

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 :

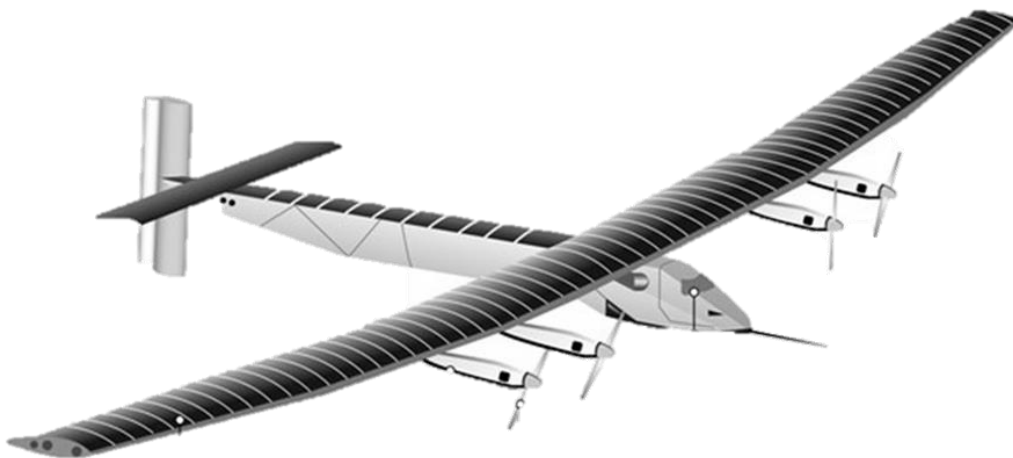
- **PARTIE COMMUNE (2h30) 12 points**
- **PARTIE SPÉCIFIQUE (1h30) 8 points**

**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



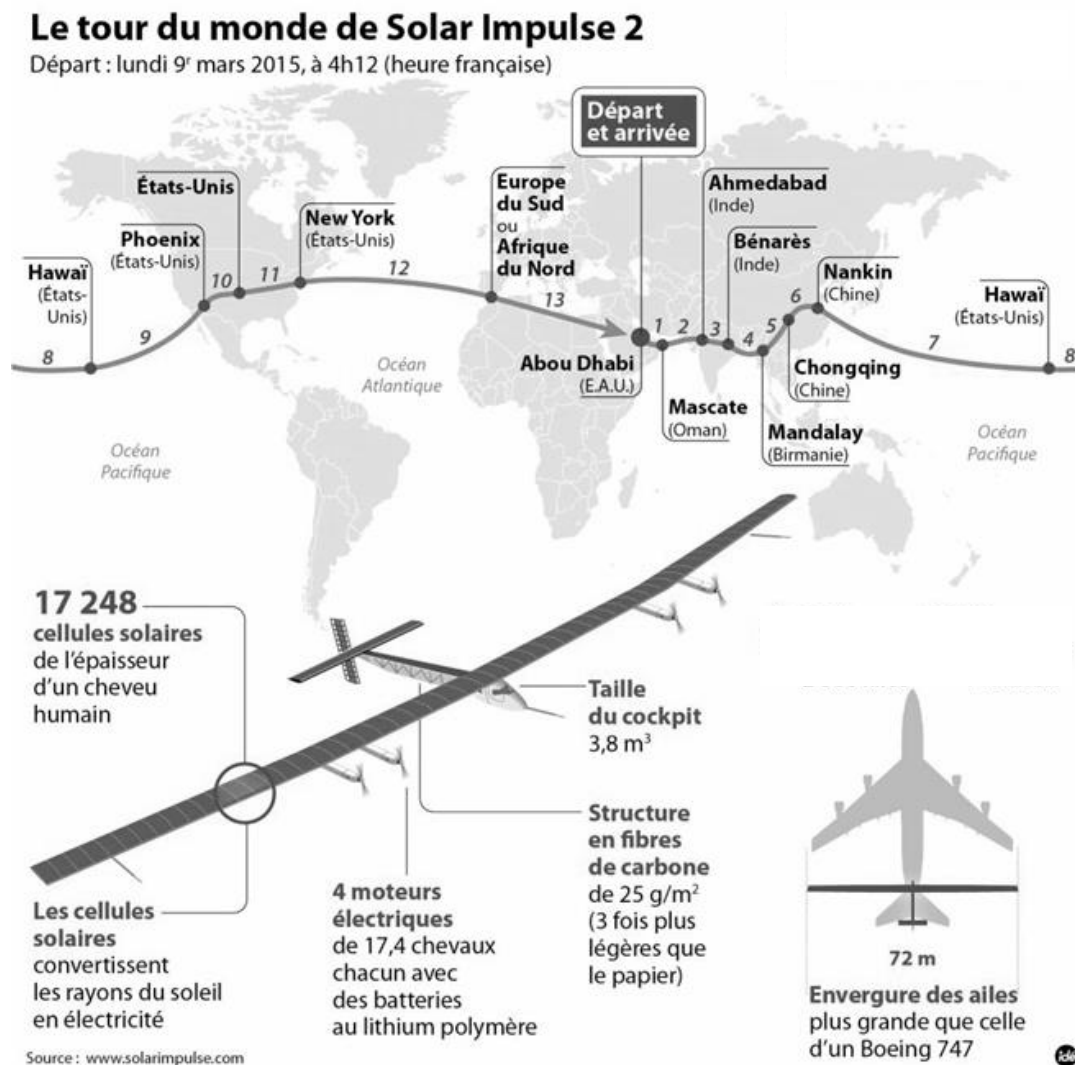
- **Présentation de l'étude et questionnaire**..... pages 3 à 10
- **Documents techniques**..... pages 12 à 21
- **Documents réponses** pages 22 à 25

**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 Borschberg 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 (CO₂) 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 CO₂ 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 DT 4, DT 5 DR 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.
Question 2.3 DT 4, DT 5 DR 2	En bas du DR 2, conclure sur le seul avion qui respecte tous les critères.

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 DT 6 DR 3	<p>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 :</p> <p>Indiquer les noms des blocs suivants : « cellules photovoltaïques », « batteries », « moteur », « réducteur » et « hélices ».</p> <p>Indiquer les flux suivants : « énergie solaire », « énergie électrique », « énergie mécanique de rotation », « énergie mécanique de translation » (responsable de la traction de l'avion).</p> <p>Surligner le flux d'énergie, du soleil à l'énergie mécanique de translation responsable du mouvement d'avancement de l'avion.</p>
------------------------------	--

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 DT 6 DR 3	<p>Compléter le diagramme IBD sur le DR 3 de la façon suivante :</p> <p>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).</p>
------------------------------	---

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	<p>Déterminer l'énergie à fournir aux batteries pour les charger à 100 % : $W_{\text{batteries entrée}}$ puis l'énergie délivrable en sortie des batteries : $W_{\text{batteries sortie}}$.</p>
Question 4.4 DT 6	<p>Déterminer la puissance électrique nécessaire à la recharge des batteries : $P_{\text{batteries}}$ durant le temps imparti à celle-ci.</p>
Question 4.5	<p>Déterminer la puissance de fonctionnement des moteurs durant cette phase de prise d'altitude.</p> <p>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).</p> <p>Conclure.</p>

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 DT 6	<p>Déterminer la puissance électrique nécessaire au fonctionnement des moteurs durant cette phase $P_{\text{élec moteur P3}}$</p> <p>En déduire la quantité d'énergie nécessaire au fonctionnement des moteurs durant cette phase $W_{\text{élec moteur P3}}$.</p>
Question 4.7 DT 6	<p>Déterminer la quantité d'énergie excédentaire produite par les cellules photovoltaïques W_{surplus}.</p>

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 : $W_{\text{batteries P1}}$.

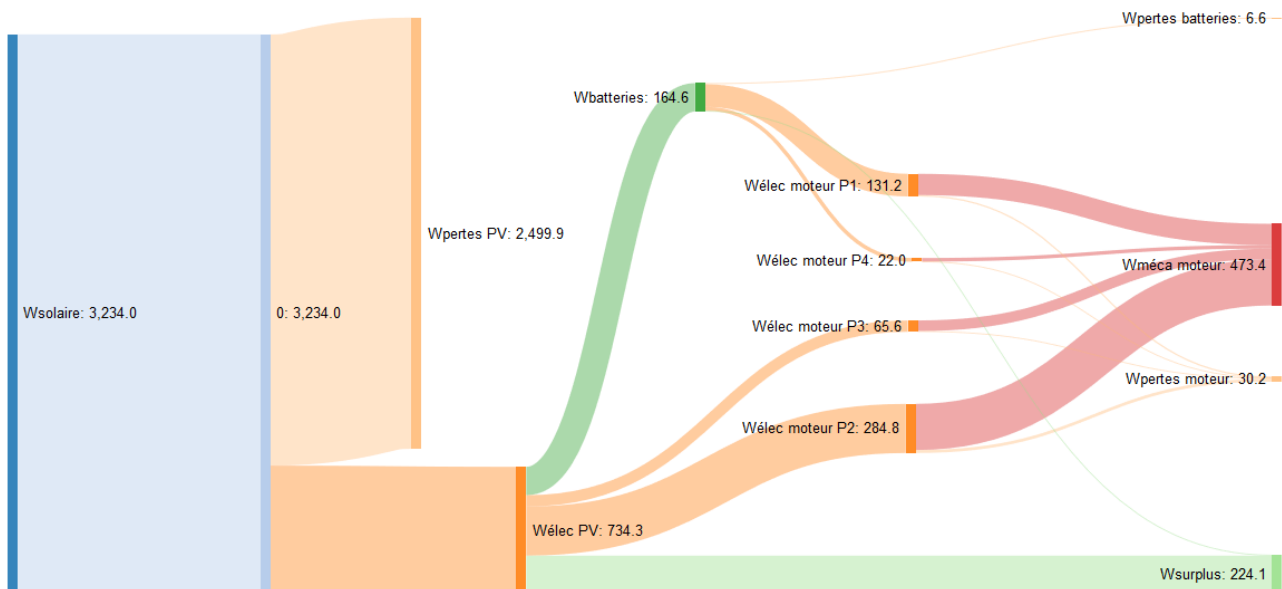
Analyse de la phase de vol de nuit P1 :

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.

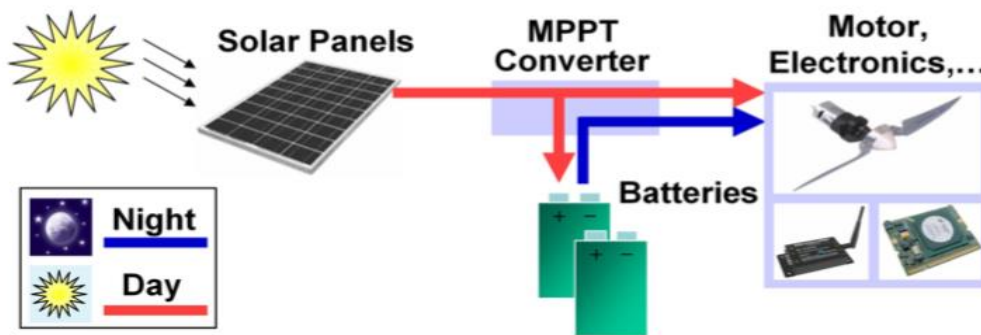
Partie 5 : comment optimiser l'efficacité énergétique du « Solar Impulse 2 » ?

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.

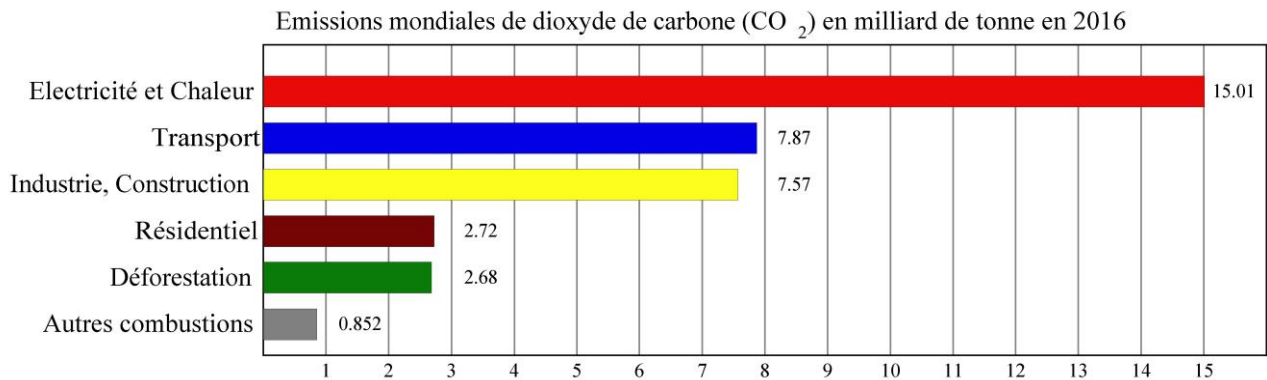
Par comparaison entre les simulations avec ou sans MPPT, **donner** 2 arguments permettant de justifier l'utilisation des modules MPPT dans la recherche de l'optimisation de l'efficacité énergétique.

Partie 6 : quel intérêt de développer des projets innovants ?

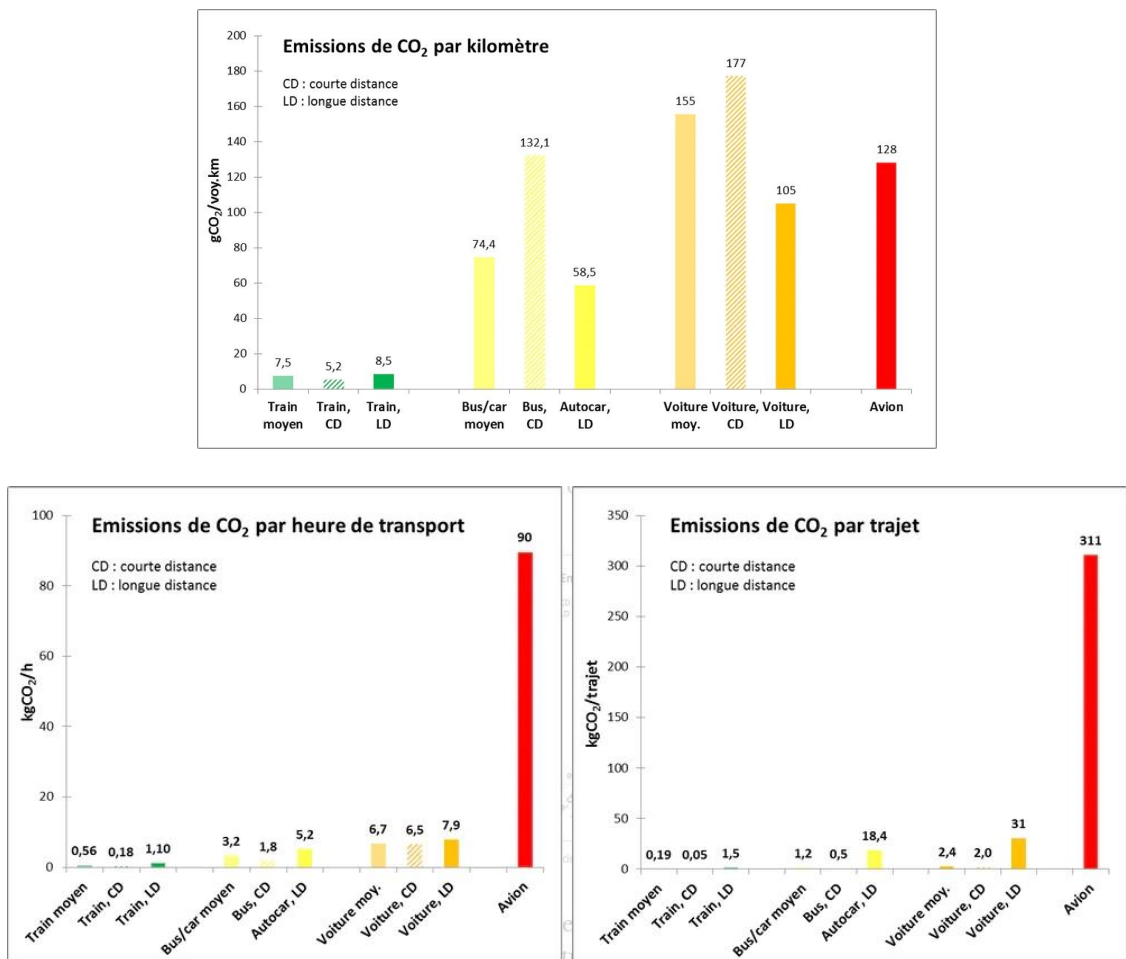
Question 6.1 DT 10	À l'aide du DT 10, justifier l'intérêt de concevoir un modèle virtuel global en phase de développement de produit.
-----------------------	---

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

DT 1 : extrait du rapport « CO₂ and Greenhouse Gas Emissions »



DT 2 : diagramme comparatif des émissions de CO₂ 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.

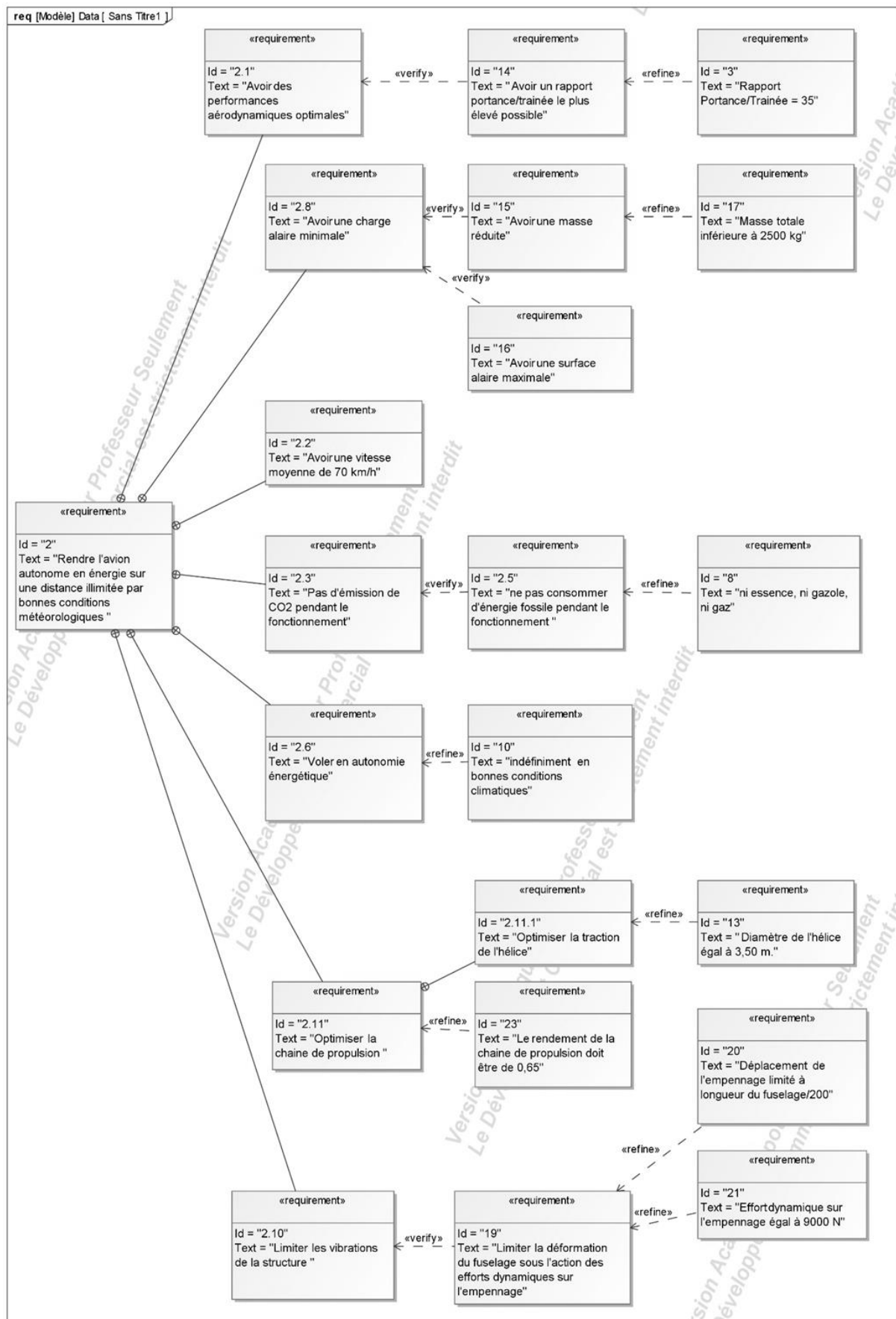
Un avion de ligne volant sans carburant, est-ce réaliste ?

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

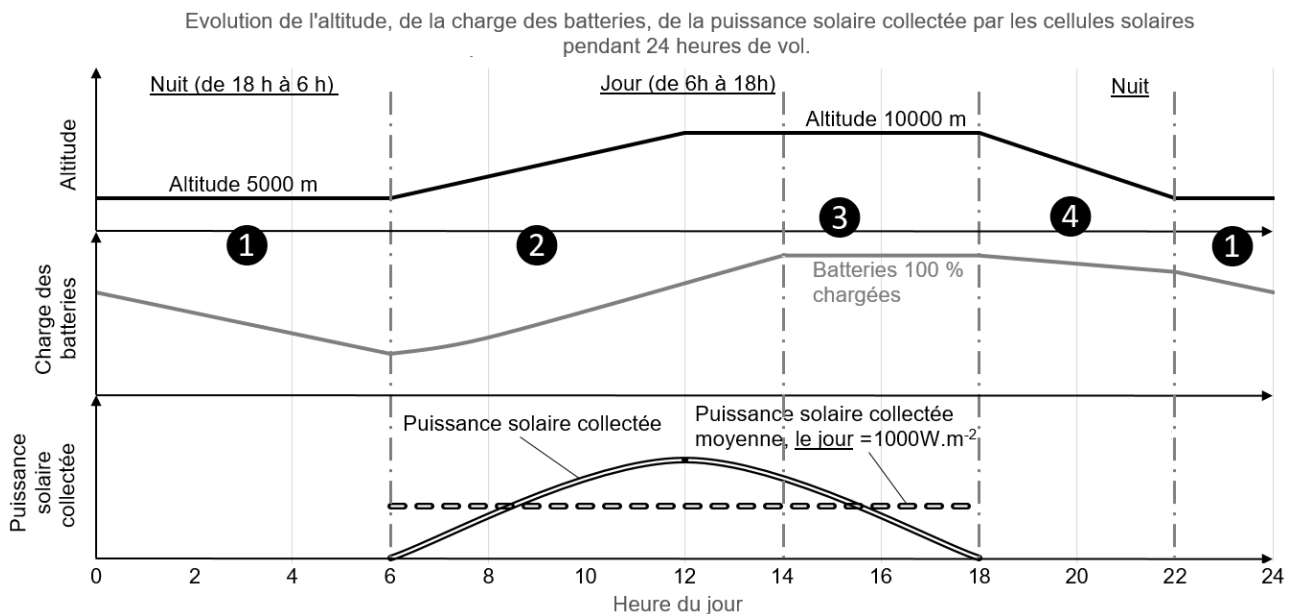
	Diamond DA42 - VI	X-57 de la Nasa	Aéronef Ehang 184	Solar Impulse 2
				
	Le DA42 est un bimoteur quadriplace. L'appareil est construit en fibre de carbone et reçoit une finition de surface de type planeur qui lui permet de compenser une motorisation plutôt faible. Celle-ci est composée de deux moteurs 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 $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ 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 monoplacement 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	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 :

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

❷ : (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.

