

SESSION 2025

**AGREGATION
CONCOURS INTERNE
ET CAER**

Section : SCIENCES INDUSTRIELLES DE L'INGÉNIEUR

**Option : SCIENCES INDUSTRIELLES DE L'INGÉNIEUR
ET INGÉNIERIE ÉLECTRIQUE**

**ÉTUDE D'UN SYSTÈME, D'UN PROCÉDÉ OU D'UNE
ORGANISATION**

Durée : 4 heures

Calculatrice autorisée selon les modalités de la circulaire du 17 juin 2021 publiée au BOEN du 29 juillet 2021.

L'usage de tout ouvrage de référence, de tout dictionnaire et de tout autre matériel électronique est rigoureusement interdit.

Il appartient au candidat de vérifier qu'il a reçu un sujet complet et correspondant à l'épreuve à laquelle il se présente.

Si vous repérez ce qui vous semble être une erreur d'énoncé, vous devez le signaler très lisiblement sur votre copie, en proposer la correction et poursuivre l'épreuve en conséquence. De même, si cela vous conduit à formuler une ou plusieurs hypothèses, vous devez la (ou les) mentionner explicitement.

NB : Conformément au principe d'anonymat, votre copie ne doit comporter aucun signe distinctif, tel que nom, signature, origine, etc. Si le travail qui vous est demandé consiste notamment en la rédaction d'un projet ou d'une note, vous devrez impérativement vous abstenir de la signer ou de l'identifier. Le fait de rendre une copie blanche est éliminatoire.

INFORMATION AUX CANDIDATS

Vous trouverez ci-après les codes nécessaires vous permettant de compléter les rubriques figurant en en-tête de votre copie.

Ces codes doivent être reportés sur chacune des copies que vous remettrez.

► **Concours interne de l'Agrégation de l'enseignement public :**

Concours	Section/option	Epreuve	Matière
EAI	1415A	102	7048

► **Concours interne du CAER / Agrégation de l'enseignement privé :**

Concours	Section/option	Epreuve	Matière
EAH	1415A	102	7048

Définition de l'épreuve

L'épreuve a pour but de vérifier que le candidat est capable de conduire une analyse critique de solutions technologiques et de mobiliser ses connaissances scientifiques et technologiques pour élaborer et exploiter les modèles de comportement permettant de quantifier les performances d'un système ou d'un processus lié à la spécialité et définir des solutions technologiques.

Conseils aux candidats

Il est conseillé aux candidats de parcourir le sujet pour s'appropriier dans leur ensemble les problématiques à étudier et prendre connaissance des informations utiles fournies dans les documents techniques.

Il est demandé aux candidats :

- de rédiger les réponses aux différentes parties sur des feuilles de copie séparées et clairement repérées ;
- de numéroter chaque feuille de copie et indiquer le numéro de la question traitée ;
- d'utiliser exclusivement les notations indiquées dans le sujet lors de la rédaction des réponses ;
- de présenter lisiblement les applications numériques, sans omettre les unités, après avoir explicité les expressions littérales des calculs ;
- d'encadrer ou souligner les résultats ;
- de justifier clairement les réponses ;
- de formuler les hypothèses nécessaires à la résolution des problèmes posés si celles-ci ne sont pas indiquées dans le sujet.

Étude proposée

L'étude porte sur un dirigeable de transport de charge lourde inspiré du LCA60T de la société *FLYING WHALES*. Pour des raisons de confidentialité et/ou pour des raisons pédagogiques, le dirigeable étudié s'éloigne parfois de la solution LCA60T en cours de développement par *FLYING WHALES*, tout en restant réaliste.

L'étude est décomposée en cinq parties indépendantes :

- Partie A : Portance aérostatique et rayon d'action
- Partie B : Stabilisation automatique de position
- Partie C : Informatique embarquée FCS (Flight Control System)
- Partie D : Surveillance des cellules d'hélium
- Partie E : Génération, distribution et conversion de l'énergie

Ce sujet se décompose de la façon suivante :

- texte du sujet, pages 2 à 32 ;
- documents techniques DT1 à DT11, pages 33 à 48 ;
- documents réponses DR1 à DR11, pages 49 à 59, à rendre avec la copie.

Le dirigeable LCA60T de *FLYING WHALES*



FLYING WHALES est une entreprise française créée en 2012 qui développe un programme ambitieux et unique au monde : le LCA60T, un dirigeable rigide pour le transport de charges lourdes doté d'une capacité d'emport de 60 tonnes. Conçu originellement pour répondre aux besoins de débardage de la ressource renouvelable de bois en zone difficile d'accès, le LCA60T a vocation, grâce à ses caractéristiques uniques de chargement et déchargement en vol stationnaire, à apporter des réponses aux nombreux problèmes de logistique et d'enclavement à travers le monde avec une très faible empreinte environnementale. Cette solution permettra, à bas coûts, de s'affranchir de toute contrainte au sol pour le transport de point à point de charges lourdes ou volumineuses.

Les principales caractéristiques du dirigeable LCA60T sont :

- aérostat rigide motorisé hybride-électrique ;
- 200 m de long, 50 m de diamètre ;
- soute de 96 m x 7 m x 8 m ;
- 60 tonnes de charge utile, d'où le nom de LCA60T pour *Large Capacity Airship* ;
- portance aérostatique obtenue grâce à des cellules d'hélium ;
- 4 turbo-générateurs produisant jusqu'à 4 MW de puissance électrique à partir de carburant SAF (*Sustainable Aviation Fuel*), en attendant la technologie à hydrogène ;
- déplacement dans les 3 dimensions assuré par 32 hélices et par les gouvernes de queue ;
- autonomie de 1 000 km à 100 km·h⁻¹, altitude de vol 0 à 1 000 m, passage de cols à 3 000 m.

La conception de ce dirigeable est une recherche permanente de compromis entre les performances, la masse et le coût. Cette étude se focalise sur la mobilité du dirigeable, pour les déplacements et pour le vol stationnaire (chargement/déchargement) en étudiant des problématiques aérostatiques, énergétiques, automatiques et informatiques associées à la mise en mouvement de ce véhicule hors norme.

Partie A. Portance aérostatique et rayon d'action

A.1. Portance aérostatique

Objectif : valider le dimensionnement des cellules d'hélium.

La propriété majeure d'un dirigeable est que son poids apparent est nul. La masse de la charge transportée est compensée par un système de ballast lors de la charge ou décharge, l'énergie embarquée sert alors à se déplacer dans les trois directions.

Le gaz plus léger que l'air retenu pour la portance aérostatique est l'hélium, gaz inerte et incombustible. Il sera réparti dans 14 cellules le long du dirigeable (voir figure 1 et document technique DT1). D'un côté, l'hélium embarqué aura son propre poids, de l'autre, il contribuera à solliciter la poussée d'Archimède \vec{F}_A égale en intensité, pour rappel, au poids du volume d'air déplacé.

Il convient de vérifier que cette force verticale, orientée vers le haut, compensera le poids total du dirigeable \vec{P}_d .

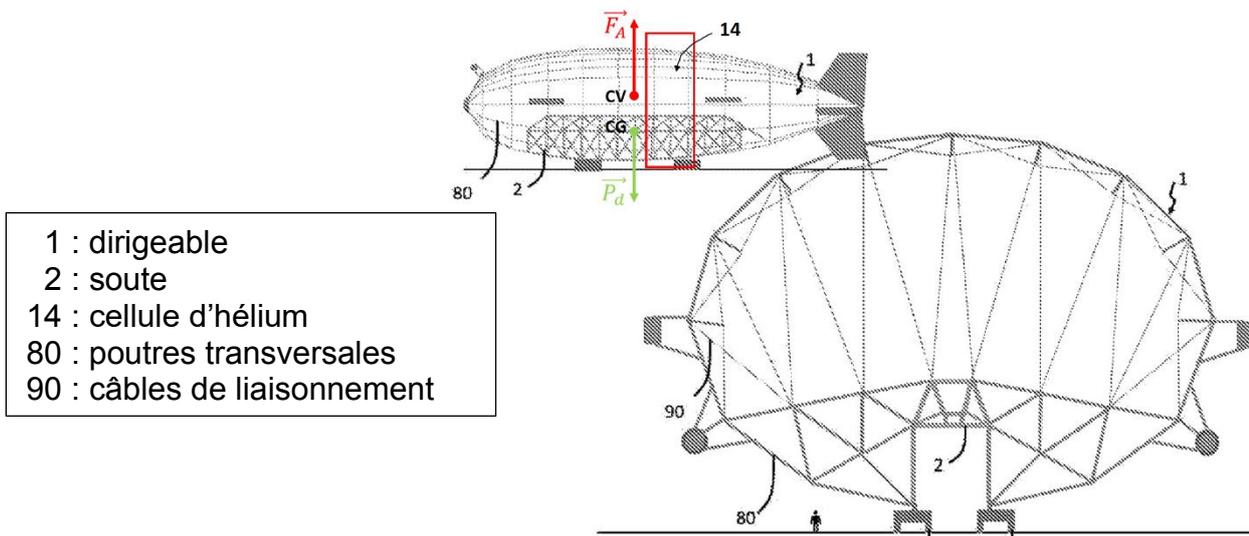


Figure 1 – Structure du dirigeable. Source : brevet Flying Whales

Pour ce calcul d'ordre de grandeur, le dirigeable est à l'arrêt, en l'absence de vent.

Hypothèses retenues :

- le volume d'air déplacé par le dirigeable est constant : $V_d = 266\,000\text{ m}^3$; en première approximation, le volume du dirigeable est réparti entre l'hélium et l'air embarqué tel que $V_d = V_{He} + V_{air}$;
- le dirigeable a une masse m_d , décomposée ainsi :
 - structure : $m_{struct} = 110$ tonnes ;
 - charge utile : $m_{chu} = 60$ tonnes ;
 - carburant : $m_{carb} = 10$ tonnes ;
 - air embarqué : $m_{air} = \rho_{air} \cdot V_{air}$, avec comme valeur de référence au niveau de la mer, une masse volumique ρ_{air} de $1,225\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ à 15 °C sous une pression de $101\,325\text{ Pa}$;
 - hélium : $m_{He} = \rho_{He} \cdot V_{He}$, où la valeur exacte m_{He} de la masse d'hélium embarquée est à déterminer ; la masse volumique de l'hélium ρ_{He} est $0,138$ fois celle de l'air ($\rho_{He} = k \cdot \rho_{air}$ avec $k = 0,138$) dans les mêmes conditions de température et de pression ;

- la poussée d'Archimède F_A s'applique au centre de volume CV, le poids du dirigeable P_d s'applique au centre de gravité CG ; par le jeu des ballasts, ces deux vecteurs sont colinéaires et de sens opposés ;
- l'intensité de la pesanteur est $g = 9,81 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$.

Afin de franchir des cols, le dirigeable doit pouvoir atteindre l'altitude maximale de 3 000 m. La densité de l'air à cette altitude étant plus faible qu'au niveau de la mer, c'est le cas le plus défavorable, sur lequel la vérification sera effectuée.

D'après les valeurs ISA (*International Standard Atmosphere*), la masse volumique de l'air à cette altitude est $\rho_{air} = 0,909 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$.

Les cellules d'hélium vont se dilater : il convient de vérifier que le volume de 239 000 m³ qui leur est réservé dans la structure est suffisant.

Question 1 : Le module de la poussée d'Archimède F_A étant égal au poids de V_d , volume d'air déplacé par le dirigeable, exprimer F_A en fonction de V_d , de ρ_{air} et de g .

Question 2 : Exprimer en fonction des masses m_{struct} , m_{chu} , m_{carb} , de la masse d'hélium m_{He} et de la masse d'air m_{air} embarquées, le poids P_d du dirigeable.

Question 3 : Lorsque la poussée d'Archimède F_A compense le poids du dirigeable P_d , exprimer le volume d'hélium V_{He} en fonction de m_{struct} , m_{chu} , m_{carb} , du coefficient k défini dans les hypothèses retenues précédemment et ρ_{air} .

Question 4 : En déduire la masse d'hélium m_{He} requise (en kg). Montrer que cette masse est indépendante de la masse volumique de l'air ρ_{air} et donc de l'altitude.

Question 5 : À 3 000 m, déterminer le volume occupé par les cellules d'hélium (en m³) et en pourcentage par rapport au volume disponible qui est de 239 000 m³. Conclure sur le dimensionnement des cellules.

A.2. Rayon d'action

Objectif : valider l'autonomie en km du dirigeable.

Le dirigeable a une portée de 1 000 km à $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ (vitesse de déplacement par rapport à l'air), à 1 000 m d'altitude, avec du carburant SAF (*Sustainable Aviation Fuel*) comme source d'énergie, en attendant la technologie à hydrogène.

Il convient de vérifier cette portée lorsque le dirigeable embarque 10 tonnes de carburant.

La propulsion selon X du dirigeable est assurée par 12 propulseurs (repère 8 sur DT1). Un propulseur (*thruster*) est un ensemble {onduleur, moteur, réducteur, hélice}.

La production d'électricité est assurée par quatre turbo-générateurs installés dans les « nageoires », deux de chaque côté. Chaque turbo-générateur alimente trois propulseurs selon X (figure 2 et document technique DT5).

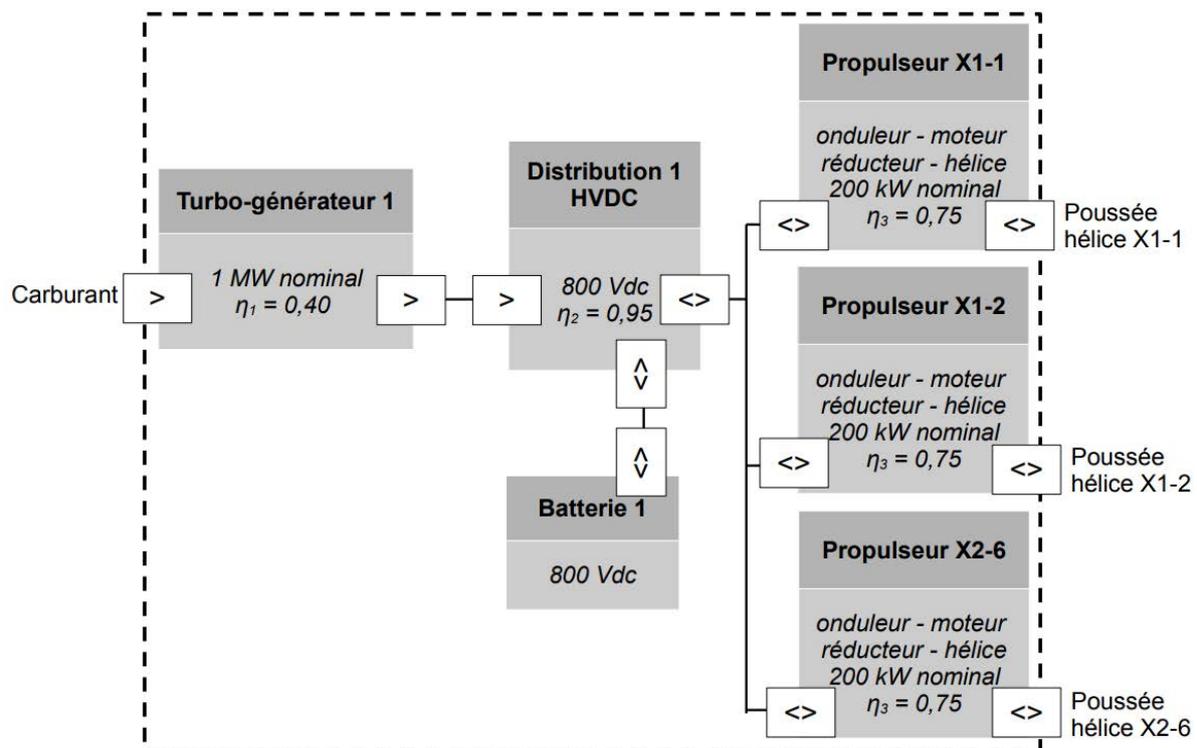


Figure 2 – Chaîne de puissance « Propulsion selon X » pour le turbo-générateur 1

En marche avant, la poussée des 12 hélices compense la résistance aérodynamique appelée traînée, qui se détermine ainsi :

$$F_{traînee} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot C_x \cdot S_{ref} \cdot v_{air}^2$$

avec :

$F_{traînee}$: résistance aérodynamique en Newton (N) ;

$\rho_{air} = 1,115 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$, masse volumique de l'air à 1 000 m ;

$C_x = 0,035$, coefficient de traînée ;

S_{ref} : surface de référence, définie comme le volume du dirigeable à la puissance deux tiers ($S_{ref} = V_d^{(2/3)}$) avec $V_d = 266 000 \text{ m}^3$;

v_{air} : vitesse de déplacement par rapport à l'air, en $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$.

Question 6 : En déduire la poussée requise par hélice $F_{poussée}$ (en Newton) et la puissance par hélice en Watt ($P_{hélice} = F_{poussée} \cdot V_{air}$) à $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ et à 1000 m d'altitude.

Question 7 : Au vu des rendements de la chaîne de puissance d'un turbo-générateur (figure 2), en déduire la puissance électrique à fournir pour trois propulseurs. Vérifier ensuite que le taux de charge (en %) d'un turbo-générateur, par rapport à sa puissance nominale, ne dépasse pas 65 %.

Question 8 : Le rendement d'un turbo-générateur est indiqué figure 2. Exprimer en MJ (méga-Joules) l'énergie consommée par heure et par turbo-générateur. Sachant que le PCI (Pouvoir Calorifique Inférieur) du carburant est de $43 \text{ MJ}\cdot\text{kg}^{-1}$, en déduire la consommation de carburant par heure pour les quatre turbo-générateurs.

Question 9 : Calculer la consommation de carburant du dirigeable lors d'un parcours de $1\,000 \text{ km}$ à $100 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$. Valider l'autonomie en km annoncée en début de partie.

Partie B. Stabilisation automatique de position

Objectif : vérifier le respect du cahier des charges en termes de stabilité et précision du positionnement pendant une phase de vol stationnaire.

Cette deuxième partie s'intéresse à la stabilisation de la position du dirigeable au-dessus d'un point fixe pour charger/décharger, nez au vent, avec le pilote automatique. Le pilote ne fait qu'envoyer ou modifier la consigne de position.

Comme expliqué dans l'introduction, l'intérêt principal du dirigeable est sa capacité à charger/décharger des charges lourdes et/ou encombrantes dans des lieux difficiles d'accès, sans avoir à atterrir.

Pour pouvoir opérer en toute sécurité, il est essentiel de stabiliser le dirigeable autour d'une position fixe. Le cahier des charges indique un décalage maximum de +/- 10 m autour de la position demandée, dans les conditions suivantes :

- $11 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ de vent ;
- +/- $5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ de rafale ou saute de vent.

Dans ces conditions de vent important, le dirigeable ne peut assurer un positionnement stable que face au vent. L'étude est simplifiée pour se limiter ici à un seul axe, l'axe longitudinal (nommé X), avec le seul usage des 12 propulseurs X (et non les gouvernes) pour contrôler la position du dirigeable (figure 3). Le dirigeable est soumis à un vent constant de $-11 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, avec des rafales de $-5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ de 100 secondes.

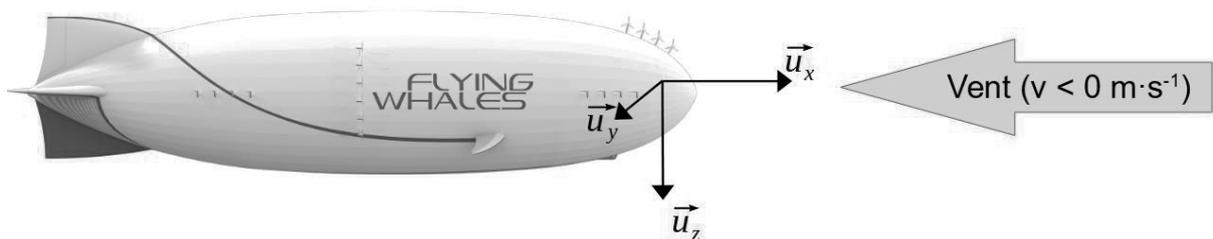


Figure 3 – Position des axes, avec un vent de vitesse négative

B.1. Modélisation

La mesure de la position (dont l'altitude) du dirigeable est expliquée dans la partie suivante. Pour cette modélisation, la mesure de position est considérée comme exacte et instantanée.

Lors de ses déplacements, le dirigeable doit mouvoir sa propre masse ($m_d = 290$ tonnes, masse totale du dirigeable au niveau de la mer), mais aussi l'air autour de lui. Sur les systèmes de volume important, l'inertie de l'air déplacé n'est pas négligeable. Une partie de la masse d'air déplacée (masse ajoutée) est prise en compte pour l'inertie (et donc pour le principe fondamental de la dynamique), en multipliant m_d par un coefficient 1,25. La nouvelle masse est notée m_a et nommée masse apparente.

$$m_a = 1,25 \cdot m_d$$

Le dirigeable est soumis suivant l'axe \vec{u}_x seulement à la force de poussée des 12 propulseurs X (force motrice) et à la force de trainée.

Les hélices tournent à vitesse fixe, c'est la commande du pas qui permet de modifier la poussée (figure 4).

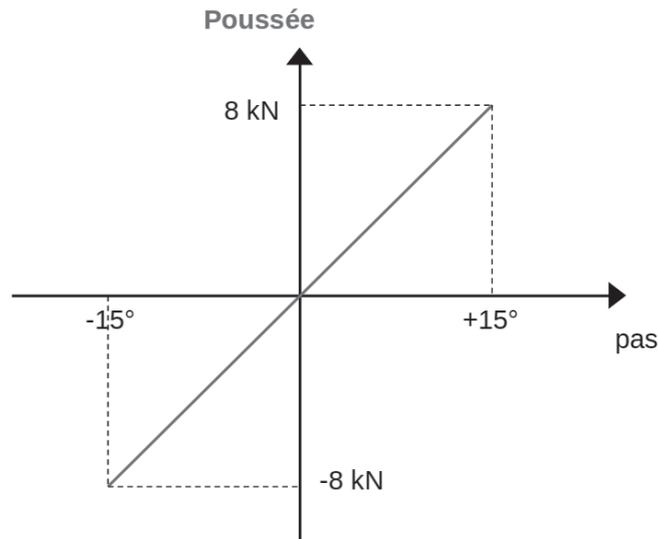


Figure 4 – Caractéristique statique d'une hélice : poussée (en Newton) en fonction du pas (en degrés)

Question 10 : Donner la fonction de transfert (en Newton par degrés) $F_{prop}(p)$ de l'ensemble des 12 propulseurs sachant que le système de modification du pas de l'hélice est assimilé à un premier ordre de constante de temps 0,5 seconde.

