techniques d'intelligence artificielle (IA).

Soit on part d'équations issues de la physique qu'on nourrit de mesures et résout numériquement pour prédire des comportements.

### Le rôle des jumeaux numériques dans l'industrie

En phase de développement, il y a quelques années, une entreprise créait physiquement un objet pour lui faire subir un ensemble de tests, y apporter des modifications. Avec le jumeau numérique, les données recueillies sur l'évolution de l'objet permettent d'en anticiper et d'en optimiser les performances. Le but est de gagner en fiabilité, améliorer le niveau de sécurité et réduire les coûts de réparation en anticipant les défaillances à venir.

L'un des défis majeurs des entreprises reste la question de la maintenance prédictive. À cet effet, le jumeau numérique peut aussi se révéler très utile pour comprendre, anticiper et optimiser les performances d'un objet ou d'un système. En combinant une vision en continu d'un objet et en ajoutant des données de contrôle de la performance, le jumeau numérique permet de mener des analyses et d'identifier en amont un risque de défaillance.

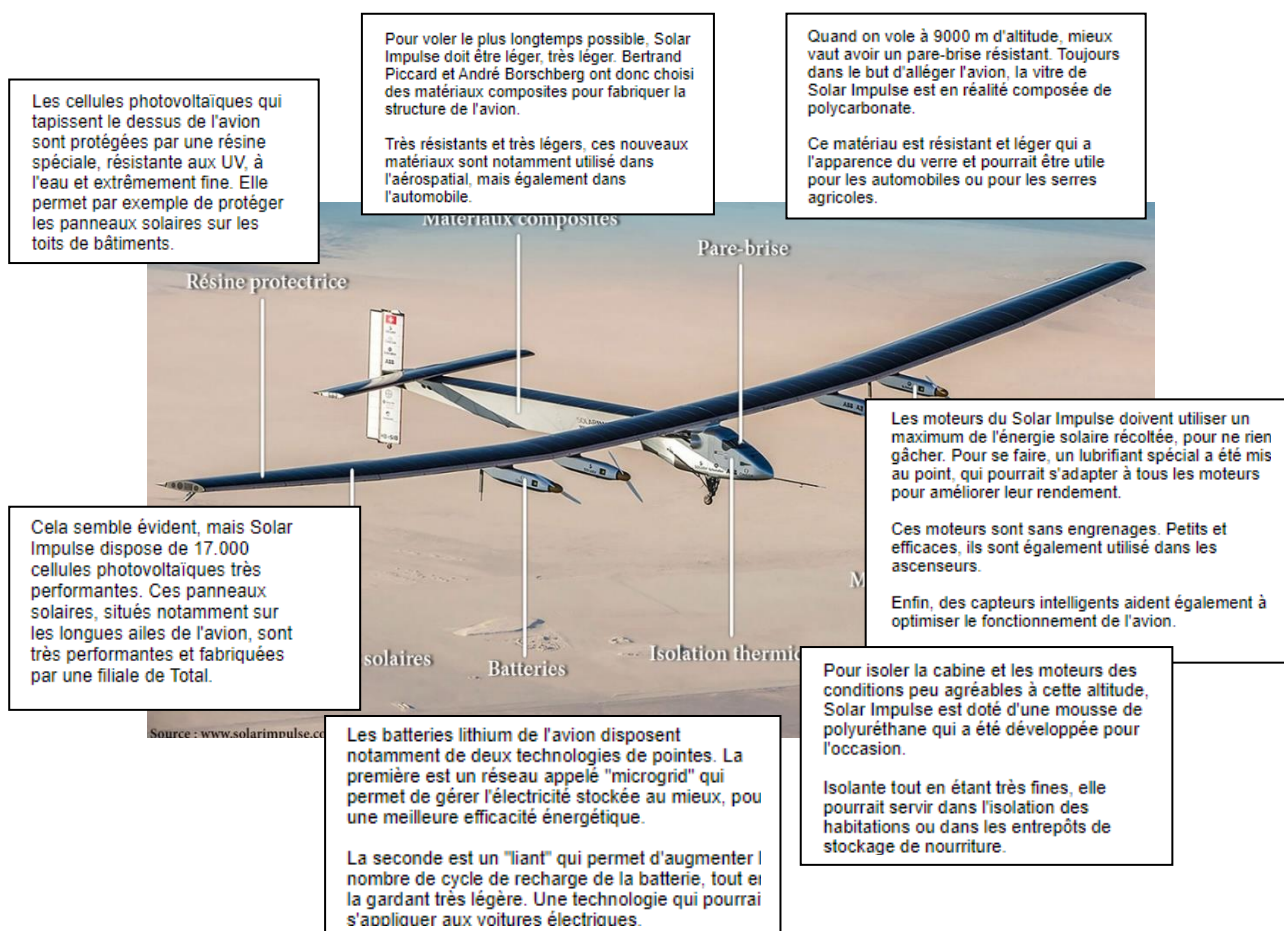
## DT 11 : à quoi servent les technologies du Solar Impulse 2 dans la vie de tous les jours ?

Grégory Rozières et Maxime Bourdeau, *Le HuffPost*.

Évidemment, dans un avenir proche, l'idée d'un avion commercial fonctionnant à 100 % à l'énergie solaire est inenvisageable. « Notre succès ne sera donc pas seulement de faire le tour du monde sans carburant, mais surtout de motiver tout un chacun à mettre en œuvre les mesures nécessaires pour diminuer sa propre dépendance aux énergies fossiles ».

À terme, Bertrand Piccard et André Borschberg, les deux Suisses à l'origine du projet, imaginent que Solar Impulse pourrait devenir un drone solaire, afin de remplacer par exemple les satellites (Google y réfléchit aussi).

En attendant, les technologies de pointe embarquées dans cet avion hors normes peuvent avoir beaucoup d'utilité sur le plancher des vaches<sup>1</sup>.