❸ : (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.

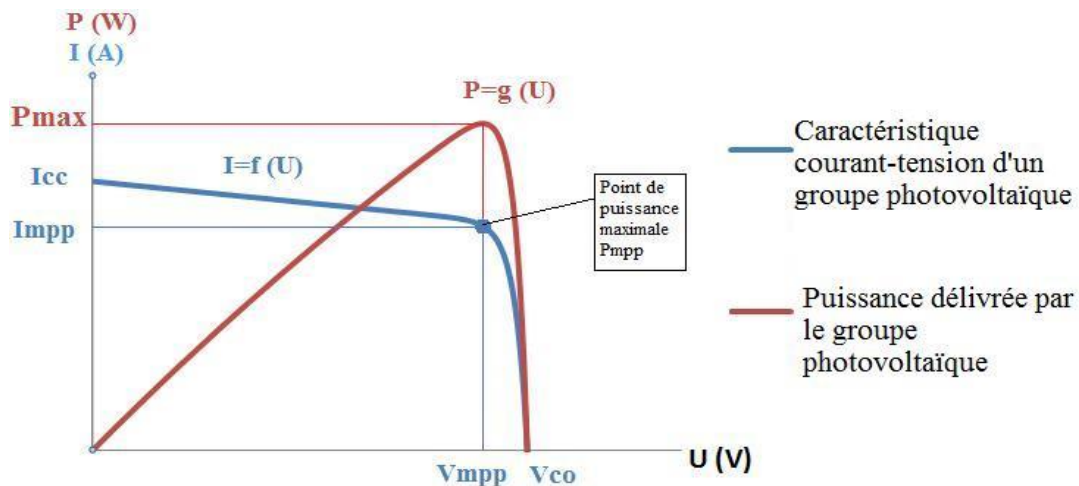
❹ : (Nuit de 18 h à 22 h) L'avion plane, il perd de l'altitude, jusqu'à 5000 m. Cette phase consomme peu d'énergie, car les moteurs tournent au ralenti. L'énergie est fournie par les batteries.

❶ : (Nuit) Retour à la phase ❶.

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 PMPP 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.

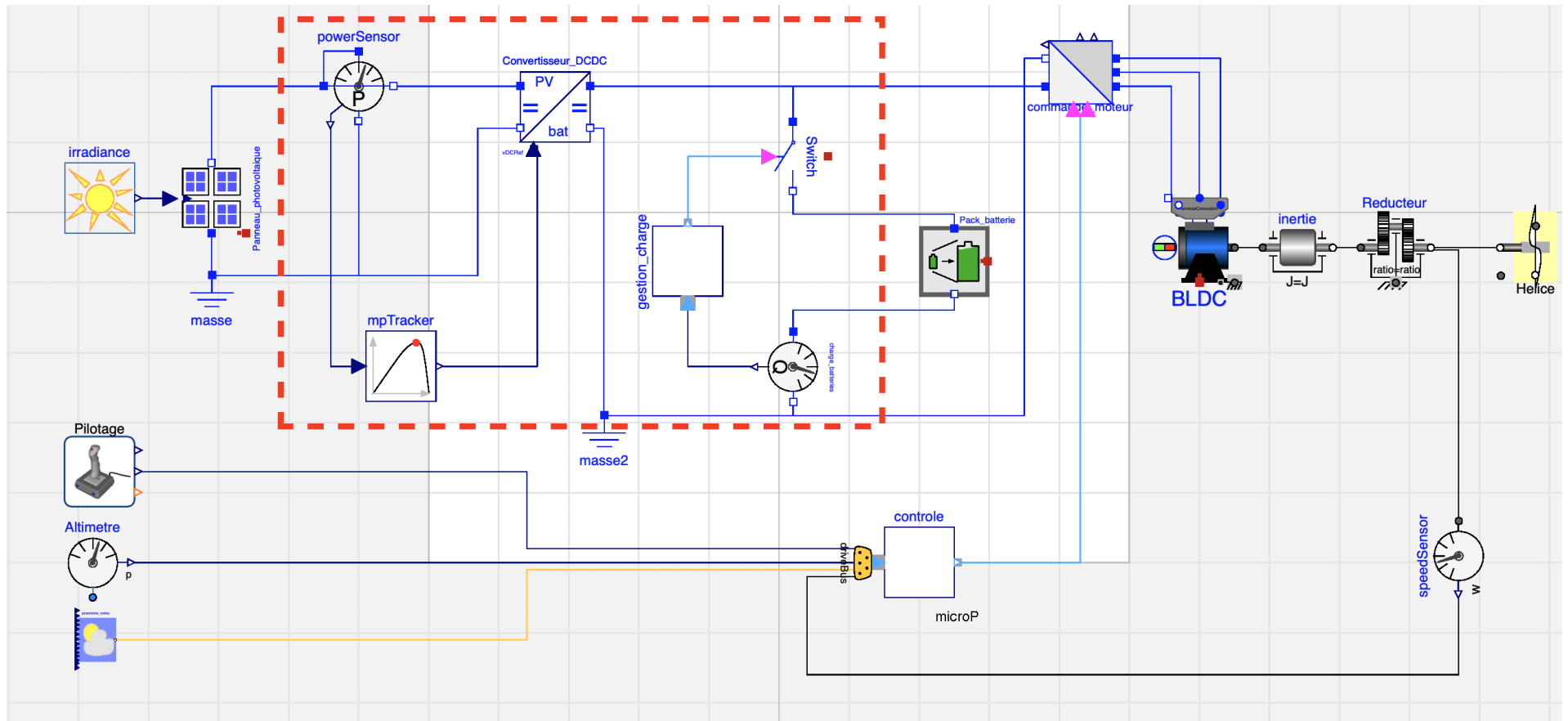
- Le module MPPT acquiert en permanence le courant I_{PV} et la tension U_{PV} délivrés par le panneau solaire.
- Il calcule en permanence la puissance d'entrée P_E et ajuste la tension de sortie U_s (et donc aussi le courant I_s) du convertisseur jusqu'à atteindre en entrée la puissance maximale U_{MPP}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

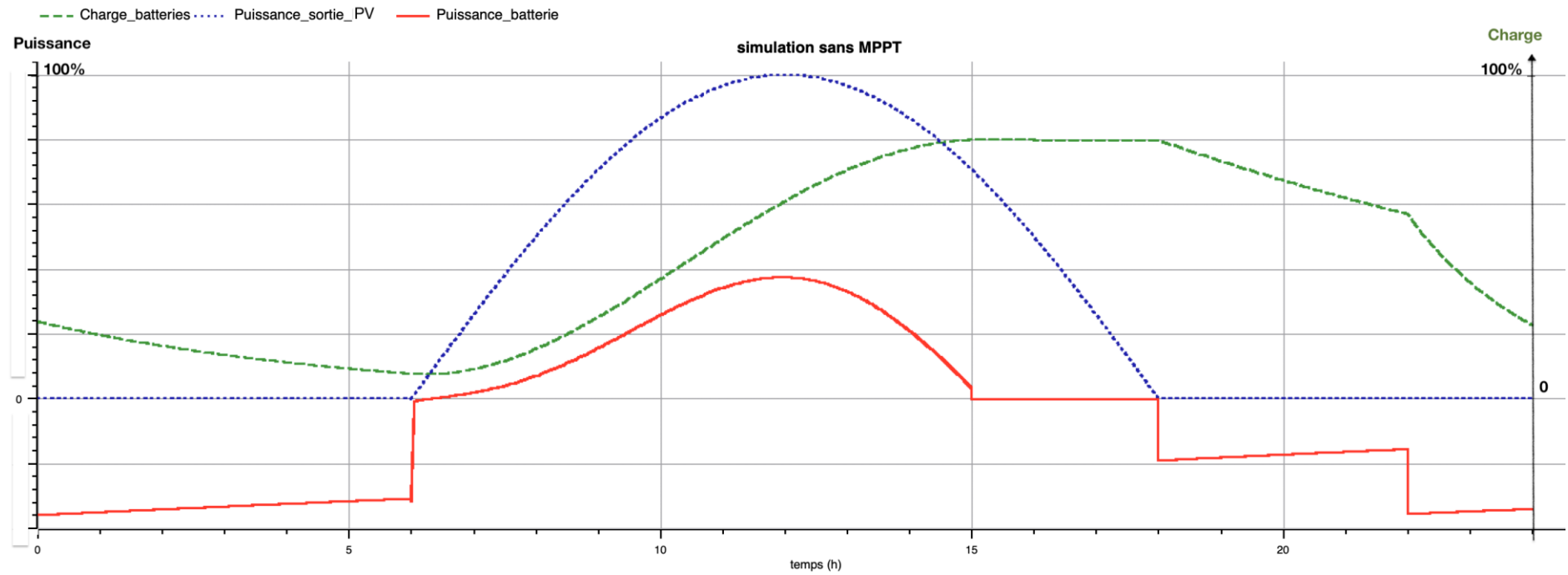
On a donc $P_s = U_s \cdot I_s = P_E = U_{PV} \cdot I_{PV}$.

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

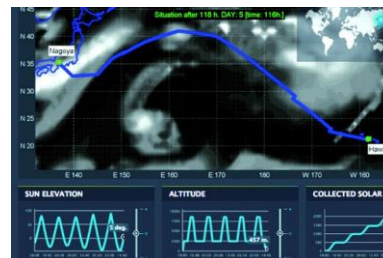


DT 10 : solar Impulse 100 % calculé

Par Jean-François Prevéraud, 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.

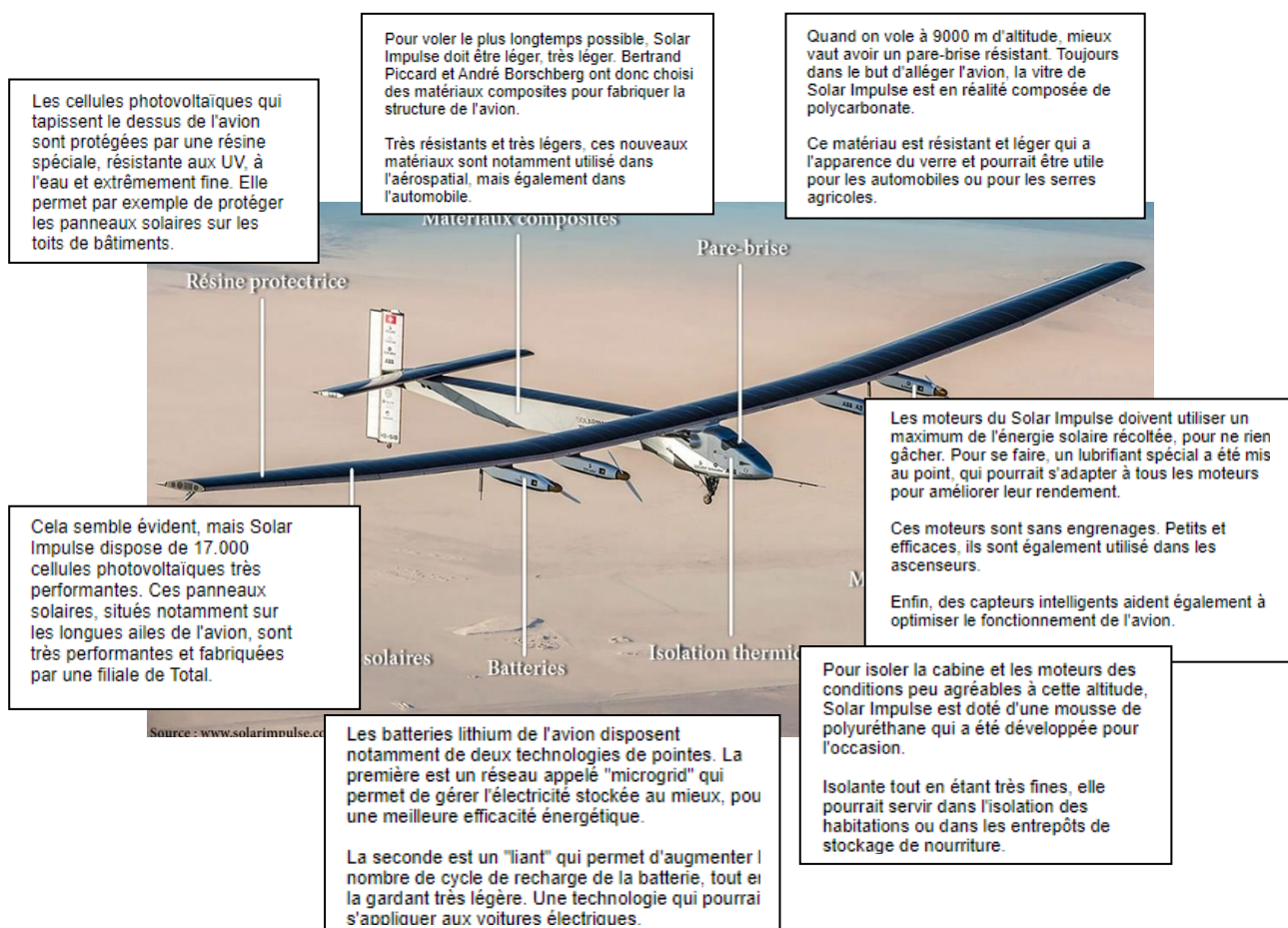
DT 11 : à quoi servent les technologies du Solar Impulse 2 dans la vie de tous les jours ?

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 vaches¹.







¹ La terre ferme

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

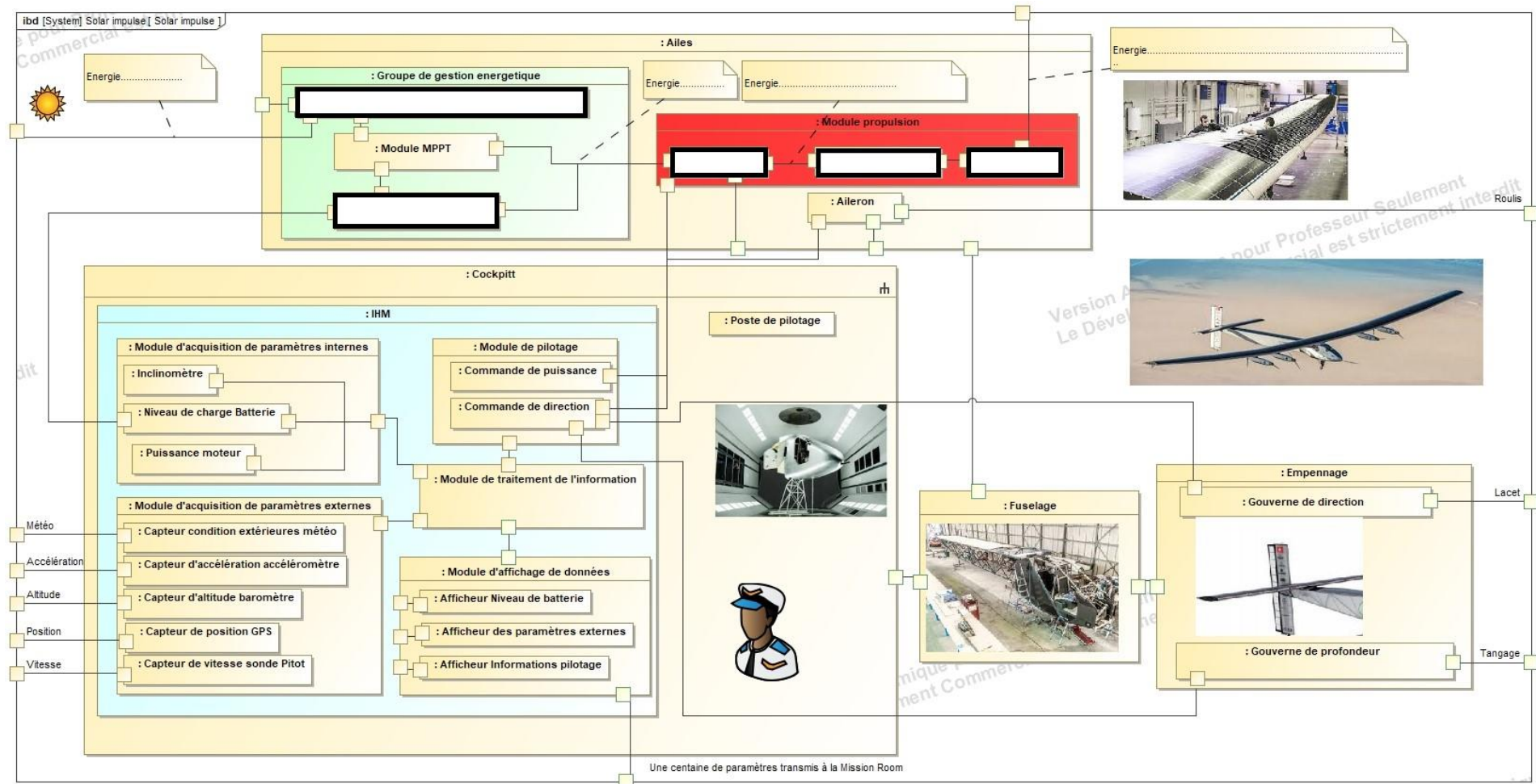
	Voiture (distance moyenne)	Car-Bus (distance moyenne)	Avion	<div> <div>Avion</div> <div>Rapport : $\frac{\text{Avion}}{\text{Voiture (distance moyenne)}}$</div> </div>	<div> <div>Avion</div> <div>Rapport : $\frac{\text{Avion}}{\text{Car-Bus (distance moyenne)}}$</div> </div>
g CO ₂ émis par kilomètre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

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

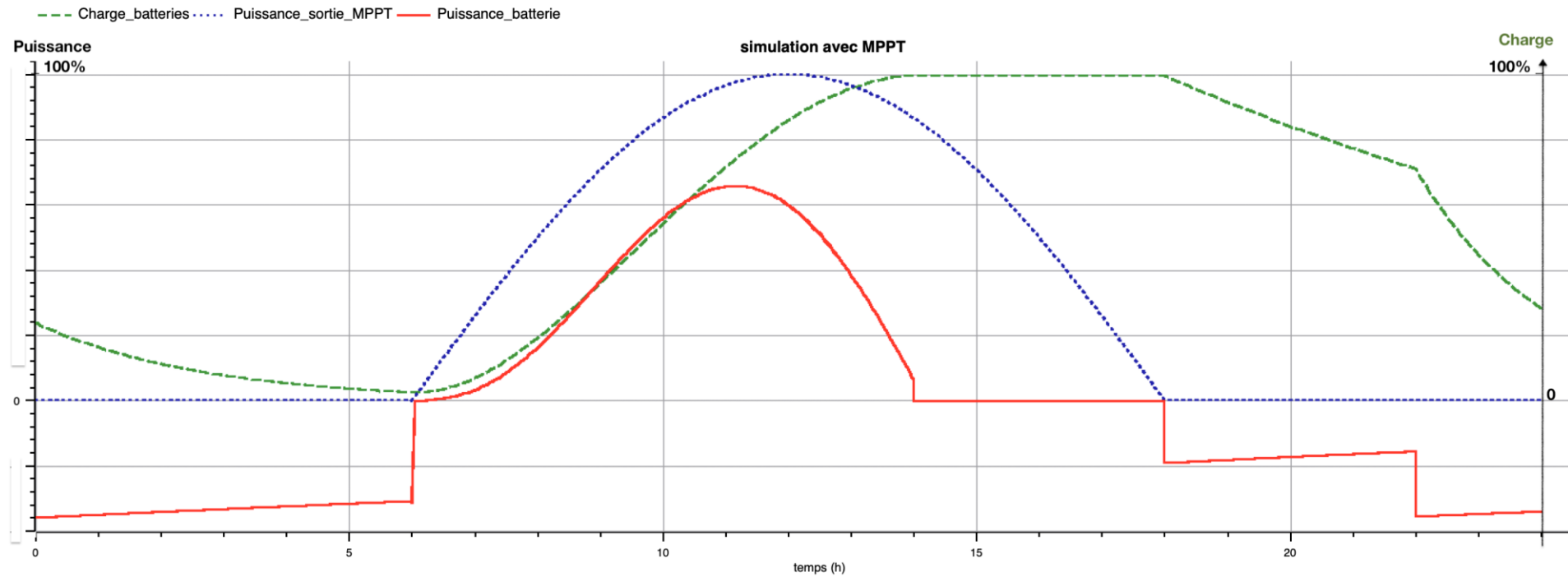
Question 2.1 Critères et exigences du cahier des charges à indiquer (cf. DT1)	Question 2.2 : Mettre +1 si le critère est respecté, sinon indiquer -1			
	Diamond DA42 – VI	X-57 de la Nasa	Aéronef Ehang 184	Solar Impulse 2
				
Critère : empreinte CO₂ en utilisation Exigence : ----- -----				
Critère : 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 2.3)

DR 3 : IBD Solar Impulse à compléter



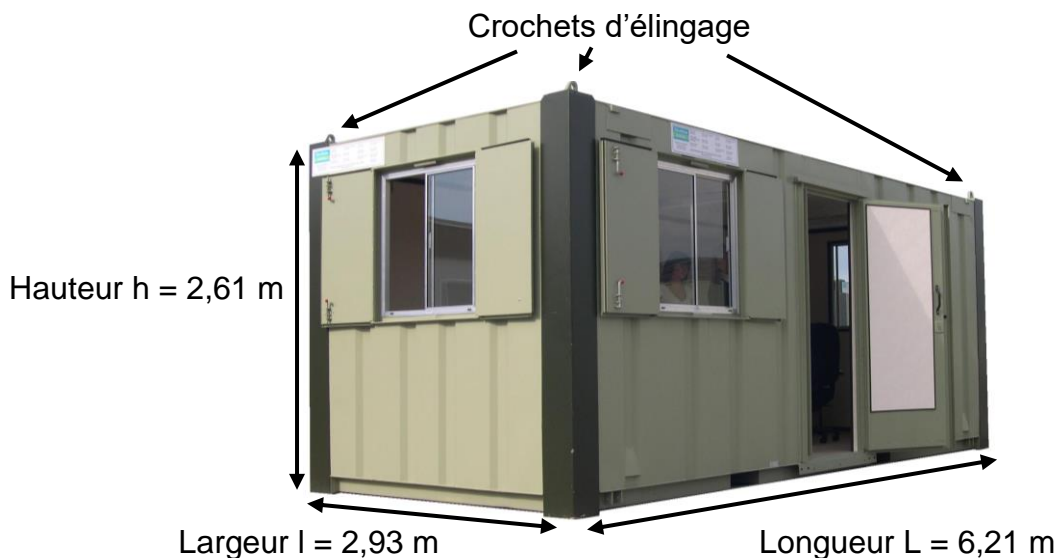
DR 4 : graphe obtenu par la simulation du modèle multiphysique AVEC module MPPT



Sujet zéro

2I2D Enseignement spécifique
Architecture et constructions

Solar Impulse 2
Étude d'un bungalow technique



Constitution du sujet :

- Dossier sujet et questionnaire Pages 26 à 31
- Dossier technique..... Pages 32 à 42

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

Mise en situation

À l'image de la caravane du Tour de France, le Solar Impulse est suivi de près par tout un cortège de techniciens et ingénieurs pour permettre les réparations entre chaque étape.