La formulation exacte des efforts aérodynamiques s'exerçant sur le dirigeable étant complexe, des modèles simplifiés sont utilisés. Le nombre de Reynolds permet d'exprimer le type de régime (laminaire ou turbulent) en fonction des grandeurs caractéristiques du système et de la viscosité du fluide. Ici, il est très grand, même à $1 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, le régime est donc turbulent.

Dans le cas du dirigeable étudié, suivant la formule exposée dans la première partie, en marche avant et à basse altitude, la résistance aérodynamique appelée traînée se modélise ainsi et est toujours dans le sens opposé à v_{air} :

$$F_{traînee} = 88,7 \cdot v_{air}^2$$

avec :

$F_{traînee}$: en Newton (N) ;

$v_{air} = v - v_{vent}$: vitesse de déplacement par rapport à l'air, appelée *vitesse air vraie* (TAS : *True Air Speed*). v est la vitesse du dirigeable par rapport au sol.

Question 11 : Écrire l'équation fondamentale de la dynamique suivant l'axe \vec{u}_x , applicable au dirigeable dans le sens positif et avec un vent de vitesse négative (*vitesse air vraie* positive), en fonction de la force de poussée et de la vitesse du vent. Faire de même pour le dirigeable, dans le cas d'une *vitesse air vraie* (TAS) négative.

Le modèle non linéaire avec perturbations est présenté sur le document réponse DR2.

Question 12 : Compléter les trois blocs vides du modèle du document réponse DR2, avec les fonctions de transfert sous forme numérique.

B.2. Choix et calcul du correcteur

Question 13 : Le dirigeable acquérant par ailleurs sa position absolue, il est possible d'asservir cette position. Ajouter les éléments suivants sur le document réponse DR2 :

- consigne ;
- mesure ;
- erreur ;
- un bloc soustracteur ;
- un bloc correcteur $C(p)$.

B.2.1. Correcteur P

Question 14 : Le système étant non linéaire, il est linéarisé autour d'un point de fonctionnement ($V_{\text{dirigeable}} = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$). Le diagramme de Bode en boucle ouverte est donné sur le document réponse DR1. Ajouter sur le DR1 les tracés permettant de mettre en évidence la valeur du gain K_p du correcteur proportionnel P à choisir pour avoir une marge de phase de 45° . Indiquer cette valeur de gain sur DR1.

Avec un correcteur proportionnel P bien choisi, la réponse à une rafale de vent est présentée figure 5. Seule la réponse à la perturbation « rafale de vent » sera abordée. Les performances dynamiques de la mise en position initiale ($t < 3\,000 \text{ s}$) ne sont pas étudiées ici, d'autant plus que sur cette simulation le vent a une vitesse nulle à $t < 0 \text{ s}$.

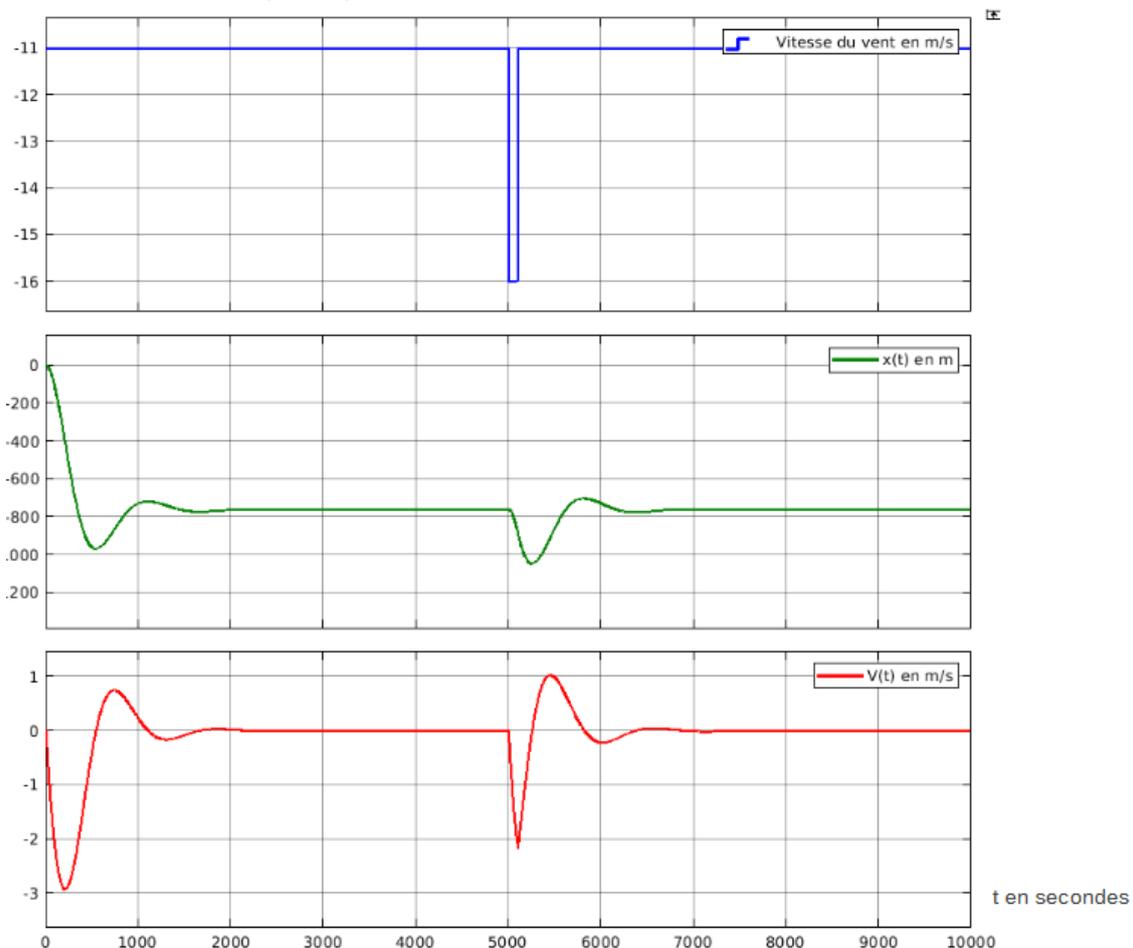


Figure 5 – Vitesse du vent, $x(t)$ et $v(t)$ lors d'un essai en boucle fermée (consigne = 0 m), avec un correcteur proportionnel

B.2.2. Correcteur PI

Question 15 : Au vu de la figure 5, le cahier des charges est-il respecté pour le régime établi ($t > 7\,000$ s) ? Justifier, pour cela, le remplacement du correcteur proportionnel P par un correcteur proportionnel intégral PI. L'amélioration de la réponse à la rafale de vent sera étudiée ensuite.

Le correcteur proportionnel intégral PI suivant est proposé :

$$C_{PI}(p) = K_p + \frac{K_I}{p}$$

avec $K_p = 0,0022$

Question 16 : Écrire le correcteur $C_{PI}(j\omega)$, en fréquentiel, sous la forme suivante et indiquer la valeur de ω_I en fonction de K_I et K_p .

$$C_{PI}(j\omega) = K_p \cdot \frac{1 + j \frac{\omega}{\omega_I}}{j \frac{\omega}{\omega_I}}$$

Question 17 : Pour obtenir une marge de phase du système corrigé supérieure à 20° , la valeur de $\omega_I = 2 \cdot 10^{-3} \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ est retenue. Tracer le diagramme de Bode, en gain et en phase, asymptotique du correcteur $C_{PI}(j\omega)$ sur le document réponse DR3. Tracer, d'une autre couleur, le diagramme de Bode approximatif (à ± 10 dB et à $\pm 10^\circ$) du système corrigé en boucle ouverte, de sorte de montrer l'effet du correcteur.

Avec un correcteur PI bien placé, les exigences du cahier des charges (précision) sont mieux respectées (figure 6) en l'absence de rafale de vent ($t > 8\ 000\text{ s}$), mais ne le sont pas en cas de rafale de vent de $-5\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$.

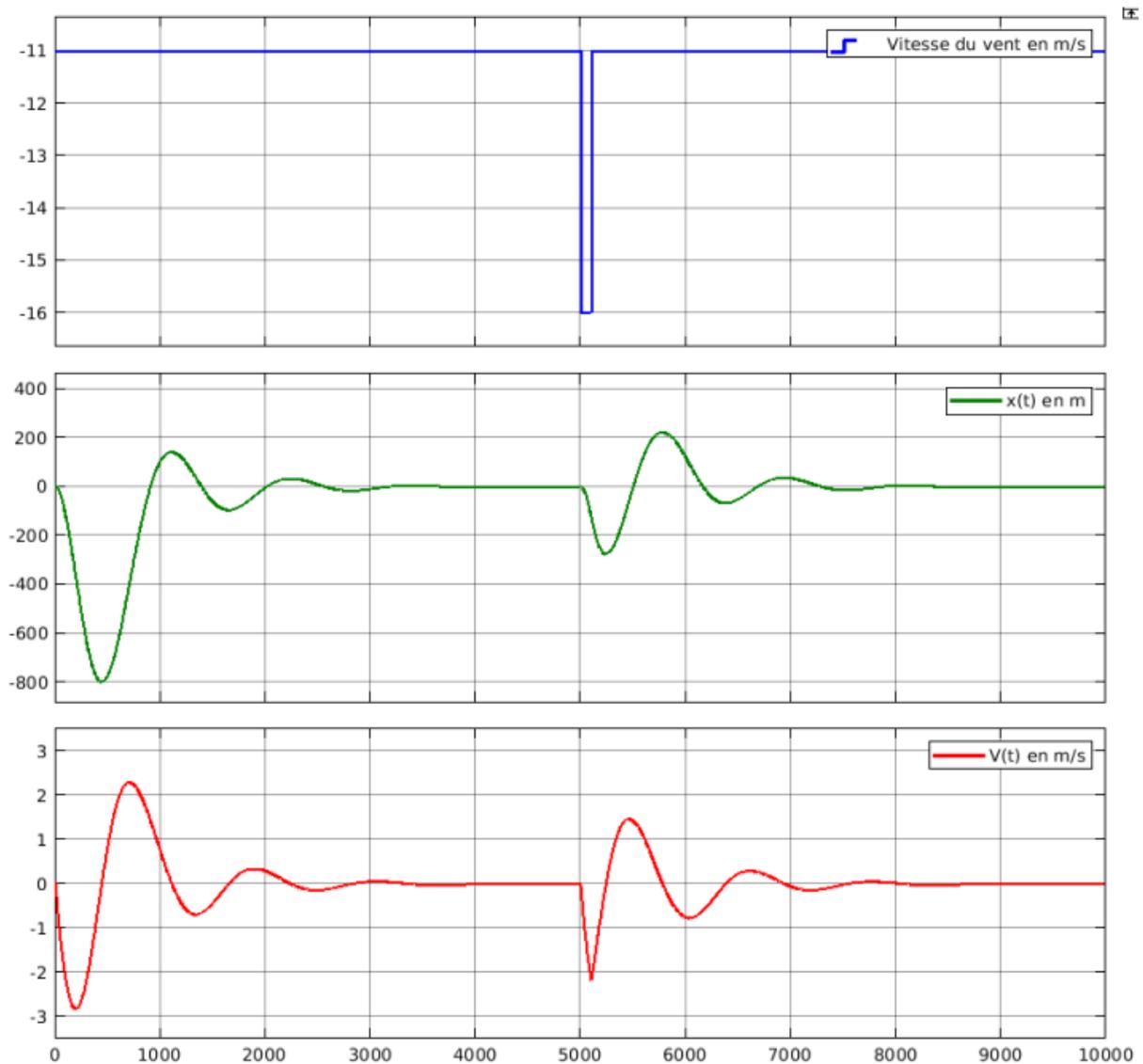


Figure 6 – vitesse du vent, $x(t)$ et $v(t)$ lors d'un essai en boucle fermée (consigne = 0 m), avec un correcteur proportionnel intégral PI (abscisses en secondes)

B.2.3. Correcteur PID

Question 18 : Relever le décalage maximum de position en mètres (figure 6) engendré par la perturbation. Ce décalage est-il acceptable ? En quoi l'ajout d'une action dérivée (le correcteur devient PID) peut-elle aider à s'approcher des performances requises par le cahier des charges ?

Pour atteindre les performances attendues par le cahier des charges, le correcteur PI précédent est remplacé par à un correcteur PID (Proportionnel Intégral Dérivé) $C_{PID}(j\omega)$, avec la forme et les coefficients suivants :

$$C_{PID}(j\omega) = K_p \cdot \left(1 + \frac{1}{j \frac{\omega}{\omega_I}} + \frac{j \frac{\omega}{\omega_D}}{1 + j \frac{\omega}{\omega_{D2}}} \right)$$

avec :

$$K_p = 0,04$$

$$\omega_I = 2 \cdot 10^{-3} \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\omega_D = 2 \cdot 10^{-3} \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\omega_{D2} = 1 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

Question 19 : Pourquoi la partie dérivée n'est-elle pas une dérivée pure $j \frac{\omega}{\omega_D}$?

Question 20 : Justifier les valeurs de ω_D et ω_{D2} choisies pour C_{PID} . Pour cela, tracer sur le document réponse DR4 (qui contient le diagramme de Bode en boucle ouverte du système corrigé avec le correcteur PID), le diagramme de Bode asymptotique du correcteur $C_{PD}(j\omega)$ proportionnel dérivé suivant :

$$C_{PD}(j\omega) = K_p \cdot \left(1 + \frac{j \frac{\omega}{\omega_D}}{1 + j \frac{\omega}{\omega_{D2}}} \right)$$

Avec ce nouveau correcteur PID, la réponse lors d'une rafale de vent est présentée figure 7.

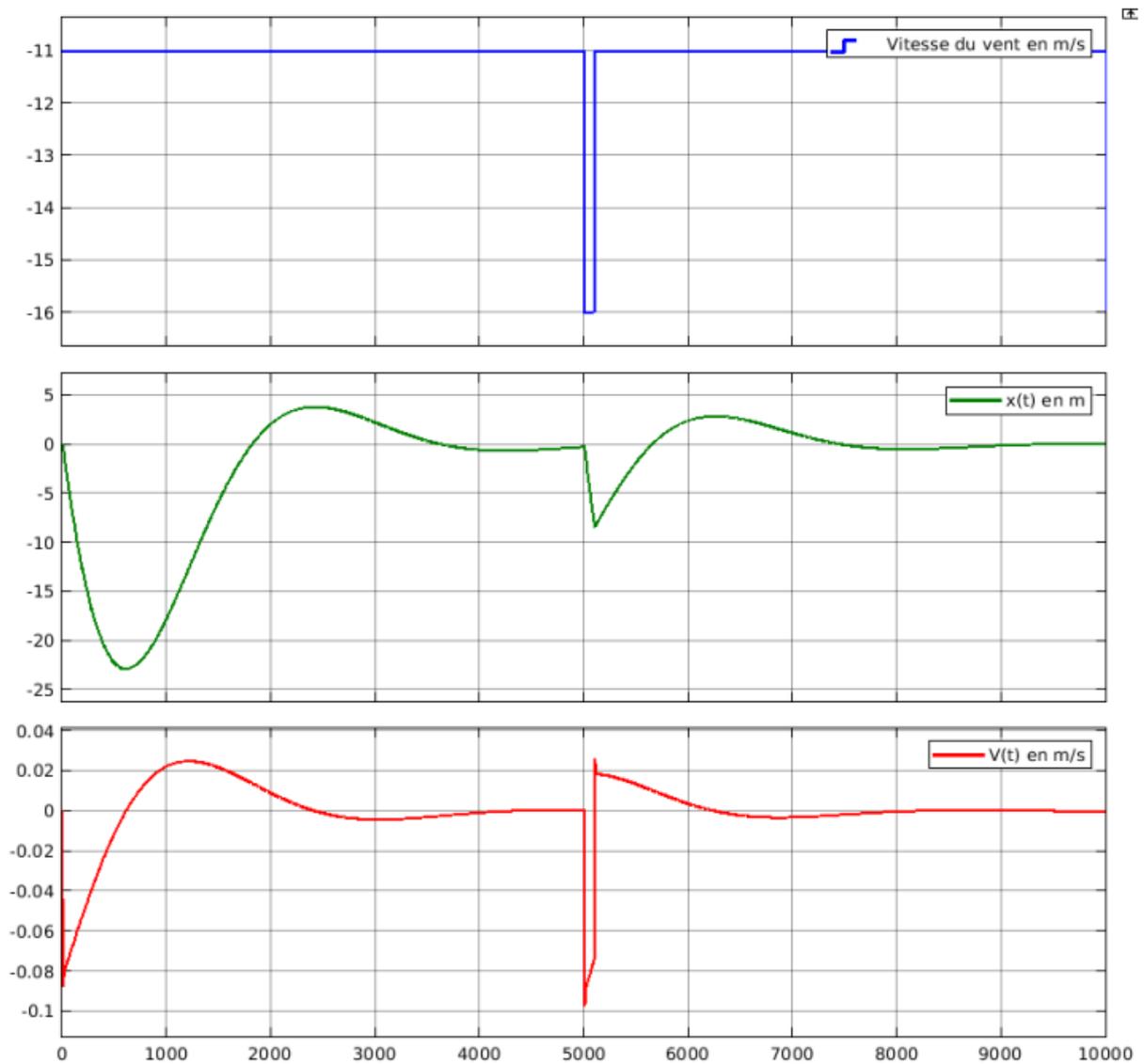


Figure 7 – Vitesse du vent, $x(t)$ et $v(t)$ lors d'un essai en boucle fermée (consigne = 0 m), avec un correcteur proportionnel intégral dérivé (abscisses en secondes)

Question 21 : Conclure sur le respect du cahier des charges du maintien en position du dirigeable.

Partie C. Informatique embarquée FCS (Flight Control System)

Cette partie s'intéresse au système de contrôle de vol du dirigeable (FCS : *Flight Control System*).

La première sous-partie interroge le choix des bus de communication pour les échanges entre les capteurs et unités de calcul en charge de la localisation du dirigeable.

La seconde sous-partie amène à calculer l'orientation du dirigeable à partir des informations issues des deux récepteurs GNSS (Géolocalisation et Navigation par un Système de Satellites) avant et arrière.

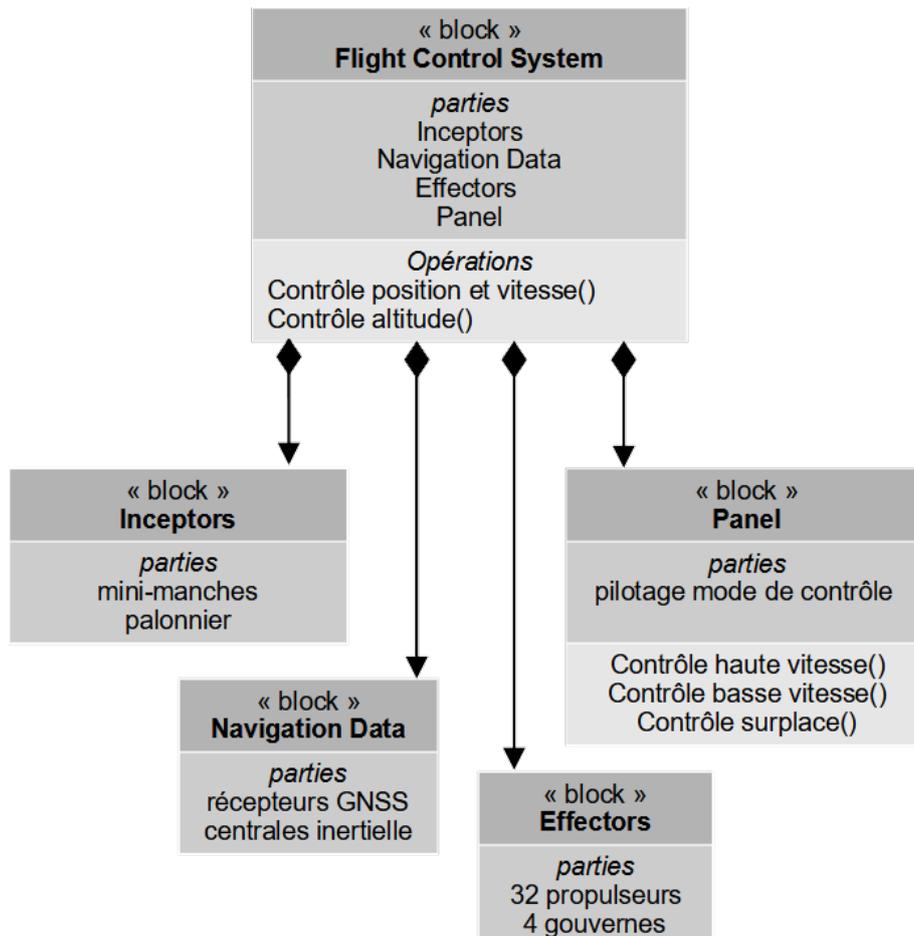


Figure 8 – Diagramme de définition de blocs du système de contrôle de vol

Pour assurer cette fonctionnalité, l'architecture suivante (figure 9) a été retenue. L'étude ne portant que sur le pilotage automatique, les commandes manuelles n'ont pas été représentées. Dans les phases stationnaires (chargement/déchargement), le pilote automatique doit assurer le contrôle en position (x, y, z) ainsi que le contrôle du roulis, du tangage et du cap. Dans les phases dynamiques, les contrôles en position sur x et y sont remplacés par un contrôle de la vitesse et de la dérive.