<sup>1</sup> La terre ferme

**DR 1 : comparaison des émissions de dioxyde de carbone par moyen de transport**

---

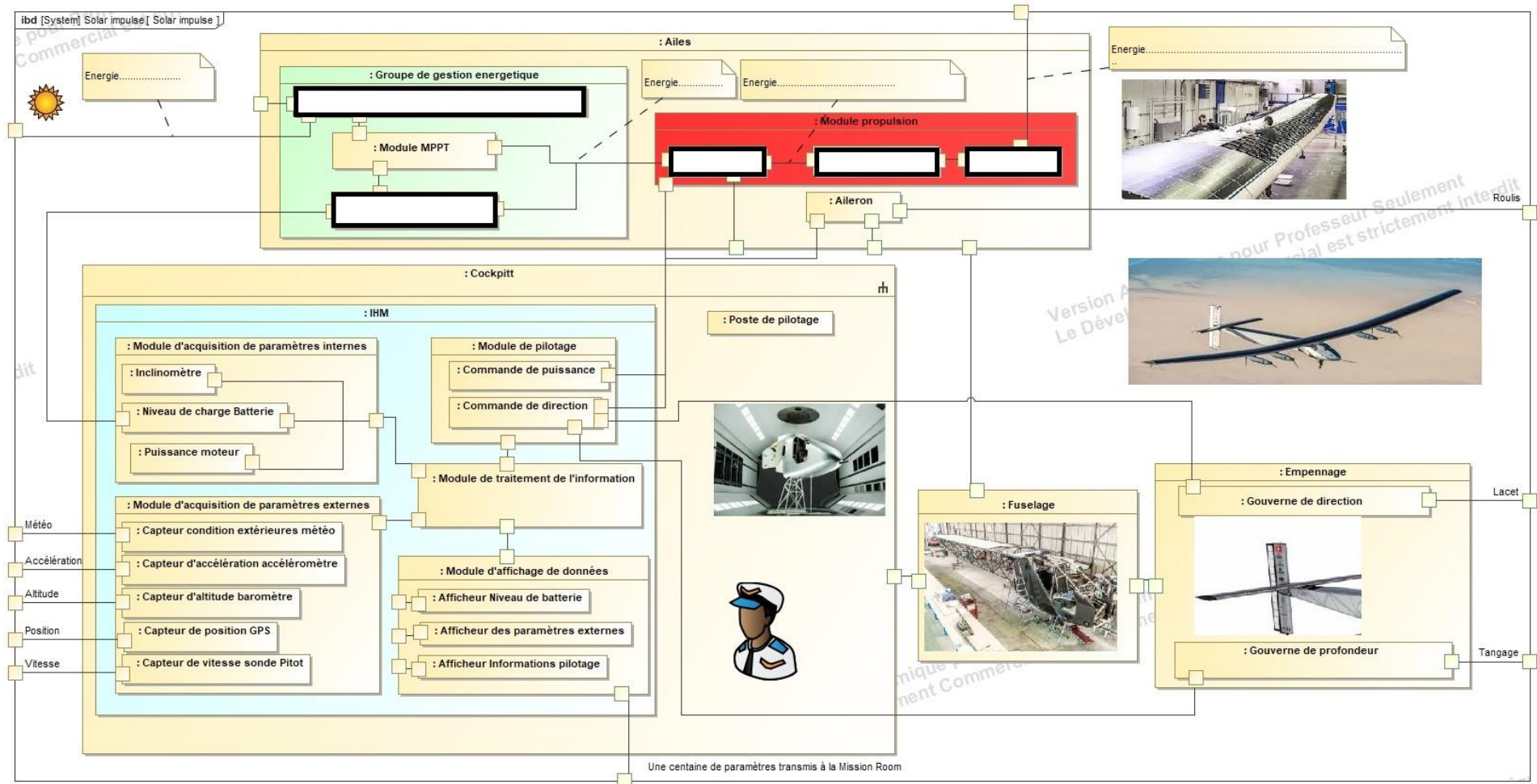
	Voiture (distance moyenne)	Car-Bus (distance moyenne)	Avion	Rapport : $\frac{\text{Avion}}{\text{Voiture (distance moyenne)}}$	Rapport : $\frac{\text{Avion}}{\text{Car-Bus (distance moyenne)}}$
g CO <sub>2</sub> émis par kilomètre et par voyageur					
kg CO <sub>2</sub> émis par heure de transport					
kg CO <sub>2</sub> émis par trajet					

## DR 2 : choix de l'avion léger répondant aux critères

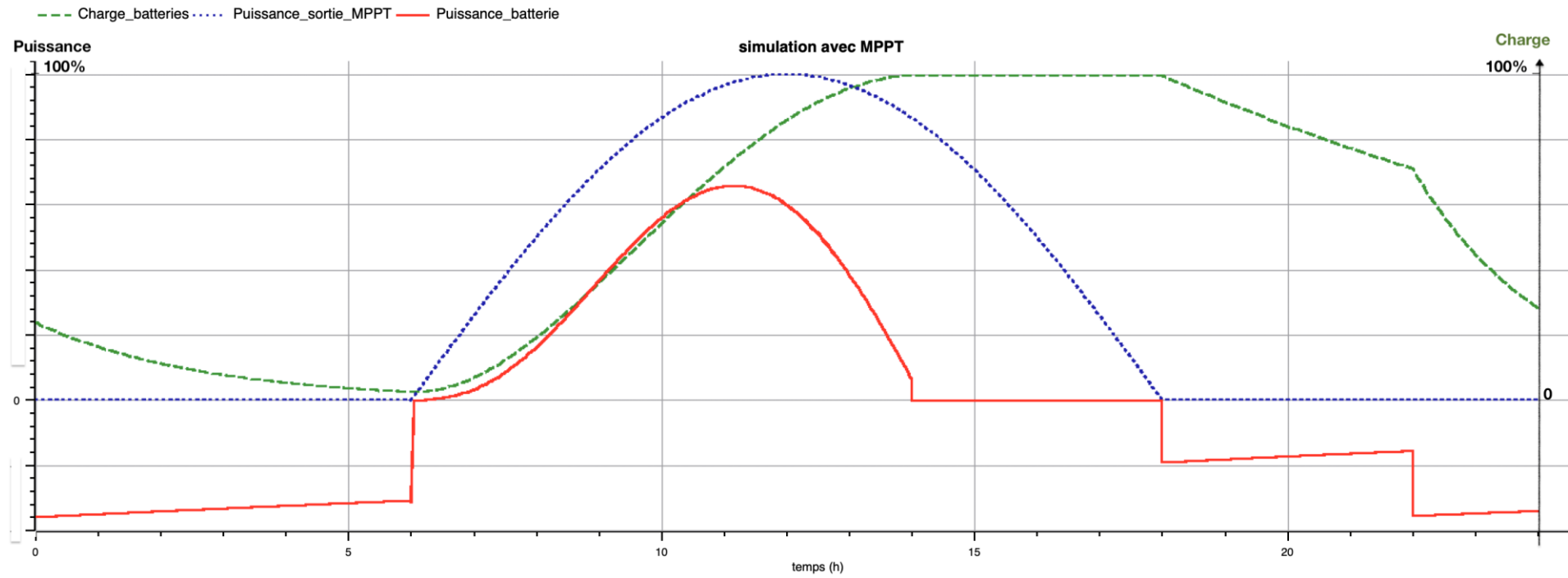
Question 2.1  Critères et exigences du cahier des charges à indiquer (cf. DT1)	Question 2.2 : Mettre <b>+1</b> si le critère est respecté, sinon indiquer <b>-1</b>			
Critère : <b>empreinte CO<sub>2</sub> en utilisation</b> Exigence : ----- -----	Diamond DA42 – VI  	X-57 de la Nasa  	Aéronef Ehang 184  	Solar Impulse 2  
Critère : <b>Distance à parcourir sans atterrissage</b> Exigence : 9000 km	<b>-1</b>	<b>-1</b>	<b>-1</b>	<b>+1</b>
Critère : <b>Ne pas être dépendant des énergies fossiles</b> Exigence : pas de consommation d'essence, de gaz ou de gazole	<b>-1</b>	<b>+1</b>	<b>+1</b>	<b>+1</b>
Critère : <b>Autonome en énergie en vol</b> Exigence : ----- -----				
Critère : <b>Limiter la masse de l'avion</b> Exigence : ----- -----				
TOTAL :				