Pour leur permettre de travailler dans de bonnes conditions, et surtout avec tous les outils nécessaires (ordinateur, logiciels, documents, instruments...), deux bungalows techniques font partie de ce cortège. La dernière étude portera sur les solutions retenues pour permettre un travail optimal de l'équipe, quelles que soient les conditions extérieures.

Travail demandé

L'étude suivante porte sur la prise en compte du confort de l'équipe technique (2 fois 7 personnes) travaillant dans l'un des deux bungalows techniques très similaires. Seuls les équipements spécialisés varient. Les différentes études ne seront menées que sur l'un d'entre eux.

Partie A : Comment choisir l'éclairage du bungalow technique ?

La première étape porte sur le choix des luminaires. Deux modèles ont été pré-retenus :

- PHILIPS TCS165 4xTL5-14W HFP M1/840 (tubes néon) ;
- PHILIPS SM120V W20L120 1xLED27S/840 (LED).

Les 3 derniers chiffres indiqués sur le modèle du luminaire correspondent au code normalisé par les fabricants indiquant les caractéristiques vis-à-vis de la réglementation liée au confort visuel.

Question A.1

DT S1

Commenter les choix des luminaires des points de vue de l'IRC et de la température de couleur à l'aide du DT S1.

Question A.2

DT S2, DT S3

Justifier la conformité réglementaire des deux simulations à partir du DT S2 et du DT S3.

Question A.3

DT S2, DT S3

Étudier et **commenter** les deux résultats de simulation et **choisir** la solution la plus adaptée, à partir du DT S2 et du DT S3.

Partie B : Comment réduire les apports en froid du climatiseur ?

La deuxième étape porte sur les confort respiratoire et thermique. Le but est de justifier l'intérêt de la climatisation dans le bungalow et d'en déterminer sa puissance de froid. Elle permet de réduire la température et de ne pas dépasser un taux d'humidité de 50 %.

Question B.1

DT S4, DT S5

Choisir, à partir des DT S4 et DT S5, parmi les sensations d'inconfort liées au climat ci-après, celles auxquelles l'équipe technique sera soumise durant le tour du monde :

- chaleur ou fraîcheur ;
- humidité ou aridité.

Question B. 2

DT S6, DT S7

Expliquer en quoi cet inconfort peut être nuisible à la santé de l'équipe à partir de la réponse précédente et des DT S6 et DT S7.

Question B.3

Justifier l'utilisation de la climatisation dans les bungalows techniques.

Les apports par les parois, ou transfert de chaleur par conduction, ont été déterminés grâce au tableau du DT S9.

Question B.4

DT S8, DT S9

Commenter et **expliquer** les pourcentages obtenus des apports de chaque surface par rapport aux apports totaux à partir des documents DT S8 et DT S9.

Proposer une solution pour réduire ces apports.

Choix 1

Partie C : Comment choisir un climatiseur ?

La puissance de froid nécessaire peut être déterminée en calculant les apports thermiques du bungalow. En effet, elle doit équilibrer les apports en chaleur qui sont de plusieurs sortes :

- Apports par les parois : $A_{\text{parois}} = \Sigma(U \times S \times \Delta T)$ [W] (voir DT S9)
- Apports aérauliques : $A_{\text{aéro}} = 0,34 \times \text{débit de ventilation} \times \Delta T$ [W]
- Apports par ponts thermiques : $A_{\text{PT}} = 10 \% A_{\text{parois}}$ [W]
- Apports par les occupants : $A_{\text{occupants}} = 80 \text{ W}$ par personne
- Apports par les installations électriques : $A_{\text{élec}} = 250 \text{ W}$
- Apports solaires : $A_{\text{solaires}} = 150 \text{ W}$

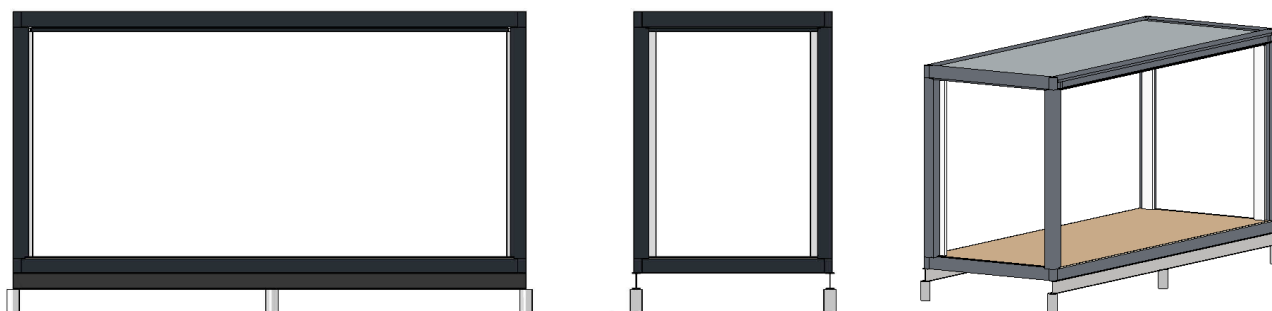
On choisit un débit de ventilation par technicien de $25 \text{ m}^3 \cdot \text{h}^{-1}$ et on rappelle $\Delta T = 16 \text{ }^\circ\text{C}$.

Question C.1 DT S9	Calculer le débit de ventilation total d'air à renouveler par heure dans un bungalow pour les 7 techniciens et en déduire les apports aérauliques $A_{aéro}$.
Question C.2 DT S9	Déterminer les apports par pont thermique A_{PT} et par occupant $A_{occupant}$, en prenant $A_{parois} = 1\,361,88\text{ W}$.
La puissance de froid nécessaire est : $A_{froid} = A_{parois} + A_{aéro} + A_{PT} + A_{occupants} + A_{élec} + A_{solaires}$	
Question C.3	À l'aide des résultats précédents, déterminer la puissance de froid nécessaire au maintien des 22 °C dans le bungalow A_{froid} .
Question C.4 DT S10	Choisir le climatiseur le plus adéquat parmi la gamme proposée dans le DT S10.

Partie D : Comment calculer les moments dans une poutre en flexion ?

Les bungalows techniques sont déchargés de leur moyen de locomotion (généralement le bateau) à l'aide des crochets situés aux quatre coins. Ensuite, ils prennent la route de l'aérodrome où vient d'arriver le Solar Impulse. Là, ils sont posés sur 2 poutres dans le sens longitudinal servant de support. Chaque poutre est supportée par trois plots en béton.

Ces supports sont universels et dimensionnés à partir des valeurs extrêmes de chargement.



Vues d'un bungalow et de son support

Question D.1	Expliquer pourquoi il est plus judicieux de supporter les bungalows sur leur longueur plutôt que leur largeur.
--------------	---

On considère les efforts de vent W uniquement en toiture ($W = 1,40 \text{ kN.m}^{-2}$), de direction verticale vers le bas afin d'être les plus défavorables possible. On considère que toutes les charges se répartissent uniformément.

Question D.2

DT S11

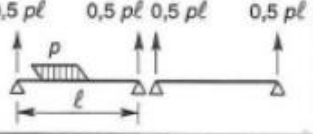
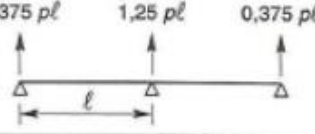
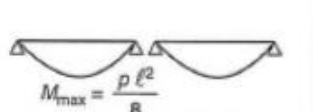
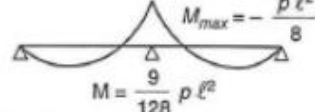
Déterminer, à l'aide des données du DT S11, sur une des deux poutres support :

- les charges linéiques permanentes G_L ;
- les charges linéiques d'exploitation Q_L ;
- les charges linéiques de vent W_L .

Question D.3

Calculer le cas de charges aux états limites ultimes (ELU) :
 $P = 1,35 \times G + 1,5 \times Q + W$

Pour la suite de l'étude, on considère un cas de charges sur une poutre $P = 10 \text{ kN.ml}^{-1}$. Deux possibilités s'offrent aux constructeurs : mettre en œuvre une poutre continue sur les trois appuis ou mettre en œuvre deux poutres distinctes. Les réactions d'appuis dans les deux cas sont données dans le tableau ci-dessous :

Réactions d'appuis		
Moment de flexion maximum		

Question D.4

Identifier la mise en œuvre la moins défavorable pour les appuis.
Expliquer pourquoi l'autre peut être considérée comme plus « sûre ».

Le choix s'est porté sur une solution avec une poutre continue (dont le poids propre est négligé) pour des facilités de mise en œuvre.

Question D.5

Déterminer le moment fléchissant maximal dans la poutre M_{fmax}

Partie E : Comment choisir une poutre métallique aux Eurocodes soumise à de la flexion ?

Selon l'Eurocode 3 (NF EN 1993-1-1), les IPE de nuance S235 (limite d'élasticité de 235 MPa) sont de classe 1 lorsqu'ils sont fléchis. Cette classe correspond à la possibilité de déformations plastiques sans remettre en cause la stabilité d'ensemble de la structure. Le moment résistance d'un tel IPE est donné par la formule suivante :

$$M_{pl,Rd} = W_{pl,y} \frac{f_y}{\gamma_{M0}}$$

Avec :

- $M_{pl,Rd}$: moment résistant plastique [N.m]
- $W_{pl,y}$: module de résistance plastique en flexion [m³]
- f_y : limite d'élasticité [MPa]
- γ_{M0} : coefficient de sécurité ($\gamma_{M0} = 1$ quelle que soit la classe)

Question E.1

Déterminer le module de résistance plastique en flexion nécessaire à la vérification de l'inégalité suivante permettant de dimensionner le profilé :

$$M_{fmax} < M_{pl,Rd}$$

Question E. 2

Choisir parmi les profilés du DT S12 celui qui convient pour supporter les charges du bungalow

DT S12

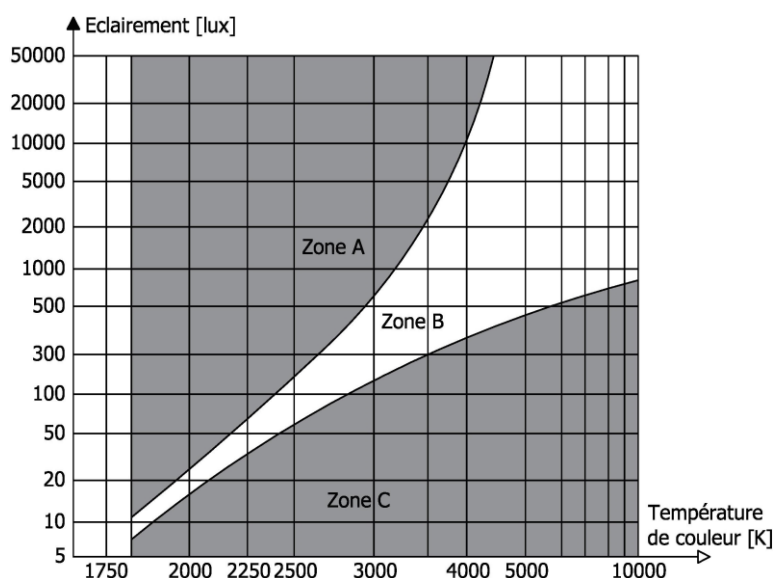
DT S1 : Normes d'éclairage

Courbe de Kruithof :

Elle décrit une zone où niveaux d'éclairage et températures de couleur sont considérés comme confortables. Les ambiances en fonction des zones sont les suivantes :

- A : ambiance lumineuse trop chaude ;
- B : zone de confort ;
- C : ambiance lumineuse trop froide.

L'entrée dans la courbe se fait par la valeur d'éclairage souhaitée et la zone de confort, on en déduit la plage des températures de couleurs possibles.



Code identifiant le modèle du luminaire :

IRC minimal pour assurer un certain confort : 80. IRC maximal : 100.

Code	IRC Indice couleurs	Température de couleur Teinte de lumière
825	82 à 85	2500K blanc orangé
827	82 à 85	2700K blanc très chaud
830	82 à 85	3000K blanc chaud
840	82 à 85	4000K lumière du jour
930	92 à 98	3000K blanc chaud
940	92 à 98	4000K lumière du jour

Éclairages réglementaires (Emoy) :

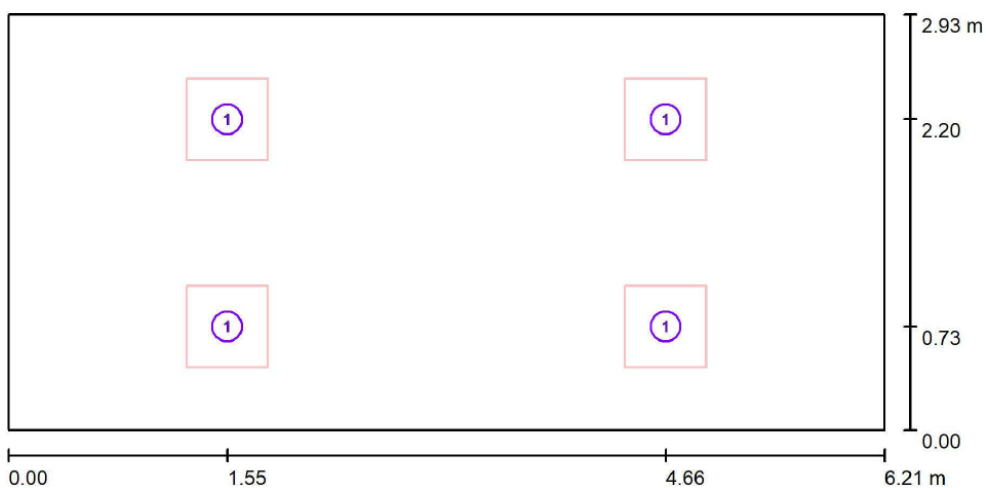
- Circulation, couloirs : 100 Lux
- Bureaux, salles de travail : 500 Lux

DT S2 : Résultats simulation éclairage TCS165

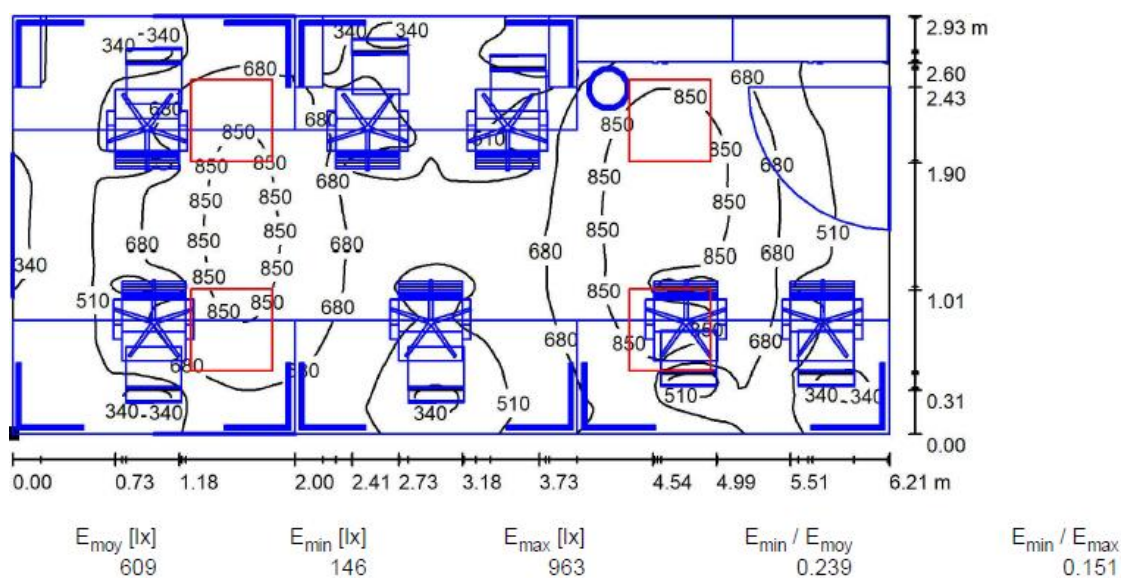
Données :

- PHILIPS TCS165 4xTL5-14W HFP M1_840
- Puissance de chaque tube : 15,75 W
- Nombre de tubes par appliques : 4
- Nombre d'appliques : 4
- Équation photométrique : 0,67 C

Plan d'implantation :



Résultats de la simulation (valeurs en Lux) :

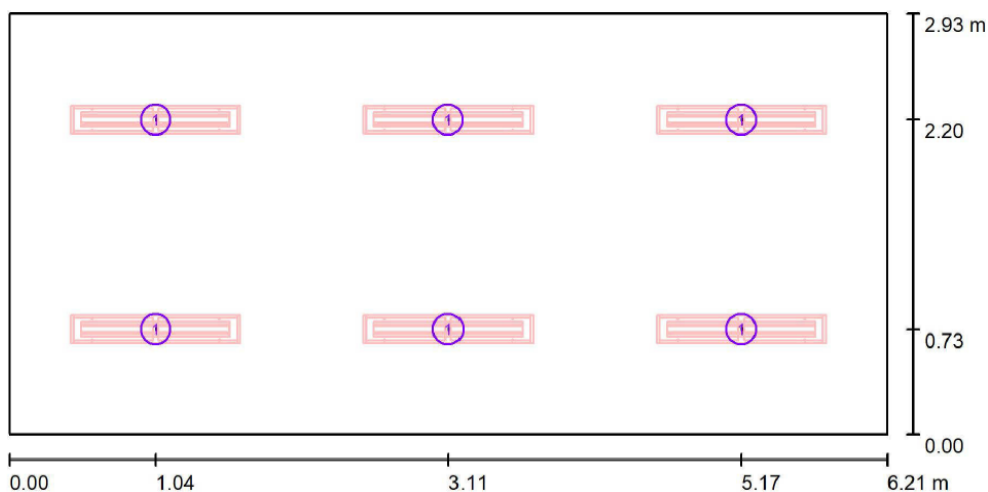


DT S3 : Résultats simulation éclairage SM120V

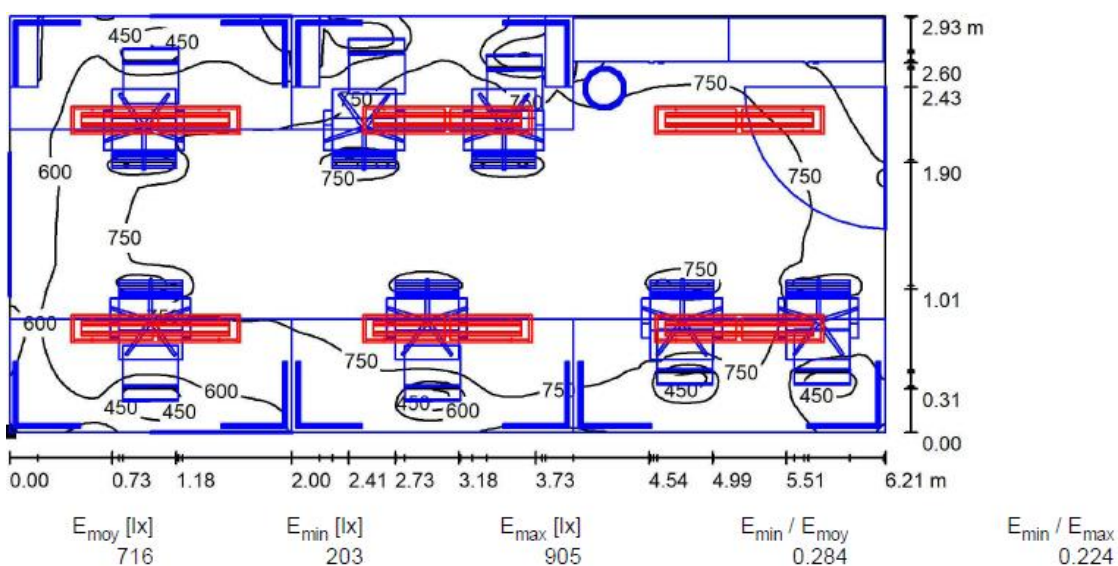
Données :

- PHILIPS SM120V W20L120 1xLED27S/840 PSD
- Puissance de chaque tube : 23,5 W
- Nombre de tubes par appliques : 1
- Nombre d'appliques : 6
- Équation photométrique : 1,00 C

Plan d'implantation :



Résultats de la simulation (valeurs en Lux) :