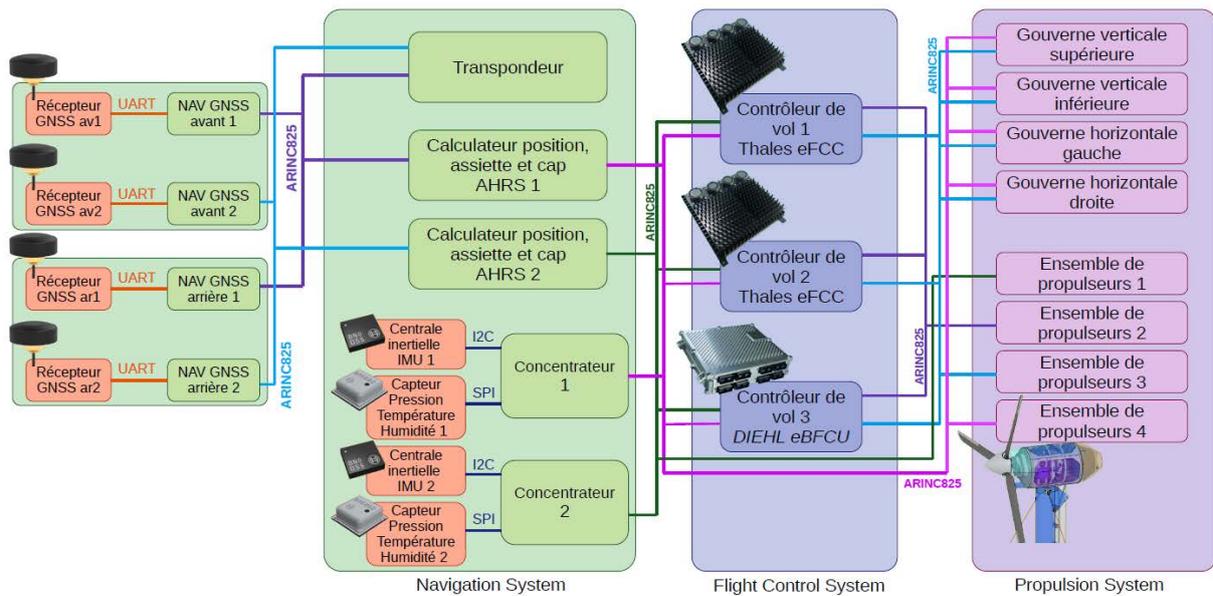


Figure 9 – Architecture simplifiée de l'électronique de contrôle de vol

Des récepteurs GNSS assurent une position absolue avec un rafraîchissement à 1 Hz, des capteurs de pression permettent d'estimer l'altitude et une centrale inertielle de mesurer les déplacements et l'orientation du dirigeable avec une fréquence de rafraîchissement importante mais des risques de dérive de la mesure (la centrale inertielle mesure des accélérations et non une position absolue).

Il y a redondance de tous les éléments (composants et bus) liés à la navigation et les contrôleurs reprennent la solution *FlytRise* de Thales pour l'aviation légère : deux calculateurs eFCC Thales et un calculateur Diehl Aerospace, recevant chacun toutes les informations et calculant chacun toutes les commandes. Un vote est alors fait entre les commandes pour exclure celle qui serait erronée.

Question 22 : Indiquer en trois lignes maximum les avantages d'avoir dans le même contrôleur de vol, deux calculateurs de marque et de technologie différentes.

C.1. Bus de communication

Objectif : valider le choix de bus de communication hétérogènes.

C.1.1. Communication avec les récepteurs GNSS

Les récepteurs GNSS calculent leur position à partir des satellites des constellations GPS, Galileo, Glonass et Beidou. Ils utilisent une liaison série, sans parité, pour communiquer avec les modules de navigation, situés dans la même unité de calcul embarquée. Deux unités de calcul embarquées GNSS sont situées à l'avant du dirigeable et deux sont situées à l'arrière.

Par ailleurs, pour compenser les imprécisions dues aux perturbations du temps de trajet des signaux GNSS dans la ionosphère, un cinquième récepteur peut être placé au sol, proche de la zone de chargement/déchargement. Recevant les mêmes signaux GNSS, mais avec une localisation connue, il permet de calculer les éventuels décalages des positions GNSS dans la zone. Avec la mesure de phase par les récepteurs, la précision obtenue est de l'ordre du centimètre.

Les trames observées entre un récepteur GNSS et l'unité de calcul embarquée NAV GNSS associée sont présentées figures 10 et 11.

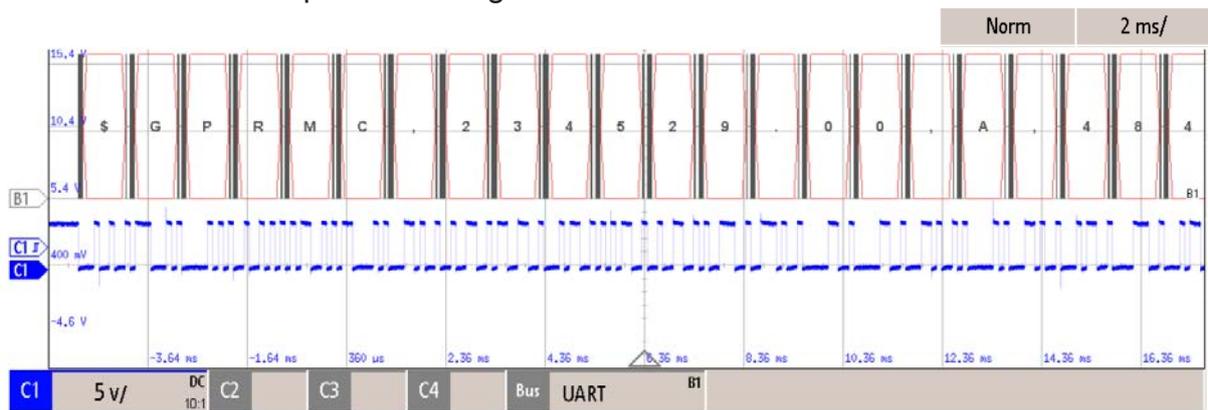


Figure 10 – Acquisition d'un début de trame émise par un récepteur GNSS à l'oscilloscope. B1 est la traduction en ASCII du signal série par l'oscilloscope

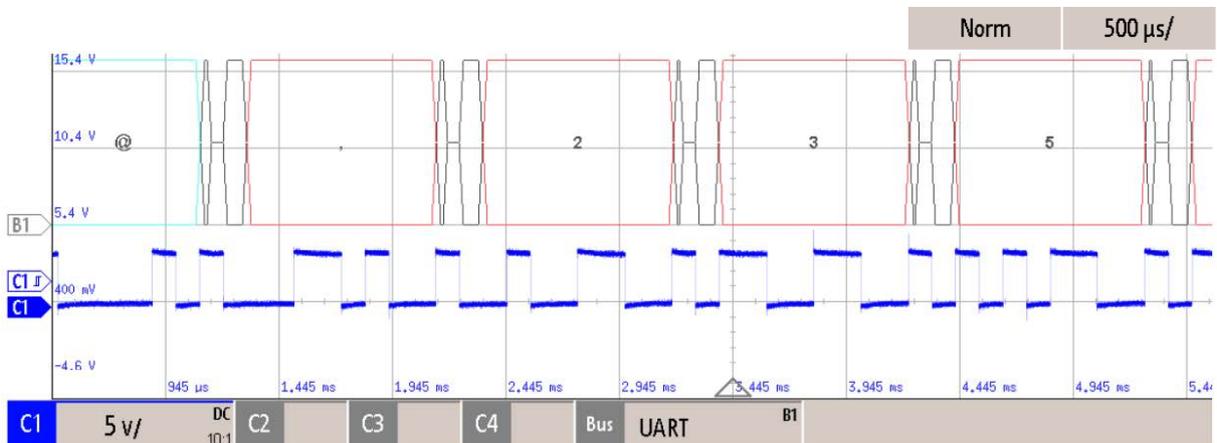


Figure 11 – Acquisition d'un autre extrait de trame émise par un récepteur GNSS, avec une autre échelle de temps. B1 est la traduction en ASCII par l'oscilloscope du signal série, les éléments en noir correspondent au décodage des bits de start et de stop

Le code ASCII du caractère « 2 » est 0x32, celui du caractère « 5 » est 0x35.

Question 23 : Remplir la colonne 2 du document réponse DR5, à l'aide de la figure 10 et de la figure 11 et de connaissances sur la liaison série.

Question 24 : Indiquer à l'aide de la figure 11, avec une courte justification, le code ASCII de la virgule « , » (deuxième octet visible sur la figure).

Question 25 : Indiquer, avec une courte justification, la durée d'une trame type de 80 caractères.

C.1.2. Communication avec la centrale inertielle

La centrale inertielle Bosch BNO055 (retenue pour cette étude), dont les extraits de la documentation nécessaires sont fournis dans le document technique DT2, utilise un bus I2C. En plus de trois accéléromètres et trois gyromètres, la centrale inertielle possède aussi un magnétomètre et assure la fusion des valeurs des capteurs pour fournir des mesures d'orientation prenant en compte l'ensemble de ces capteurs. Les échanges (figure 12) sont observés entre la centrale inertielle IMU1 et l'unité de calcul embarquée *Concentrateur 1*.

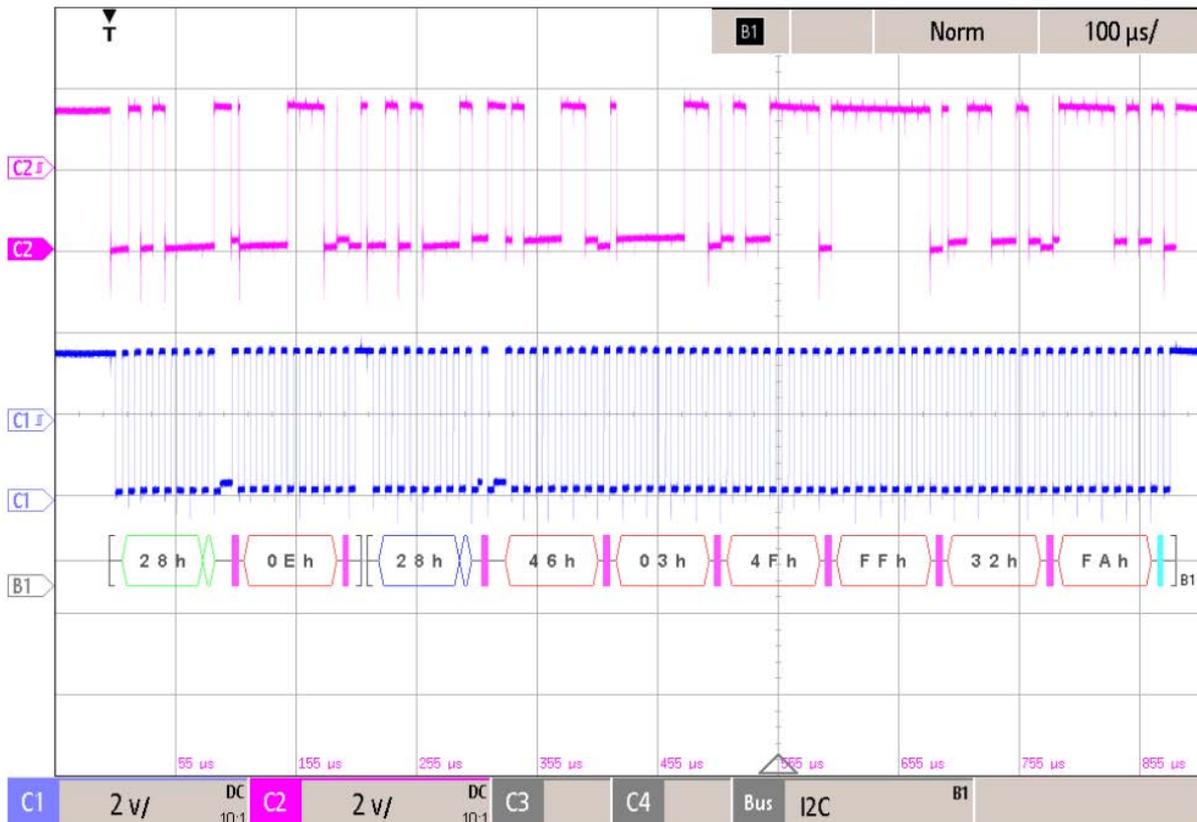


Figure 12 – Échanges décodés entre une centrale inertielle et le *Concentrateur 1*. B1 est la traduction par l'oscilloscope des signaux échangés (h signifie que la valeur est en hexadécimal)

Question 26 : À l'aide du document technique DT2 si besoin, identifier les signaux C1 et C2 de la figure 12. Dans cet échange entre la centrale inertielle IMU1 et l'unité de calcul embarquée *Concentrateur 1*, laquelle est maître et laquelle est esclave ?

Question 27 : Remplir la colonne 3 du document réponse DR5, à l'aide de la figure 12 et de connaissances sur le bus I2C (certaines sont dans le document technique DT2).

Question 28 : À l'aide du tableau fourni dans le document technique DT2, indiquer quelles informations permet d'obtenir l'échange de la figure 12.

C.1.3. Communication entre les nœuds ARINC 825

Le protocole ARINC 825 utilise comme couche physique et liaison de données le bus CAN ou CAN-FD, avec des identifiants sur 29 bits et, en CAN-FD, un débit différent en phase d'arbitrage et en phase d'envoi des données. De plus, alors que le protocole CAN transporte 8 octets par trame au maximum, le protocole CAN-FD permet le transport de 64 octets de données par trame au maximum.

Quelques informations sur ARINC 825 sont données dans le document technique DT3.

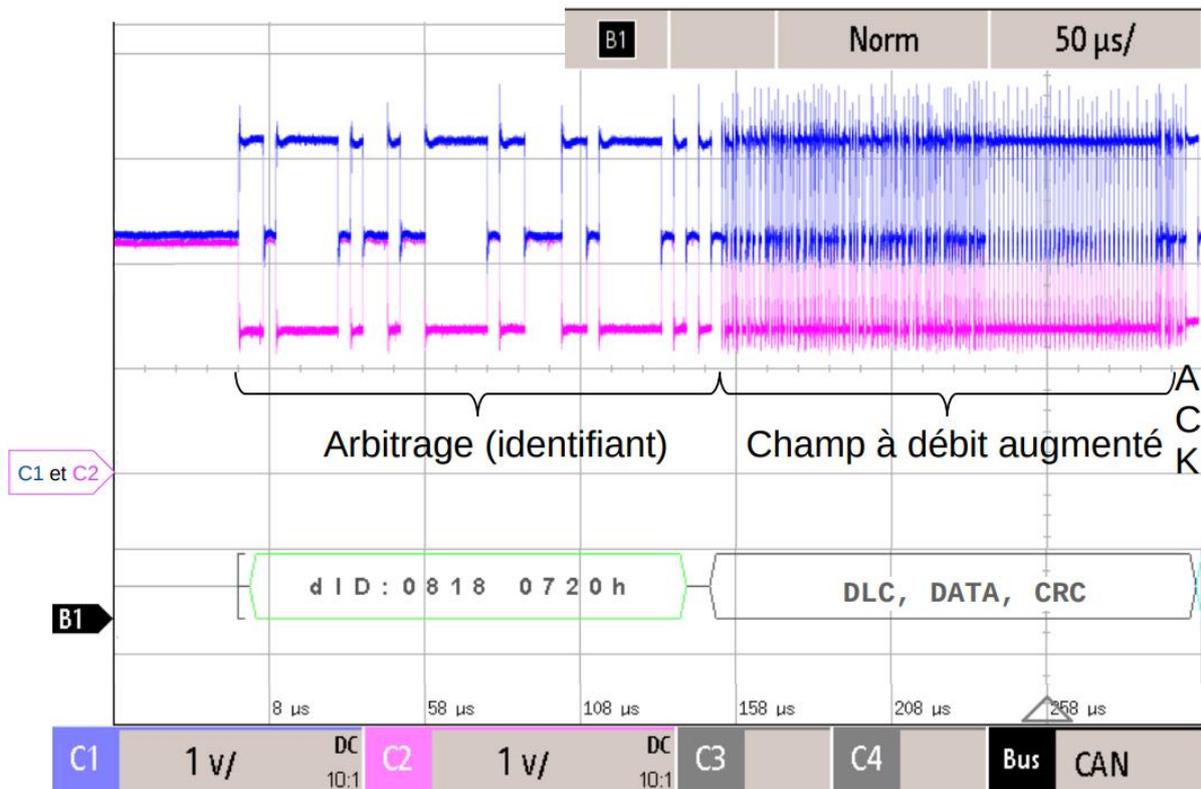


Figure 13 – Échanges entre le concentrateur de données et le contrôleur de vol (FCC). B1 est la traduction par l'oscilloscope du signal CAN (h signifie que la valeur est en hexadécimal)

Question 29 : A l'aide du document technique DT3, de la figure 13 et de connaissances sur le bus CAN, remplir la colonne 5 du document réponse DR5. Y indiquer le débit du champ arbitrage.

Le bus CAN est un bus producteur/consommateur. Plusieurs nœuds peuvent tenter de parler en même temps. L'arbitrage est alors fait bit par bit lors du passage du champ identifiant, le nœud ayant émis un bit récessif (1) alors qu'un autre émet un bit dominant (0) doit alors cesser d'émettre. Pour que la phase d'arbitrage fonctionne, il faut donc que ce soit écoulé le temps d'un aller-retour du signal sur le bus avant de passer au bit suivant. La célérité du signal sur le cuivre est environ $2 \cdot 10^8 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Les bus ARINC 825 reliant les unités de calcul du dirigeable ont une longueur maximale de 250 m.

Question 30 : Indiquer le temps nécessaire pour qu'un signal électrique aille d'un bout à l'autre du bus. Pour tenir compte du temps de passage dans les *transceivers* et de la tolérance sur les horloges, une marge de 20 % en plus du temps d'aller-retour est prise. En déduire alors le débit maximal pour la phase d'arbitrage. Préciser si celui-ci est respecté ici.

Une fois la phase d'arbitrage passée, un seul émetteur est présent sur le bus. Il est alors possible d'augmenter le débit, ce que prévoit le protocole CAN-FD utilisé ici (4 Mbit·s⁻¹ pour le champ à débit augmenté comprenant les données et un code de détection d'erreur CRC performant).

Question 31 : Au regard de la couche physique, pourquoi ARINC 825 est un réseau de terrain et pas I2C ou SPI ? Justifier alors en cinq lignes maximum le choix de I2C, UART, SPI pour les communications au plus proche de l'unité de calcul embarquée (ECU) et de ARINC 825 pour les communications entre les ECUs.

C.2. Calcul de l'orientation du dirigeable à partir de deux positions GNSS (avant et arrière)

Objectif : écrire les fonctions permettant de donner la position et le cap du dirigeable à partir des positions GNSS avant et arrière.

Les unités de calcul embarquées (ECU) NAV GNSS, placées au-dessus du dirigeable, à l'avant et à l'arrière, séparées de 150 m, transmettent sur le bus ARINC 825 les coordonnées reçues des récepteurs GNSS. Au niveau des ECUs AHRS 1 et AHRS 2 (Calculateur position, assiette et cap, figure 9), une interruption est générée à l'arrivée d'une trame. Les données sont alors stockées puis corrigées à l'aide des données du récepteur GNSS au sol pour les phases statiques.

En vol stationnaire, les vitesses du dirigeable sont suffisamment faibles et les envois du récepteur GNSS suffisamment fréquents pour ne pas avoir à tenir compte de la différence de date de réception entre les coordonnées reçues de l'ECU NAV GNSS avant et celles reçues de l'ECU NAV GNSS arrière.

Le programme dispose ainsi de deux points GNSS comprenant latitude, longitude (nombres réels, en degrés) et altitude (nombre réel, en mètres) : *pointAvant* et *pointArriere*. En condition normale, le roulis est négligeable.

Les angles tangage, roulis et lacet sont indiqués sur le document technique DT1. Le cap est l'angle de lacet, initialisé à 0° au Nord.

Pour les deux questions suivantes, à remplir sur le document réponse DR6, le candidat choisira de programmer en langage Python **OU** en langage C. Le document technique DT4 comprend le programme complet, notamment la définition des objets ou structures, les initialisations des variables et les appels des fonctions.

En langage Python, les fonctions trigonométriques (`math.cos()`, `math.atan2()` ...) utilisent des radians. La constante `math.pi` peut être utile.

En langage C, les fonctions trigonométriques (`cos()`, `atan2()`...) utilisent ou renvoient des radians et la constante `M_PI` peut être utile.

Question 32 : Écrire, sur le document réponse DR6, en C **OU** en Python, la fonction *calcul_cap(pointAv, pointAr)* renvoyant sous la forme d'un réel le cap du dirigeable, en degré. Pour cela, il est recommandé d'utiliser la formule suivante donnant le cap d'un vecteur allant d'un point A à un point B (0° indiquant le nord et 90° l'est) :

$$\text{Cap} = 90 - \frac{180}{\pi} \cdot \text{atan2}(\text{latitudeB} - \text{latitudeA}, \text{longitudeB} - \text{longitudeA})$$

La fonction de calcul de l'arctangente, bijective sur 2π , *atan2*, existe en Python (*math.atan2(côté opposé, côté adjacent)*) comme en C (*atan2(côté opposé, côté adjacent)*).

Question 33 : Écrire, sur le document réponse DR6, en C **OU** en Python, la fonction *calcul_position(pointAv, pointAr)* renvoyant les coordonnées du dirigeable. Le dirigeable ayant un diamètre de 50 m, le roulis étant négligé et le tangage faible, les coordonnées de la position du dirigeable (celle de son centre de gravité) sont le point à 40 m sous le milieu du segment fait par les récepteurs avant et arrière.

Partie D. Surveillance des cellules d'hélium

Objectif : valider la qualité de la mesure de température des cellules d'hélium.

Si l'hélium contenu dans les cellules n'a pas la même température que l'air ambiant, sous l'effet du soleil notamment, la portance aérostatique change et le dirigeable risque de devenir incontrôlable. La température des 14 cellules d'hélium est donc mesurée en permanence.

Quatre capteurs de température de type « Pt100 – 3 fils » sont implantés en périphérie de chaque cellule, et sont raccordés à huit concentrateurs répartis de chaque côté du dirigeable.

Dans le cas le plus défavorable, la sonde est à 40 mètres du concentrateur. Il faut s'assurer que le câble de liaison ne perturbe pas la mesure, et que la précision globale reste meilleure que 0,5 °C. Une partie des équipements du dirigeable étant alimentée en 115/230 Vac triphasé 400 Hz, la mesure sera également filtrée avec une réjection du 400 Hz meilleure que 60 dB et une bande passante à 3 dB de 0 à 5 Hz.

Les sondes Pt100 sont des *RTD (Resistance Temperature Detector)* en platine, variant quasi linéairement de 100 Ω à 0 °C à 138,5 Ω à 100 °C.

Question 34 : La température en degré Celsius (°C) se déduit de la résistance *RTD* par une fonction affine de la forme $\theta = a \cdot RTD + b$. Déterminer les valeurs numériques des coefficients *a* et *b*.

Les câbles de liaison sont à trois conducteurs, de type AWG 24S (cuivre multibrin, section 0,22 mm²). Les résistances des trois conducteurs *Rfil1*, *Rfil2* et *Rfil3* sont égales. La résistivité du cuivre est de 0,0174 Ω·mm²·m⁻¹ à 15 °C.

Le concentrateur injecte un courant de mesure $I_{meas} = 1$ mA dans l'ensemble « sonde Pt100 - câble de liaison » (figure 14).