Conclusion : (Question 2.3)

# DR 3 : IBD Solar Impulse à compléter



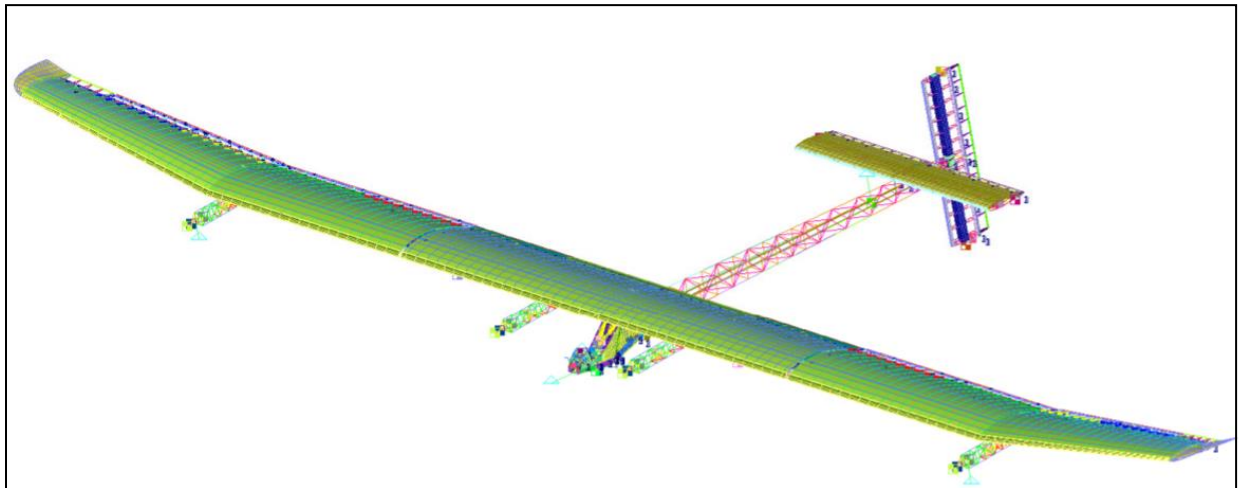
## DR 4 : graphe obtenu par la simulation du modèle multiphysique AVEC module MPPT



**Sujet zéro**

**2I2D Enseignement spécifique**  
**Innovation technologique et éco-conception**

**Solar Impulse 2**



**Constitution du sujet :**

- Dossier sujet et questionnaire ..... Pages 26 à 33
- Dossier technique..... Pages 34 à 38
- Documents réponses ..... Pages 39 à 40

Dans cette partie spécifique, vous devez choisir de traiter la partie A (choix 1) ou la partie B (choix 2).  
Les autres parties, C et D, sont à traiter obligatoirement

**Les deux documents réponses, DRS1 et DRS2, sont à rendre agrafés avec votre copie.**

## Mise en situation

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.

L'étude qui suit nous permettra de valider :

- l'optimisation de la masse de l'avion (PARTIE A),
- l'optimisation de la chaîne de propulsion (PARTIE B),

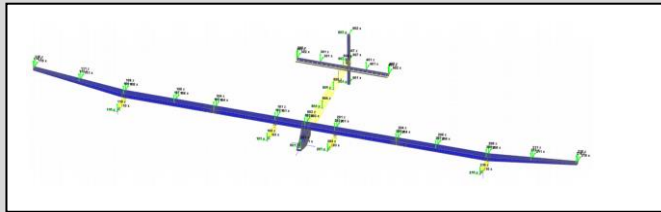
en vérifiant que les conditions de vol et de pilotage en toute sécurité sont respectées (PARTIE C). La conclusion (PARTIE D) permettra de clore l'étude.

## Travail demandé

### Choix 1

## PARTIE A : Comment optimiser le rapport poids/résistance de l'avion ?

Pour garantir la sécurité et permettre l'autonomie énergétique du Solar Impulse, des études ont été menées pour optimiser le rapport poids/résistance de la structure.



Du point de vue énergétique, 17 248 cellules solaires sont nécessaires. Cela signifie une surface d'aile de 200 m<sup>2</sup> et impose une envergure d'ailes de 72,3 m.

La masse critique totale de l'avion à ne pas dépasser a été fixée à 2 500 kg.

Pour atteindre cette masse, deux pistes de travail ont été menées conjointement :

- une recherche du matériau optimum ;
- une étude de la structure.

Les éléments les plus sollicités de la structure sont les deux ailes constituées d'un longeron en trois tronçons collés les uns aux autres et de 120 nervures réparties tous les 50 cm qui donnent le profil aérodynamique.

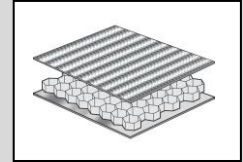


*Une étude préliminaire de résistance des matériaux est menée afin de pré dimensionner la structure.*

**Choix du matériau de la structure : l'objectif général est de trouver le matériau le plus léger et résistant possible.**

Question A.1 | A l'aide du DTS1, **justifier** le choix d'un matériau composé de mousse et de fibres de carbone pour le longeron.  
DTS1

L'optimisation du matériau utilisé pour réaliser le longeron amène à obtenir l'indice de performance  $I = \frac{\rho}{E^{1/2}}$  le plus petit possible.



Question A.2 | A l'aide du DTS2, **justifier** le choix d'une structure en fibre de carbone.  
DTS2

**Dimensionnement de la structure : pour la suite de l'étude, nous ferons l'hypothèse que la structure est uniquement composée de fibre de carbone. L'objectif général est de trouver les dimensions minimales qui en garantissent la résistance.**

Le premier test qui a été mené permet de valider sa résistance en flexion aux efforts statiques (masse de 6,5 tonnes appliquée uniformément ce qui correspond à une charge répartie  $q = 882 \text{ N.m}^{-1}$ ).