DT S4 : Étapes du Solar Impulse 2

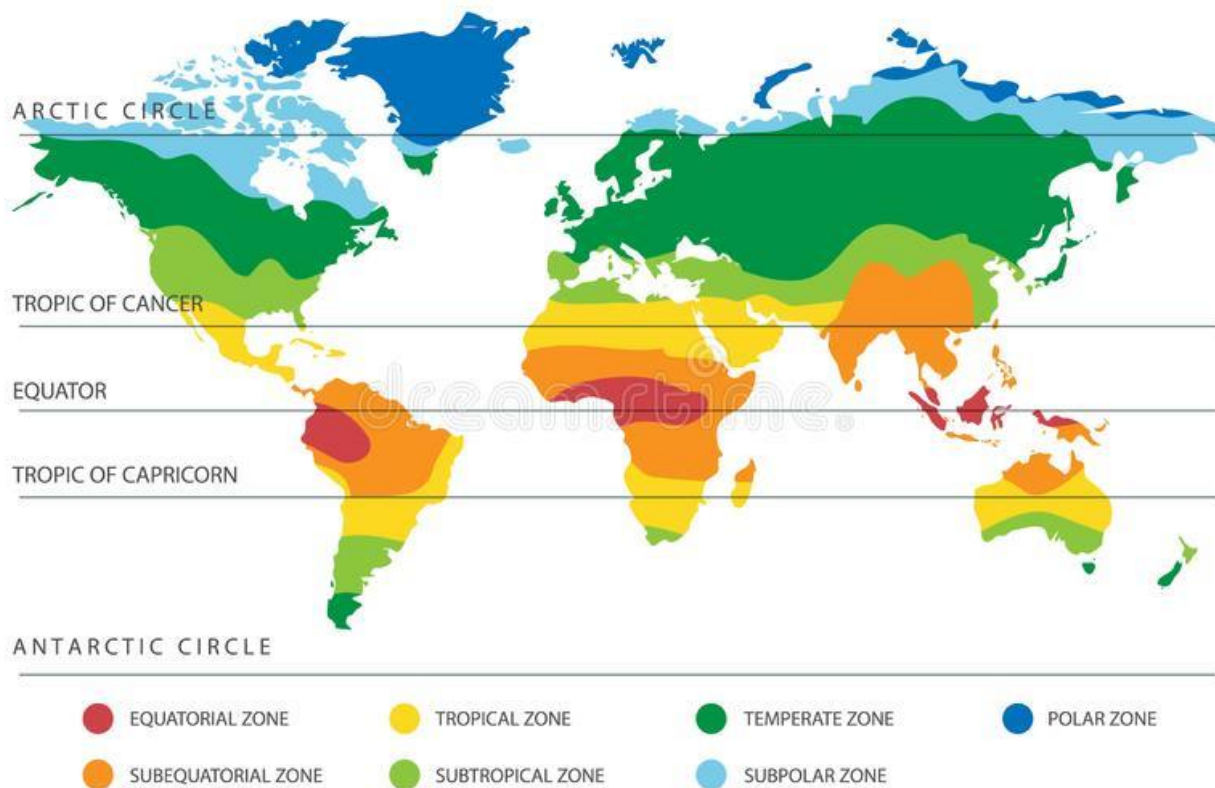
Le tour du monde de Solar Impulse 2

Départ fin février ou début mars 2015

35 000 km en 25 jours
de vol et 13 étapes



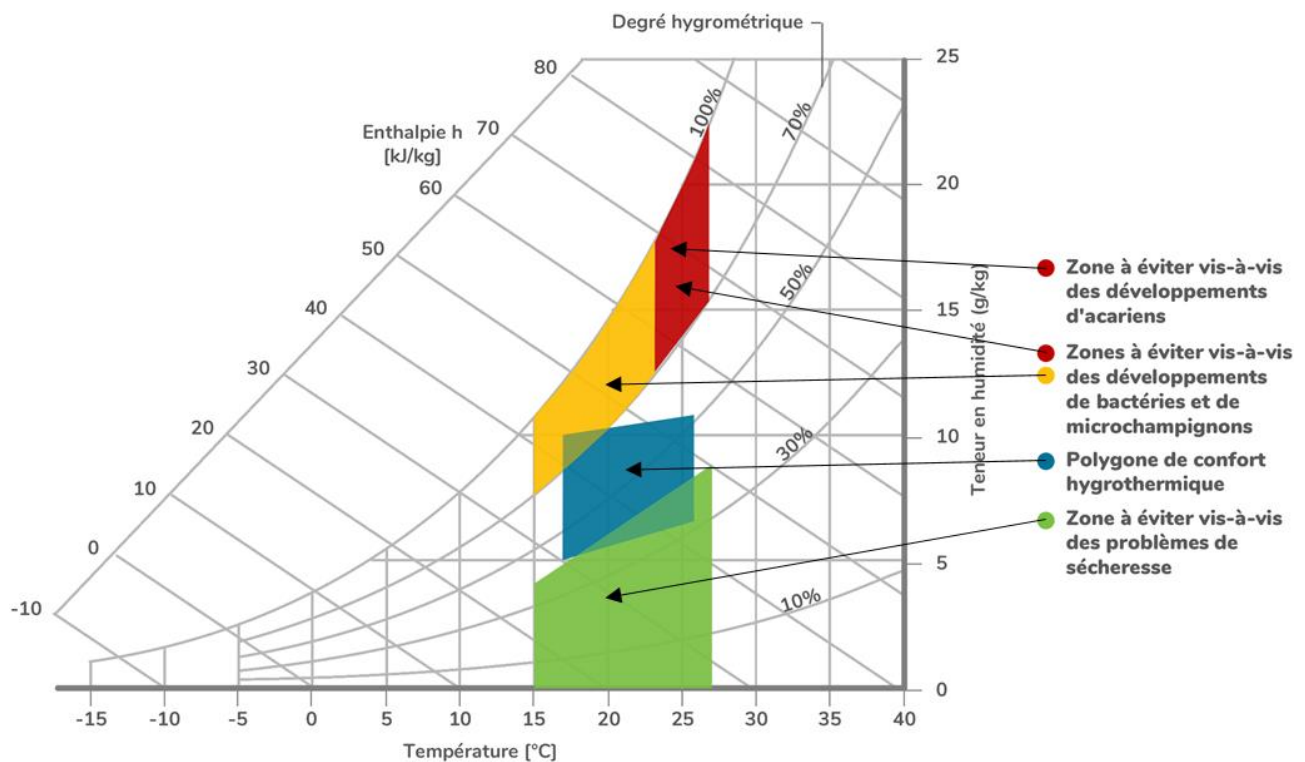
DT S5 : Climats



On peut définir les climats tropicaux et subtropicaux comme des climats non arides où la température moyenne mensuelle ne descend pas en dessous de 18 °C. Il existe une saison sèche (faibles températures, précipitations quasiment nulles) et une saison très humide (hautes températures, très fortes précipitations).

On peut définir les climats équatoriaux et subéquatoriaux comme des climats tropicaux, mais sans saison sèche. Ce climat est donc en permanence humide et peut être très chaud.

DT S6 : Diagramme de l'air humide et zones remarquables



DT S7 : Phénomènes influençant la qualité de l'air intérieur

La vapeur d'eau

Elle est présente en permanence, et dépend de plusieurs éléments comme du corps humain, qui en rejette jusqu'à 3 litres par jour, des appareils de cuisson, des appareils d'entretien, des activités sanitaires (douches, bain, lave-linge...) ou du climat.

Les moisissures (champignons)

Leur inhalation est dangereuse et peut causer beaucoup de désagréments (asthme, urticaire, maladies plus graves). Elles peuvent apparaître sur le bois, le plâtre, les tissus ou dans les systèmes de ventilation.

Les moisissures peuvent être inactives pendant des années et de nouveau proliférer quand les conditions sont réunies.

Les acariens

Ils sont inoffensifs, mais leurs excréments sont allergènes. Ils sont présents partout. Ils se concentrent surtout dans les tissus (matelas, draps, vêtements...). Dans 1 g de poussière, il y a jusqu'à 1 500 acariens.

Le CO₂

Il est naturellement émis par les êtres vivants. Dans l'air, le taux de CO₂ varie, mais il est en moyenne d'environ 380 ppm soit 0,038 %. La valeur de 0,1 % est celle admise au maximum pour les systèmes de ventilation. On peut parler de seuil de déclenchement. À partir de 4 %, les effets sur la santé peuvent être irréversibles, les bâtiments doivent être évacués. Le CO₂ est donc un gaz toxique.

Les COV

Ce sont les composés organiques volatils, provenant des solvants, de la fermentation, ou des plantes. On en trouve dans les colles, tissus, vernis, peintures, bois. Certains d'entre eux sont nocifs et causent également des troubles.

DT S8 : Formulaire de thermique

Résistance thermique :

$$R = \frac{e}{\lambda}$$

Avec :

- R : résistance thermique [$\text{m}^2 \cdot \text{K} \cdot \text{W}^{-1}$]
- e : épaisseur [m]
- λ : conductivité thermique [$\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$]

Résistance thermique totale :

$$R_T = R_{si} + R_{se} + \sum \left(\frac{e}{\lambda} \right) + \sum (R)$$

Sens du flux	Paroi en contact avec l'extérieur	
	Rsi	Rse
Horizontal	0.13	0.04
Ascendant	0.10	0.04
Descendant	0.17	0.04

Avec :

- R_T : résistance thermique totale de la paroi [$\text{m}^2 \cdot \text{K} \cdot \text{W}^{-1}$]
- R_{si} : résistance thermique superficielle d'échange intérieur [$\text{m}^2 \cdot \text{K} \cdot \text{W}^{-1}$]
- R_{se} : résistance thermique superficielle d'échange extérieur [$\text{m}^2 \cdot \text{K} \cdot \text{W}^{-1}$]
- R : résistance thermique d'un élément [$\text{m}^2 \cdot \text{K} \cdot \text{W}^{-1}$]
- e : épaisseur [m]
- λ : conductivité thermique [$\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$]

Coefficient de transmission thermique :

$$U = \frac{1}{R_T}$$

Avec :

- U : coefficient de transmission thermique [$\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$]
- R_T : résistance thermique totale de la paroi [$\text{m}^2 \cdot \text{K} \cdot \text{W}^{-1}$]

Flux de chaleur (A_{parois}) :

$$\phi = U \cdot S \cdot \Delta T$$

Avec :

- Φ : flux de chaleur (A_{parois}) [W]
- U : coefficient de transmission thermique [$\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$]
- S : surface de l'échange [m^2]
- ΔT : différence de température [K]

$$\Delta T = T_{\text{extérieure}} - T_{\text{intérieure}}$$

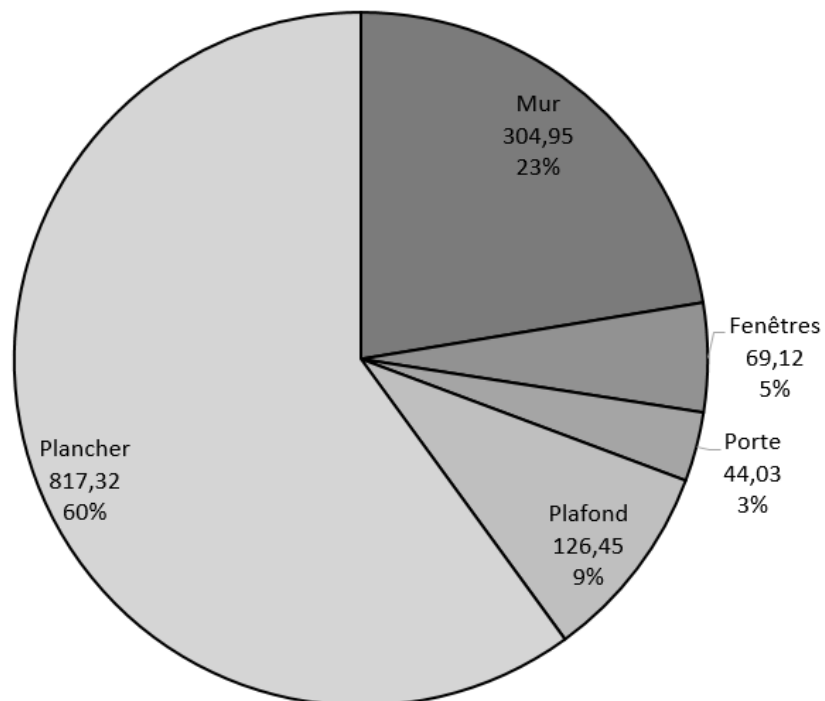
DT S9 : Étude des apports par conduction thermique

Tableau de calcul des apports thermiques par conduction dans les parois A_{parois} :

Eléments		Epaisseur (m)	λ (W/m.K)	R (m².K/W)	Rsi (m².K/W)	Rse (m².K/W)	R total (m².K/W)	U (W/K.m²)	Surface (m²)	T int (°C)	T ext (°C)	ΔT (K)	Φ (W)
Mur	Tôle ext.	0,002	50,000	0,00004	0,13	0,04	2,22	0,45	42,39	22,00	38,00	16,00	304,95
	Isolant	0,076	0,037	2,05405									
	Tôle int.	0,002	50,000	0,00004									
Fenêtres (3 unités)		/	/	/	/	/	/	1,20	3,60				69,12
Porte (1 unité)		/	/	/	/	/	/	1,60	1,72				44,03
Plafond	Tôle ext.	0,002	50,000	0,00004	0,10	0,04	2,30	0,43	18,20				126,45
	Isolant	0,080	0,037	2,16216									
	Tôle int.	0,001	50,000	0,00002									
Plancher	CTBH	0,019	0,130	0,14615	0,17	0,04	0,36	2,81	18,20				
	Tôle ext.	0,002	50,000	0,00004									
Total :													1361,88

Les formules utilisées dans ce tableau sont celles décrites dans le DT S9.

Répartition des apports par conduction dans les parois :



DT S10 : Modèles de climatiseurs monobloc pour bungalows

Modèle	Unité	ALG2.0	ALG2.5
Alimentation électrique		220-240V, 50Hz, 1 Ph	220-240V, 50Hz, 1 Ph
Classe énergétique		A+	A+
Puissance frigorifique	W	2 000	2 500
Puissance absorbée	W	667	833
Déshumidification	L/h	0,8	1
Puissance consommée max.	W	1 000	1 250
Câble d'alimentation		1,5x3/VDE	1,5x3/VDE
Commande		Manuelle + télécommande	Manuelle + télécommande
Gaz		R32 / 400g	R32 / 400g
Niveau sonore (Int. / Ext.)	dB(A)	51,3 / 58,7	51,3 / 58,7
Dimensions (LxHxP)	mm	560 x 400 x 660	560 x 400 x 660
Poids net	kg	43	43

Modèle	Unité	ALG3.5	ALG5.0
Alimentation électrique		220-240V, 50Hz, 1 Ph	220-240V, 50Hz, 1 Ph
Classe énergétique		A+	A
Puissance frigorifique	W	3 500	5 000
Puissance absorbée	W	1 167	1 667
Déshumidification	L/h	1,2	2
Puissance consommée max.	W	1 750	2 500
Câble d'alimentation		1,5X3/VDE	1,5X3/VDE
Commande		Manuelle + télécommande	Manuelle + télécommande
Gaz		R32 / 500g	R32 / 500g
Niveau sonore (Int. / Ext.)	dB(A)	51,3 / 58,7	51,3 / 58,7
Dimensions (LxHxP)	mm	560 x 400 x 660	560 x 400 x 660
Poids net	kg	43	43



Vue extérieure



Vue intérieure

DT S11 : Données sur le bungalow technique

Ossature :

- Poteaux et toiture galvanisés
- Plancher protection antirouille et sous-face en tôle d'acier galvanisé (épaisseur équivalente : 2 mm, $\lambda_{\text{acier}} = 50 \text{ W.m}^{-1}.\text{K}^{-1}$)
- Laquée gris clair RAL 7035

Couverture :

- Bacs nervurés en acier revêtu alu-zinc (épaisseur équivalente : 2 mm)
- Laine de verre de 80 mm d'épaisseur avec pare-vapeur aluminium, Euroclasse A1 (équivalent M0) ($\lambda_{\text{laine de verre}} = 0,037 \text{ W.m}^{-1}.\text{K}^{-1}$)

Plafond :

- Plafond en tôle acier prélaquée RAL 9002 avec feutre isophonique (acoustique) (épaisseur : 1 mm)
- Hauteur sous plafond : 2,50 m

Panneau :

- Épaisseur totale 80 mm
- Remplissage : laine de roche Euroclasse A1 (équivalent M0)
- Finition tôle d'acier galvanisé prélaquée gaufrée RAL 7035, intérieure et extérieure (épaisseurs : 2 mm)

Plancher (18,20 m²) :

- Revêtement de sol PVC U2SP2 (résistance thermique négligeable) (épaisseur : 3 mm)
- CTBH épaisseur 19 mm (EN312 P5) ($\lambda_{\text{CTB}} = 0,13 \text{ W.m}^{-1}.\text{K}^{-1}$) (les panneaux estampillés CTBH (Centre Technique du Bois, classement Humide) sont des panneaux en aggloméré de particules en bois hydrofugé ayant satisfait à des critères de résistance aux ambiances humides)
- Laine de verre de 160 mm d'épaisseur Euroclasse A1 (équivalent M0) avec tôle de protection en sous-face
- Charge d'exploitation admissible de 250 kg.m⁻²

Fenêtres :

- PVC blanc (en aluminium laqué blanc pour les baies vitrées)
- Dimensions : 1,20 m × 1,00 m
- Nombre : 3
- Double vitrage 4-15-4 trempé 2 faces
- $U_w = 1,2 \text{ W.m}^{-2}.\text{K}^{-1}$

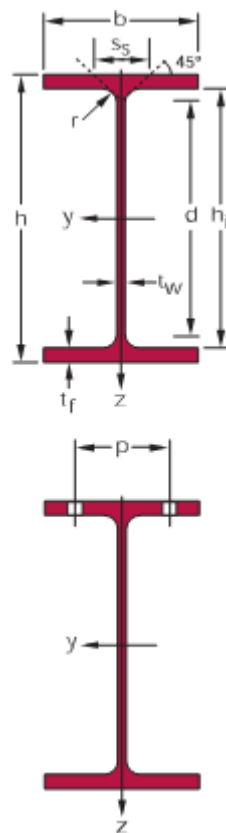
Porte :

- PVC blanc
- 2,15 m × 0,80 m
- $U_d = 1,6 \text{ W.m}^{-2}.\text{K}^{-1}$

Masse hors éléments d'aménagement : 2 300 kg

DT S12 : Catalogue de profilés métalliques IPE

Désignation Designation Bezeichnung g	Dimensions Abmessungen			Dimensions de construction Dimensions for detailing Konstruktionsmaße			Surface Oberfläche e	Désignation Designation Bezeichnung g	Valeurs statiques / Section properties / Statische Kennwerte									
									axe fort y-y strong axis y-y starke Achse y-y					axe faible z-z weak axis z-z schwache Achse z-z				
G	h	b	t _w	t _f	r	A	A _L	G	I _y	W _{ely}	W _{ply}	I _y	A _{yz}	I _z	W _{el,z}	W _{pl,z}	I _z	I _w
kg/m	mm	mm	mm	mm	mm	mm ²	m ² /m	kg/m	mm ⁴	mm ³	mm ³	x10 ⁴	mm ²	mm ⁴	mm ³	mm ³	mm ⁴	mm ⁶
						x10 ²							x10 ²	x10 ⁴	x10 ³	x10 ³	x10 ⁴	x10 ⁹
IPE 80*	80	46	3,8	5,2	5	7,64	0,328	IPE 80	80,14	20,03	23,22	3,24	3,58	8,49	3,69	5,82	1,05	0,12
IPE 100*	100	55	4,1	5,7	7	10,3	0,400	IPE 100	171,0	34,20	39,41	4,07	5,08	15,92	5,79	9,15	1,24	0,35
IPE 120	120	64	4,4	6,3	7	13,2	0,475	IPE 120	317,8	52,96	60,73	4,90	6,31	27,67	8,65	13,58	1,45	0,89
IPE 140	140	73	4,7	6,9	7	16,4	0,551	IPE 140	541,2	77,32	88,34	5,74	7,64	44,92	12,31	19,25	1,65	1,98
IPE 160	160	82	5	7,4	9	20,1	0,623	IPE 160	869,3	108,7	123,9	6,58	9,66	68,31	16,66	26,10	1,84	3,60
IPE 180	180	91	5,3	8	9	23,9	0,698	IPE 180	1317	146,3	166,4	7,42	11,25	100,9	22,16	34,60	2,05	7,43
IPE 220	220	110	5,9	9,2	12	33,4	0,848	IPE 220	26,2	252,0	285,4	9,11	15,88	204,9	37,25	58,11	2,48	22,67
IPE 240	240	120	6,2	9,8	15	39,1	0,922	IPE 240	30,7	324,3	366,6	9,97	19,14	283,6	47,27	73,92	2,69	37,39
IPE 270	270	135	6,6	10,2	15	45,9	1,041	IPE 270	36,1	428,9	484,0	11,23	22,14	419,9	62,20	96,95	3,02	70,58
IPE 300	300	150	7,1	10,7	15	53,8	1,160	IPE 300	42,2	557,1	628,4	12,46	25,68	603,8	80,50	125,2	3,35	125,9
IPE 330	330	160	7,5	11,5	18	62,6	1,254	IPE 330	49,1	713,1	804,3	13,71	30,81	788,1	98,52	153,7	3,55	199,1
IPE 360	360	170	8	12,7	18	72,7	1,353	IPE 360	57,1	903,6	1019	14,95	35,14	1043	122,8	191,1	3,79	313,6
IPE 400	400	180	8,6	13,5	21	84,5	1,467	IPE 400	66,3	1156	1307	16,55	42,69	1318	146,4	229,0	3,95	490,0
IPE 450	450	190	9,4	14,6	21	98,8	1,605	IPE 450	77,6	1500	1702	18,48	50,85	1676	176,4	276,4	4,12	791,0
IPE 500	500	200	10,2	16	21	116	1,744	IPE 500	90,7	1928	2194	20,43	59,87	2142	214,2	335,9	4,31	1249
IPE 550	550	210	11,1	17,2	24	134	1,877	IPE 550	106	2441	2787	22,35	72,34	2668	254,1	400,5	4,45	1884
IPE 600	600	220	12	19	24	156	2,015	IPE 600	122	3069	3512	24,30	83,78	3387	307,9	485,6	4,66	2846



Sujet zéro

2I2D Enseignement spécifique

Énergies et environnement

Solar Impulse 2



Constitution du sujet :

- Dossier sujet et questionnaire Pages 26 à 31
- Dossier technique..... Pages 32 à 37
- Document réponse Pages 38

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

Le document réponse DRS1 est à rendre agrafé avec votre copie.

Mise en situation

La première problématique est la collecte d'énergie. L'avion a été conçu pour pouvoir voler 24 heures sur 24 dans des conditions favorables, et il faut avoir une majorité de ciel bleu pour collecter un maximum d'énergie et pouvoir passer la nuit.

Les ingénieurs de l'équipe Solar Impulse 2 ont pour mission de trouver la meilleure route pour l'avion, afin d'optimiser les périodes de charge solaire entre 9 h et 23 h. L'idée est qu'il puisse ensuite continuer de voler la nuit en mode propulsion, avec des batteries en décharge, jusqu'au lever du jour.

« La météo est un élément critique et doit être préparée, calculée, évaluée, planifiée, réestimée, soupesée », détaille le responsable de la stratégie et des prévisions de vol pour Solar Impulse.

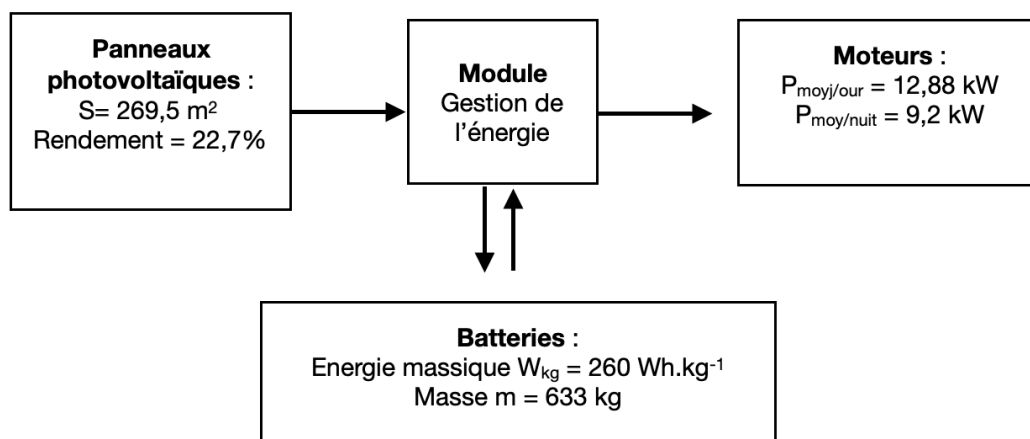
Aucune situation n'est identique à la précédente. « Les calculs dépendent de la latitude de vol, de la saison, du profil de vol, de très nombreux facteurs. »

<https://ignition.altran.com/fr/article/solar-impulse-5-challenges-pour-reussir-le-tour-du-monde/>

Le choix des constituants de la chaîne de puissance est essentiel pour mener à bien ce projet. Il nécessite la prise en compte de paramètres dont l'influence serait négligeable dans d'autres circonstances.