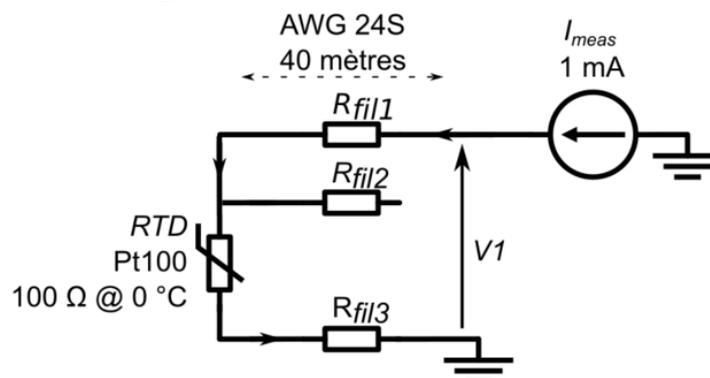


Figure 14 – « Pt100 – 3 fils » et câble de liaison de 40 m

Question 35 : D'après la figure 14, exprimer la valeur littérale de la tension *V1* en fonction des résistances *RTD*, *Rfil1*, *Rfil3* et du courant I_{meas} . À 15 °C, calculer l'erreur de mesure en Ohm puis en équivalent degré Celsius due à la résistance des fils de liaison.

Afin de compenser automatiquement la résistance des fils de liaison, le montage suivant est proposé (figure 15).
L'ALI (Amplificateur Linéaire Intégré) est supposé parfait, et le courant dérivé par les deux résistances de 100 kΩ est négligé par rapport à celui passant dans *RTD*.

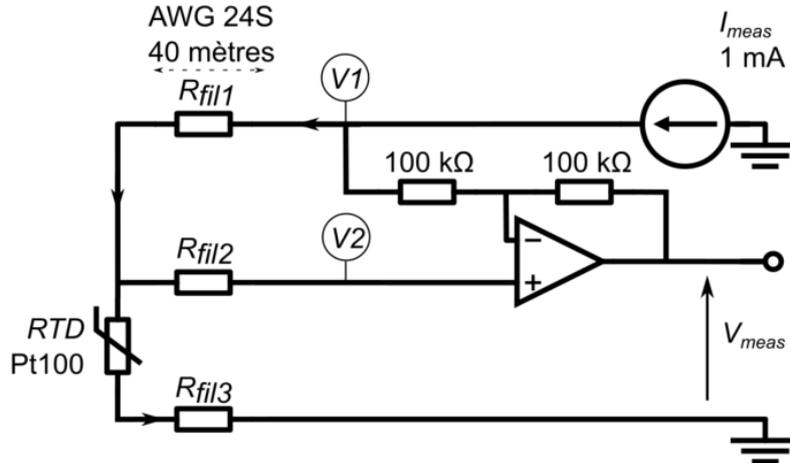


Figure 15 – « Pt100 – 3 fils », câble de liaison et compensation automatique

Question 36 : En appliquant par exemple le théorème de Millman à la borne – de l'ALI, donner l'expression de V_{meas} en fonction de I_{meas} et *RTD*.

La tension mesurée V_{meas} est ensuite filtrée pour obtenir une atténuation du 400 Hz meilleure que 60 dB et une bande passante à 3 dB de 0 à 5 Hz. Deux structures sont proposées : un filtre RC passif et un filtre actif de type Sallen et Key (figure 16).

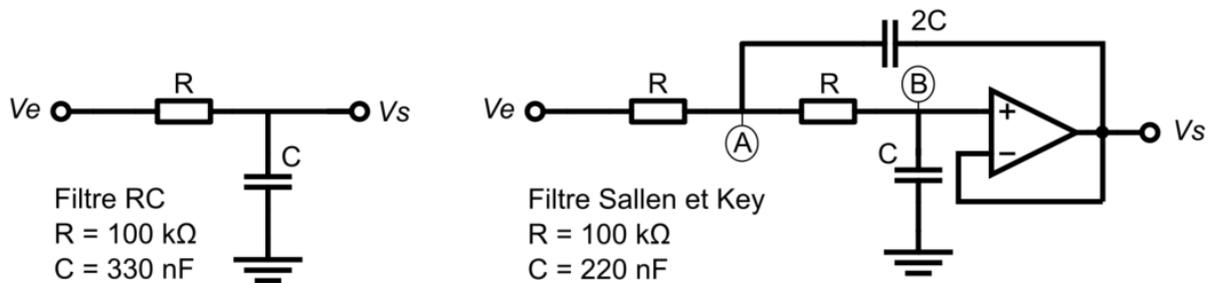


Figure 16 – filtre RC passif et filtre actif de type Sallen et Key

Question 37 : Déterminer la fonction de transfert du filtre RC passif sous la forme normalisée, avec 'p' variable de Laplace :

$$T1(p) = \frac{Vs}{Ve} = \frac{1}{1 + \frac{p}{\omega_0}}$$

Exprimer ω_0 en fonction de R et C.

Question 38 : En régime sinusoïdal, exprimer $T1(j\omega)$.

Calculer le gain en décibel pour les fréquences 5 Hz et 400 Hz :

$$G1_{db}(\omega) = 20 \cdot \log|T1(j\omega)|$$

Question 39 : L'ALI du filtre de Sallen et Key est considéré parfait. En appliquant par exemple le théorème de Millman au nœud A puis au nœud B, déterminer la fonction de transfert du filtre Sallen et Key sous la forme normalisée :

$$T2(p) = \frac{Vs}{Ve} = \frac{1}{1 + 2m \frac{p}{\omega_0} + \left(\frac{p}{\omega_0}\right)^2}$$

Exprimer m et ω_0 en fonction de R et C.

Question 40 : En déduire le gain en décibel pour les fréquences 5 Hz et 400 Hz :

$$G2_{db} = 20 \cdot \log|T2(j\omega)|$$

Question 41 : Conclure sur le filtre à retenir et sur le respect des spécifications quant à la qualité de la mesure de température.

Partie E. Génération, distribution et conversion de l'énergie

Cette partie est consacrée aux quatre chaînes de puissance pour la propulsion du dirigeable (voir document technique DT5) :

- génération de l'électricité à partir de carburant SAF (*Sustainable Aviation Fuel*) par turbo-générateur comprenant un ensemble {turbine PT6C-67F, multiplicateur (gearbox GBX), génératrice, redresseur} ;
- batterie et distribution de l'énergie sur le bus continu HVDC 800Vdc ;
- propulseurs (*thrusters*) comprenant un ensemble {onduleur (*inverter*), moteur, réducteur, hélice} ; les propulseurs sont organisés en grappes d'au moins 4, chacun alimenté par une chaîne de puissance différente.

Les turbo-générateurs {turbine PT6C-67F, multiplicateur (gearbox GBX), génératrice, redresseur} sont logés dans les « nageoires » du dirigeable.

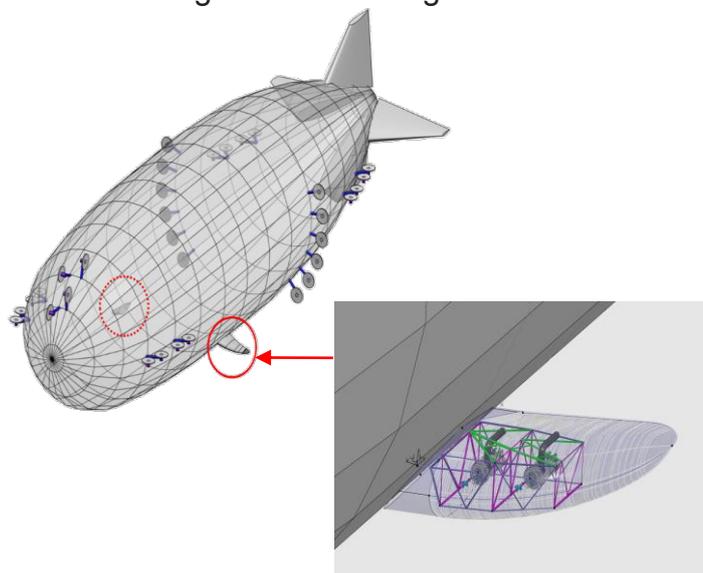


Figure 17 – Implantation mécanique des turbo-générateurs dans les « nageoires » du dirigeable (source *Flying Whales*, brevet WO 2023/002133A1)

E.1. Génération de l'électricité

Objectif : calculer la tension en sortie du redresseur de la génératrice et justifier les choix technologiques retenus pour celle-ci.

Dans l'attente de la certification des piles à combustible, le premier modèle du dirigeable utilise du matériel aéronautique déjà certifié : les turbines PT6C, usuellement utilisées pour les hélicoptères. Celles-ci entraînent des génératrices Honeywell de 1 MW pour avion de ligne, choisies pour leur forte densité de puissance, associées chacune à un redresseur pour fournir du courant continu. L'ensemble {Génératrice, Redresseur} est nommé *Generator System* sur le document technique DT5.

Chaque génératrice (figure 18) pèse 126 kg, possède deux ensembles de bobinages triphasés statoriques décalés de 30° (30° dans le repère « électrique » à une paire de pôles). Chaque bobinage triphasé statorique possède quatre paires de pôles. La génératrice tourne à 19 000 tr·min⁻¹ au régime nominal.



Figure 18 – Génératrice 1 MW (source : Honeywell)

Question 42 : Calculer la puissance massique d'une génératrice.

Question 43 : Calculer la fréquence des courants dans les bobinages de la génératrice (machine synchrone).

Pour éviter d'avoir d'importants aimants, coûteux et difficiles à approvisionner, Honeywell a préféré un rotor bobiné auto-alimenté. De plus, la possibilité sur une machine à rotor bobiné de couper le champ rotorique permet d'arrêter instantanément la génération de puissance électrique.

Le schéma de la figure 19 représente le dispositif de rotor bobiné auto-alimenté. Pour alléger le schéma, un seul des deux bobinages statoriques principaux (induit 3) est représenté.

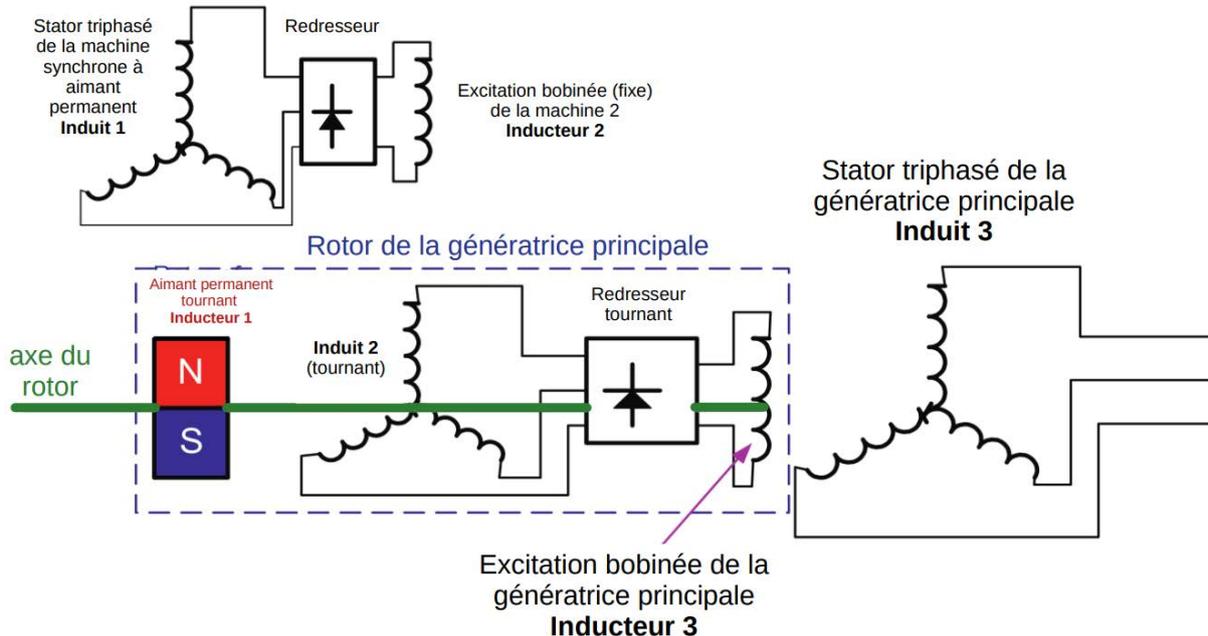


Figure 19 – Schéma électrique du dispositif de création du champ rotorique (adapté de *Advancements in Electrical Machines*, G.F. Gieras)

Question 44 : À l'aide de la figure 19, expliquer précisément, en 15 lignes maximum, comment est généré le champ rotorique et ce qu'il faudrait faire pour couper la génération de puissance électrique le plus simplement. Il est rappelé que c'est une génératrice 1 MW. Dans l'explication, l'intérêt d'un tel système sera souligné.

Le redresseur (figure 20) en sortie de génératrice est destiné à alimenter l'un des quatre bus continu 800 Vdc.

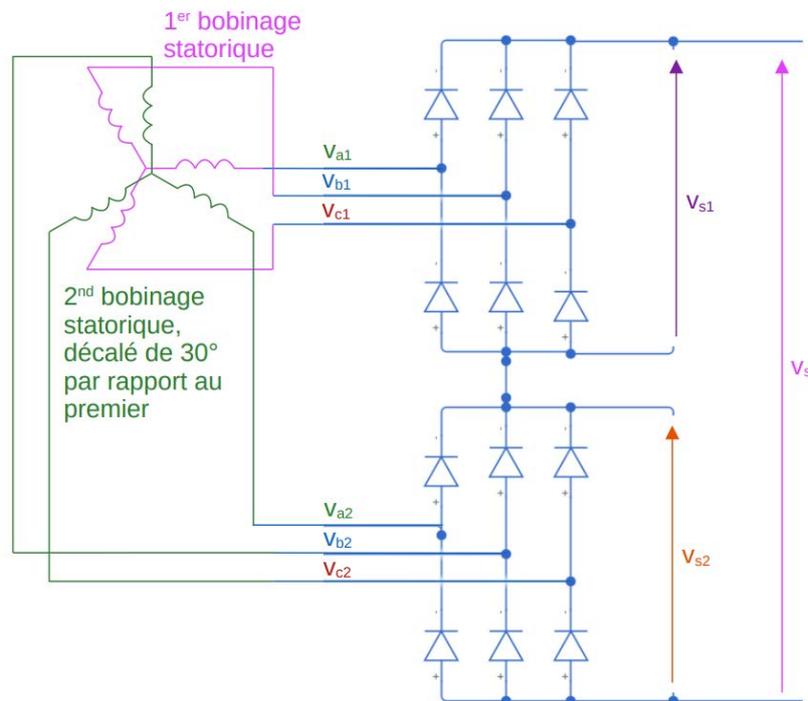


Figure 20 – Schéma électrique, dans le repère électrique, des bobinages statoriques de la génératrice et du redresseur

Question 45 : Tracer, sur le document réponse DR8, l'allure des tensions $v_{s1}(t)$, $v_{s2}(t)$ et la tension de sortie du redresseur $v_s(t)$. Une précision de l'ordre de $\pm 15V$ est suffisante. Les tensions simples (par rapport au point milieu de l'enroulement statorique associé) aux bornes des enroulements $v_{a1}(t)$, $v_{b1}(t)$, etc. sont données.

Question 46 : Préciser l'apport du double bobinage statorique à cette génératrice destinée à l'aviation.

E.2. Dimensionnement des batteries

Objectif : choisir le type de stockage d'énergie pour la limitation du couple demandé aux turbines.

La turbine tourne à vitesse constante. Les variations de couple demandées à la turbine, pour lui garantir une durée de vie importante, sont douces. Une batterie vient en support pour les appels de puissance (voir document technique DT5). Pour l'ensemble de cette partie E.2, une seule des quatre chaînes de puissance (une seule génératrice) est considérée.

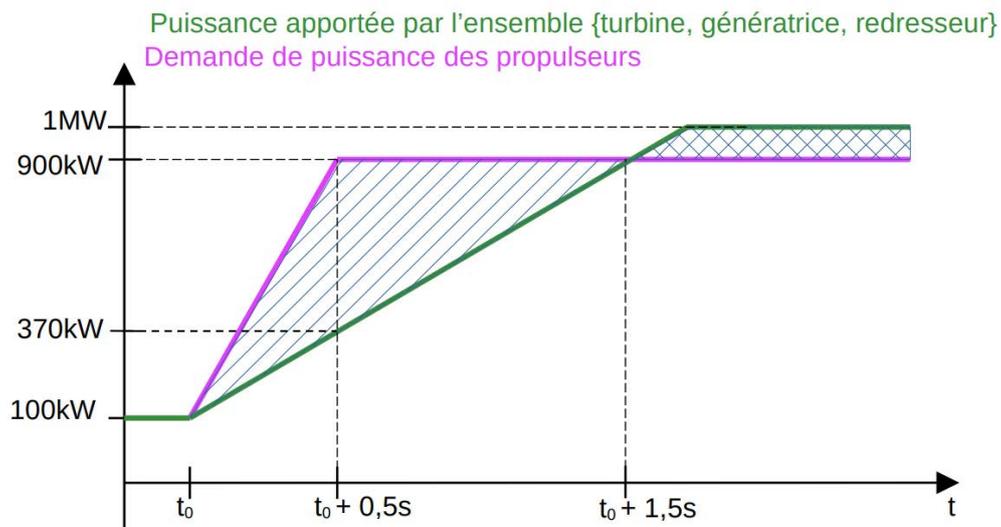


Figure 21 – Évolution de la puissance demandée par les propulseurs, en vol statique lors d'une rafale de vent, et de la puissance fournie par l'ensemble {turbine, génératrice, redresseur}

Question 47 : Calculer l'énergie fournie par la batterie entre t_0 et $(t_0+1,5s)$. Calculer la puissance maximale fournie par la batterie. La batterie étant à sa tension nominale sur l'ensemble de la durée étudiée (800 Vdc), calculer le courant maximum délivré par la batterie.

Sur ce type d'application, la solution supercondensateur peut être une alternative à la solution batterie.

Question 48 : Déterminer le nombre de modules Supercondensateur Skeleton (voir document technique DT6) nécessaires pour fournir 600 kW sous 800 Vdc et stocker 1,5 kWh (suffisant pour des variations de tension de bus DC acceptables). Représenter un schéma simplifié de leur assemblage. Calculer la masse de l'ensemble.

Question 49 : Déterminer le nombre de modules batterie orientés puissance Toshiba SCIB 2.9 Ah (voir document technique DT7) nécessaires pour fournir 600 kW sous 800 Vdc. Calculer la masse de l'ensemble et l'énergie stockée. Choisir la solution la mieux adaptée.

E.3. Distribution de l'énergie

Objectif : justifier le dimensionnement des câbles électriques du système de propulsion.

Les propulseurs {onduleur, moteur, réducteur, hélice} consomment chacun au maximum 200 kW via le bus continu HVDC 800 Vdc (voir document technique DT5). Le choix des câbles d'alimentation est stratégique, car ils devront être légers, flexibles, sans apporter une chute de tension excessive malgré une grande longueur. Les câbles d'alimentation de l'hélice X2-6 par le turbo-générateur 1 font 105 m de long, soit 210 m pour l'aller-retour.

Trois sections de câbles monoconducteurs à âme aluminium de la gamme NEXANS ABS 0949 AD sont proposées : AWG 0, AWG 00 ou AWG 000 (voir DT8).

Question 50 : Préciser les avantages et inconvénients d'une âme en aluminium par rapport à une âme conductrice en cuivre.

Question 51 : Calculer le courant permanent d'alimentation d'un propulseur d'une puissance de 200 kW en 800 Vdc. Vu les groupements envisagés de 4 circuits maximum par chemin de câble, un coefficient de correction de 0,7 est appliqué. D'après le document technique DT8, en déduire la référence du câble à retenir.

Question 52 : La résistance en Ohm par kilomètre à 20 °C des câbles est donnée par le constructeur. La résistivité de l'aluminium augmente de 0,4 % par degré K. Pour une température à cœur de 180 °C, calculer la résistance totale des câbles d'alimentation du groupe propulseur X2-6. En déduire la chute de tension (en volt et en pourcentage). Le maximum de chute de tension autorisé étant de 5 %, conclure sur le choix des câbles.

E.4. Moteurs et réducteurs des propulseurs

Objectif : déterminer le rapport de réduction pour un rendement optimal.

Indépendamment des résultats obtenus partie A, une solution possible pour la motorisation des propulseurs est le moteur triphasé à flux axial Evolito D250 (document technique DT9).

Question 53 : À la lecture de la documentation DT9, indiquer les atouts de ce moteur pour le dirigeable.

Question 54 : Calculer sa puissance nominale massique.

Question 55 : Compléter la légende de l'éclaté du moteur triphasé Evolito D250 sur le document réponse DR7 avec les termes suivants, certains apparaissant plusieurs fois, et indiquer, également sur le document réponse DR7, le nombre de paires de pôles de ce moteur :

- tôle rotorique ;
- aimant permanent ;
- carter de stator ;
- bobinage.

Le propulseur utilise un réducteur entre le moteur Evolito D250 et l'hélice. Pour cette partie, les pertes dans le réducteur sont négligées (figure 22). Les hélices tournent à la vitesse fixe de $1\,200\text{ tr}\cdot\text{min}^{-1}$, la puissance étant ajustée en jouant sur le pas de l'hélice (-15° à $+15^\circ$). La puissance maximale délivrée par le moteur est de 200 kW lorsque le pas de l'hélice est de 15° . Le moteur est alimenté par un onduleur à partir du bus continu 800 Vdc .

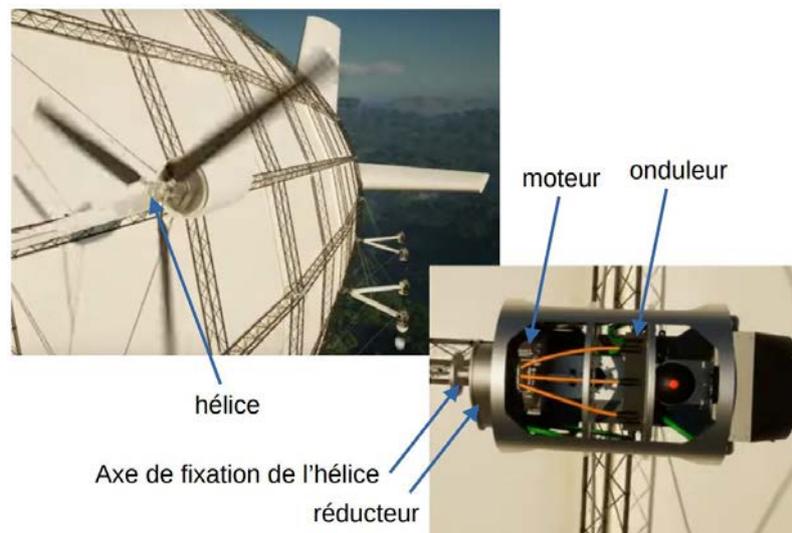


Figure 22 – Propulseur du dirigeable avec {onduleur, moteur, réducteur et hélice}
(source *Flying Whales*)

- Question 56 :** Connaissant la vitesse de rotation de l'hélice, calculer le couple au niveau de l'hélice à puissance maximale.
- Question 57 :** En utilisant le document technique DT9, calculer le rapport de réduction permettant d'avoir le meilleur rendement sur les phases de transport à puissance maximale.
- Question 58 :** Avec ce rapport de réduction, placer, si possible, sur les deux graphiques du document réponse DR9 les points de fonctionnement du moteur à puissance maximale et à puissance moyenne (100 kW).