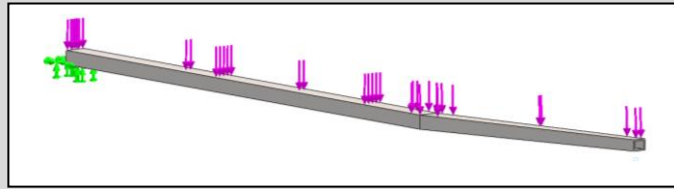


Le longeron est de section rectangulaire creuse et ses dimensions extérieures imposées par l'aérodynamisme sont les suivantes :

Géométrie	Dimensions	Moment Quadratique $I_{GZ}$
	$B = 0,6 \text{ m}$ $b = 0,58 \text{ m}$ $H = 0,35 \text{ m}$ $h = 0,33 \text{ m}$	$I_{GZ} = \frac{BH^3 - bh^3}{12} = 4 * 10^{-4} \text{ m}^4$

Question A.3 | Pour mener une étude de résistance des matériaux (RDM) il est nécessaire de définir le type de chargement. Parmi les représentations suivantes, **choisir** et **justifier** celle qui correspond à la modélisation de l'aile, sachant qu'on ne considèrera qu'une aile et qu'elle sera supposée encastree sur le cockpit et soumise à une charge répartie sur toute sa surface (cf. dessin ci-dessous)

Schéma Statique			charge...
poutre... sur 2 appuis		<input type="radio"/>	1 ponctuelle
		<input type="radio"/>	2 répartie
appuyée-encastree		<input type="radio"/>	3 répartie
		<input type="radio"/>	4 ponctuelle
bi-encastree		<input type="radio"/>	5 répartie
		<input type="radio"/>	6 ponctuelle



Pour la suite de l'étude, nous prendrons les valeurs suivantes :

$$\text{Résistance mécanique fibre de carbone} = 1\,050 \text{ MPa Et } \mathcal{M}_{fmax} = \frac{q \times L^2}{2} = 576\,308 \text{ N.m}$$

$$\text{L'expression de la contrainte de flexion est la suivante : } \sigma_{max} = \frac{\mathcal{M}_{fmax}}{I_{GZ}/v}$$

Avec  $\sigma_{max}$  contrainte de flexion en MPa

$\mathcal{M}_{fmax}$  moment fléchissant maxi en N.m

$I_{GZ}$  inertie de la section en  $\text{m}^4$

$v$  distance entre le centre de gravité et la fibre la plus comprimée ou tendue ; on prendra  $v = \frac{0.35}{2} = 0,175 \text{ m}$

Question A.4 | À l'aide de l'équation précédente, **calculer** la contrainte maximum  $\sigma_{max}$  subie par le longeron.

**Énoncer** et **vérifier** la condition de résistance.

Compte tenu des résultats précédents, il apparaît qu'il est possible de diminuer l'épaisseur de section. Pour cette optimisation, une étude par éléments finis est menée, l'objectif étant de minimiser le poids en garantissant un coefficient de sécurité de **s = 1,2**.

Question A.5 | **Compléter** le DRS1 de la façon suivante :

DRS1

Pour chaque simulation, **relever** la valeur de la contrainte maximale.

**Choisir** la section optimum.

Le longeron est en réalité fabriqué en trois tronçons distincts assemblés dans un second temps. La solution choisie pour réaliser cette liaison encastrement est évidemment fondamentale, car elle risque de représenter le point de fragilité du longeron final.



- Question A.6 | Pour réaliser cette liaison, plusieurs solutions se dessinent. À l'aide du DTS3, **choisir** en la **justifiant** la solution la plus adaptée.
- Question A.7 | **Conclure** quant au respect des exigences du cahier des charges (masse critique, fragilité des liaisons encastremets...).

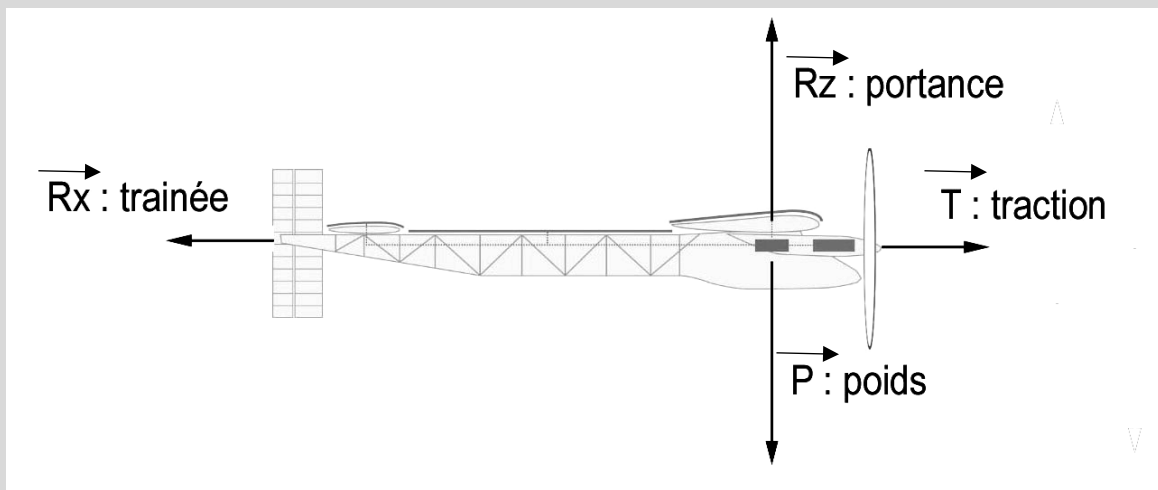
## Choix 2

### PARTIE B : Comment garantir l'optimisation de la chaîne de propulsion ?

L'avion est équipé de moteurs BRUSHLESS. Chaque moteur est associé à un contrôleur, qui contrôle le champ électromagnétique tournant dans le stator. Ce champ entraîne en rotation le rotor du moteur. La chaîne de propulsion de l'avion est donc constituée d'un contrôleur, d'un moteur, d'un réducteur et de l'hélice de l'avion (Voir DTS5).

La puissance délivrée par la chaîne d'énergie en entrée du système de propulsion est estimée à environ 22 kW.

L'équilibre d'un avion en vol est décrit par le schéma suivant :



Les actions aérodynamiques génèrent la portance (force qui « porte » l'avion et qui vient compenser le poids de l'avion qui l'entraîne vers le bas) ainsi que la traînée (force induite notamment par le frottement qui s'oppose au mouvement et vient donc en opposition à la traction exercée par le moteur de l'avion).

Question B.1 | Lorsque l'avion est en vol stationnaire (vitesse et altitude constante), **énoncer** le principe fondamental de la statique puis en **déduire** les relations existantes :

- entre l'intensité des forces traction ( $T$ ) et traînée ( $R_x$ ) ;
- entre l'intensité des forces portance ( $R_z$ ) et poids ( $P$ ).

La valeur du rapport portance / traînée est définie dans le diagramme d'exigence DTS4. La valeur de la masse de l'avion est définie dans le diagramme d'exigence DTS4.

On prendra  $g$ , accélération de la pesanteur, égale à  $10 \text{ N.m}^{-2}$ .

Question B.2 | **Calculer** l'effort de traction exercé par les hélices.

DTS4

La vitesse de l'avion est définie dans le diagramme d'exigence DTS4.