Une connaissance des variabilités des performances de ces éléments et une gestion des puissances échangées entre générateurs et récepteurs d'énergie pour tous les scénarios de vols permettent d'anticiper les aléas de fonctionnement.

Les échanges d'énergie entre les constituants de la chaîne de puissance sont représentés de manière simplifiée ci-dessous.



Travail demandé

Partie A : Gestion de la puissance et scénarios de fonctionnement

De nombreux scénarios de gestion de la puissance peuvent être proposés en fonction des conditions de vol, de la consommation d'énergie et de l'état de charge de la batterie pendant 24 heures.

Un algorithme de gestion de la puissance permet de déterminer à chaque instant le fonctionnement des différents éléments constituant l'alimentation en énergie des moteurs.

On considère que :

- Les panneaux photovoltaïques (PV) représentent la source principale de production d'énergie. Ils produisent une puissance P_{PV} .
- Les packs de batteries sont utilisés à la fois comme une source dans le cas d'un déficit de production, et comme une charge dans le cas d'une surproduction. Leur puissance est notée P_{bat} .
- La grandeur Soc (State of charge) définit l'état de charge des batteries. Celui-ci ne doit pas être inférieur à un niveau minimum (Soc_{min}) et supérieur à un niveau maximum (Soc_{max}).
- Le niveau de charge Soc_{min} doit permettre une autonomie supplémentaire de 5h minimum.
- Les moteurs représentent la principale consommation d'énergie (charge principale). Ils sont alimentés en permanence et consomment une puissance notée P_{mot} .
- Chaque composant peut prendre deux états : actif (✓) et inactif (X) en fonction des périodes du jour. La consommation d'énergie et l'état de charge des batteries étant variables, il existe plusieurs scénarios de fonctionnement du système.

Le tableau ci-dessous récapitule les états des différents composants en fonction des conditions rencontrées :

État		Actif (✓)	Inactif (X)
Source principale	Panneaux photovoltaïques (PV)	Pendant un jour ensoleillé	1. Pendant la nuit 2. Pendant un jour nuageux 3. En cas de panne
Source secondaire	Batteries	Pendant l'incapacité de la source principale, par exemple lorsque : 1. Les conditions climatiques sont mauvaises 2. La demande des moteurs est supérieure à la production 3. La source principale est en panne 4. L'état de charge est compris entre Soc_{min} et Soc_{max}	1. Pendant le fonctionnement normal de la source principale (PV) 2. La demande de la charge est égale ou inférieure à la production ($P_{mot} \leq P_{PV}$)
Charge principale	Moteurs	La charge est toujours alimentée	
Charge secondaire	Batteries	En cas d'excès d'énergie et Soc est inférieur à Soc_{max}	Lorsque Soc est supérieur à Soc_{max}

L'algorithme de gestion des puissances est donné dans le DTS1.

Question A.1
DTS1, DRS1

Compléter sur le DRS1 le tableau des différents scénarios de fonctionnement pour les cas 2, 3, 4 et 5.

Question A.2
DTS1

Identifier la grandeur permettant d'éviter le scénario dans lequel les batteries seraient déchargées et les panneaux photovoltaïques non fonctionnels (scénario non évoqué dans le tableau DRS1).

On impose une marge de sécurité sur la décharge des batteries afin que celle-ci ne descende pas en dessous de $Soc_{min} = 30\%$ de leur capacité maximale.

Question A.3

Calculer alors l'autonomie restante $T_{sécurité}$ (en heures) si les moteurs fonctionnent au minimum de puissance $P_{moy/nuit}$.

Question A.4

Expliquer en quoi la valeur de $T_{sécurité}$ respecte le cahier des charges.

Choix 1

Partie B : Choix des cellules photovoltaïques

Lors du vol du Solar Impulse 2, les panneaux solaires photovoltaïques sont soumis à des conditions climatiques et environnementales variables.

La technologie des cellules photovoltaïques évolue sans cesse pour arriver aujourd'hui aux cellules de 3^e génération.

Dans leur recherche de l'optimisation énergétique, les concepteurs de l'avion Solar Impulse ont utilisé des cellules photovoltaïques constituées de matériaux semi-conducteurs au silicium.

Question B.1

DTS2, DTS3

Déterminer quel type de technologie a été utilisé dans l'avion Solar Impulse 2 pour le choix des cellules photovoltaïques.

Question B.2

DTS2, DTS3

En vous plaçant du point de vue efficacité énergétique, **donner** le principal argument pour le choix de cette technologie.

Question B.3

DTS2

Une évolution technologique est-elle encore possible pour améliorer l'autonomie du Solar Impulse 2. **Justifier** votre réponse.

Choix 2

Partie C : Choix de la technologie des batteries

L'énergie produite par les panneaux photovoltaïques est stockée dans 4 packs de 70 batteries (1 pack par moteur).

Tout comme les panneaux photovoltaïques, les batteries sont soumises aux contraintes environnementales, certains phénomènes d'échauffement peuvent apparaître lors des cycles de charge/décharge, notamment si un incident perturbe le plan de vol.

Question C.1

DTS4

Préciser pourquoi les batteries au lithium ont un avantage considérable sur les autres batteries pour le projet *Solar Impulse 2*.

Question C.2

DTS5

Indiquer les avantages qui ont vraisemblablement guidé les ingénieurs de *Solar Impulse 2* dans le choix des batteries Lipo plutôt que Li-ion.

Question C.3

DTS6

Expliquer comment l'équipe de Solar Impulse a résolu le problème de surchauffe des batteries.

Préciser quel type de transfert d'énergie est utilisé.

Partie D : Contrôle de la température des batteries

Afin de contrôler les variations de la température, les ingénieurs ont mis en place une régulation de celle-ci par la commande « tout ou rien » (TOR) de l'ouverture de l'orifice du conteneur porte-batteries, gérant ainsi l'entrée d'air frais extérieur.

Le principe de la régulation et sa commande TOR sont donnés au DTS8.

La mesure de température est effectuée par l'intermédiaire d'une sonde de température PT-100 et d'un conditionneur. Celui-ci permet d'obtenir la tension U_{Tbat} image de la température.

Question D.1 DTS7, DTS8	Indiquer le rôle de la sonde PT-100. Préciser quelle est la grandeur physique qui varie en fonction de la température dans ce type de capteur. Préciser le rôle du conditionneur.
----------------------------	--

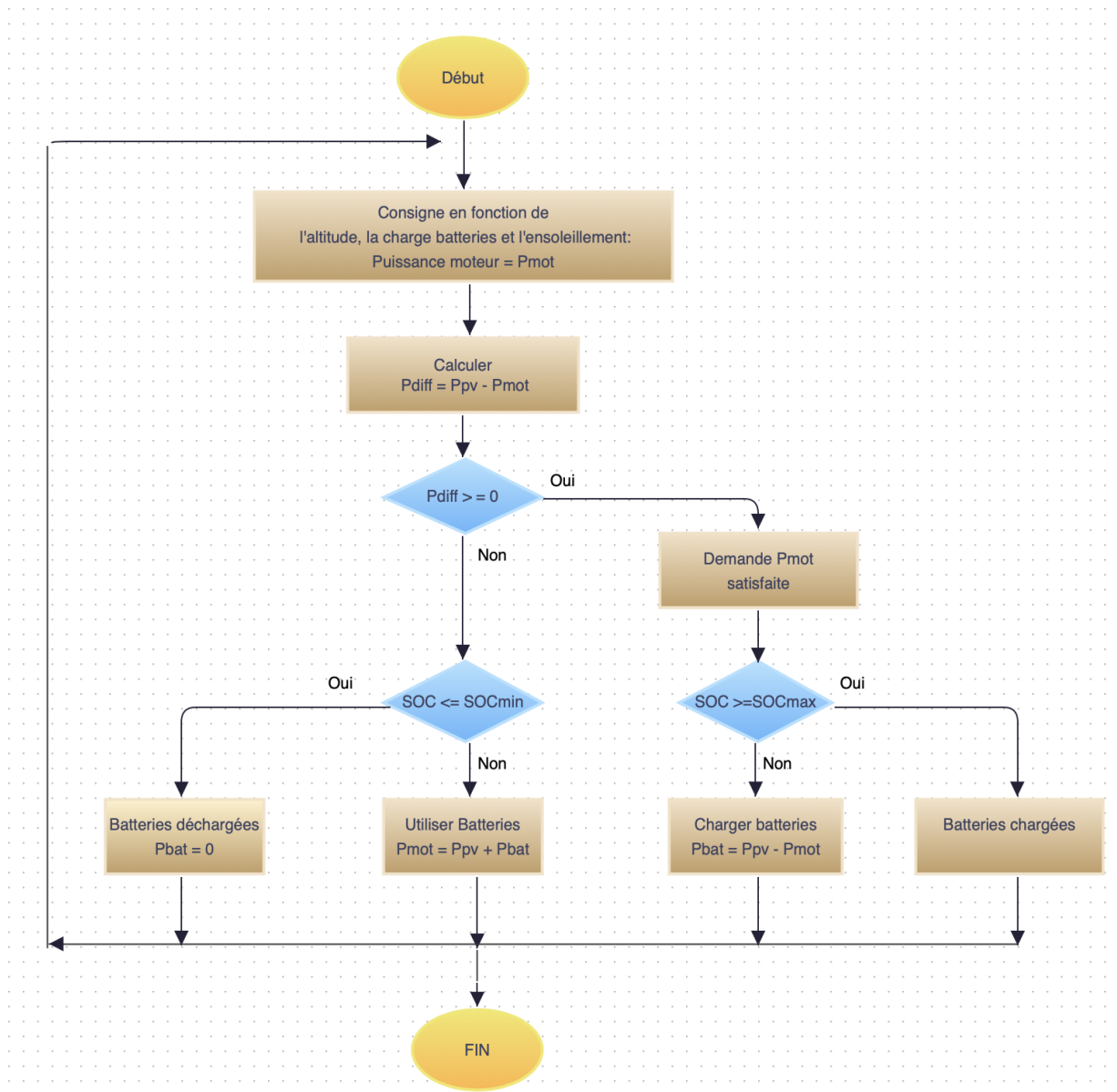
Question D.2 DTS8	Donner l'expression de l'écart ε . Indiquer son unité.
----------------------	---

Les batteries ont un rendement optimum pour une température de consigne de 25°C.

Question D.3 DTS8	Indiquer les valeurs des températures d'ouverture T_{ouv} et de fermeture T_{fer} de l'orifice du conteneur.
----------------------	---

Question D.4 DTS8	En tenant compte des réponses aux questions précédentes, expliquer le principe de fonctionnement de la régulation de température et conclure quant à son utilité.
----------------------	---

DTS1 : Algorithme de gestion des puissances



DTS2 : Comparatif des types de technologies des cellules photovoltaïques

Type	Rendement cellule (en labo)	Module (en labo)	Module (commercial)	Niveau de développement
1re génération				
Silicium monocristallin	24,70%	22,70%	12-20%	Production industrielle
Silicium polycristallin	20,30%	16,20%	11-15%	Production industrielle
2e génération				
Silicium amorphe	13,40%	10,40%	5-9%	Production industrielle
Silicium cristallin en couche mince		9,40%	7%	Production industrielle
CIS	19,30%	13,50%	9-11 %	Production industrielle
CdTe	16,70%		6-9%	Prêt pour la production
3e génération				
Cellule organique	5,70%			Au stade de la recherche
Cellule de Grätzel	11%	8,40%		Au stade de la recherche
Cellules multi-jonctions	39%*	25-30%**		Au stade de la recherche, production exclusivement pour applications spatiales

*sous concentration de 236 soleils

** Module triple jonction GaInP/AsGa/G/Ge

Source : Systèmes Solaires – hors série spécial recherche solaire –

DTS3 : Les technologies cristallines Silicium

(source : planete-energie.com)

Deux familles peuvent être distinguées dans la filière silicium :

● la première est constituée de plaquettes de silicium monocristallin, élaborées à partir d'un bloc de silicium très pur, formé d'un seul cristal. Le procédé industriel pour l'obtenir est lourd et coûteux, mais il permet d'obtenir des cellules avec quelques 20 % de rendement (qui est le rapport entre la puissance électrique de sortie et la puissance lumineuse incidente). Le record en phase industrielle, sur une pièce de 125x125 mm², est détenu par SunPower (24,2 %). En outre, le circuit électrique est placé sur la face arrière de la cellule, ce qui améliore sa performance. Ainsi, on ne verra pas sur ces modules le rainurage qu'on observe sur les autres types. L'avion solaire Solar Impulse a été fabriqué avec de telles cellules.

● la seconde est constituée de cellules de silicium multicristallin. C'est un matériau moins pur et meilleur marché, mais le rendement tourne autour de 15 %. Les groupes chinois sont leaders sur ce segment. Le coût inférieur de la cellule a assuré son fort développement mondial, mais le niveau de rendement électrique est bien sûr un élément déterminant dans le calcul final de la rentabilité financière des installations photovoltaïques.

DTS4 : Tableau comparatif de 4 technologies de batteries

Type de batterie	Énergie massique (W.h.kg ⁻¹)	Nombre de cycles	Auto-décharge par mois en %	Tension d'un élément (V)	Avantages	Inconvénients
Au Plomb (Pb)	30-50	400-1200	5	2,1	Faible coût	Faible puissance
Nickel – Cadmium (NiCd)	45-65	1000-2000	20	2,3	Performance à froid	Effet mémoire, toxicité, peu de puissance
Nickel Métal Hydrure (NiMH)	55-80	500-1500	30	1,3	Énergie massique correcte	Coût
Batterie au Lithium (Li ion et Lipo)	150-200	500-1200	10	3,6	Pas d'effet mémoire, énergie massique importante	Coût

Tableau comparatif technologies batterie

DTS5 : Batteries Lithium

La batterie lithium occupe aujourd'hui une place prédominante sur le marché de l'électronique portable (téléphone et ordinateur) et des véhicules électriques. On distingue deux types de batteries : les batteries Lithium ion (Li-ion) et les batteries Lithium ion polymère (Lipo). Dans la batterie Li-ion, l'électrolyte est constitué de sels de lithium dissous dans un solvant liquide. Dans la batterie Lipo, l'électrolyte est un gel polymère contenant également des sels de lithium.

Les avantages de la Lipo par rapport à la Li-ion sont :

- batterie pouvant prendre des formes fines et variées,
- batterie pouvant être déposée sur un support flexible,
- faible poids (la Lipo permet d'éliminer l'enveloppe de métal lourde du Li-ion),
- plus sûre que les Li-ion (plus résistante à la surcharge et aux fuites d'électrolytes).

Les faiblesses de la Lipo par rapport à la Li-ion sont :

- plus chère,
- charge soumise à des règles strictes en terme de charge/décharge.

<http://www.velo-electrique.com/Pages/batteries.htm> On distingue deux catégories d'électrolytes

Types de batteries au lithium

DTS6 : Un système de stockage de l'énergie amélioré pour Solar Impulse

(<http://www.kokam.com>)

Pendant l'étape la plus difficile du vol autour du monde de Solar Impulse 2 - le vol record de 5 jours et 5 nuits entre Nagoya, au Japon et Hawaï - la température des batteries de Solar Impulse 2 s'est élevée en raison d'un profil de vol différent de celui prévu et de la sur-isolation des gondoles (boîtiers des moteurs) par rapport à la température extérieure.

Par conséquent, les batteries NMC ultra-haute puissance de Solar Impulse 2 ont atteint une température proche des 50 degrés Celsius pendant une période prolongée, une température plus élevée que celle des normes de conception.

Pour éviter une éventuelle surchauffe de ses batteries à l'avenir, l'équipe de Solar Impulse a installé un nouveau système de refroidissement conçu pour éviter tout problème lié à la température si le profil de la mission de vol change.

Par ailleurs, au cas où le système de refroidissement tombe en panne, un nouveau système de secours permet au pilote d'ouvrir manuellement l'orifice du conteneur, ce qui lui permet d'utiliser l'air extérieur pour refroidir les batteries sans les laisser trop se refroidir et geler.

En outre, quelques ajustements ont été faits sur le boîtier du moteur (ou gondole), qui abrite à la fois la batterie et le moteur : une prise d'air a été ajoutée pour permettre l'écoulement de l'air dans le système de refroidissement de la batterie.

L'équipe de Solar Impulse a également veillé à ce que les futurs plans de vol offrent suffisamment de temps aux batteries pour refroidir entre les vols, et a ajusté son programme de vol pour éviter la surchauffe des batteries dans les climats tropicaux.

« Lorsque l'on conçoit un avion expérimental, tout système supplémentaire est une source potentielle d'échec. C'est la raison pour laquelle nous n'avons initialement pas intégré de système de refroidissement.

Comme nous avons eu ce moment de remplacement des batteries à Hawaï, nous avons décidé d'intégrer le système de refroidissement pour donner plus de flexibilité à l'avion, en particulier dans des environnements à très haute température », a déclaré M. Borschberg.

DTS7 : Mesure de température

Sonde de température modèle PT-100



APPLICATIONS

La sonde de température modèle PT-100 sert à mesurer la température, autant dans l'environnement que dans une structure liée au génie civil.

Elle est utilisée pour le contrôle à long terme de bâtiment et d'ouvrage sur lesquels la variation de température a une forte influence, ou lorsque la valeur de la température est une information indispensable pour les calculs ou pour permettre une corrélation avec les autres données physiques collectées.

DESRIPTIF

La sonde de température PT-100 est constituée d'une résistance de platine enchâssée dans un tube de protection en inox habituellement gainée de quartz dans sa partie intérieure.

La valeur de la résistance du platine variant de manière connue en fonction de la température, ce type de capteur permet d'obtenir une grande précision dans la mesure de température.

Sur les sondes 4 fils, une résistance de référence permet de connaître avec précision le courant généré. La mesure se fait alors en utilisant cette source de courant connue, et en mesurant la tension aux bornes de la sonde. Aucun courant ne circulant dans les fils de mesure de tension, il n'y a aucune chute de tension, et donc aucune erreur sur la mesure de la résistance. La tension lue est directement proportionnelle à la valeur de la résistance de la sonde.

La lecture sur 4 fils permet de s'affranchir de la longueur du câble par compensation directe, et ainsi de conserver une grande précision de mesure.

CARACTERISTIQUES

Gamme de mesure :
-50 à +300°C

Précision :
>0.01°C

Résolution :
0.1°C

Résistance :
 $100 \Omega \pm 0.1$ à 0°C

Facteur de température :
 $0.385 \Omega/^{\circ}\text{C}$

Diamètre :
6 mm

Longueur :
50 mm (standard)

Classe :
A

Étanchéité :
IP68

Câble :
4 conducteurs

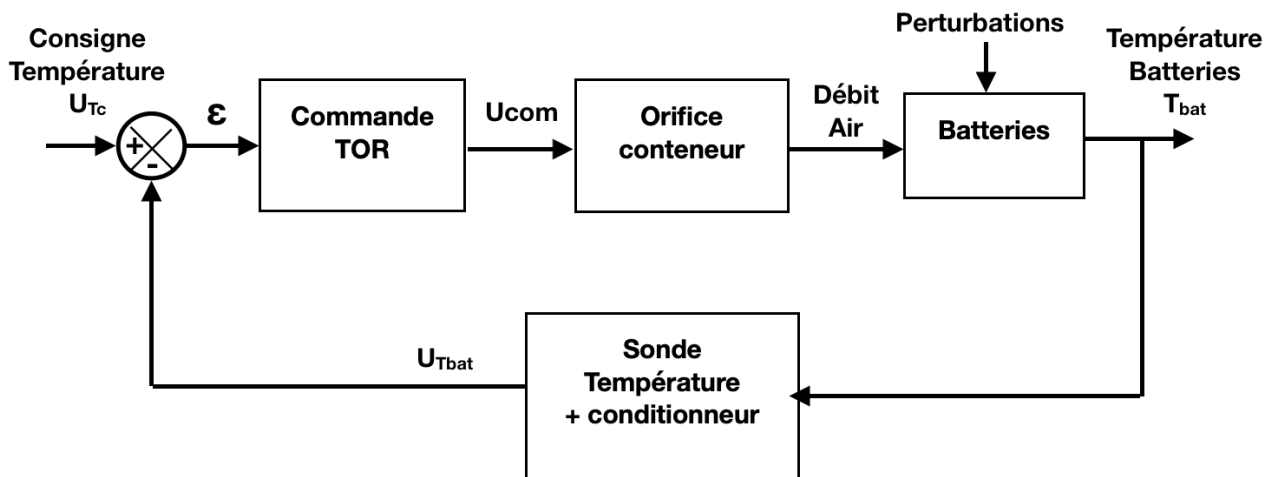
Options :
Câble blindé
Chapelet de sondes
Prise en bout de câble
Autres longueurs de sonde
Sonde 3 fils

Accessoires :
Boîtier à commutateur rotatif
Poste de lecture

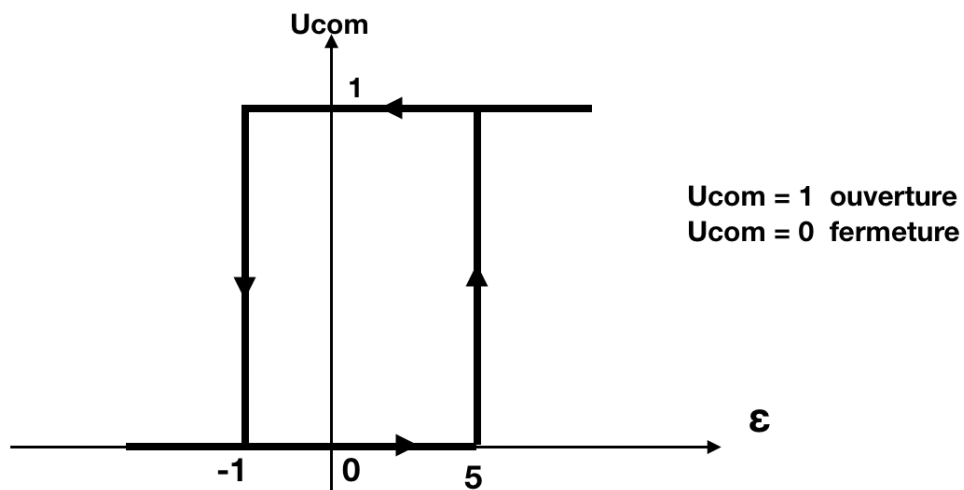
Source : <http://www.geo-instrumentation.fr>

DTS8 : Principe de régulation de la température des batteries

Schéma-bloc :



La commande TOR est représentée ci-dessous :



DRS1 : Différents scénarios de fonctionnement

question A.1

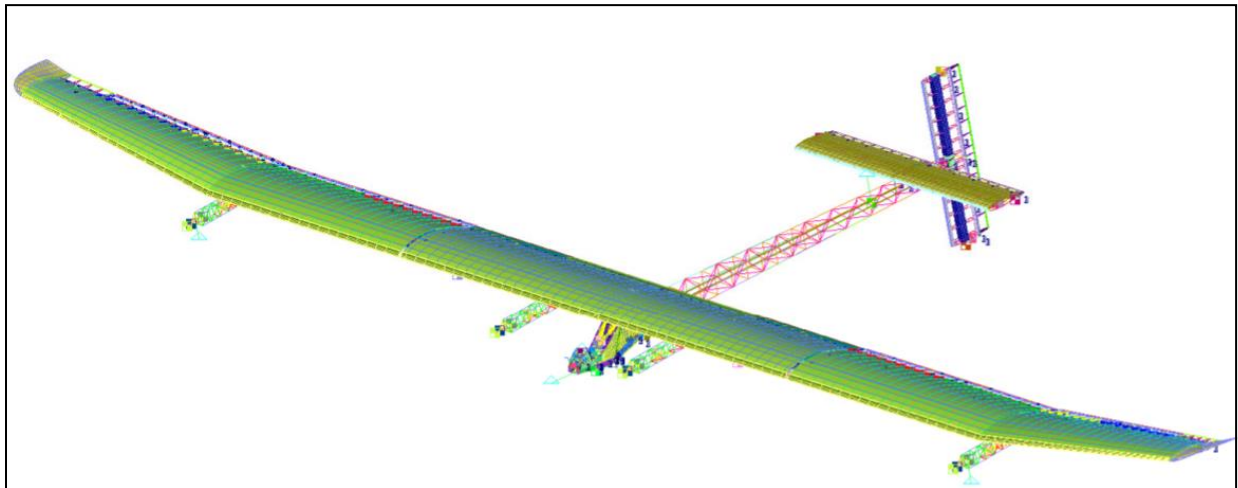
cas	période	PV	Batteries	P _{diff}	Soc (état de charge)	Description
1	jour ensoleillé ou nuageux	✓	repos	0	Soc _{min} <Soc<Soc _{max}	P _{mot} = P _{PV}
2		✓		P _{mot} =
3		X				P _{mot} =
4		✓	En charge	P _{bat} =
5	nuit	X	< 0	P _{mot} =

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),

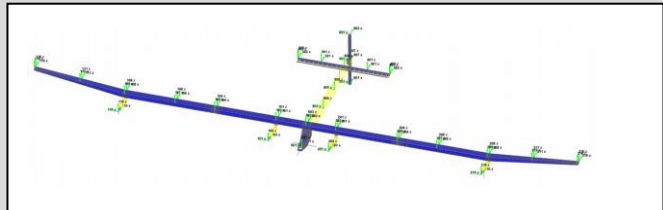
en vérifiant que les conditions de vol et de pilotage en toute sécurité sont respectées (PARTIE C). La conclusion (PARTIE D) permettra de clore l'étude.