E.5. Onduleurs des propulseurs

Objectif : justifier le choix de transistors MOSFET SiC.

Les moteurs sont alimentés par des onduleurs (*inverter*) à transistors MOSFET SiC (figure 23).

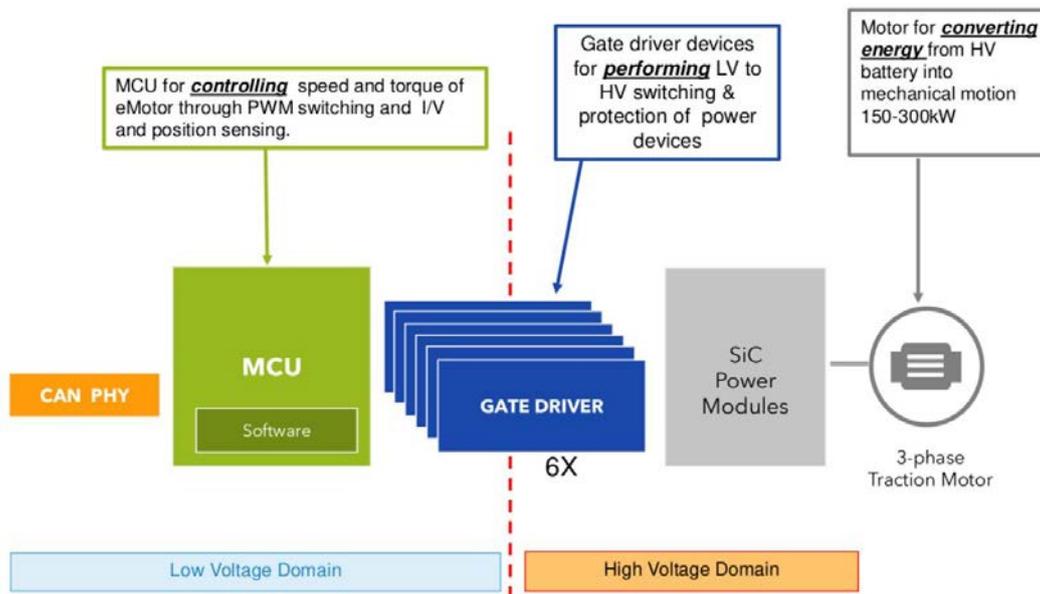


Figure 23 – Schéma bloc de l'onduleur (source NXP). SiC Power Modules représente les six interrupteurs (partie puissance) de l'onduleur

Question 59 : En utilisant la figure 23, donner les deux fonctions des drivers.

Question 60 : D'après le schéma bloc (figure 23), citer les capteurs nécessaires au contrôle de vitesse du moteur.

L'onduleur utilise six interrupteurs de puissance SiC, répartis dans trois modules intégrés NXH003P120M3F2PTNG (figure 24).

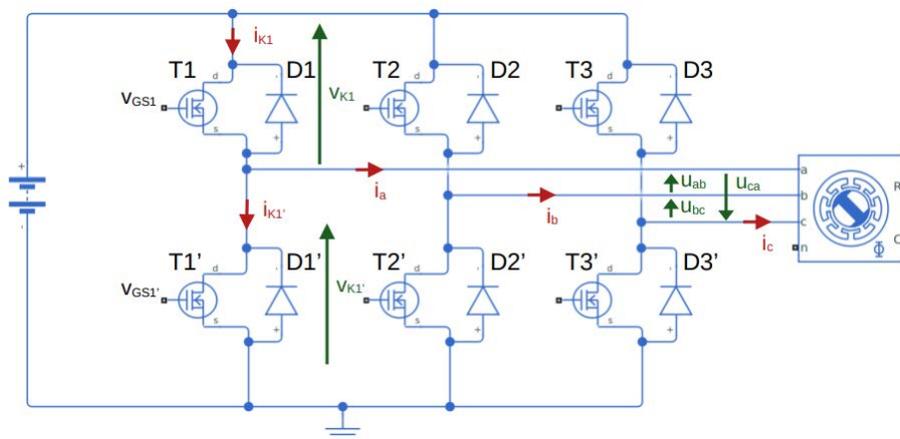


Figure 24 – Modèle de simulation de la partie puissance de l'onduleur (les six interrupteurs) avec l'alimentation continue simulant un des bus 800 Vdc du dirigeable et avec un moteur

La fréquence des courants statoriques étant importante, l'étude portera tout d'abord sur une commande pleine onde.

Question 61 : À l'aide de la figure 24, compléter le document réponse DR10 en indiquant pour chacun des 4 intervalles de temps, de 2,5 à 2,8 ms, les composants passants D ou T, en face de l'interrupteur associé K_x , comme c'est déjà fait pour les deux premiers intervalles.

Il s'agit maintenant de comparer les pertes de cet onduleur à transistors MOSFET SiC (modules NXH003P120M3F2PTNG présentés sur le document technique DT10) avec celles d'un onduleur à transistors IGBT (modules NVG450A120L5DSC présentés sur le document technique DT11).

Pour cela, les pertes d'un transistor ($T1$) sur une seule cellule de commutation, dans des conditions représentatives de l'onduleur, sont comparées. Les essais sont menés sur un bras d'onduleur unique (figure 25). La figure 26 présente les formes d'onde du courant et de la tension sur deux périodes complètes, pour une fréquence de commutation de 20 kHz.

Proches de leur régime nominal, il est supposé que les composants sont à 150°C (T_J). Les pertes dans la diode ne sont pas prises en compte, car elles sont considérées identiques sur un onduleur à MOSFET SiC ou sur un onduleur à IGBT.

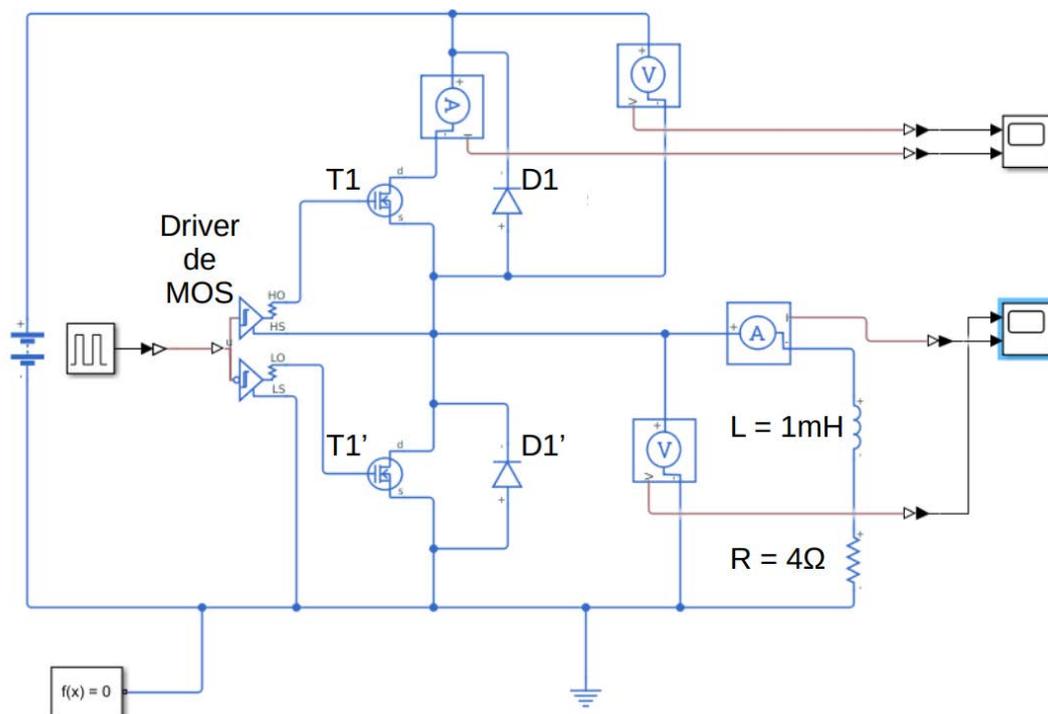


Figure 25 – modèle d'un bras d'onduleur utilisé pour l'estimation des pertes dans le transistor

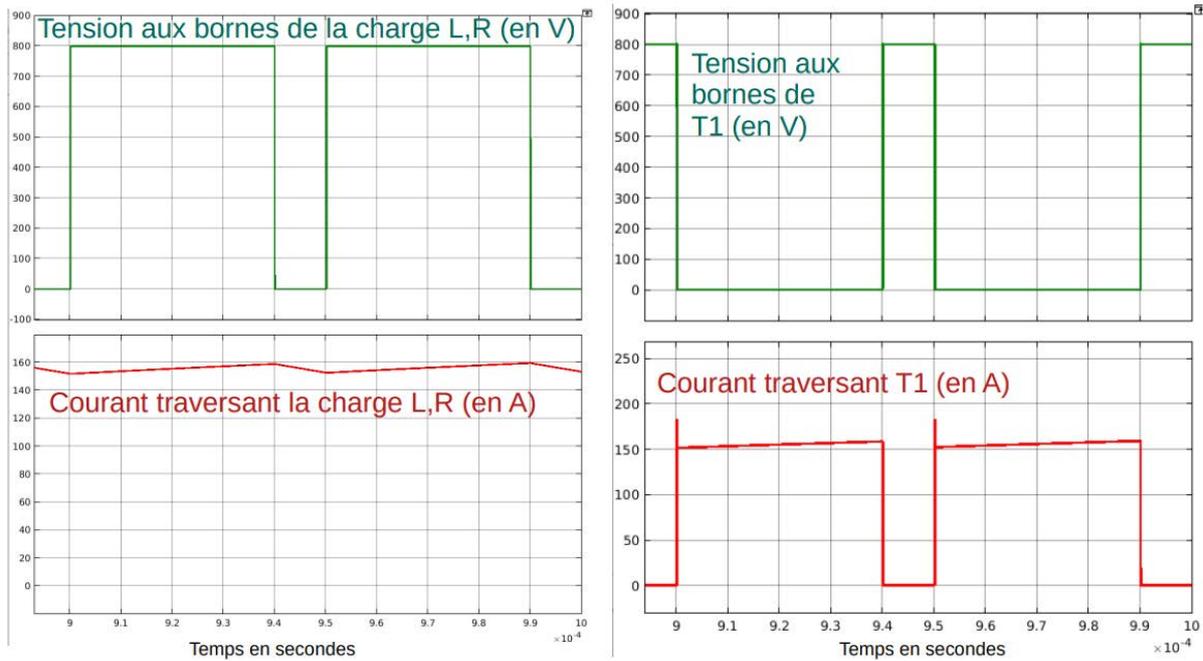


Figure 26 – Tension et courant dans la charge et dans le transistor T1, en régime permanent

Question 62 : Indiquer sur le document réponse DR11 (zoom de parties de la figure 26), pour chaque ensemble tension/courant s'il s'agit d'un amorçage ou d'un blocage et y calculer une valeur approchée de l'énergie perdue à l'amorçage et au blocage, en reprenant les suggestions données sur les figures.

Question 63 : Sur la figure 26, lorsque le transistor est passant, avec 150 A, la simulation indique 0,75 V à ses bornes. Déterminer la résistance $R_{DS(on)}$ entre le drain et la source du transistor passant.

Question 64 : Comparer les valeurs mesurées sur la simulation obtenues aux deux questions précédentes avec les valeurs fournies par le document technique DT10. Avec un courant de 155 A, une fréquence de 20 kHz et un temps de conduction de 80 % de la période, calculer, avec les valeurs typiques de la documentation, les pertes totales dans le transistor (par commutation et par conduction).

Question 65 : Estimer les pertes totales dans le transistor avec une fréquence de commutation de 1 kHz.

Le document technique DT11 donne les spécifications de transistors IGBT. Les énergies perdues pour un amorçage et un blocage y sont indiquées.

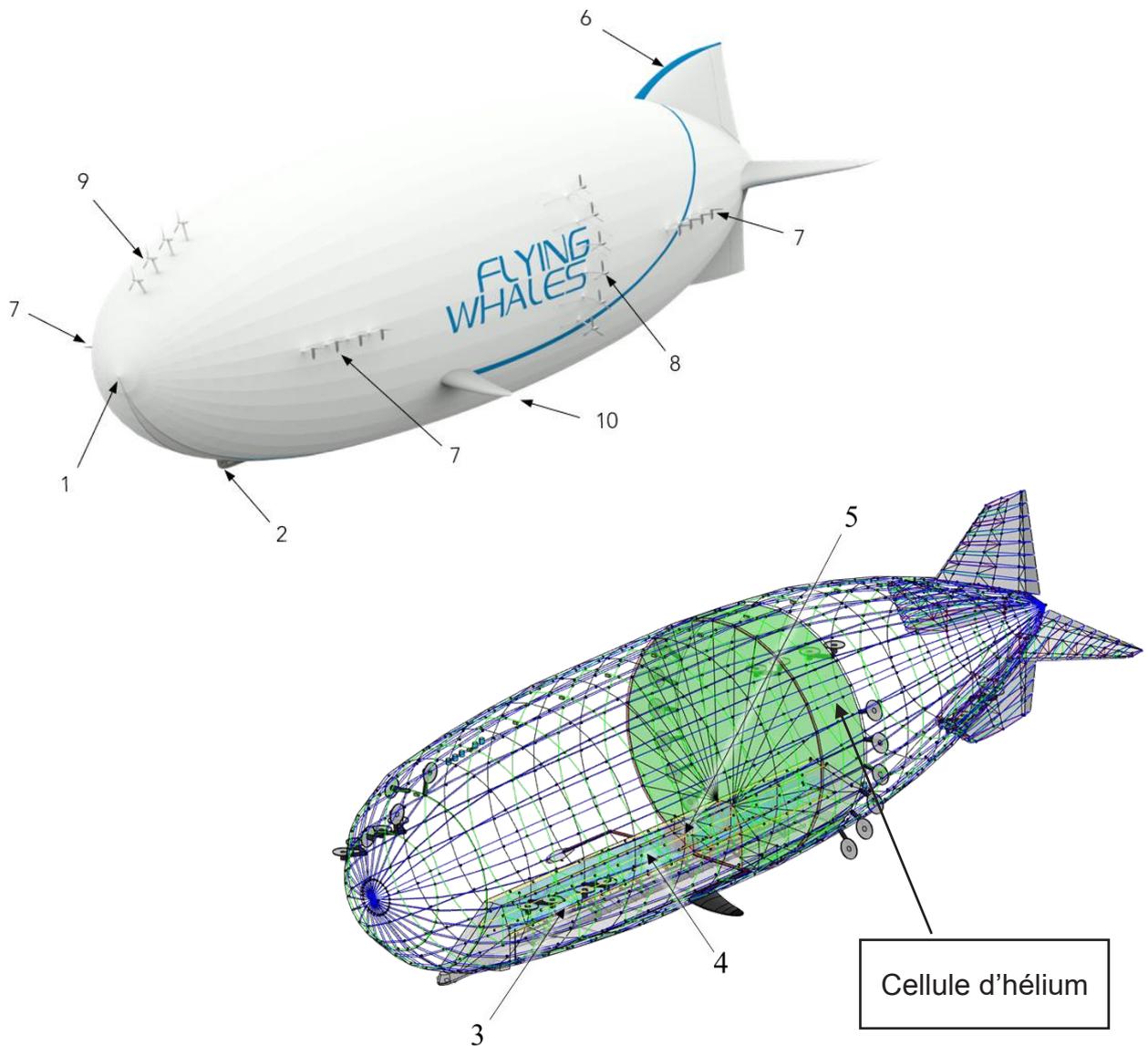
Lorsqu'il est passant, un transistor IGBT a une tension à ses bornes (V_{CE}) dépendant du courant et de la température (150 °C ici). La caractéristique I_c (courant dans le transistor) en fonction de V_{CE} (tension aux bornes du transistor) est donnée à la fin de la documentation, pour calculer les pertes par conduction.

Question 66 : Faire les mêmes calculs de puissance de pertes à 1 kHz et 20 kHz en remplaçant les transistors MOSFET SiC par les transistors IGBT du document technique DT11.

Question 67 : Préciser l'intérêt de commuter à 20 kHz (commande MLI) par rapport à une commande pleine onde à 1 kHz. Conclure sur l'intérêt des MOSFET SiC pour l'onduleur.

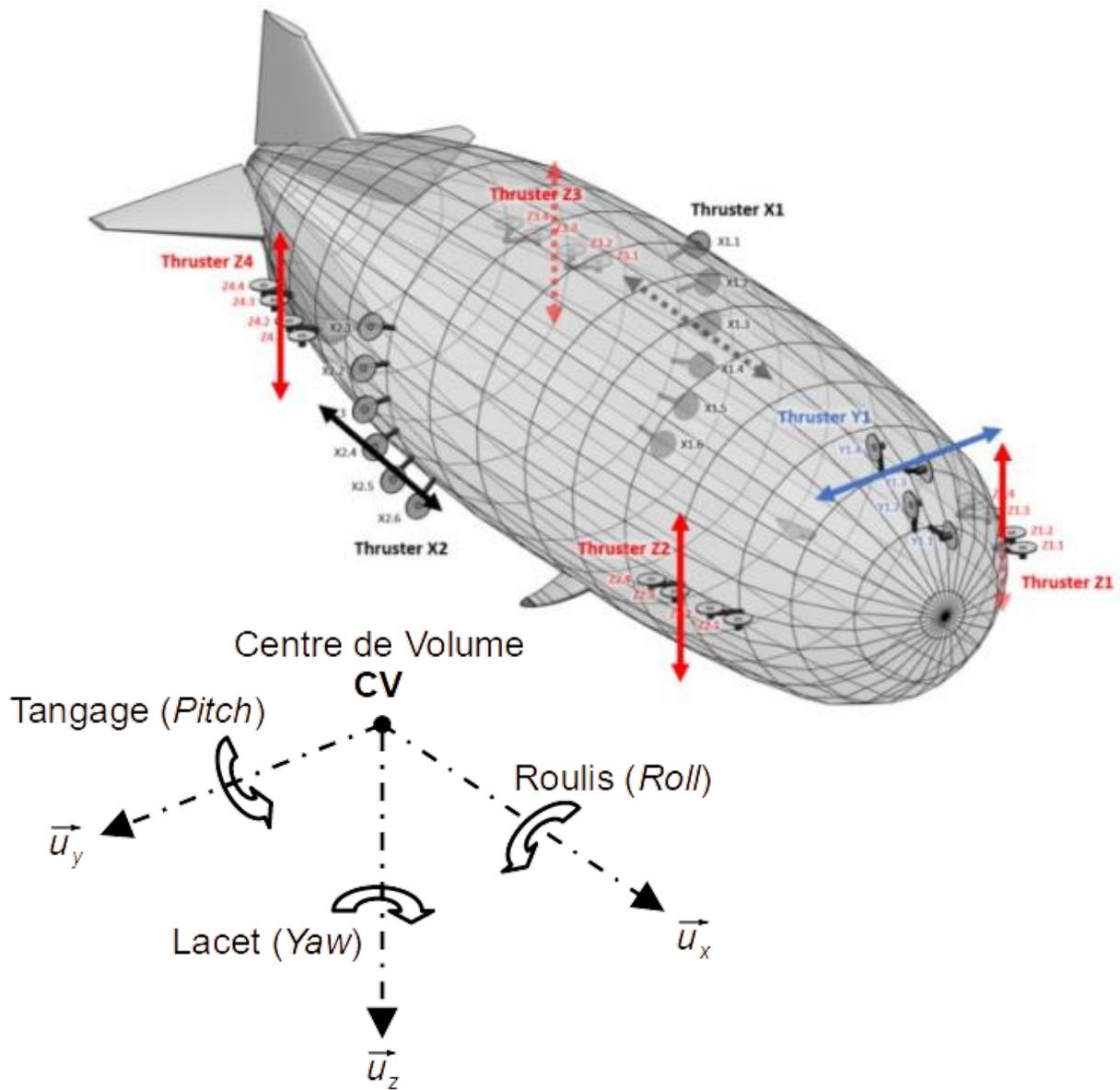
Document technique DT1 (2 pages)

ARCHITECTURE GÉNÉRALE



1	Cône de nez	6	Empennage
2	Cabine	7	Propulsion selon Z
3	Soute	8	Propulsion selon X
4	Ballasts	9	Propulsion selon Y
5	Carburant	10	Nageoires

**Axes de références,
positions des propulseurs (*thrusters*)
et liste des propulseurs utilisés par type de déplacement.**



Orientation des angles de roulis (*Roll*), tangage (*Pitch*) et lacet (*Yaw*)

Document technique DT2 (2 pages)

Documentation technique BNO055 Communication I2C

	BNO055 Data sheet	Page 91
---	----------------------	---------

4.6 I2C Protocol

The I²C bus uses SCL (= SCx pin, serial clock) and SDA (= SDx pin, serial data input and output) signal lines. Both lines are connected to V_{DDIO} externally via pull-up resistors so that they are pulled high when the bus is free.

The default I²C address of the BNO055 device is 0101001b (0x29). The alternative address 0101000b (0x28), in I2C mode the input pin COM3 can be used to select between the primary and alternative I2C address as shown in Table 4-7.

Table 4-7: I2C address selection

I2C configuration	COM3_state	I2C address
Slave	HIGH	0x29
Slave	LOW	0x28

I²C read access:

I²C read access also can be used to read one or multiple data bytes in one sequence. A read sequence consists of a one-byte I²C write phase followed by the I²C read phase. The two parts of the transmission must be separated by a repeated start condition (Sr). The I²C write phase addresses the slave and sends the register address to be read. After slave acknowledges the transmission, the master generates again a start condition and sends the slave address together with a read bit (RW = 1). Then the master releases the bus and waits for the data bytes to be read out from slave. After each data byte the master has to generate an acknowledge bit (ACK = 0) to enable further data transfer. A NACKM (ACK = 1) from the master stops the data being transferred from the slave. The slave releases the bus so that the master can generate a STOP condition and terminate the transmission.

The register address is automatically incremented and, therefore, more than one byte can be sequentially read out. Once a new data read transmission starts, the start address will be set to the register address specified in the latest I²C write command. By default the start address is set at 0x00. In this way repetitive multi-bytes reads from the same starting address are possible.