Question B.3 | **Calculer** la puissance mécanique de traction nécessaire pour maintenir l'avion en vol,  $P_m$ .  
DTS4

Pour la suite de l'étude, nous prendrons  $P_m = 14\,000\text{ W}$ .

### RENDEMENT D'UNE HÉLICE

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

Le rendement  $\eta$  dépend d'un paramètre nommé  $\gamma$  donné par la formule suivante :

$$\gamma = \frac{V_a}{d \times \omega_h}$$

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

La relation entre  $\gamma$  et  $\eta$  est décrite par la courbe qui figure dans le DTS6.

Le diamètre de l'hélice est la valeur maximale permise par la géométrie l'avion. Ce diamètre est donné dans le diagramme d'exigence DTS4.

Question B.4 | **Justifier** que la fréquence de rotation de l'hélice correspondant à son rendement mécanique maximum est d'environ  $400\text{ tr.min}^{-1}$ . **Donner** la valeur du rendement  $\eta$  associée.  
DTS6

### CHOIX DU RÉDUCTEUR

La vitesse de rotation du moteur qui correspond à son rendement optimal est de  $4\,000\text{ tr.min}^{-1}$ . Elle est donc différente de la vitesse de rotation optimale de l'hélice. On interpose donc un réducteur pour avoir une puissance optimale de ces deux éléments. Dans le DTS7, vous disposez d'un extrait du catalogue du fabricant de réducteurs retenus pour équiper le Solar Impulse.

Question B.5 | **Choisir** le réducteur convenable pour que l'hélice et le moteur fonctionnent à des vitesses de rotation optimales. **Justifier** votre démarche.  
DTS7

### CONCLUSION : RENDEMENT GLOBAL DU SYSTÈME DE PROPULSION

Question B.6 | **Calculer** le rendement global du système de propulsion en vous aidant du diagramme de bloc interne du module propulsion figurant sur le DTS5 et de l'étude précédente. **Le comparer** au rendement recherché qui figure dans le diagramme d'exigence DTS4.  
DTS4, DTS5

**Conclure** en vérifiant que le rendement de la chaîne de propulsion respecte le diagramme des exigences et que la puissance délivrée par la chaîne d'énergie est suffisante pour tracter l'avion.

## PARTIE C : Comment garantir des conditions de pilotage en toute sécurité ?

Une des grandes problématiques à résoudre pour pouvoir piloter un avion aussi léger, avec une telle surface alaire (surface des ailes) et à faible vitesse est le maintien de l'avion à plat et la gestion des virages. Pour garantir un vol en toute sécurité, il est nécessaire de maintenir un angle de gîte de  $\pm 5^\circ$  maximum par rapport à l'horizontale.

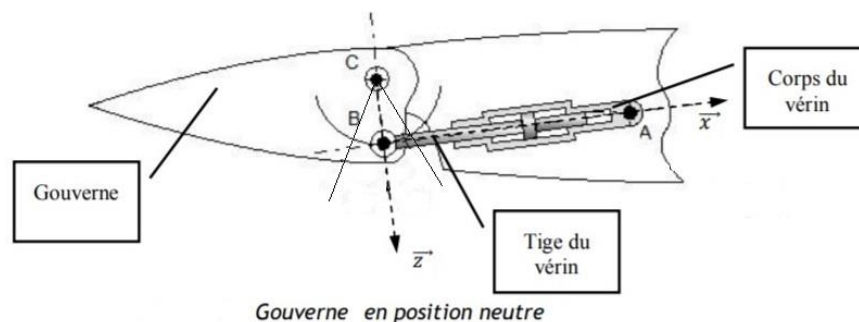
L'inclinaison de l'avion est cependant nécessaire pour modifier la trajectoire du vol et elle est obtenue par une rotation inverse de deux gouvernes pilotées par des vérins nouvelle génération dont nous allons vérifier la performance.



### Vérification des performances de pilotage :

Pour garantir au pilote la capacité de maintenir l'avion dans la plage d'inclinaison maximum de  $\pm 5^\circ$ , une étude aérodynamique a permis de définir que la gouverne doit pouvoir tourner de  $\pm 30^\circ$  en 3 secondes.

Le DTS8 précise les caractéristiques du vérin choisi pour notre application.



Question C.1

DTS8, DRS2

**Représenter** sur le document réponse le vérin en position extrême rentrée et position extrême sortie. En **déduire** la course du vérin nécessaire pour réaliser ce débattement angulaire de  $60^\circ$  de la gouverne. **Conclure** quant à la performance de course du vérin par rapport au débattement angulaire de gouverne nécessaire.