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 m² 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.



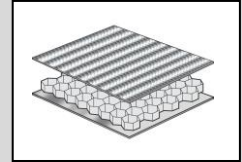
Une étude préliminaire de résistance des matériaux est menée afin de pré dimensionner la structure.

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 $q = 882 \text{ N.m}^{-1}$).

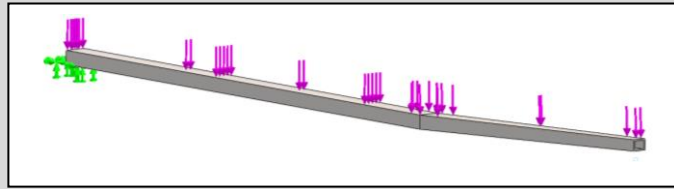


Le longeron est de section rectangulaire creuse et ses dimensions extérieures imposées par l'aérodynamisme sont les suivantes :

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

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		
poutre...		charge...
sur 2 appuis		○ 1 ponctuelle
		○ 2 répartie
appuyée-encastrée		○ 3 répartie
bi-encastrée		○ 4 répartie
encastrée-libre		○ 5 ponctuelle
		○ 6 répartie



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

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

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

Avec σ_{max} contrainte de flexion en MPa

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

I_{GZ} inertie de la section en m⁴

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 σ_{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 DTS3	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 encastrements...).

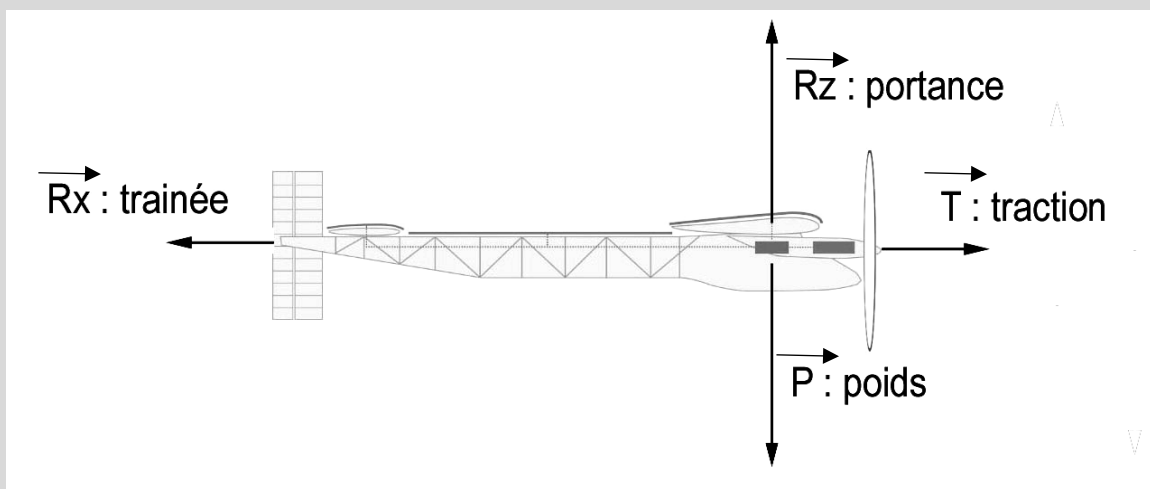
Choix 2

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 trainée (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 trainée (R_x) ;
- entre l'intensité des forces portance (R_z) et poids (P).

La valeur du rapport portance / trainée 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 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 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 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 km.h^{-1} , d est le diamètre de l'hélice en m, ω_h est la vitesse de rotation de l'hélice en tr.min^{-1} .

La relation entre γ et η 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 tr.min^{-1} . **Donner** la valeur du rendement η 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.

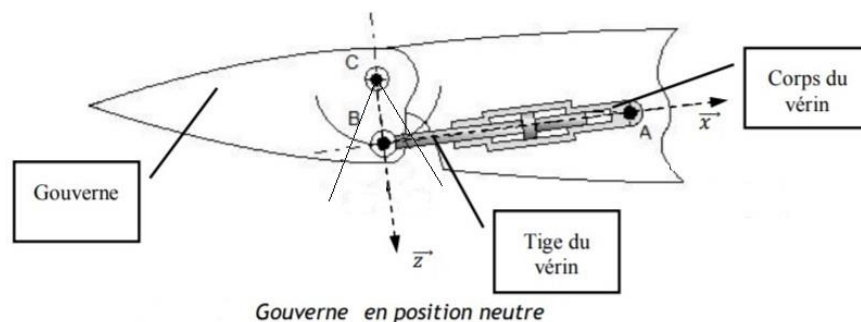
L'inclinaison de l'avion est cependant nécessaire pour modifier la trajectoire du vol et elle est obtenue par une rotation inverse de deux gouvernes pilotées par des vérins nouvelle génération dont nous allons vérifier la performance.



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

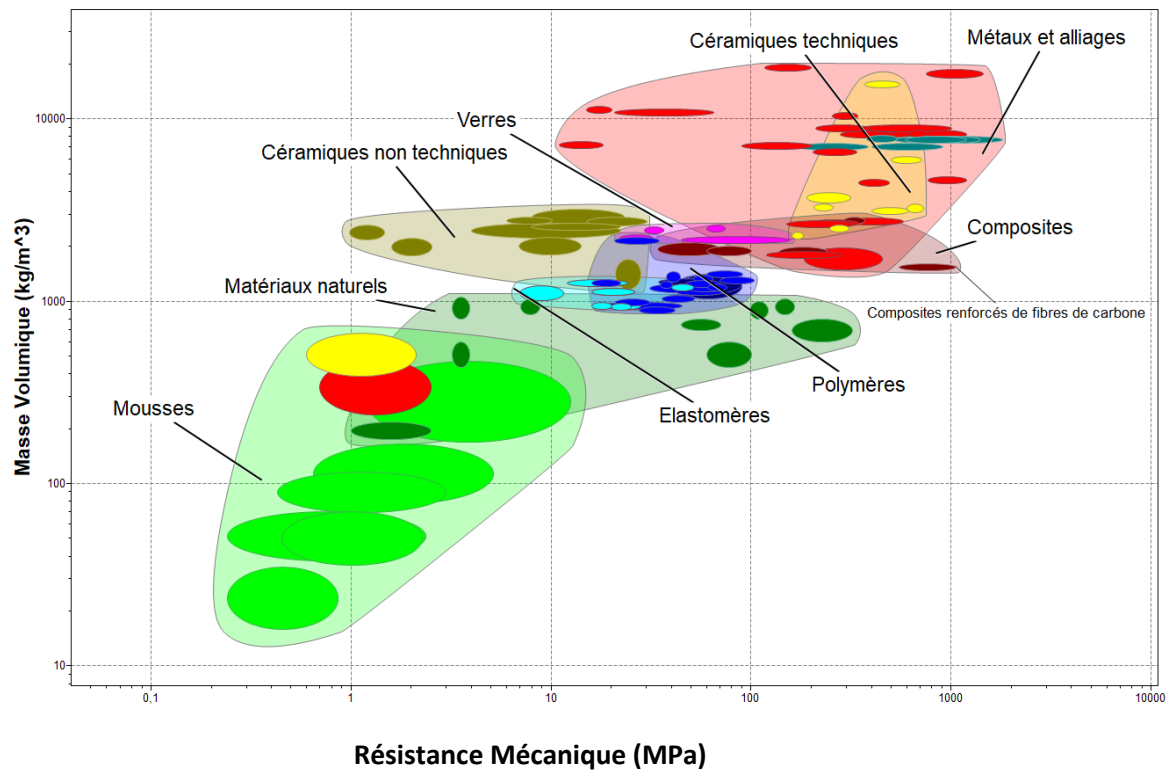
DTS8, DRS2

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° de la gouverne. **Conclure** quant à la performance de course du vérin par rapport au débattement angulaire de gouverne nécessaire.

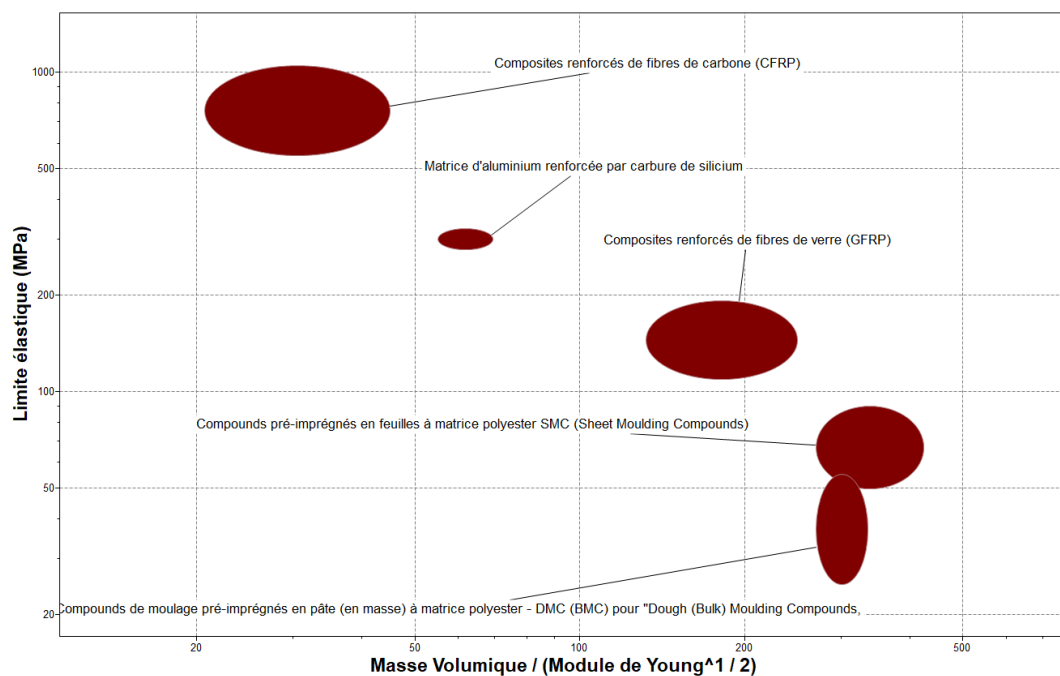
PARTIE D : Synthèse

- 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).

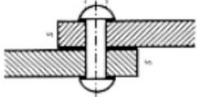
DTS1 : Diagramme masse volumique / résistance mécanique



DTS2 : Diagramme limite élastique / indice performance



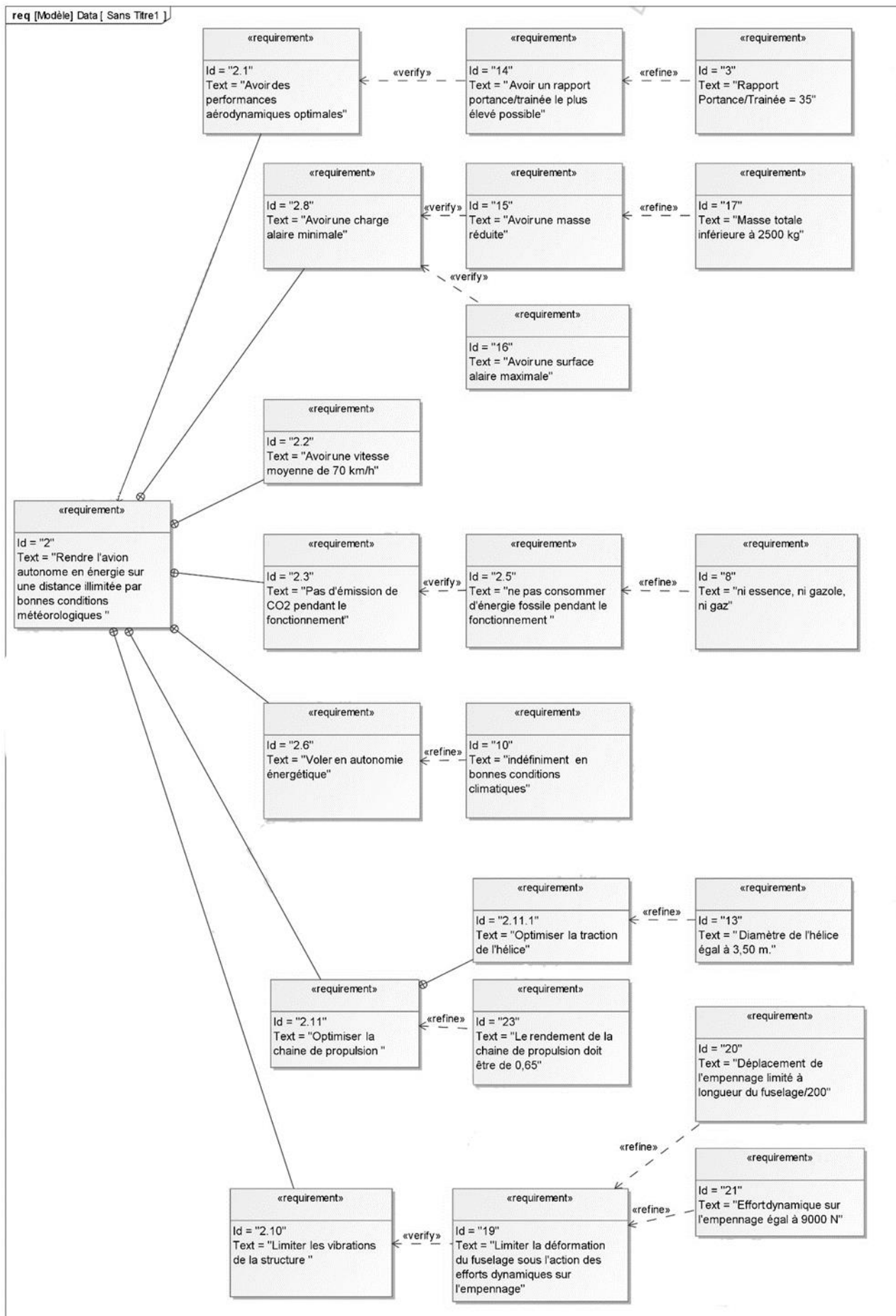
DTS3 : Solutions pour assemblage des trois tronçons du longeron

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

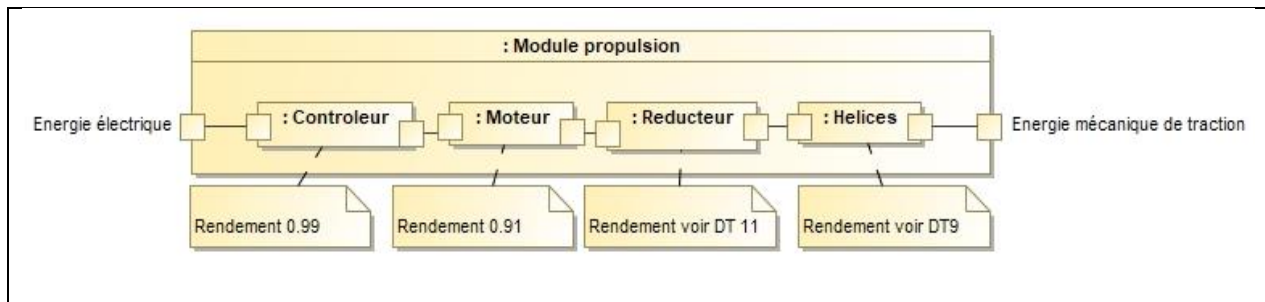
Critères de choix de colle

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

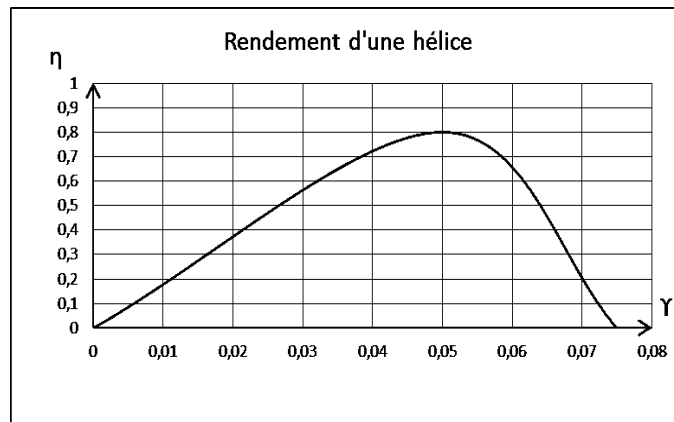
DTS4 : Extrait du diagramme des exigences du projet Solar Impulse 2