Example of an I²C read access to the BNO055:



Figure 7: I²C multiple read

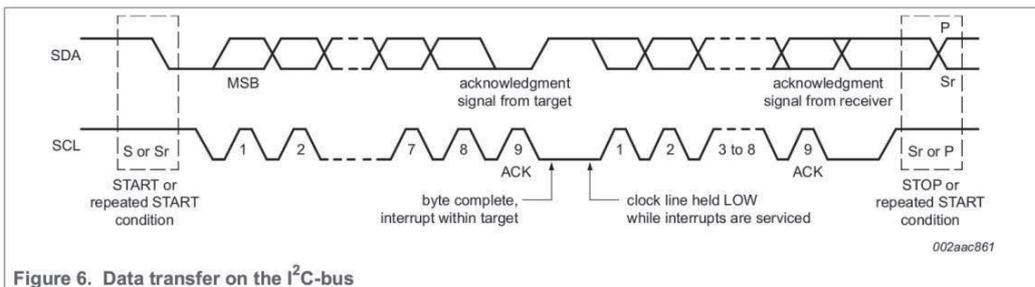


Figure 6. Data transfer on the I²C-bus

Extrait de I2C-bus specification de NXP

Register Address	Register Name	Default Value	bit7	bit6	bit5	bit4	bit3	bit2	bit1	bit0
1F	EUL_Pitch_MSB	0x00	Pitch Data <15:8>							
1E	EUL_Pitch_LSB	0x00	Pitch Data <7:0>							
1D	EUL_Roll_MSB	0x00	Roll Data <15:8>							
1C	EUL_Roll_LSB	0x00	Roll Data <7:0>							
1B	EUL_Heading_MSB	0x00	Heading Data <15:8>							
1A	EUL_Heading_LSB	0x00	Heading Data <7:0>							
19	GYR_DATA_Z_MSB	0x00	Gyroscope Data Z <15:8>							
18	GYR_DATA_Z_LSB	0x00	Gyroscope Data Z <7:0>							
17	GYR_DATA_Y_MSB	0x00	Gyroscope Data Y <15:8>							
16	GYR_DATA_Y_LSB	0x00	Gyroscope Data Y <7:0>							
15	GYR_DATA_X_MSB	0x00	Gyroscope Data X <15:8>							
14	GYR_DATA_X_LSB	0x00	Gyroscope Data X <7:0>							
13	MAG_DATA_Z_MSB	0x00	Magnetometer Data Z <15:8>							
12	MAG_DATA_Z_LSB	0x00	Magnetometer Data Z <7:0>							
11	MAG_DATA_Y_MSB	0x00	Magnetometer Data Y <15:8>							
10	MAG_DATA_Y_LSB	0x00	Magnetometer Data Y <7:0>							
F	MAG_DATA_X_MSB	0x00	Magnetometer Data X <15:8>							
E	MAG_DATA_X_LSB	0x00	Magnetometer Data X <7:0>							
D	ACC_DATA_Z_MSB	0x00	Acceleration Data Z <15:8>							
C	ACC_DATA_Z_LSB	0x00	Acceleration Data Z <7:0>							
B	ACC_DATA_Y_MSB	0x00	Acceleration Data Y <15:8>							
A	ACC_DATA_Y_LSB	0x00	Acceleration Data Y <7:0>							
9	ACC_DATA_X_MSB	0x00	Acceleration Data X <15:8>							
8	ACC_DATA_X_LSB	0x00	Acceleration Data X <7:0>							
7	Page ID	0x00	Page ID							

Document technique DT3 Protocole de communication ARINC 825

ARINC 825

Driven by esdACC (Advanced CAN Core)

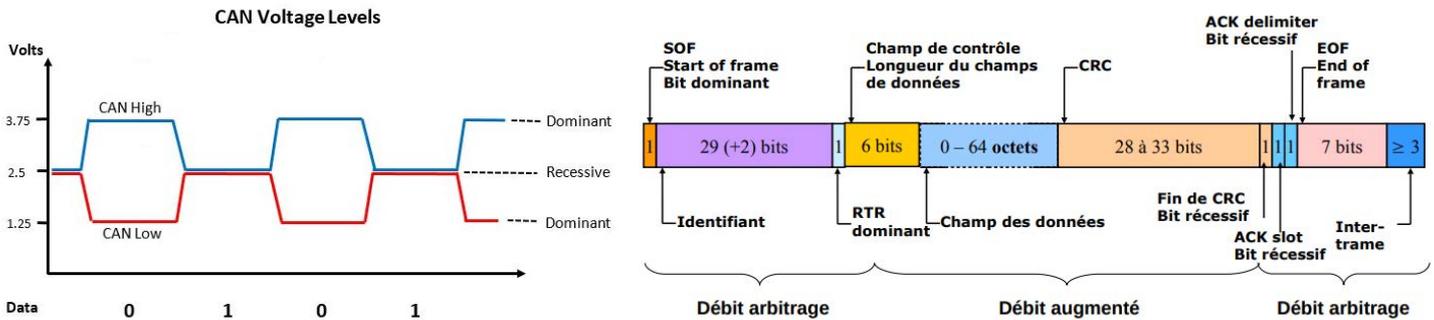


Basic Product Features:

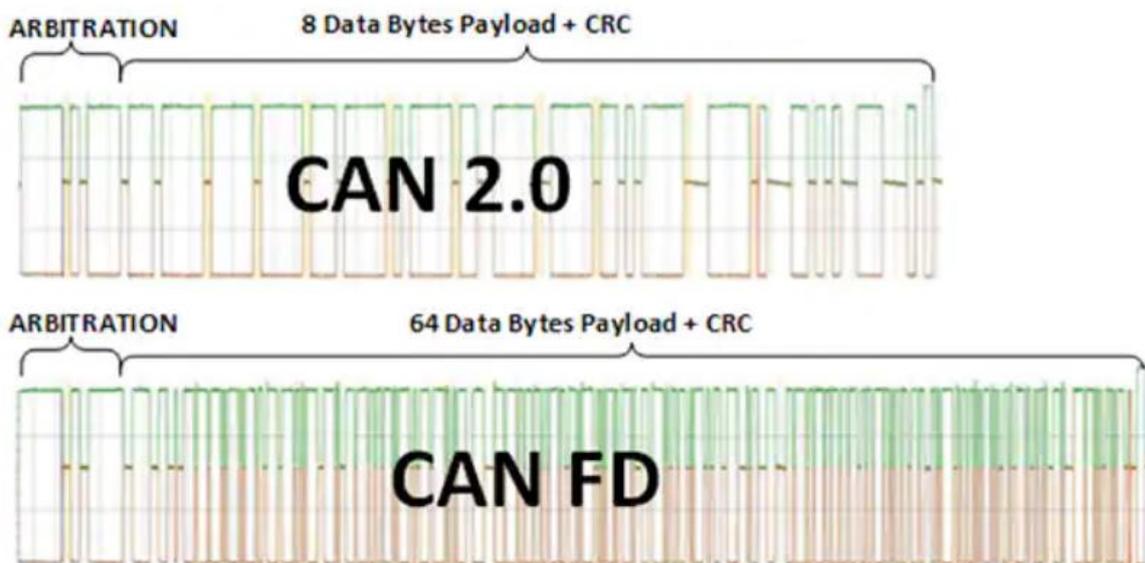
- CAN ISO 11898-1:2015 protocol compatibility
- Tested and certified acc. to ISO CAN Conformance Test "ISO 16845:2004 Road vehicles - Controller area network (CAN) - Conformance test plan"
- 11-bit and 29-bit CAN IDs
- Supported bit rates:
CAN interfaces: From 10 kbit/s up to 1 Mbit/s
CAN FD interfaces: From 10 kbit/s up to 5 Mbit/s
- Receive buffer (64 CAN messages)
- Complete access to CAN error counters
- Programmable error warning limit
- Error code capture register
- Error interrupt for each CAN bus error
- Arbitration lost interrupt with detailed bit position



Un exemple de composant ARINC 825



Signaux électriques CAN / CAN-FD pour niveau 0 dominant et niveau 1 récessif et composition d'une trame CAN ou CAN-FD avec identifiant de 29 bits



Exemples de chronogrammes pour une trame CAN avec 8 octets de données et une trame CAN-FD avec 64 octets de données. Les deux ont des identifiants sur 11 bits (ARINC 825 utilise des identifiants sur 29 bits).

Document technique DT4 (3 pages) Programme de l'ECU AHRS (langages Python et C)

Programme langage Python

```
#Programme de l'ECU calculateur position, assiette et cap AHRS (1 & 2)
import math

# Identifiant des messages envoyées par ECU NAV GNSS
ID_GNSS_AVANT = 0x08180720
ID_GNSS_ARRIERE = 0x08180722

# Classe Point_GNSS
class Point_GNSS :
    def __init__(self):
        self.latitude = 0
        self.longitude = 0
        self.altitude = 0

# Fonction calculant l'orientation du dirigeable à partir
# des valeurs renvoyées par les ECU NAV GNSS
def calcul_cap(pointAv, pointAr):
```

À compléter sur le document réponse DR6

```
    return cap

# Fonction calculant le tangage du dirigeable à partir
# des valeurs renvoyées par les ECU NAV GNSS
def calcul_tangage(pointAv, pointAr):
    tangage = 180/math.pi*math.asin((pointAv.altitude - pointAr.altitude)/150)
    return tangage

# Fonction calculant la position du centre du dirigeable à partir
# des valeurs renvoyées par les ECU NAV GNSS
def calcul_position(pointAv,pointAr):
```

À compléter sur le document réponse DR6

```
    return PointMilieu

pointAvant = Point_GNSS()
pointArriere = Point_GNSS()

# Fonction vérifiant si un message est arrivé
def DataRdyCAN():
    ...

# Fonction transmettant les données calculées sur AHRS vers le contrôleur de vol
def TransmitCAN(coordGNSS, cap, tangage) :
    ...

# Fonction récupérant le message CAN (identifiant et données)
def ReadCAN():
    ...

# Fonction corrigeant les valeurs reçues à l'aide des valeurs obtenues
# de la station GNSS au sol
def CorrectionDataGNSS(data) :
    (...)
    return point
```

```

while True :
    # Lorsqu'un message arrive sur le bus CAN
    if DataRdyCAN() :
        # Récupération du message (identifiant et données)
        (identifiant, data_recue) = ReadCAN()
        # Si c'est un message venant de l'ECU NAV GNSS avant
        if identifiant == ID_GNSS_AVANT :
            pointAvant = CorrectionDataGNSS(data_recue)
        # Si c'est un message venant de l'ECU NAV GNSS arrière
        if identifiant == ID_GNSS_ARRIERE :
            pointArriere = CorrectionDataGNSS(data_recue)

        #Calcul de la position, du cap et du tangage du dirigeable avec la nouvelle valeur reçue
        positionGNSSDirigeable = calcul_position(pointAvant, pointArriere)
        capDirigeable = calcul_cap(pointAvant, pointArriere)
        tangageDirigeable = calcul_tangage(pointAvant, pointArriere)

        TransmitCAN(positionGNSSDirigeable, capDirigeable, tangageDirigeable)

```

Programme langage C

```

#include <stdio.h>
#include <math.h>

#define ID_GNSS_AVANT 0x08180720
#define ID_GNSS_ARRIERE 0x08180722

// Structure pour stocker les coordonnées GNSS
typedef struct {
    double latitude;
    double longitude;
    double altitude;
} Point_GNSS;

// Fonction calculant l'orientation du dirigeable
double calcul_cap(Point_GNSS pointAv, Point_GNSS pointAr) {

    return cap;
}

// Fonction calculant le tangage du dirigeable
double calcul_tangage(Point_GNSS pointAv, Point_GNSS pointAr) {
    double tangage = 180 / M_PI * asin((pointAv.altitude - pointAr.altitude) / 150);
    return tangage;
}

// Fonction calculant la position du centre du dirigeable
Point_GNSS calcul_position(Point_GNSS pointAv, Point_GNSS pointAr) {

```

À compléter sur le document réponse DR6

```

    return PointMilieu;
}

// Fonction vérifiant si un message est arrivé
char DataRdyCAN(void) {
    ....
}

// Fonction transmettant les données calculées sur AHRS vers le contrôleur de vol
void TransmitCAN(Point_GNSS coordGNSS, double cap, double tangage){
    ....
}

// Fonction récupérant le message CAN (identifiant et données)
unsigned int ReadCAN(char* data){
    ....
}

```

À compléter sur le document réponse DR6

```

// Fonction corrigeant les valeurs reçues à l'aide des valeurs obtenues
// de la station GNSS au sol
Point_GNSS CorrectionDataGNSS(char* data) {
    Point_GNSS point;
    ...
    return point;
}

int main() {
    unsigned int identifiant;
    char data_recue[64];
    double capDirigeable, tangageDirigeable;
    Point_GNSS pointAvant, pointArriere, positionGNSSDirigeable;

    while(1) {
        // Lorsqu'un message arrive sur le bus CAN
        if (DataRdyCAN()){
            // Récupération du message (identifiant et données)
            identifiant = ReadCAN(data_recue);
            // Si c'est un message venant de l'ECU NAV GNSS avant
            if(identifiant == ID_GNSS_AVANT)
                pointAvant = CorrectionDataGNSS(data_recue);
            // Si c'est un message venant de l'ECU NAV GNSS arrière
            if(identifiant == ID_GNSS_ARRIERE)
                pointArriere = CorrectionDataGNSS(data_recue);

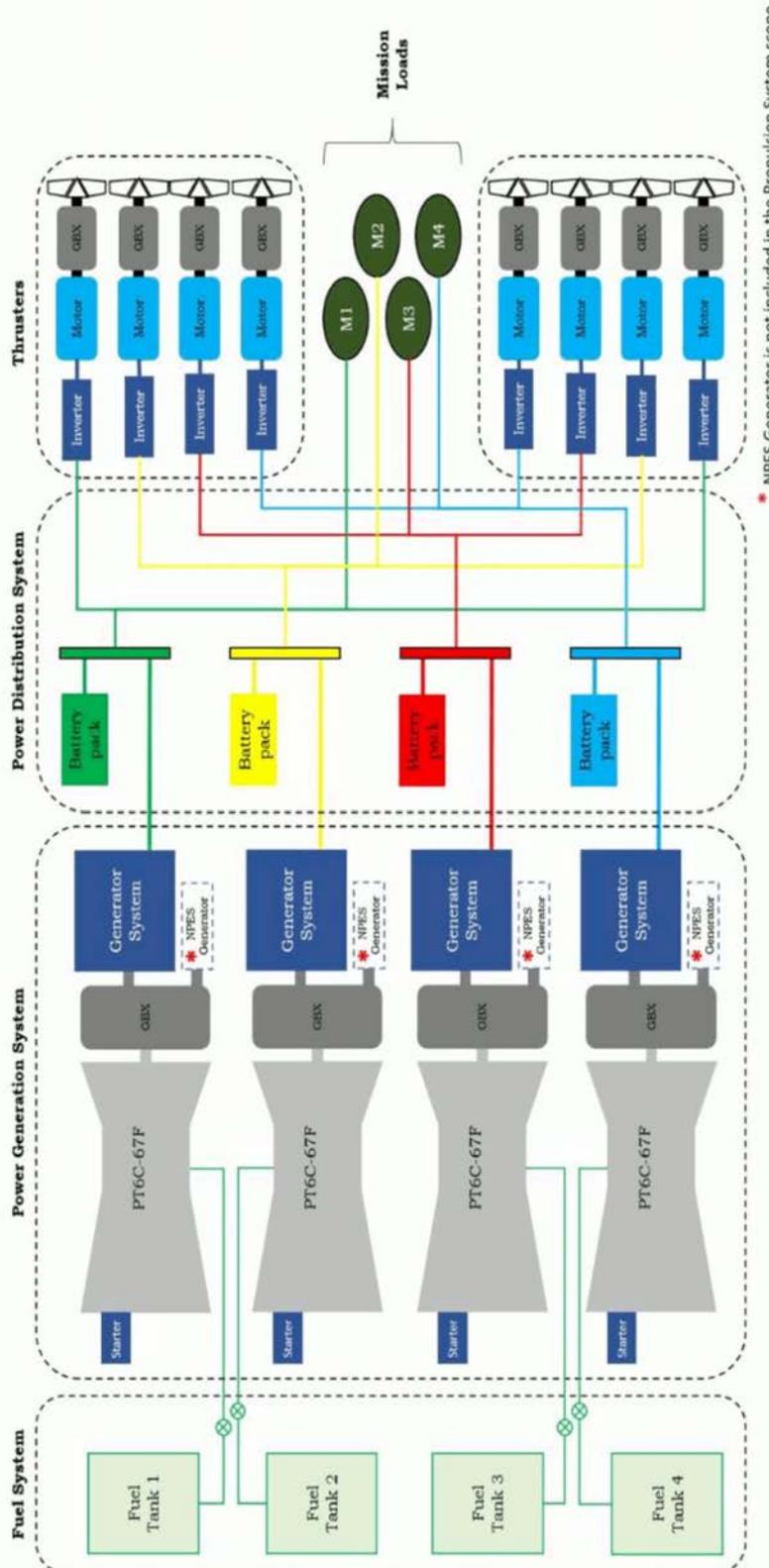
            //Calcul de la position, du cap et du tangage du dirigeable avec la nouvelle valeur reçue
            positionGNSSDirigeable = calcul_position(pointAvant, pointArriere);
            capDirigeable = calcul_cap(pointAvant, pointArriere);
            tangageDirigeable = calcul_tangage(pointAvant, pointArriere);

            TransmitCAN(positionGNSSDirigeable, capDirigeable, tangageDirigeable);
        }
    }
    return 0;
}

```

Document technique DT5

Chaînes de puissance du dirigeable (source *Flying Whales*)



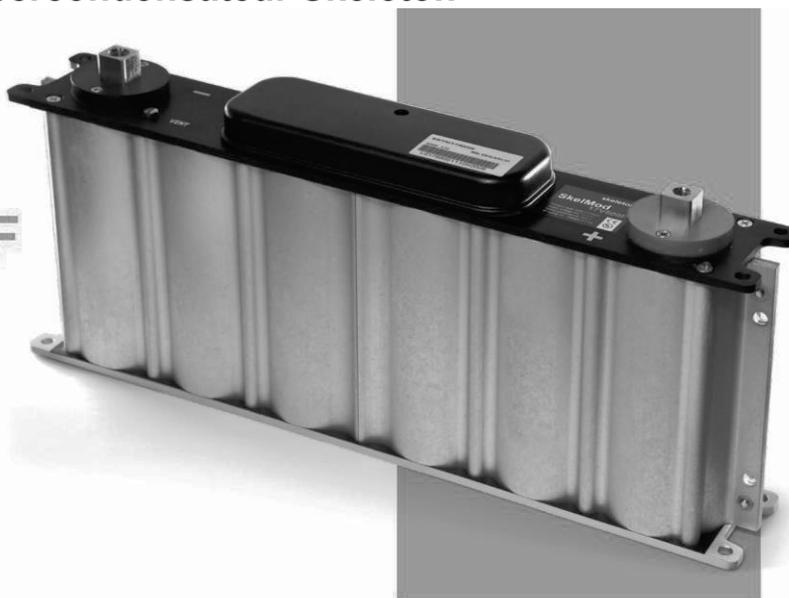
- Turbine PT6C-67F
- Réducteur (Gearbox GBX)
- Génératrice + redresseur (Generator System)
- Génératrice auxiliaire pour les fonctions autres que la propulsion (NPES Non Propulsive Electrical System)
- Propulseur (thruster) composé d'un onduleur (inverter), d'un moteur, d'un réducteur (GBX) et d'une hélice

Document technique DT6 Supercondensateur Skeleton

PRELIMINARY DATA SHEET

SkelMod 17V500F

- + 17V DC nominal voltage
- + Ultra-low ESR
- + 750V series voltage
- + High power density
- + Passive balancing
- + High power output



General Specifications	Value	Unit
Electrical		
Product code	6730097	
Rated voltage	17	V
Surge voltage ¹	18	V
Rated capacitance ²	500	F
Initial capacitance	525	F
DC 1s ESR rated	1.86	mΩ
Maximum series voltage	750	V
Rated maximum peak current (for 1 s duration) ^{1,9}	2202	A
Maximum stored energy	20	Wh
Typical short circuit current (For informational purposes - do not use as operating current.)	9.14	kA
Cells in total	6	pcs
Cell type	SCK3000	F
High-pot capability	2500	VDC

Temperature and Life	Value	Unit
Operating temperature range*		
Minimum	-40	°C
Maximum	+65	°C
Storage temperature range (uncharged)		
Minimum	-40	°C
Maximum	+50	°C
Life		
Lifetime @ V _R and maximum operating temperature	1500	Hours
Storage life @ RT, uncharged	10	Years
Projected cycle life @ RT, between V _R and V _R /2	1,000,000	Cycles
<i>Capacitance decrease 20% from rated value; resistance increase 100% from rated value</i>		

Power & energy

Specific Practical Power, P _{specific} ⁷	7.06	kW/kg
Max stored Energy, E _{stored} ²	20.0	Wh
Specific Energy, E _{specific} ³	3.6	Wh/kg

Supercapacitor management system

Passive balancing

Physical parameters	Value	Unit
Mass, typical	5.5	kg
Dimensions, L x W x H	418 x 68 x 179	mm

skeleton+

Copyright © 2022 Skeleton Technologies GmbH. All rights reserved.
01-DS-220104-SKELMOD-17V500F-1E
Page 1/2

Document technique DT7

Cellules de batterie forte puissance Toshiba SCiB



2.9Ah cell

The compact high power 2.9Ah cell is well suited for applications that require short-time high power charge/discharge, and for applications that require small battery size and light weight.

Recommended applications

Hybrid Electric Vehicle

Drone

Product specifications

2.9Ah cell	
Product name	
Rated capacity	2.9Ah
Nominal voltage	2.4V
Output Power	520W* (SOC 50%, 10sec, 25°C)
Input Power	410W* (SOC 50%, 10sec, 25°C)
Energy density (volume)	85Wh/L
Energy density (mass)	46Wh/kg
Dimensions	W63 × D14 × H97 mm
Weight	Approx. 150g

Document technique DT8

Câbles de puissance NEXANS



Nexans

POWER DISTRIBUTION

ABS 0949 AD AWG 3 to 000

Oil resistance
Very good resistance
to aircraft fluids

Designed for general purpose aircraft wiring applications.

Nickel Platted Aluminium Alloy Conductors
UV laser printable.