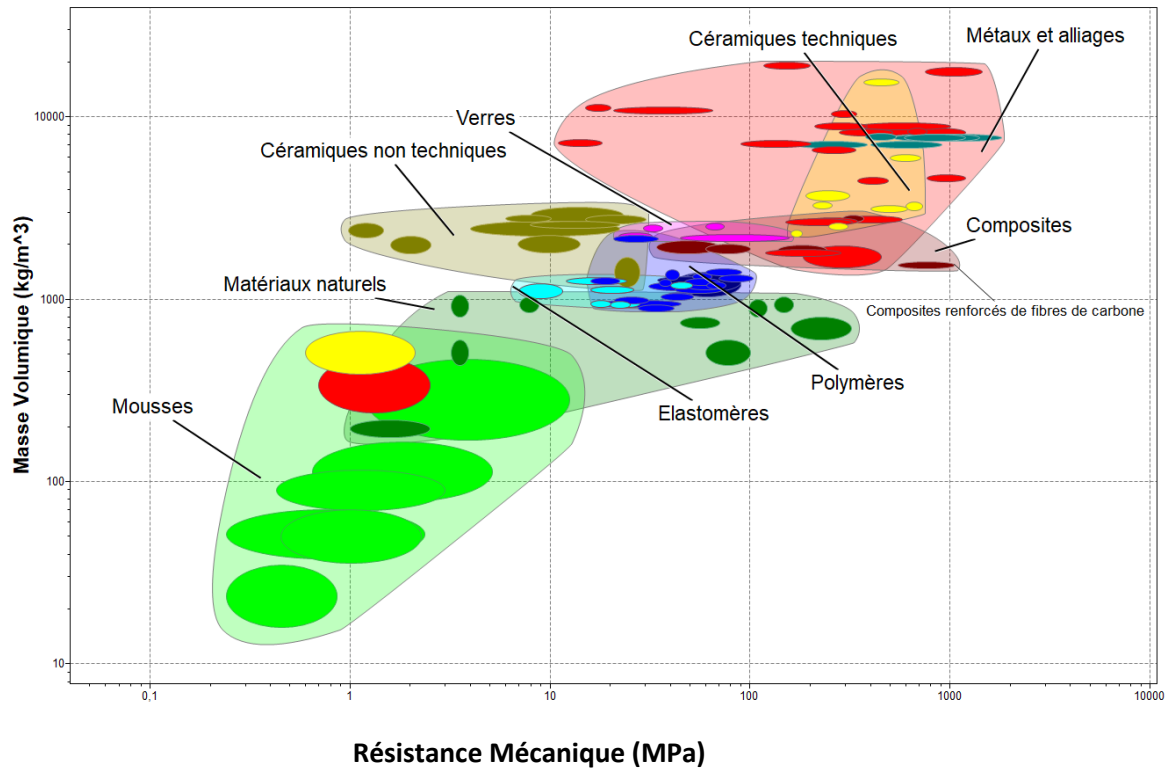
## **PARTIE D : Synthèse**

---

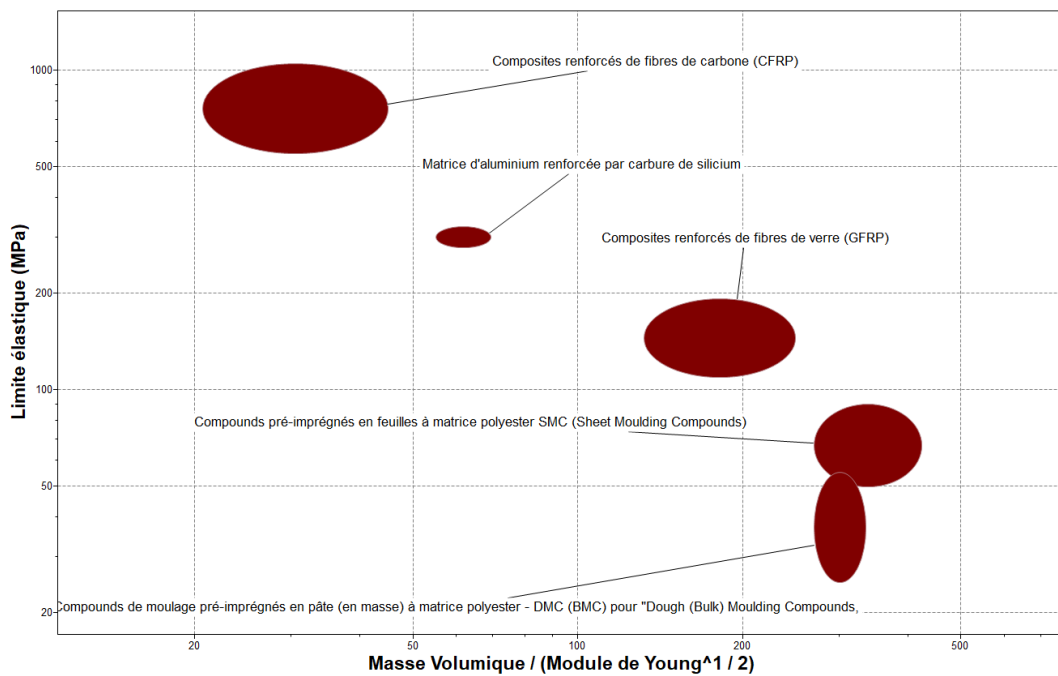
Question D.1 | À partir des résultats obtenus dans les différentes parties, **conclure** sur le respect des contraintes du cahier des charges du point de vue :

- de la résistance (partie A) ou des efforts (partie B) ;
- du mouvement (partie C).

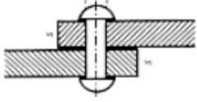
## DTS1 : Diagramme masse volumique / résistance mécanique



## DTS2 : Diagramme limite élastique / indice performance



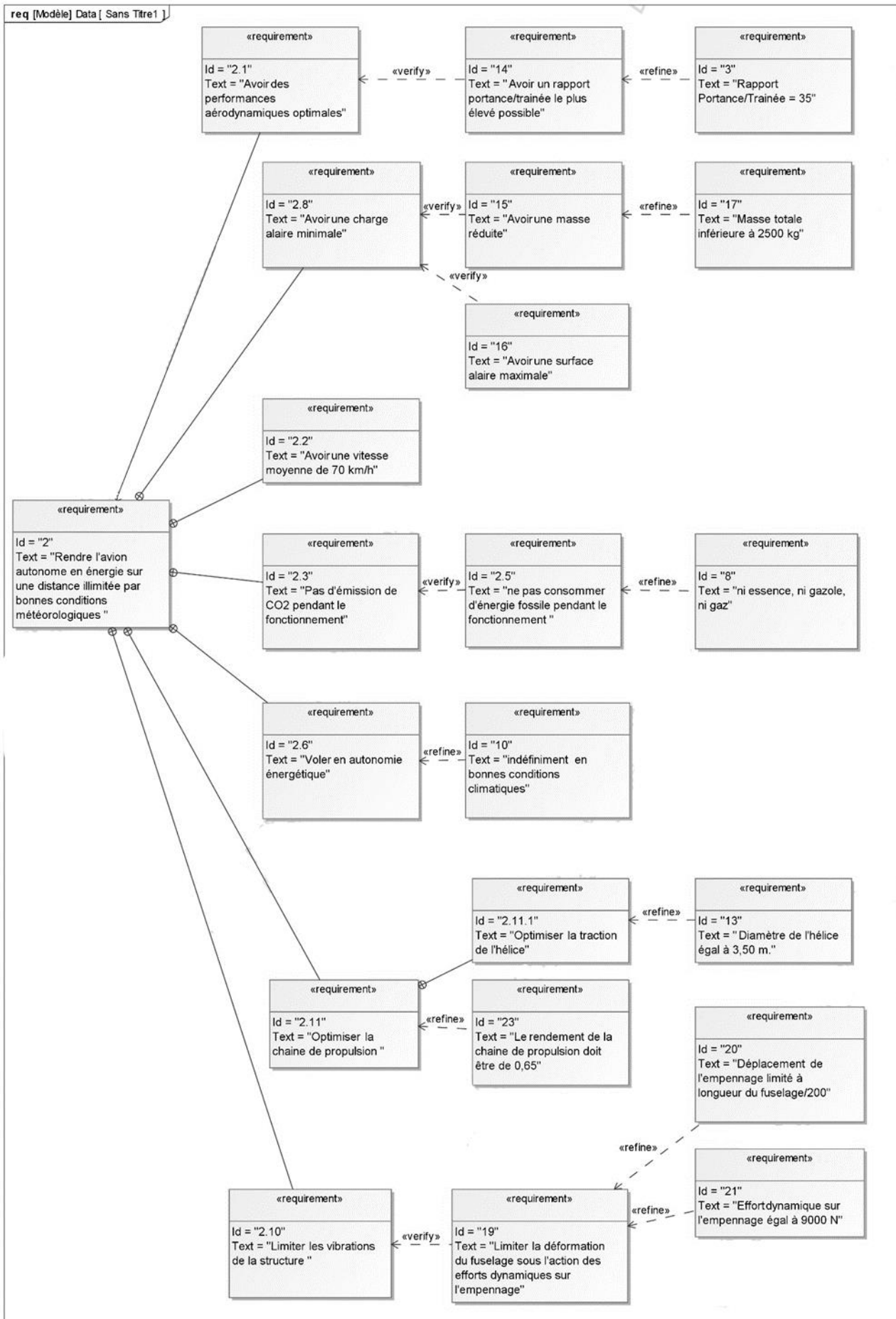
## DTS3 : Solutions pour assemblage des trois tronçons du longeron