DTS5 : Chaine de l'énergie du système de propulsion



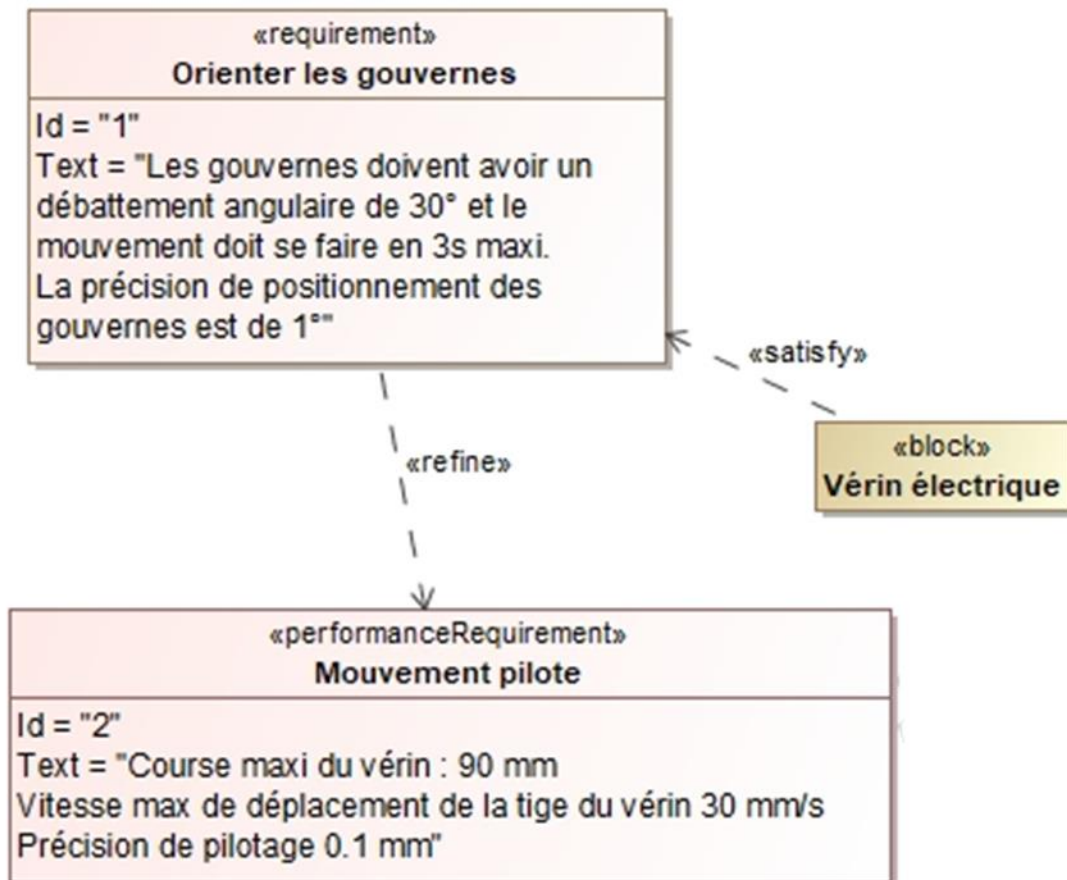
DTS6 : Courbe du rendement d'une hélice



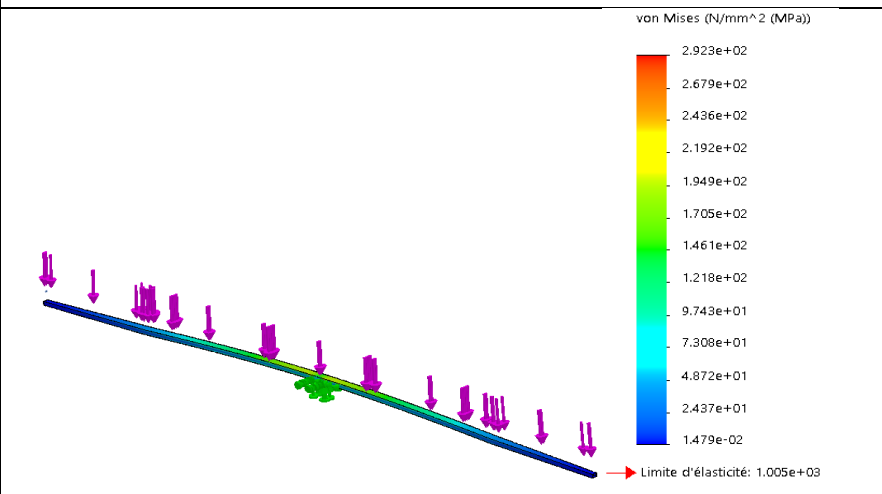
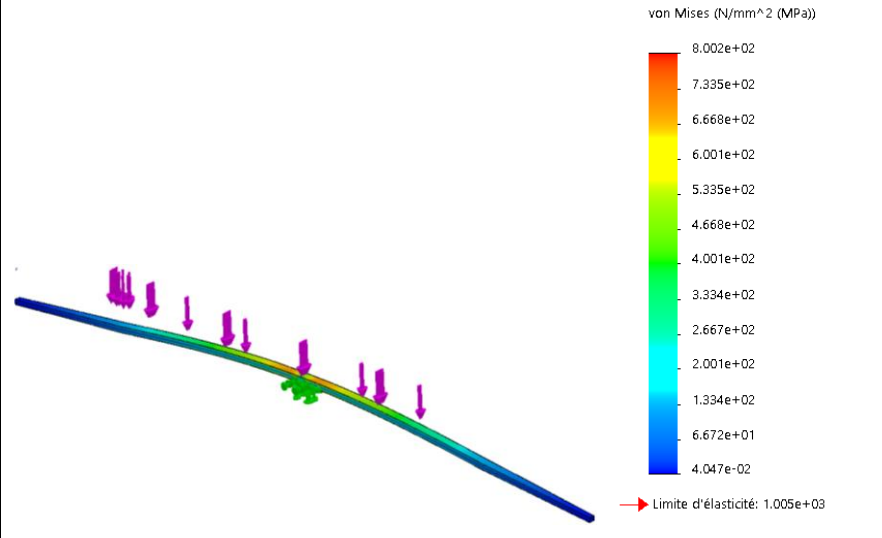
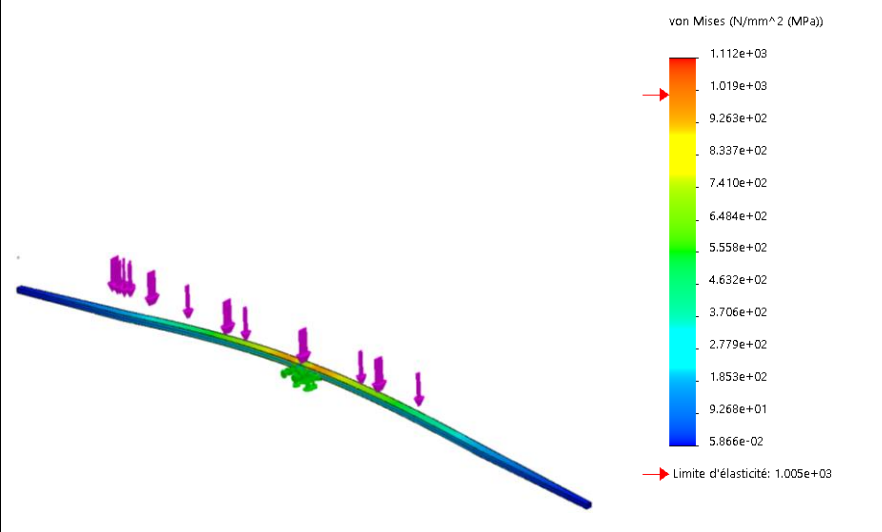
DTS7 : Extrait du catalogue du fabricant de réducteurs

Caractéristiques des réducteurs de vitesse DHE008				
Référence	Rapport	Vitesse entrée maxi (tr.min ⁻¹)	Vitesse sortie maxi (tr.min ⁻¹)	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%

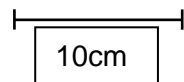
DTS8 : Diagramme d'exigence de pilotage des gouvernes



DRS1 : Résultats des tests de simulation

Géométries	Résultat de la simulation	σ_{MAX}
<p>Longeron initial :</p> <p>E = 10 mm</p> <p>Masse : 2 722 kg</p>	 <p>von Mises (N/mm² (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^{re} optimisation</p> <p>E = 5 mm</p> <p>Masse : 1 372 kg</p>	 <p>von Mises (N/mm² (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^{de} optimisation</p> <p>E = 2 mm</p> <p>Masse : 551 kg</p>	 <p>von Mises (N/mm² (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>	

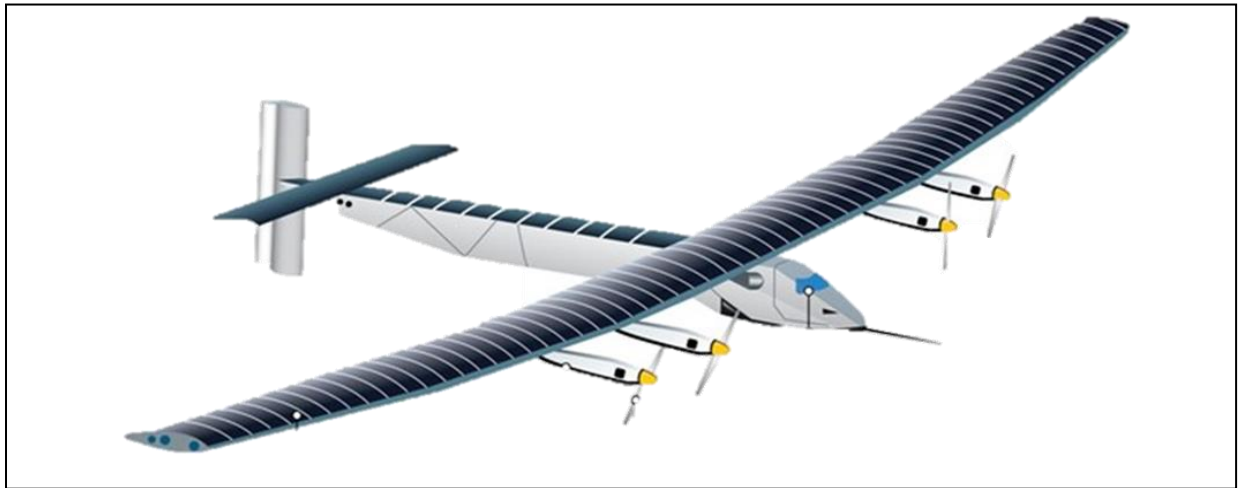
Question C1



Sujet zéro

2I2D Enseignement spécifique
Systèmes d'information et numérique

Solar Impulse 2



Constitution du sujet :

- Dossier sujet et questionnaire Pages 26 à 32
- Dossier technique Pages 33 à 36
- Documents réponses Pages 37 à 39

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

**Tous les documents réponses, DRS1 à DRS4, sont
à rendre agrafés avec votre copie.**

Mise en situation

En aviation, le phénomène de portance (ce qui permet à l'avion de voler) dépend, entre autres, de la vitesse relative de l'avion par rapport à l'air. Il est donc très important pour le pilote de connaître et de surveiller cette vitesse afin d'éviter tout risque de décrochage (phénomène de chute de l'avion). Dans le cas de Solar Impulse 2, cette vitesse est en plus transmise au sol afin d'y être enregistrée sur un serveur et analysée en temps réel par l'équipe d'assistance. L'étude qui suit permettra de valider la mesure, la transmission au sol et l'enregistrement sur serveur de la vitesse de Solar Impulse 2.

Notation : toutes les valeurs hexadécimales sont précédées des caractères 0x

Exemple : l'octet de valeur 2b s'écrit : 0x2b = (2b)_{hex} = (2b)₁₆

Travail demandé

PARTIE A : Valider la précision de la chaîne d'acquisition de vitesse de l'avion Solar Impulse 2

L'avion Solar Impulse 2 vole à des vitesses relativement faibles. La plage de mesure imposée par le cahier des charges est de 0 à 150 km.h⁻¹ (vitesse maximum réelle 140 km.h⁻¹) avec une précision de 0,05 km.h⁻¹.

Question A.1 DTS1	A l'aide du document technique DTS1, justifier l'utilisation d'une sonde Pitot pour mesurer la vitesse d'un avion.
----------------------	---

Question A.2 DRS1	La chaîne d'information de la vitesse est partiellement donnée sur le document réponse DRS1. Remplir les rectangles vides en indiquant les termes ci-dessous : « Grandeur numérique » - « Tension analogique » - « Information numérique » - « Tension analogique amplifiée » - « Pression différentielle »
----------------------	---

Sur cette chaîne d'information, la fonction « Différentiel de pression » permet d'obtenir une linéarisation de la pression différentielle en fonction de la vitesse de l'avion.

Les caractéristiques des blocs « Différentiel de pression », « Convertisseur pression/tension » et « Convertisseur analogique numérique (CAN) » sont données sur document technique DTS2.

Question A.3 DTS2	Donner la valeur de U_{scap} pour une vitesse de 150 km.h ⁻¹ . Justifier la mise en place de l'amplificateur avant le convertisseur.
----------------------	---

On cherche à vérifier que l'information vitesse sera suffisamment précise. Pour cela, le choix du convertisseur analogique numérique (CAN) est important.

Question A.4 | Toujours en vous aidant du document technique DTS2, **calculer** le
DTS2 quantum (résolution) du CAN.

Question A.5 | **Calculer** la vitesse de l'avion pour ce quantum ($N = 1$ à la sortie de CAN) et **conclure** sur la précision de la mesure de vitesse de Solar Impulse 2.
DTS2

On donne :

$$N = ENT\left(\frac{2^n - 1}{3,3} \times U_e\right)$$

$$U_e = 21,6 \times 10^{-3} \times V$$

V : vitesse de l'avion en km/h

U_e : tension d'entrée de CAN en volt

n : nombre de bits du convertisseur

N : nombre issus de la conversion

$ENT(x)$: Partie entière de x

Choix 1 :

PARTIE B : Validation de l'émission des paramètres vers le sol

Tous les paramètres de l'avion Solar Impulse 2 (charge des batteries, vitesse, température, pression...) sont transmis au centre de contrôle sur terre. Au total, il y a 96 paramètres transmis en temps réel. Le cahier des charges impose une retransmission de tous ces paramètres à chaque seconde.

Chaque donnée est transmise via 3 octets :

- 1 octet pour le code de la grandeur physique (voir document technique DT3) ;
- 2 octets pour la valeur.

Pour être envoyées au sol, les données sont réunies sous forme de trames. Une trame est constituée de 3 données (9 octets) et 2 octets de transfert, soit 11 octets en tout.

0xFF	oct_0	oct_1	oct_2	oct_3	oct_4	oct_5	oct_6	oct_7	oct_8	Chk
------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-----

FF : est l'octet de synchronisation, il permet de repérer le début de la trame numérique

oct_0 ... oct_8 : sont les valeurs des 9 octets de données. La valeur 255 n'est jamais atteinte (pour éviter l'obtention de FF).

Chk (checksum) : cet octet de checksum, comparé à la même opération effectuée au sol, permet de valider ou non la trame reçue.

Au fur et à mesure de l'acquisition, les valeurs sont stockées dans un tableau de données afin d'être transmises sur terre. Ce tableau de données est partiellement donné sur le DTS4.

L'algorithme ci-dessous permet à partir du tableau de données la mise en forme et l'envoi des 32 trames nécessaires à l'envoi des 96 paramètres de vol.

Il effectue le calcul, pour chaque trame, de l'octet de checksum « Chk ».

Début

Pour (Num_Trame de 0 jusqu'à 31 par pas de 1)

Envoyer (FF)

// Envoyer l'octet FF (synchronisation)

Pour (Num_Octet de 0 jusqu'à 8 par pas de 1)

Valeur = **Lire** (Num_Octet+9xNum_Trame) // Lire l'octet n°x du tableau de données

Envoyer (Valeur)

// Envoyer l'octet lu

Chk = Chk + Valeur

// Additionner la valeur de l'octet avec la
valeur précédente de Chk

Fin de Pour

Chk = Chk_Temp /2

// Calculer le Chk en divisant sa valeur par 2

Envoyer (Chk)

// Envoyer l'octet Chk

Fin de Pour

// Mettre Chk à 0

Chk = 0

Fin

Valeur : valeur lue dans le tableau des paramètres. Type : octet (byte)

Num_Trame : Numéro de la trame en cours. Type : octet (byte)

Num_Octet : Numéro de l'octet en cours. Type : octet (byte)

Chk : Cheksum (octet de contrôle). Type octet (byte) il est calculé par une addition sur 8 bits des 9 octets suivie d'une division entière par 2 (pour éviter l'obtention de FF).

Question B.1 | À partir de cet algorithme, **compléter** l'algorithme du document
DRS2 | réponse DRS2.

Question B.2 | A l'aide du tableau du document technique DTS3 et du tableau de
DTS3, DTS4, DRS3 | données du document technique DTS4, **remplir** sur le document réponse
DRS3 la trame incluant les paramètres de vol : « Température cockpit »,
« Vitesse Solar Impulse » et « Pression extérieure ».

Les 2 octets liés au paramètre 0x26 représentent la partie entière et la partie décimale de la vitesse du Solar Impulse.

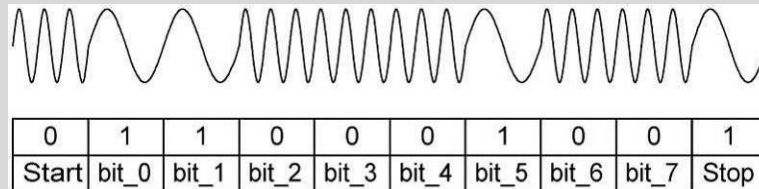
Question B.3 | **Calculer** la valeur de ces 2 octets en hexadécimal si l'avion vole à une
DRS3 | vitesse de 71,86 km.h⁻¹. **Consigner** les résultats sur le document réponse
DRS3. **Comparer** ces résultats avec la trame émise et **conclure**.

PARTIE C : Réception des données et transfert vers la salle de contrôle

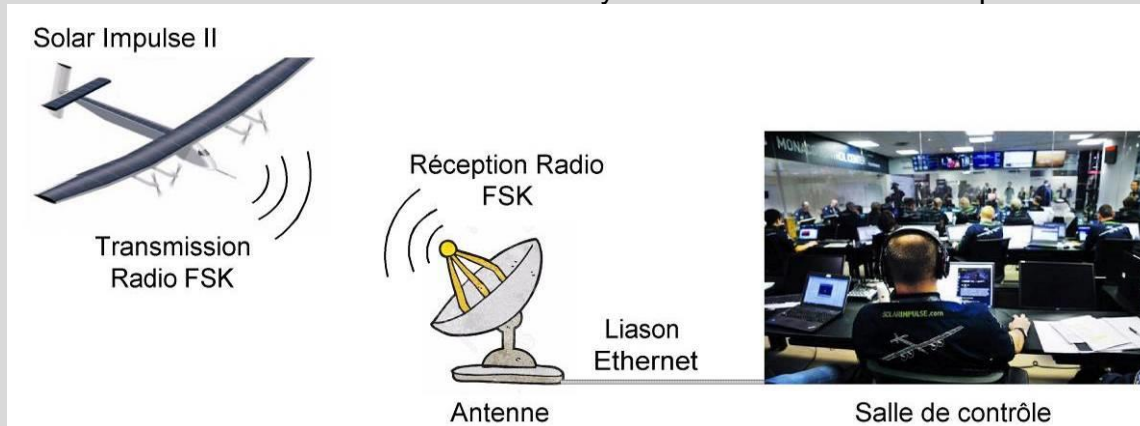
Les données sont transmises par modulation FSK. Le codage FSK (décalage en fréquence) associe à chaque bit un signal sinusoïdal de fréquence déterminée :

- un « zéro logique » correspond la fréquence de 28,8 kHz ;
- un « un logique » correspond la fréquence de 9,6 kHz.

Exemple de transmission par modulation FSK d'un octet de valeur 0x23 = b00100011 :



Une fois transmis par radio, ces signaux sont réceptionnés au sol par une antenne et les trames sont reconstituées afin d'être envoyées à la salle de contrôle par liaison Ethernet.



Pour détecter les « 0 » et les « 1 » dans la trame, on utilise un filtre passe-bas. Il permet de filtrer les basses fréquences et donc les 0 logiques de la trame. La courbe de ce filtre est donnée sur le document technique DTS5.

Question C.1 | À partir de cette courbe, **donner** la fréquence de coupure du filtre à -3dB et **conclure** sur la pertinence de cette valeur.

DTS5

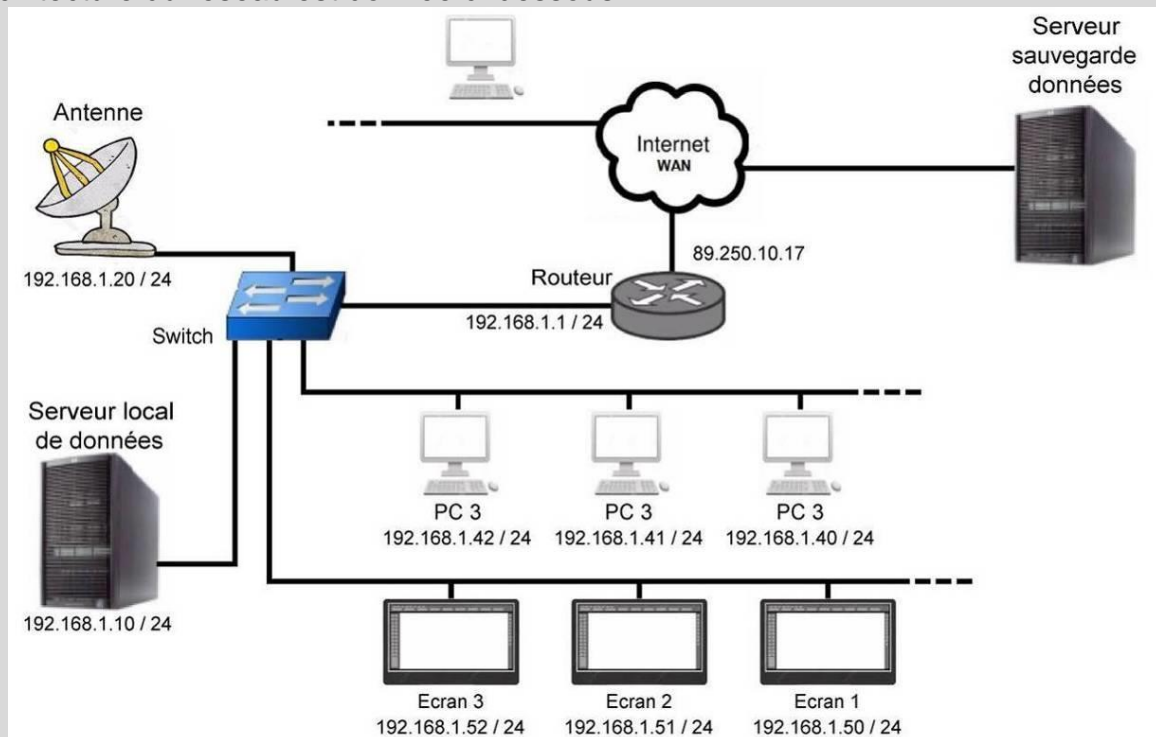
Le document réponse DRS4 donne la réception avant filtrage des 2 octets « vitesse Solar Impulse ».

Question C.2 | Sur ce même document, **dessiner** l'allure de ces 2 octets après filtrage et en déduire la vitesse de l'avion.

DRS4

Une fois reconstituées, les trames sont envoyées sur un serveur local de données afin de les enregistrer et de faciliter le partage sur l'ensemble des équipements de la salle de contrôle.

L'architecture du réseau est donnée ci-dessous :



La liaison Ethernet est analysée afin de s'assurer de l'exactitude des données transmises. La trame capturée en hexadécimal est la suivante :

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	A	B	C	D	E	F
00	12	25	96	13	68	3f	45	97	00	0f	20	28	06	17	00	16
01	53	21	15	73	00	80	45	00	04	02	7c	c0	40	00	3b	06
02	ee	bd	c0	a8	01	14	c0	a8	01	0a	3b	06	4c	17	01	62
03	27	02	24	59	03	91	23	04	54	15	05	f3	3c	06	21	4d
04	07	10	00	08	9f	65	09	48	98	0a	12	07	0b	03	07	0c
05	28	06	0d	29	08	0e	28	10	0f	12	07	10	03	07	11	22
06	06	12	1b	05	13	06	43	14	ba	ca	15	20	21	16	62	59
07	17	13	75	18	29	56	19	31	84	1a	67	68	1b	42	69	1c
08	09	37	1d	28	06	1e	29	08	1f	28	10	20	25	06	21	ba
09	fe	22	a8	01	23	c0	a8	24	0a	3b	25	4c	17	26	47	56
0A	27	36	02	28	c2	1a	29	72	73	2a	66	c8	2b	...		

Question C.3 | En utilisant le document technique DTS6, **déterminer** l'adresse IP source et l'adresse IP destination incluses dans cette trame. **En déduire** les appareils en liaison : source et destination.

DTS6

On rappelle que la vitesse est codée sur deux octets liés au paramètre 0x26. Le premier représente la partie entière et le deuxième la partie décimale de cette vitesse.

Question C.4 | La plage de données réelles représentative des paramètres de Solar Impulse 2 commence à l'octet numéro 02E. En utilisant les documents techniques DTS3 et DTS6, **trouver** dans cette trame les 2 octets relatifs à la vitesse de l'avion. Donner la valeur de cette vitesse puis **conclure**.

DTS3, DTS6

PARTIE D : Synthèse

Question D.1 | À partir des résultats obtenus dans les différentes parties, **conclure** sur cette étude de mesure de vitesse du Solar Impulse 2 en termes de précision, transmission et enregistrement.

Le même principe de chaîne d'information est utilisé pour l'ensemble des paramètres de l'avion Solar Impulse 2.

Question D.2 | **Expliquer** en quelques lignes l'intérêt de transmettre l'ensemble de ces paramètres de vol en temps réel.

DTS1 : Caractéristiques de différents capteurs permettant de connaître la vitesse d'un fluide ou d'un gaz

Capteur de débit d'un liquide



Le capteur de débit est constitué d'un rotor et d'un capteur à effet hall. Lorsque le liquide passe dans le capteur, le rotor génère des impulsions en fonction du débit. La fréquence de sortie varie en fonction de la vitesse du rotor. En connaissant le diamètre du tuyau, il est possible de calculer la vitesse du liquide.

Avantages : Facilité de mise en œuvre
 Légèreté

Inconvénients : Précision 7%
 Fonctionnement uniquement avec du liquide
 Ne prend pas en compte les variables extérieures au circuit.