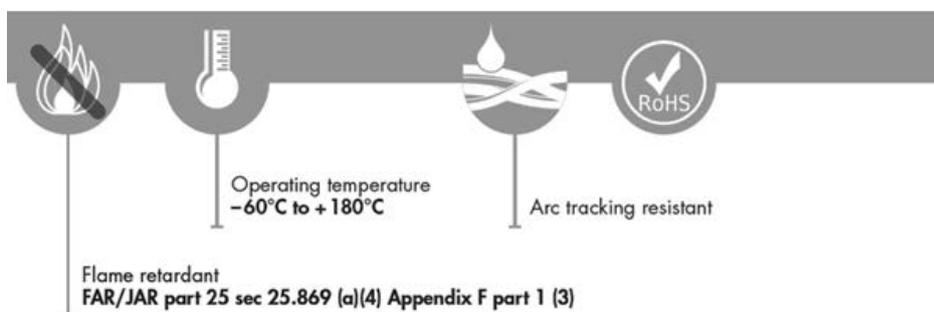
CABLE DESIGN

Conductor

Nickel plated aluminium rope-lay conductor

Insulation

High performance polyimide tape,
Special UV PTFE tape



DIMENSIONS AND WEIGHTS

NEXANS REFERENCE	AWG	CONDUCTOR			FINISHED CABLE			
		Strands (nb x mm)	Max. DC Resistance at 20°C (Ω/km)	Diameter (mm) Min. Max.	Diameter (mm) Min. Max.		Weight (g/m) Nom. Max.	
ABS 0949 AD 3	3	7 x 19 x 0.51	1.18	6.5 7.1	7.28 7.74	91.26 94.00		
ABS 0949 AD 2	2	7 x 24 x 0.51	0.94	7.4 8.0	8.07 8.57	113.1 116.5		
ABS 0949 AD 1	1	7 x 30 x 0.51	0.75	8.3 8.9	8.94 9.50	139.17 143.5		
ABS 0949 AD 0	0	19 x 14 x 0.51	0.60	9.7 10.3	10.29 10.93	175.81 181.0		
ABS 0949 AD 00	00	19 x 18 x 0.51	0.43	11.1 11.7	11.65 12.37	222.96 230.0		
ABS 0949 AD 000	000	19 x 22 x 0.51	0.36	12.4 13	12.91 13.71	267.57 276.0		

Taille	I _{max}
AWG 0	325 A
AWG 00	370 A
AWG 000	430 A

Document technique DT9

Documentation du moteur Evolito D250

D250 (1x3)

AXIAL FLUX ELECTRIC MOTOR



Electrified aerospace applications where the D250 (1x3) is suitable for:

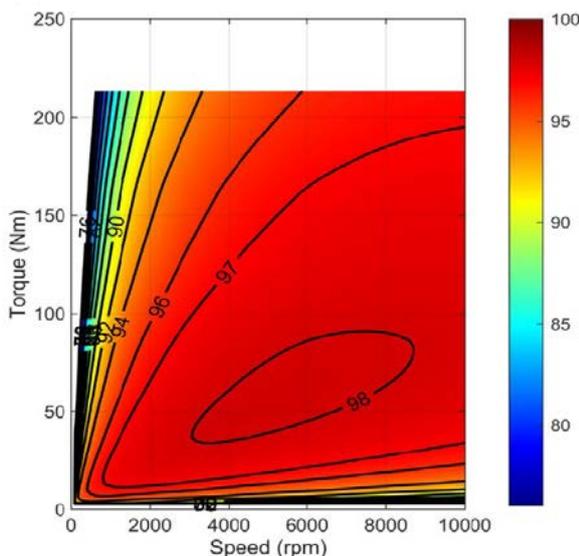
- Single and multi-propeller, fixed wing aviation applications
- E-VTOL and UAM applications
- Rotary aircraft solutions
- Indirect (geared) propulsion applications



Evolito's eMotors are the smallest and lightest in their performance class. The eMotors use less material to yield higher torque and power densities than comparable motor types.

Versatile form factor allows options for design integration with the ability to increase performance by stacking motors.

Fig1. Efficiency map for D250 (1x3) machine only, using an 800Vdc capable system.



Source :

<https://evolito.aero/media/2023/09/Evolito-D250-1x3-Datasheet-V1.pdf>

Key Specifications

(Preliminary data)

Peak Torque*	230Nm
Peak Power*	230kW @ 9500rpm
Maximum Cruise Torque**	208Nm
Maximum Cruise Power**	207kW @ 9500rpm
Max Speed	10,000rpm
Mass***	8.3kg
Size***	315mm (D) X 126mm (L)

*30 seconds
 **Continuous
 ***Without Covers

Key Benefits

- Best-in-class power density. Peak power density > 27.7kW/kg
- Peak torque density > 27.7Nm/kg
- Integrated position and temperature sensors
- Through-shaft mounting, may be stacked for increased torque and power



**Silicon Carbide (SiC)
Module – EliteSiC, 3 mohm
SiC M3 MOSFET, 1200 V,
2-PACK Half Bridge
Topology, F2 Package with
Si3N4 DBC**

NXH003P120M3F2PTNG

The NXH003P120M3F2PTNG is a power module containing 3 mΩ / 1200 V SiC MOSFET half-bridge and a thermistor with Si3N4 DBC in an F2 package.

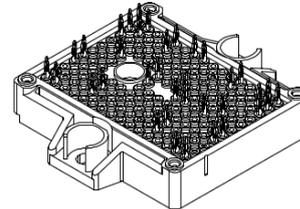
Features

- 3 mΩ / 1200 V M3S SiC MOSFET Half-Bridge
- Si3N4 DBC
- Thermistor
- Pre-Applied Thermal Interface Material (TIM)
- Press-Fit Pins
- These Devices are Pb-Free, Halide Free and are RoHS Compliant

Typical Applications

- Solar Inverter
- Uninterruptible Power Supplies
- Electric Vehicle Charging Stations
- Industrial Power

PACKAGE PICTURE



PIM36 56.7x42.5 (PRESS FIT)
CASE 180BY

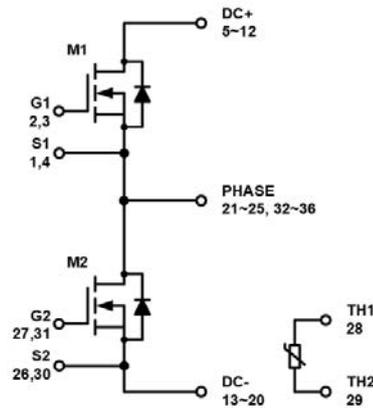


Figure 1. NXH003P120M3F2 Schematic Diagram

ELECTRICAL CHARACTERISTICS (T_J = 25°C unless otherwise noted)

Parameter	Test Conditions	Symbol	Min	Typ	Max	Unit
SiC MOSFET CHARACTERISTICS						
Zero Gate Voltage Drain Current	V _{GS} = 0 V, V _{DS} = 1200 V	I _{DSS}	–	–	300	μA
Drain–Source On Resistance	V _{GS} = 18 V, I _D = 200 A, T _J = 25°C	R _{DS(ON)}	–	3.19	5	mΩ
	V _{GS} = 18 V, I _D = 200 A, T _J = 125°C		–	5.25	–	
	V _{GS} = 18 V, I _D = 200 A, T _J = 150°C		–	5.88	–	
Turn–on Delay Time	T _J = 150°C V _{DS} = 600 V, I _D = 200 A V _{GS} = –5 V / 18 V, R _G = 1 Ω	t _{d(on)}	–	48	–	ns
Rise Time		t _r	–	15	–	
Turn–off Delay Time		t _{d(off)}	–	154	–	
Fall Time		t _f	–	15	–	
Turn–on Switching Loss per Pulse		E _{ON}	–	1.94	–	mJ
Turn off Switching Loss per Pulse		E _{OFF}	–	1.12	–	
Diode Forward Voltage	I _D = 200 A, T _J = 25°C	V _{SD}	–	4.8	7.5	V
	I _D = 200 A, T _J = 125°C		–	4.5	–	
	I _D = 200 A, T _J = 150°C		–	4.4	–	

Automotive 1200 V, 450 A Dual Side Cooling Half-Bridge Power Module VE-Trac™ Dual NVG450A120L5DSC



AHPM15-CEA
CASE 100DD

Product Description

The NVG450A120L5DSC is a member of the VE-Trac Dual power module family with dual side cooling and compact footprints for Hybrid (HEV) and Electric Vehicle (EV) traction inverter application.

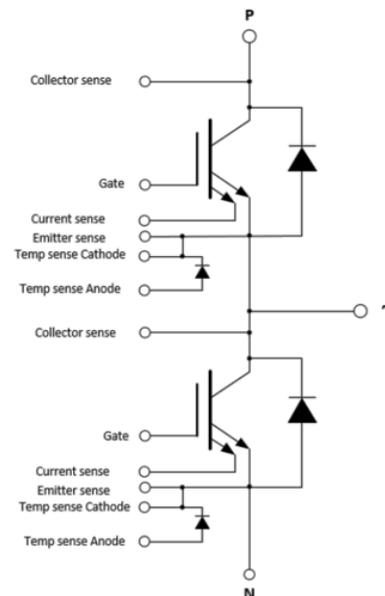
The module consists of two latest 1200 V Ultra Field Stop (UFS) IGBTs in a half-bridge configuration. The chipset utilizes the proven Trench Ultra Field Stop IGBT technology in providing high current density while offering robust short circuit protection and increased blocking voltage. Additionally, UFS IGBT and copacked soft diode deliver a low power loss operation and soft switching simultaneously, which helps to improve overall system efficiency in HEV/EV traction applications.

Features

- Dual-Side Cooling
- Integrated Chip Level Temperature & Current Sensor
- $T_{vj\ max} = 175^{\circ}\text{C}$
- Low Stray Inductance
- Low Conduction and Switching Losses
- Automotive Grade
- 4.2 kV Isolated DBC Substrate
- This is a Pb-Free Device

Typical Applications

- Hybrid and Electric Vehicle Traction Inverter
- High Power DC-DC Converter



VE-Trac™ Dual NVG450A120L5DSC

CHARACTERISTICS OF IGBT ($T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$, unless otherwise specified)

Parameters	Conditions	Min	Typ	Max	unit
V_{CESAT} Collector to Emitter Saturation Voltage (Terminal)	$V_{GE} = 15\text{ V}$, $I_C = 300\text{ A}$, $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	1.38	1.6	V
		-	1.50	-	
		-	1.53	-	
	$V_{GE} = 15\text{ V}$, $I_C = 450\text{ A}$, $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	1.59	-	
		-	1.82	-	
		-	1.87	-	
I_{CES} Collector to Emitter Leakage Current	$V_{GE} = 0\text{ V}$, $V_{CE} = 1200\text{ V}$ $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	-	1	mA
I_{GES} Gate – Emitter Leakage Current	$V_{CE} = 0\text{ V}$, $V_{GE} = +20\text{ V}/-15\text{ V}$	-	-	±400	nA
V_{th} Threshold Voltage	$V_{CE} = V_{GE}$, $I_C = 500\text{ mA}$	5.8	6.8	7.6	V
Q_G Total Gate Charge	$V_{GE} = -8\text{ to }15\text{ V}$, $V_{CE} = 600\text{ V}$	-	1.45	-	μC
R_{Gint} Internal Gate Resistance		-	0	-	Ω
C_{ies} Input Capacitance	$V_{CE} = 30\text{ V}$, $V_{GE} = 0\text{ V}$, $f = 1\text{ MHz}$	-	61	-	nF
C_{oes} Output Capacitance	$V_{CE} = 30\text{ V}$, $V_{GE} = 0\text{ V}$, $f = 1\text{ MHz}$	-	1.5	-	nF
C_{res} Reverse Transfer Capacitance	$V_{CE} = 30\text{ V}$, $V_{GE} = 0\text{ V}$, $f = 1\text{ MHz}$	-	0.7	-	nF
$T_{d,on}$ Turn On Delay, Inductive Load	$I_C = 300\text{ A}$, $V_{CE} = 600\text{ V}$ $V_{GE} = +15/-8\text{ V}$ $R_{g,on} = 3\ \Omega$ $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	128	-	ns
		-	121	-	
		-	118	-	
T_r Rise Time, Inductive Load	$I_C = 300\text{ A}$, $V_{CE} = 600\text{ V}$ $V_{GE} = +15/-8\text{ V}$ $R_{g,on} = 3\ \Omega$ $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	59	-	ns
		-	66	-	
		-	68	-	
$T_{d,off}$ Turn Off Delay, Inductive Load	$I_C = 300\text{ A}$, $V_{CE} = 600\text{ V}$ $V_{GE} = +15/-8\text{ V}$ $R_{g,off} = 5\ \Omega$ $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	1070	-	ns
		-	1132	-	
		-	1157	-	
T_f Fall Time, Inductive Load	$I_C = 300\text{ A}$, $V_{CE} = 600\text{ V}$ $V_{GE} = +15/-8\text{ V}$ $R_{g,off} = 5\ \Omega$ $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	103	-	ns
		-	250	-	
		-	281	-	
E_{ON} Turn-On Switching Loss (Including Diode Reverse Recovery Loss)	$I_C = 300\text{ A}$, $V_{CE} = 600\text{ V}$ $V_{GE} = +15/-8\text{ V}$ $R_{g,on} = 3\ \Omega$ $L_s = 25\text{ nH}$ $di/dt (T_{vj}=25^{\circ}\text{C}) = 4.06\text{ A/ns}$ $di/dt (T_{vj}=175^{\circ}\text{C}) = 3.95\text{ A/ns}$ $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	18	-	mJ
		-	28	-	
		-	30	-	
E_{OFF} Turn-Off Switching Loss	$I_C = 300\text{ A}$, $V_{CE} = 600\text{ V}$ $V_{GE} = +15/-8\text{ V}$ $R_{g,off} = 5\ \Omega$ $L_s = 25\text{ nH}$ $dv/dt (T_{vj}=25^{\circ}\text{C}) = 4.15\text{ V/ns}$ $dv/dt (T_{vj}=175^{\circ}\text{C}) = 3.21\text{ V/ns}$ $T_{vj} = 25^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 150^{\circ}\text{C}$ $T_{vj} = 175^{\circ}\text{C}$	-	19	-	mJ
		-	34	-	
		-	37	-	

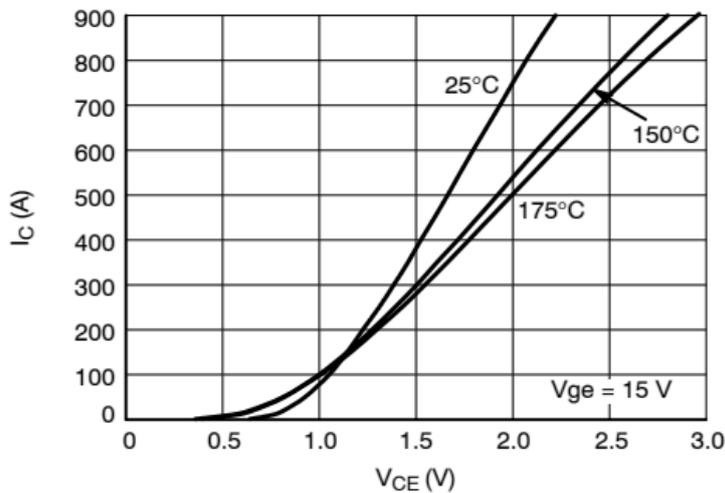
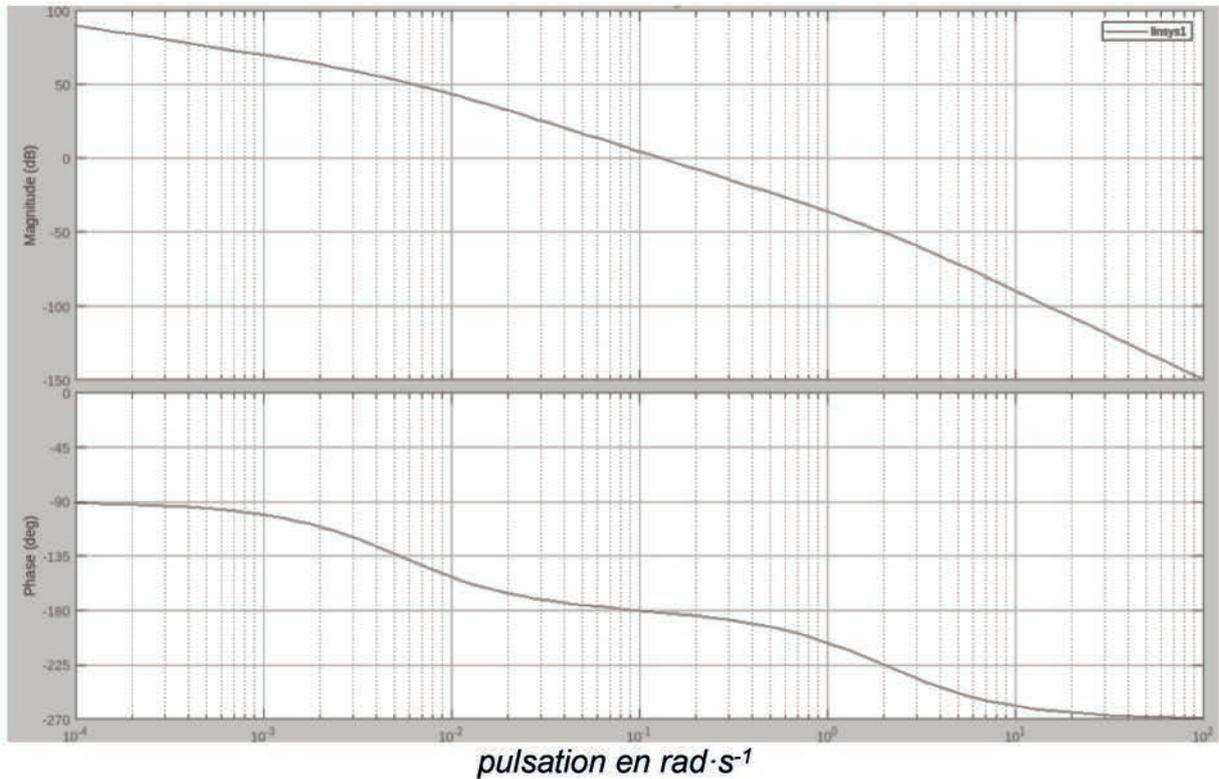


Figure 1. IGBT Output Characteristic

NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

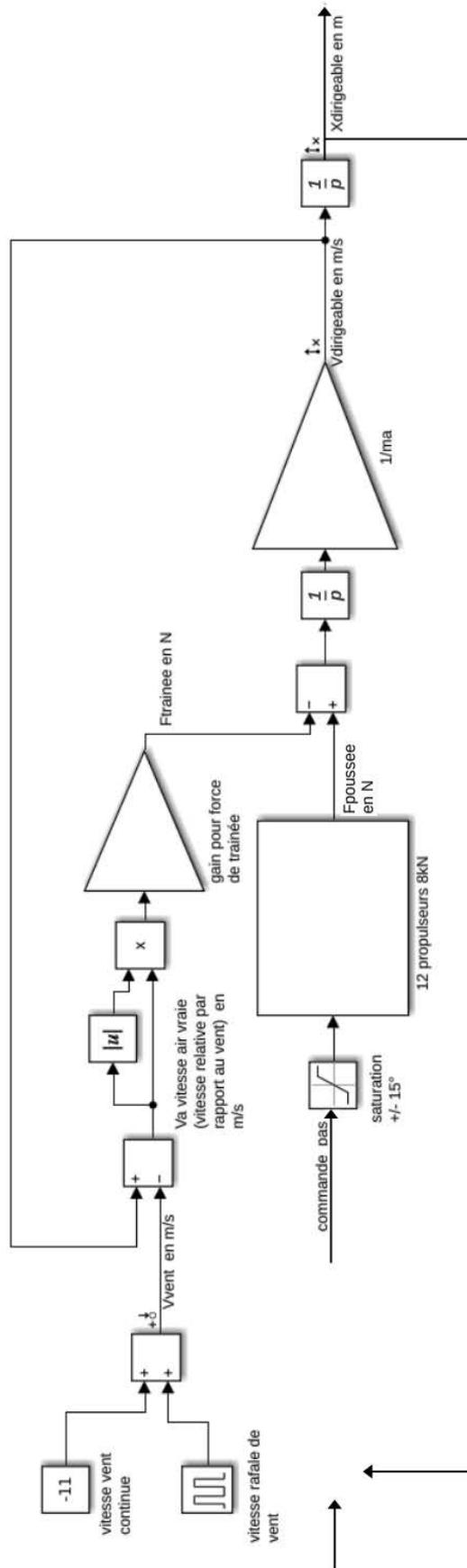
Document réponse DR1 (Question 14)

Diagramme de Bode du système en boucle ouverte ($X_{\text{dirigeable}}/\text{commande}$).
Ajouter les tracés pour le choix du gain du correcteur proportionnel P.



Valeur de Kp choisie :

Document réponse DR2 (Questions 12 et 13)



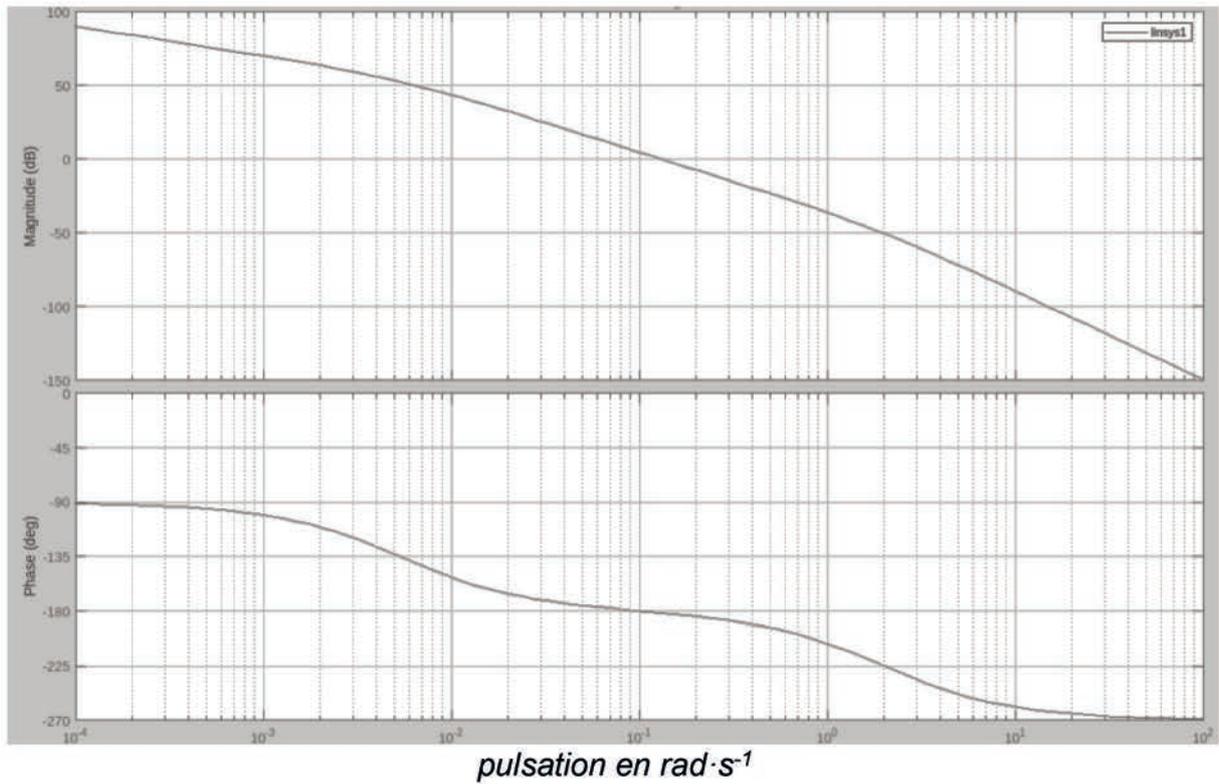
Modélisation de la chaîne de propulsion du dirigeable, avec des déplacements et efforts uniquement sur l'axe u_x

Document réponse DR3 (Question 17)

Diagramme de Bode du système en boucle ouverte ($X_{\text{dirigeable}}/\text{commande}$).