Solution		Avantages	Inconvénients
Rivetage		Technologie éprouvée Coûts Peu de risque Peut-être en plus collé ou soudé	Ajout de poids Contrainte de serrage Main d'œuvre
Collage à action physique	Colles à eau (colle à bois, bâton de colle...), colles à solvant organique (colle universelle...)	Diminution du poids Pas de rivet Élargissement des tolérances	Risques modérés Cuisson nécessaire Outillage
Collage à action chimique	Époxydes, polyuréthane, cyanoacrylates...	Diminution du poids Pas de rivet Élargissement des tolérances	Risques modérés Cuisson nécessaire Outillage

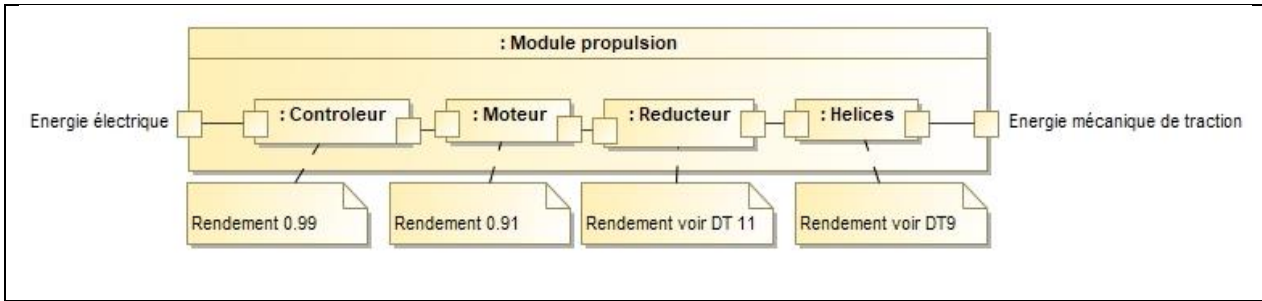
### Critères de choix de colle

Performances attendues		
Durée de vie extra longue	Colles à action chimique	Colles à action physique souvent réversibles
Tenue mécanique extra-forte	Colles à action chimique (parfois plus solide que les matériaux collés)	Colles à action physique moins solides et moins rigides

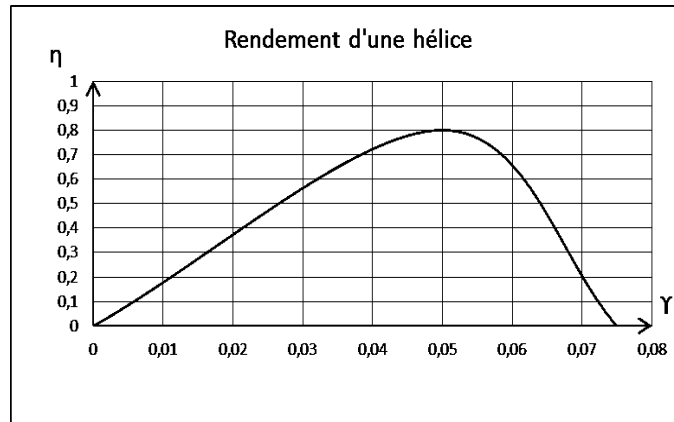
# DTS4 : Extrait du diagramme des exigences du projet Solar Impulse 2



## DTS5 : Chaîne de l'énergie du système de propulsion



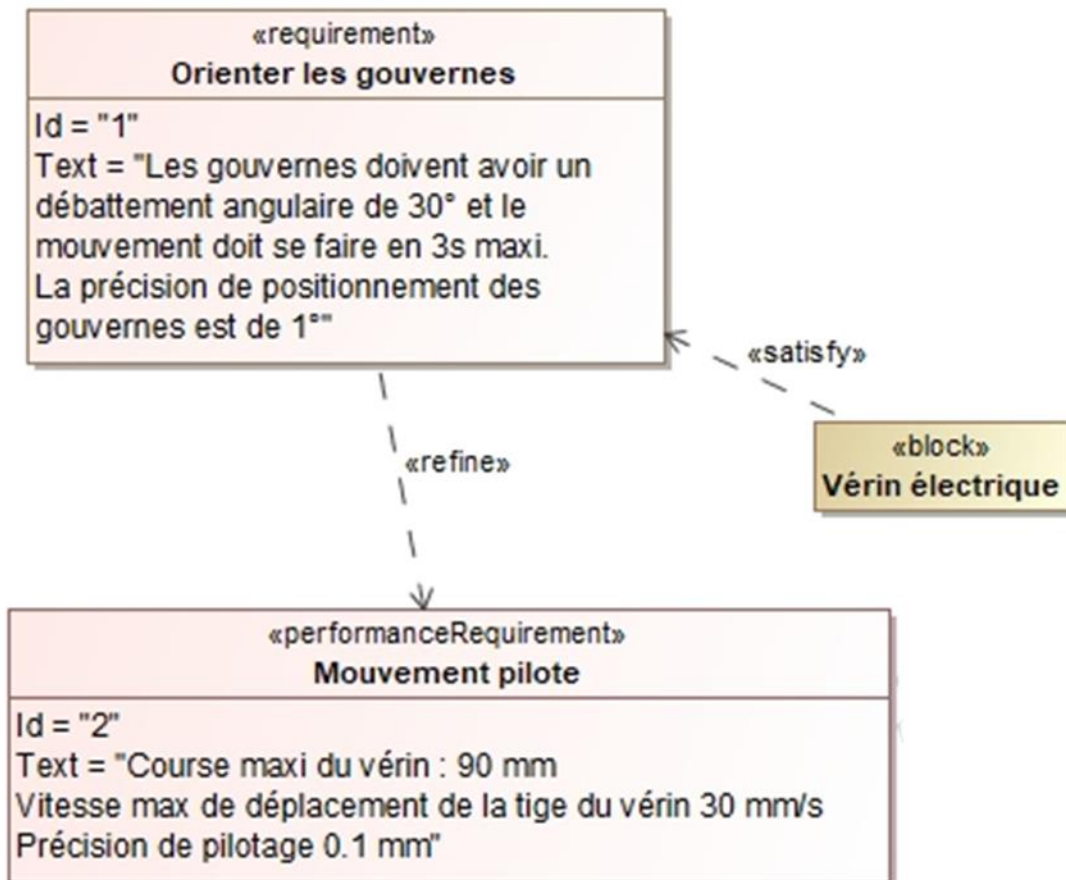
## DTS6 : Courbe du rendement d'une hélice