Anémomètre



L'anémomètre est constitué d'un rotor et d'un capteur à effet hall. Lorsque le vent frappe les coupelles demi-sphériques, le rotor génère des impulsions en fonction de sa vitesse de rotation. La fréquence des impulsions est donc directement liée à la vitesse du vent.

Avantages : Facilité de mise en œuvre
 Bonne précision

Inconvénients : Fragilité de la partie en mouvement

Sonde Pitot



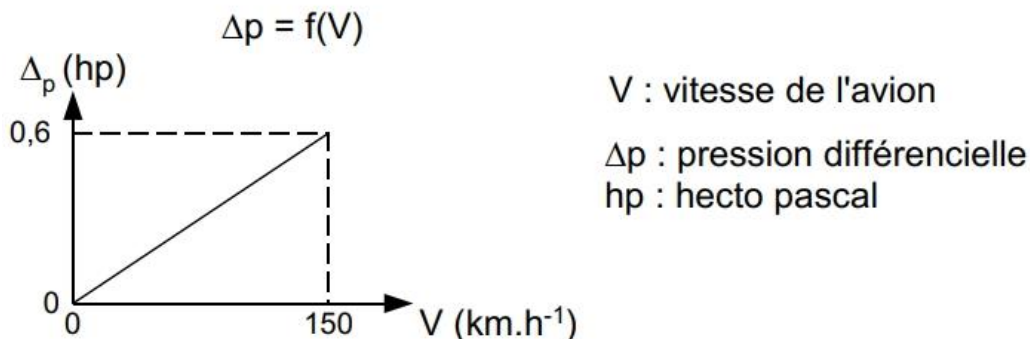
La sonde Pitot a été inventée par Henri Pitot en 1732. Ce tube de Pitot permet la détermination de la vitesse d'un fluide grâce à la mesure d'une différence de pression entre la pression statique P_s et la pression totale P_t . La vitesse du fluide est directement liée à cette différence de pression.

Avantages : Peu de pièces mécaniques en mouvement
 Très bonne précision

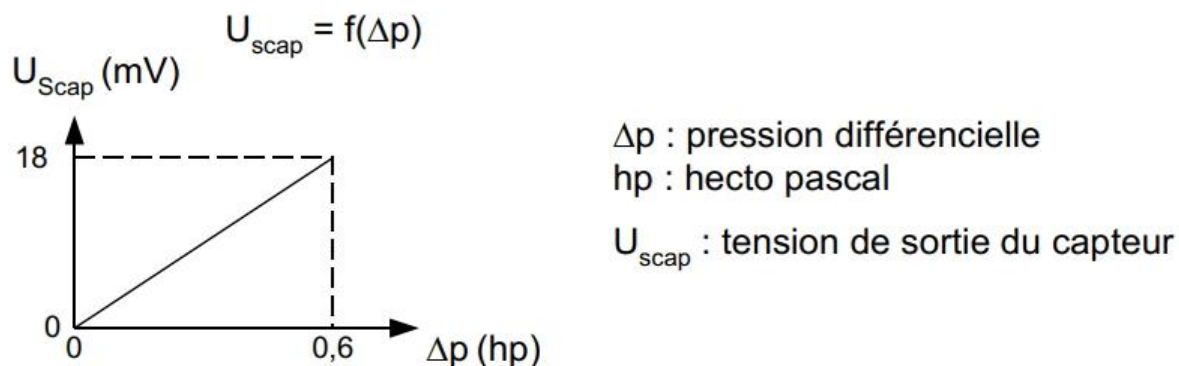
Inconvénients : Nécessité d'avoir deux circuits (pneumatique et électrique)
 Fonctionnement uniquement dans une direction

DTS2 : Caractéristiques des différents modules de la chaîne d'information « vitesse » du Solar Impulse 2.

Différence de pression en fonction de la vitesse de Solar Impulse 2.

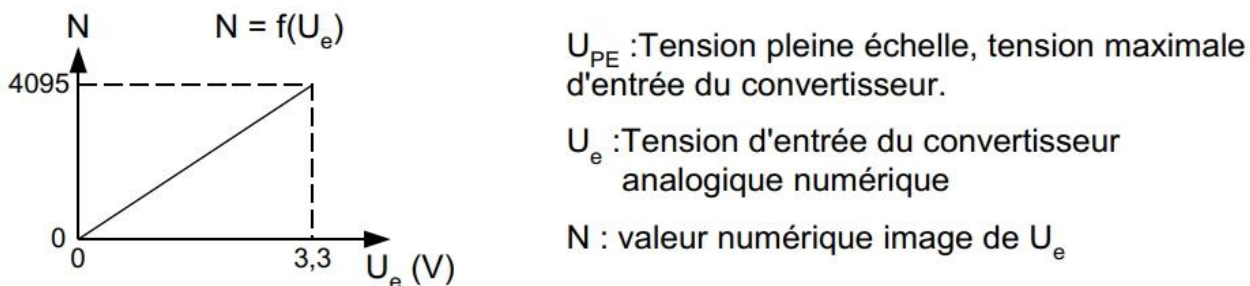


Tension de sortie du capteur en fonction de la différence de pression.



Nombre entier N en fonction de la tension d'entrée du convertisseur.

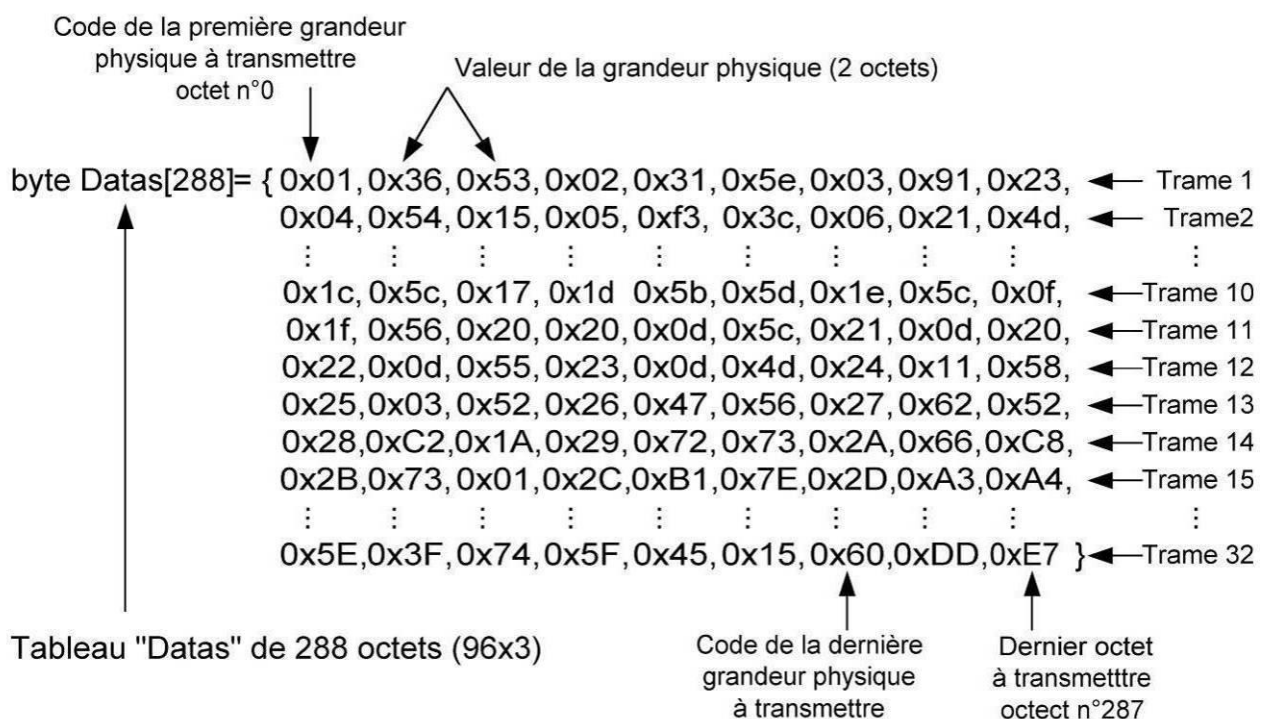
Convertisseur Analogique - Numérique 12 bits ; $U_{PE} = 3,3$ Volt



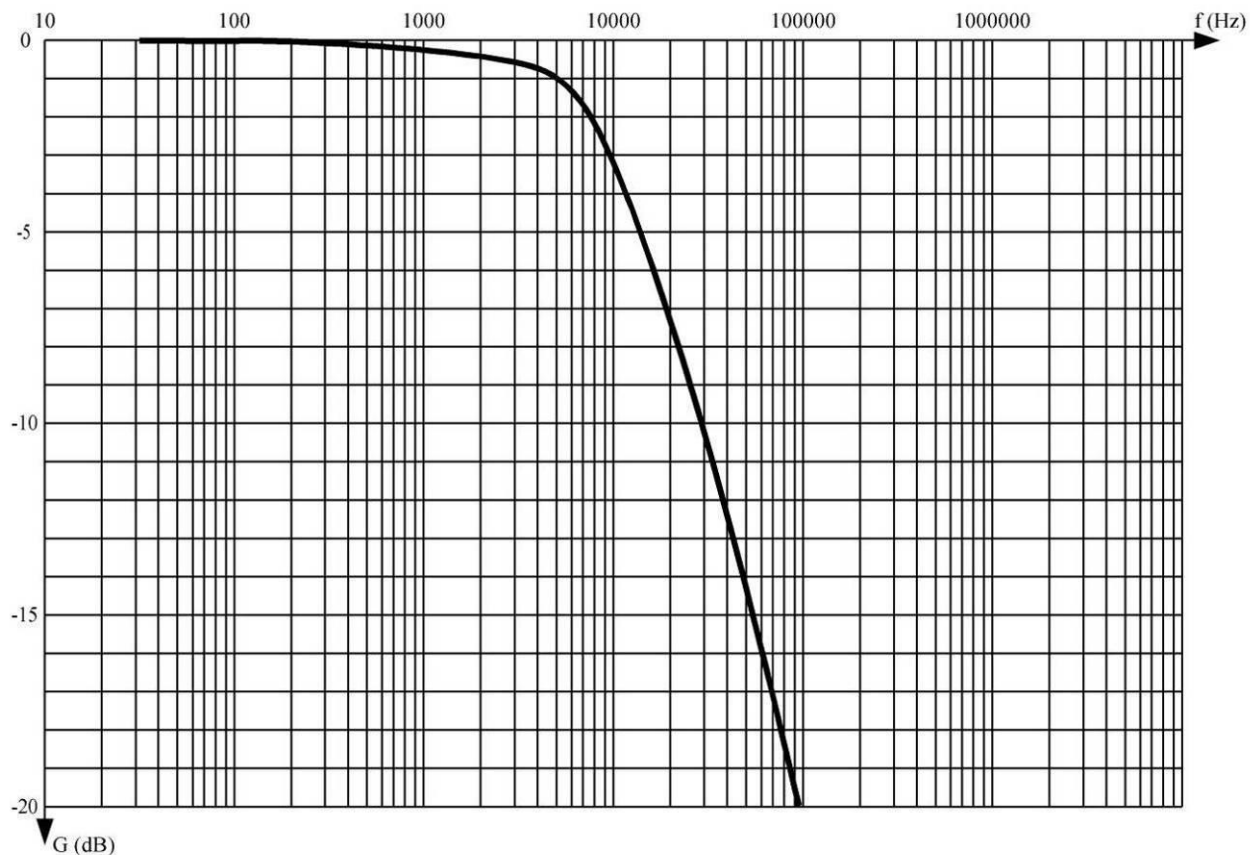
DTS3 : Partie du tableau donnant le code hexadécimal sur un octet en fonction du paramètre de l'avion.

Numéro	Paramètre	Code correspondant (1 octet)
01	Altitude	0x01
02	Tension Panneaux	0x02
27	% Charge Batterie 1	0x1C
28	% Charge Batterie 2	0x1D
29	% Charge Batterie 3	0x1E
30	% Charge Batterie 4	0x1F
31	Courant charge batterie 1	0x20
32	Courant charge batterie 2	0x21
33	Courant charge batterie 3	0x22
34	Courant charge batterie 4	0x23
35	Température extérieure	0x24
36	Température cockpit	0x25
37	Vitesse solar impulse	0x26
38	Pression extérieure	0x27
39	Pression cockpit	0x28

DTS4 : Architecture du tableau des données à transmettre au sol.



DTS5 : Courbe de réponse du filtre passe bas $G = f(f)$.



DTS6 : Structure d'une trame Ethernet.

En tête Ethernet

En octets

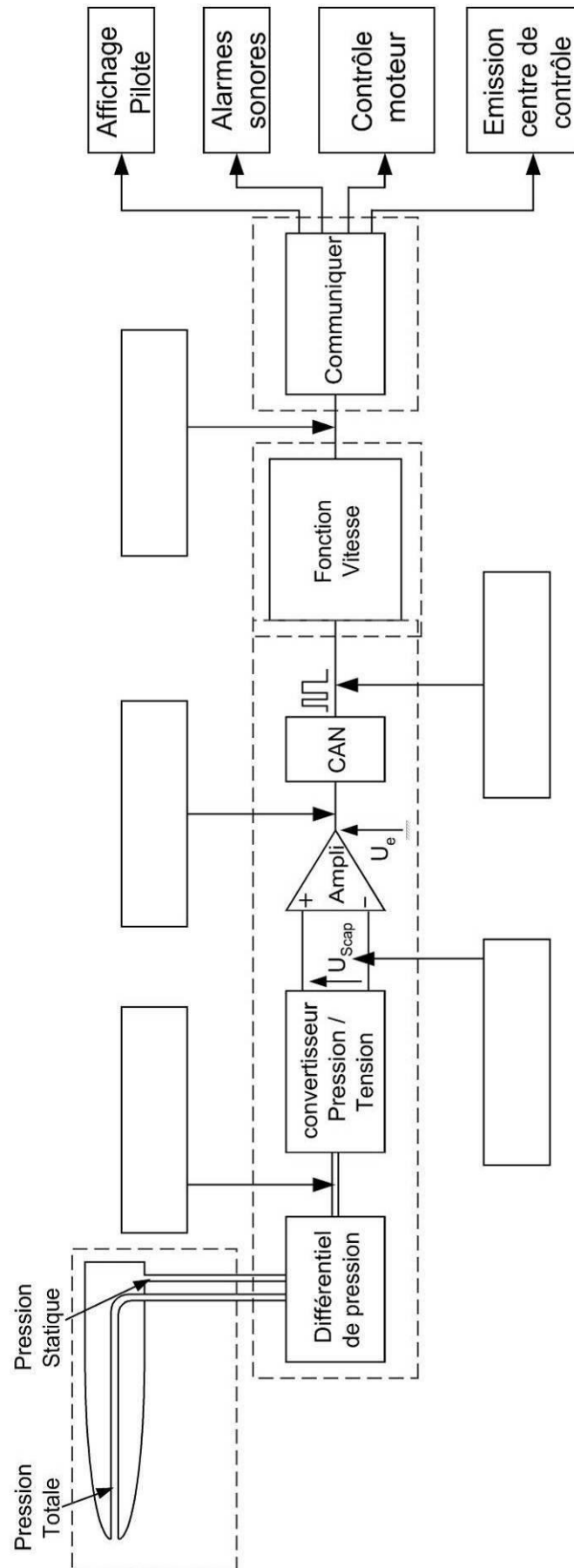
0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	a	b	c	d	e	f	10	11	12	13	14	15	16	...	5e9	5ea	5eb	5ec	5ed
Préambule + SFD								Adresse MAC destination						Adresse MAC source						Type de données	Données encapsulées				FCS / CRC			

En bits

0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31
Version 4 bits				Longueur d'en tête 4 bits				Type de service 8 bits								Longueur totale 16 bits															
Identification 16 bits																Drapeau 3 bits		Décalage fragment 13 bits													
Durée de vie 8 bits								Protocole 8 bits								Somme de contrôle en tête 16 bits															
Adresse IP source 32bits																															
Adresse IP destination 32bits																															
Options éventuelles																								Bourage							
Données																															

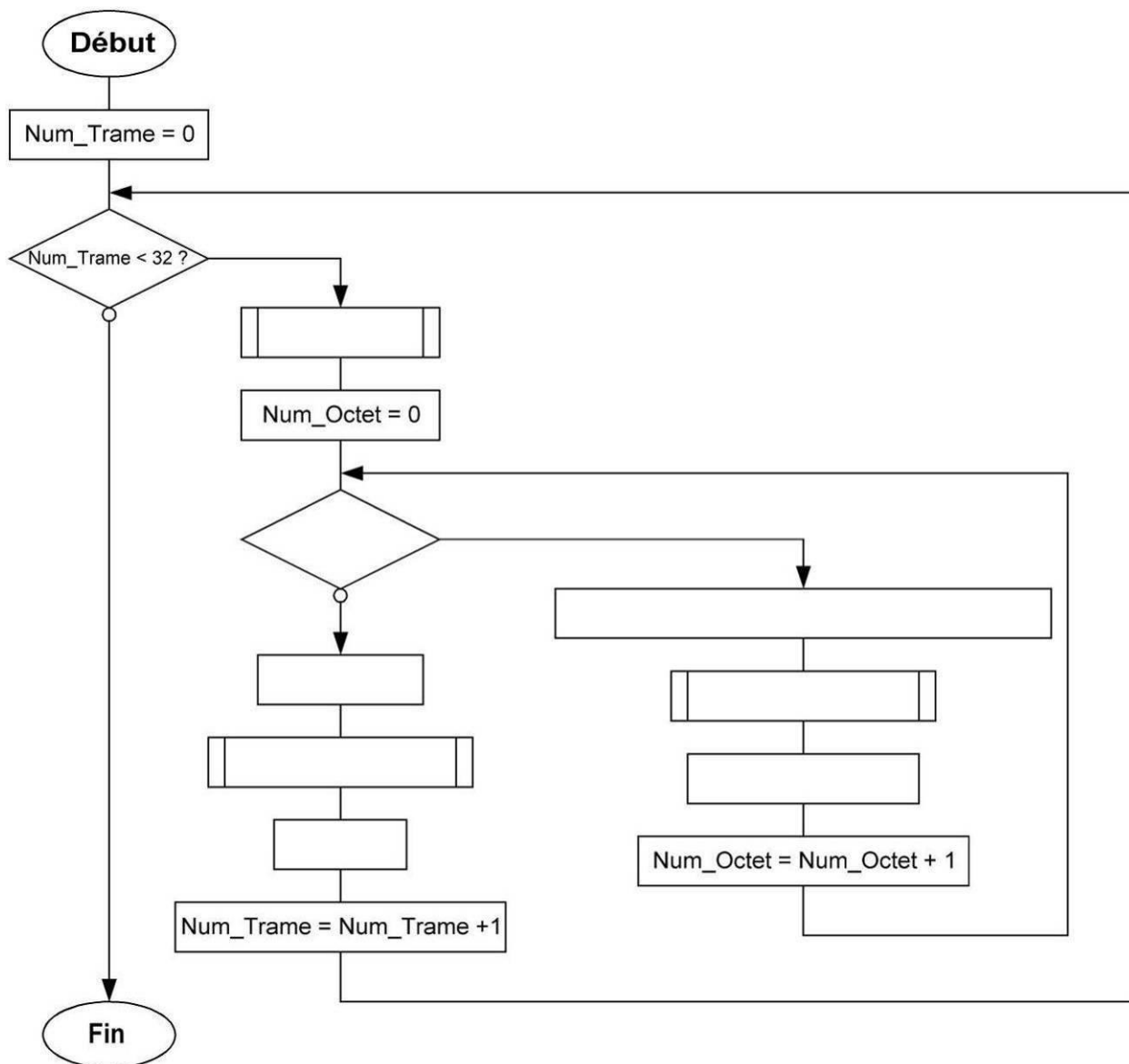
DRS1 : Chaîne d'information « Vitesse de Solar Impulse 2 ».

Question A.2



DRS2 : Algorithme d'émission des trames.

Question B.1



DRS3 : Trame « Température cockpit » - « Vitesse Solar Impulse 2 » - « Pression extérieure ».

Question B.2

										0x44
--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	------

Question B.3

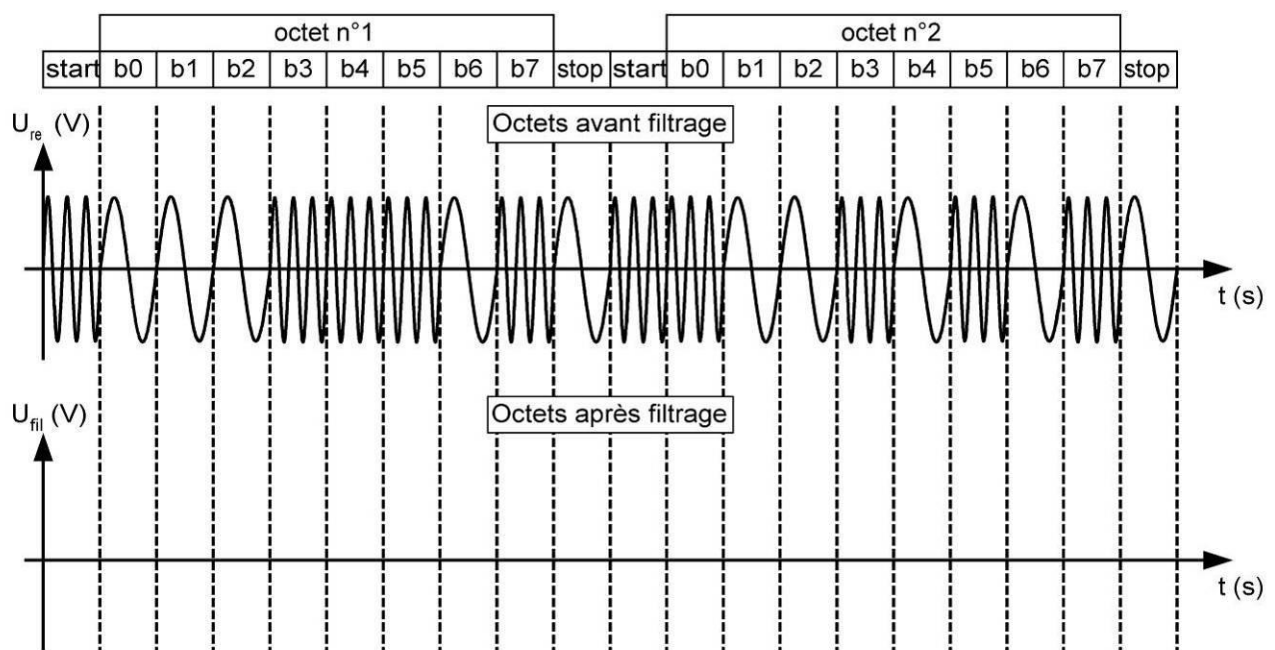
Vitesse Solar Impulse II (Hexadécimal)

--	--

DRS4 : Octets « Vitesse Solar Impulse 2 ».

Question C.2

octets « Vitesse Solar Impulse 2 » en modulation FSK.



Valeur Binaire

octet n°1								octet n°2							