À ajouter :

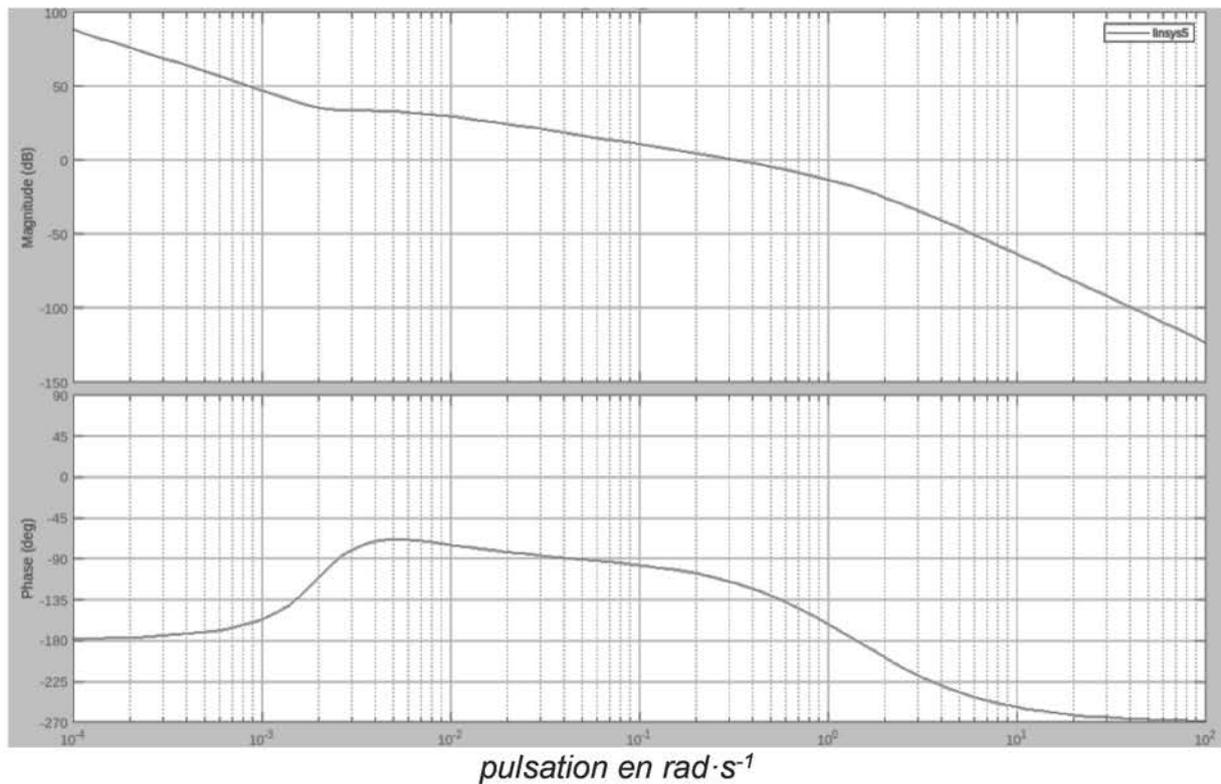
- le diagramme de Bode asymptotique du correcteur proportionnel intégral PI ;
- le diagramme de Bode en boucle ouverte du système corrigé.



NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

Document réponse DR4 (Question 20)

Diagramme de Bode du système avec correcteur PID en boucle ouverte.
À ajouter : le diagramme de Bode asymptotique du correcteur PD.



Document réponse DR5 (Questions 23, 27, 29)

Comparaison des bus de communication

Communication	Avec récepteur GNSS	Avec centrale inertielle	Avec capteur pression	Avec Contrôleur de vol
	Série (Question 23)	I2C (Question 27)	SPI	ARINC 825 (CAN) (Question 29)
Débit			1 Mbit/s	(Juste celui du champ d'arbitrage)
Niveau(x) de tension 0 logique			0	CAN_High : CAN_Low :
Niveau(x) de tension 1 logique			3,3V	CAN_High : CAN_Low :
Signal asymétrique ou paire différentielle ?			asymétrique	
Communication synchrone ou asynchrone ?			synchrone	
Communication Simplex / HalfDuplex / Full Duplex ?			Full duplex	

Document réponse DR6 – Python ou C (Questions 32, 33)

Langage Python

```
# Fonction calculant l'orientation du dirigeable à partir  
# des valeurs renvoyées par les ECU NAV GNSS  
def calcul_cap(pointAv, pointAr):
```

Question 32

```
    return cap  
# Fonction calculant la position du centre du dirigeable à partir  
# des valeurs renvoyées par les ECU NAV GNSS  
def calcul_position(pointAv, pointAr):
```

Question 33

```
    return PointMilieu
```

langage C (Questions 32, 33)

```
// Fonction calculant l'orientation du dirigeable  
double calcul_cap(Point_GNSS pointAv, Point_GNSS pointAr) {
```

Question 32

```
    return cap;  
}  
// Fonction calculant la position du centre du dirigeable  
Point_GNSS calcul_position(Point_GNSS pointAv, Point_GNSS pointAr) {
```

Question 33

```
    return PointMilieu;  
}
```

6/11/2025

NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

Document réponse DR7 (Question 55)

Éclaté du moteur D250 (source : Evolito)



Nombre de paires de pôles du moteur :

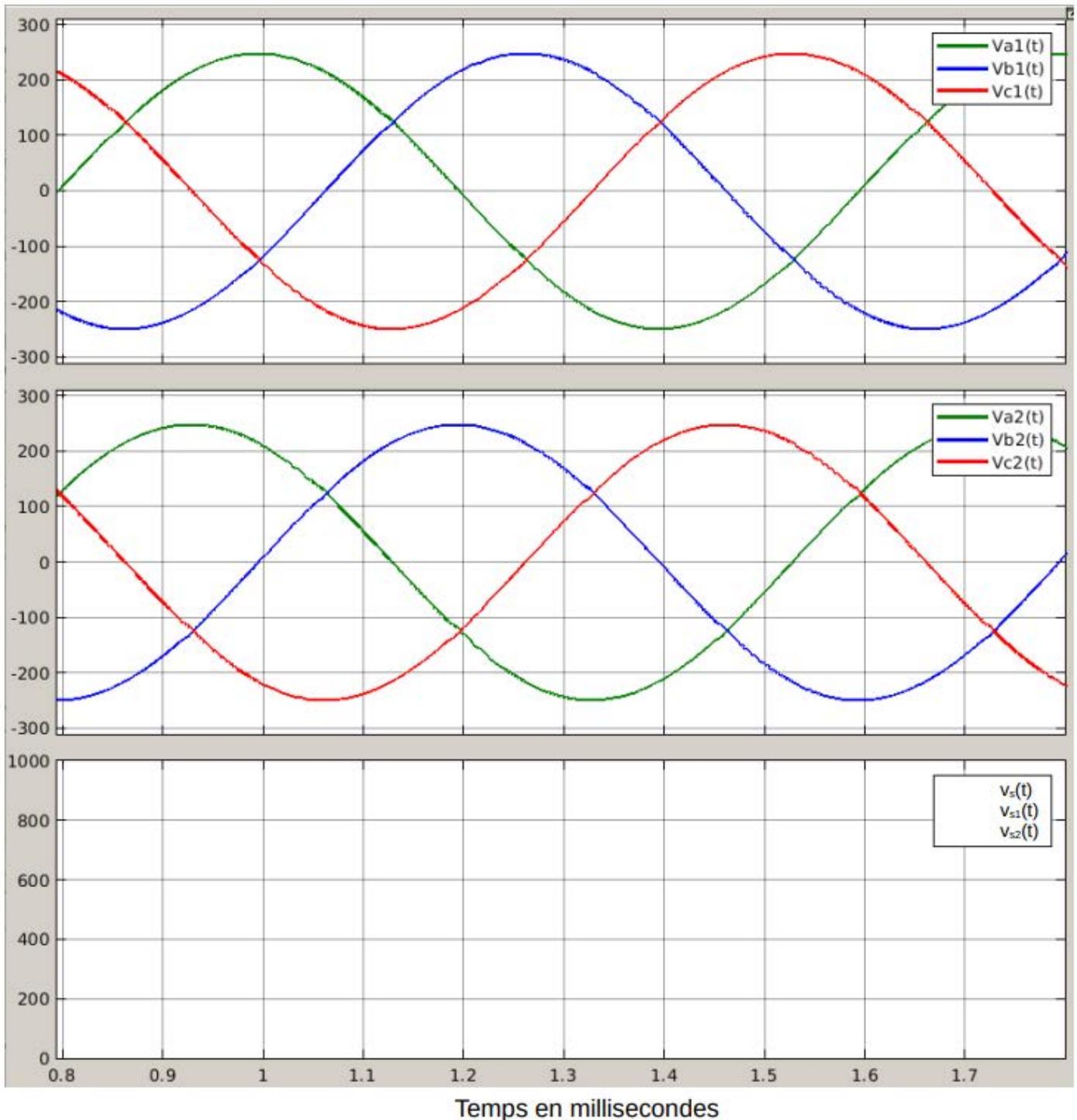
Document réponse DR8 (Question 45)

Formes d'ondes en sortie de génératrice et en sortie de redresseur

L'unité sur les axes des ordonnées est le volt.

Tracer :

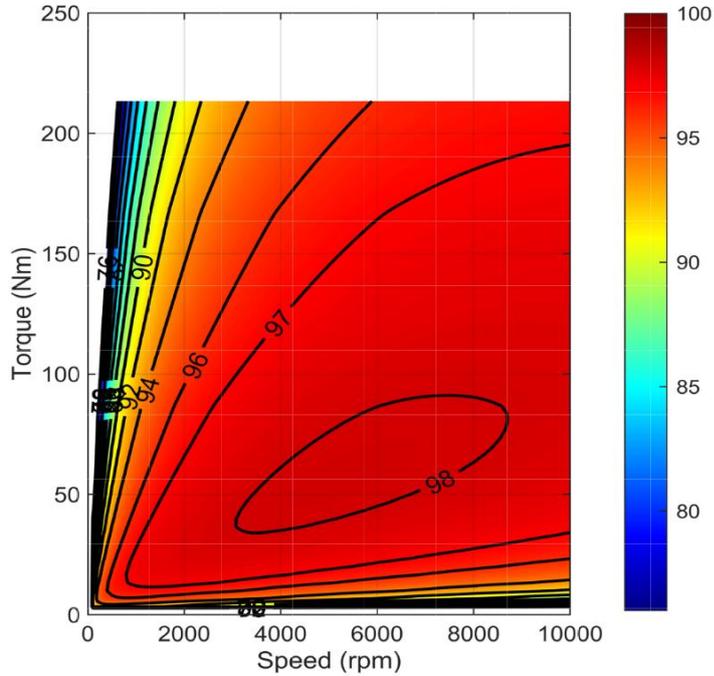
- l'allure des tensions $v_{s1}(t)$, $v_{s2}(t)$
- l'allure de la tension de sortie du redresseur $v_s(t)$



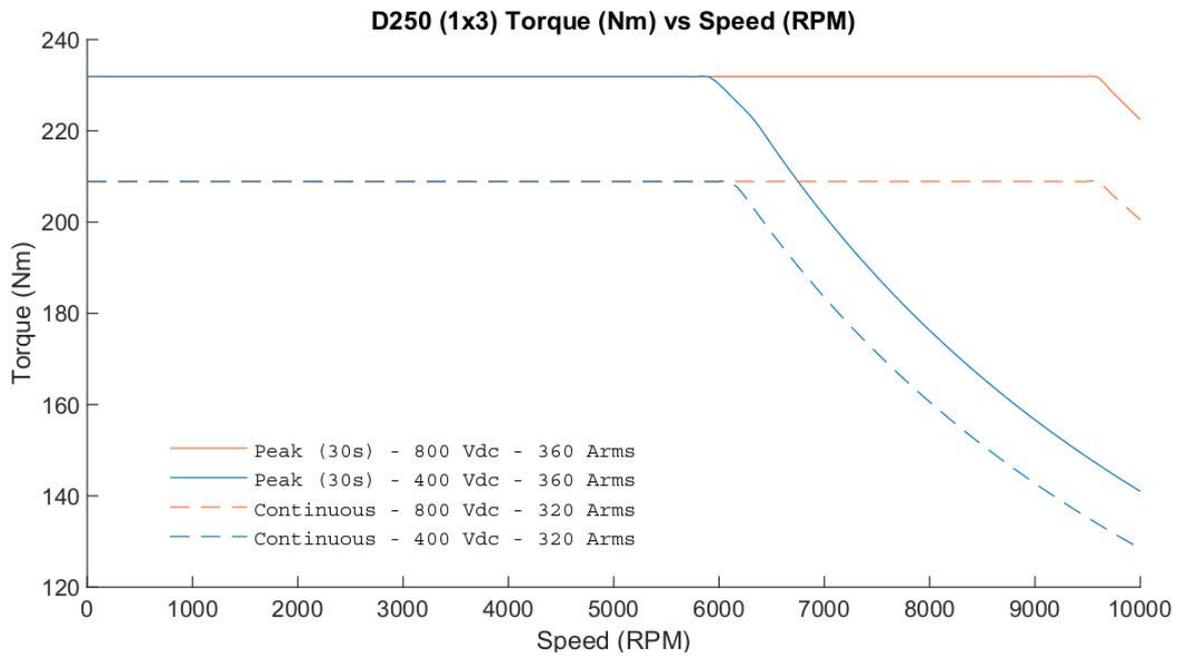
Document réponse DR9 (Question 58)

Cartographie du rendement du moteur Evolito

Fig1. Efficiency map for D250 (1x3) machine only, using an 800Vdc capable system.



Peak and Continuous Torque

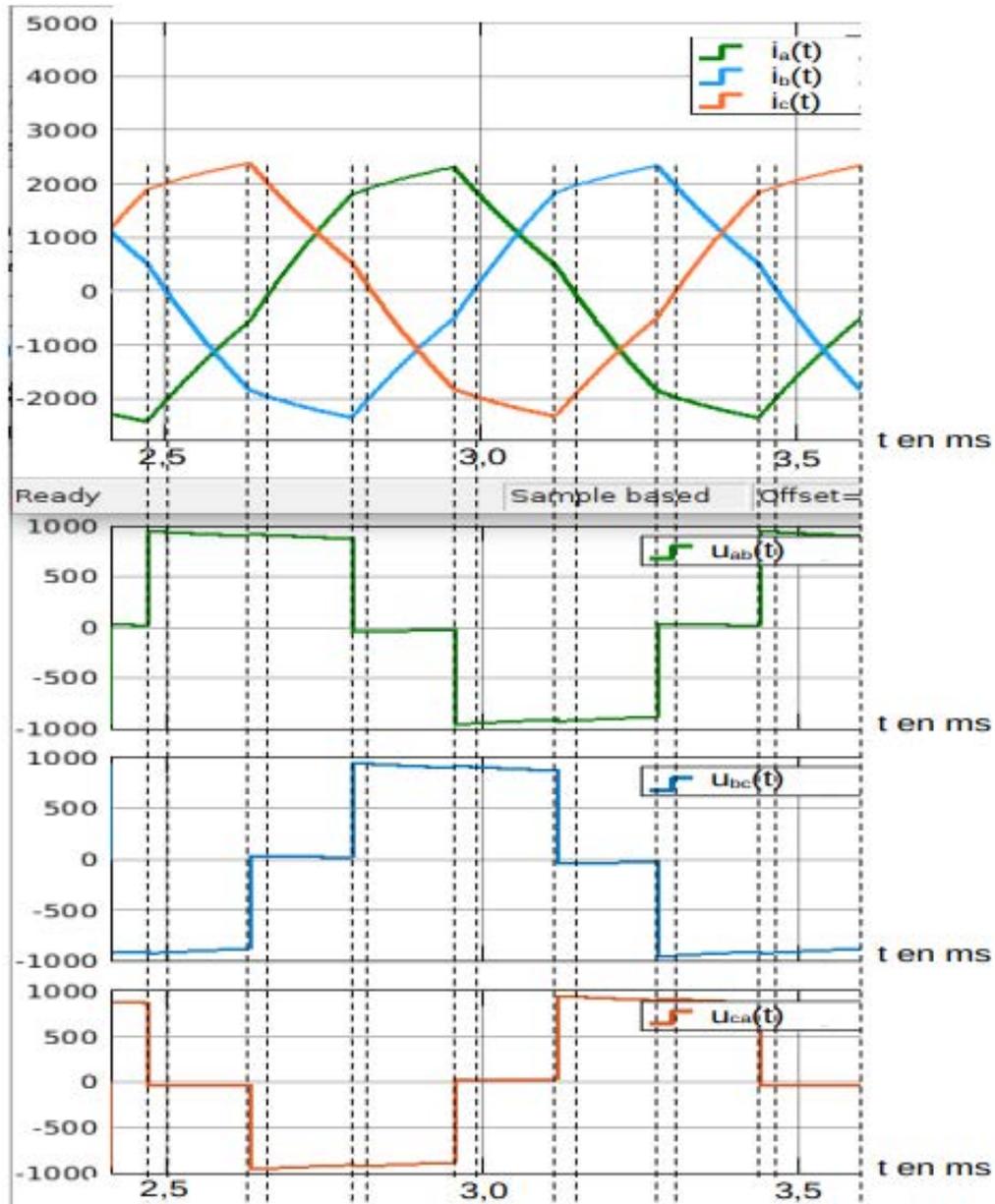


NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

Document réponse DR10 (Question 61)

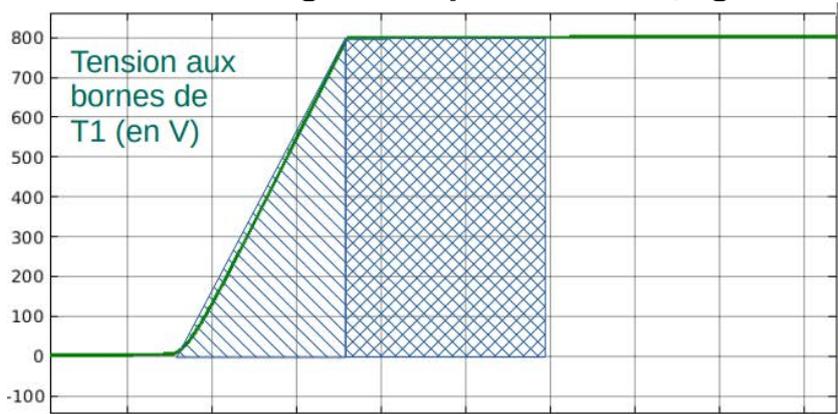
Commande pleine onde – interrupteurs passants

L'unité sur les axes des ordonnées est le Volt pour les tensions et 0,1 Ampère pour les courants.



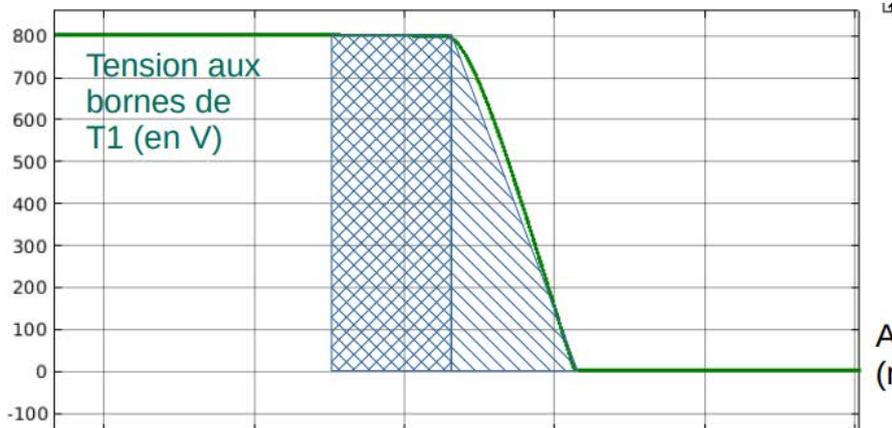
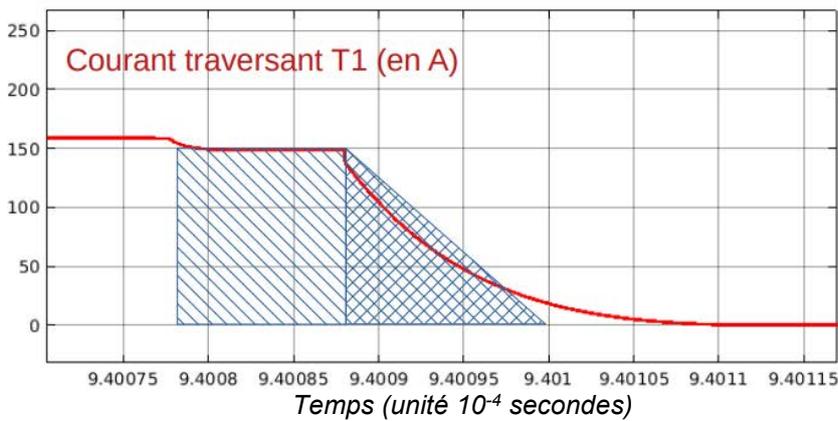
K1	D
K1'	T
K2	
K2'	DD
K3	TT
K3'	

Document réponse DR11 (Question 62) Énergie dissipée à l'amorçage ou au blocage



Amorçage / Blocage de T1
(rayer la mention inutile)

Energie dissipée =



Amorçage / Blocage de T1
(rayer la mention inutile)

Energie dissipée =