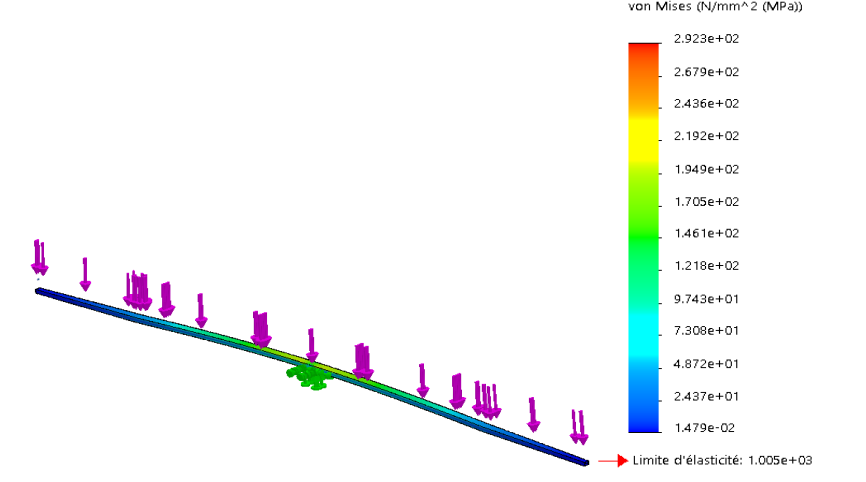
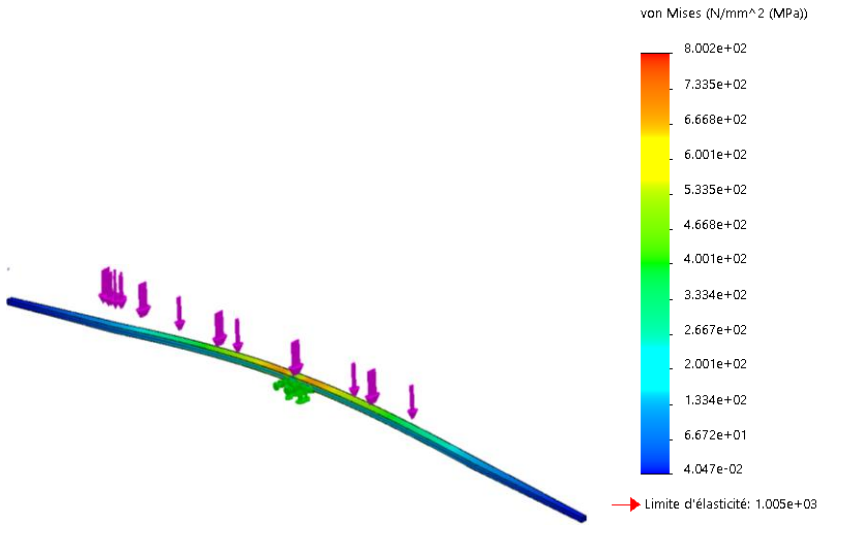
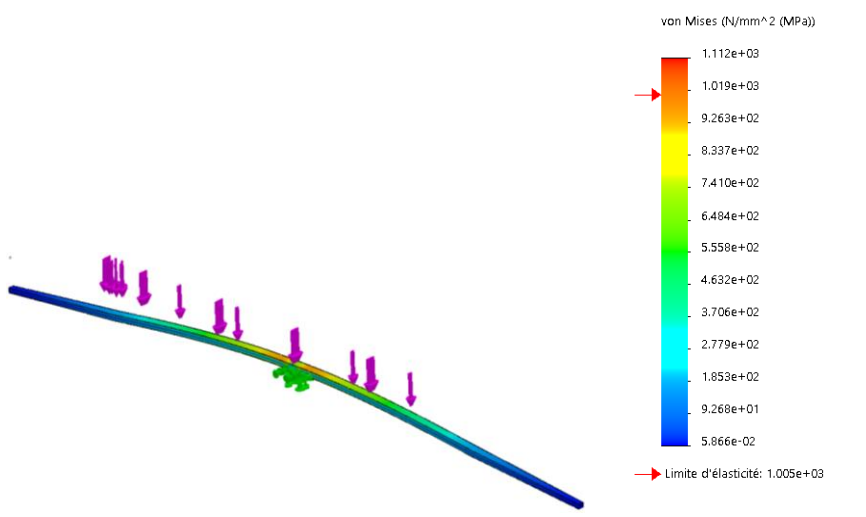
## DTS7 : Extrait du catalogue du fabricant de réducteurs

Caractéristiques des réducteurs de vitesse DHE008				
Référence	Rapport	Vitesse entrée maxi (tr.min <sup>-1</sup> )	Vitesse sortie maxi (tr.min <sup>-1</sup> )	Rendement
DHE008-3	3:1	5 000	1 666,7	92%
DHE008-4	4:1	5 000	1 250,0	92%
DHE008-5	6:1	5 000	833,3	92%
DHE008-9	9:1	5 000	555,5	92%
DHE008-15	15:1	5 000	333,3	92%
DHE008-18	18:1	5 000	277,8	92%
DHE008-25	25:1	5 000	200,0	92%

## DTS8 : Diagramme d'exigence de pilotage des gouvernes



# DRS1 : Résultats des tests de simulation

Géométries	Résultat de la simulation	$\sigma_{MAX}$
<p>Longeron initial :</p> <p><b>E = 10 mm</b></p> <p>Masse : 2 722 kg</p>	 <p>von Mises (N/mm<sup>2</sup> (MPa))</p> <p>2.923e+02 2.679e+02 2.436e+02 2.192e+02 1.949e+02 1.705e+02 1.461e+02 1.218e+02 9.743e+01 7.308e+01 4.872e+01 2.437e+01 1.479e-02</p> <p>→ Limite d'élasticité: 1.005e+03</p>	
<p>1<sup>ère</sup> optimisation</p> <p><b>E = 5 mm</b></p> <p>Masse : 1 372 kg</p>	 <p>von Mises (N/mm<sup>2</sup> (MPa))</p> <p>8.002e+02 7.335e+02 6.668e+02 6.001e+02 5.335e+02 4.668e+02 4.001e+02 3.334e+02 2.667e+02 2.001e+02 1.334e+02 6.672e+01 4.047e-02</p> <p>→ Limite d'élasticité: 1.005e+03</p>	
<p>2<sup>nde</sup> optimisation</p> <p><b>E = 2 mm</b></p> <p>Masse : 551 kg</p>	 <p>von Mises (N/mm<sup>2</sup> (MPa))</p> <p>1.112e+03 1.019e+03 9.263e+02 8.337e+02 7.410e+02 6.484e+02 5.558e+02 4.632e+02 3.706e+02 2.779e+02 1.853e+02 9.268e+01 5.866e-02</p> <p>→ Limite d'élasticité: 1.005e+03</p>	

