

Hydrogène dans l'aviation: optimiser la masse du système propulsif par de nouvelles méthodes de conception

Baptiste LEGRAND¹, Arnaud GAILLARD¹, David BOUQUAIN¹

¹Université Marie et Louis Pasteur, UTBM, CNRS, institut FEMTO-ST, FCLAB, F-90000 Belfort, France

RESUME – Réduire les gaz à effet de serre est une priorité pour le secteur aéronautique. Pour atteindre les objectifs de neutralité carbone, les fabricants d'avions doivent repenser leurs produits et leurs utilisations. L'hydrogène se démarque comme une solution technologique prometteuse. Néanmoins, plusieurs verrous technologiques limitant son développement sont identifiées dans la littérature. Dans cet article, deux problématiques clef sont abordées : quels sont les concepts les plus pertinents ? Quels méthodes et modèles permettent leur conception ? Pour y répondre, trois architectures sont dimensionnées en exploitant de nouvelles méthodes de conception.

Mots-clés – Hydrogène, Aéronautique, Turbomachine, Pile à combustible, Conception, Architecture hybride.

1. INTRODUCTION

En aéronautique, l'hydrogène a été identifié comme un vecteur d'énergie pertinent pour la réduction des émissions de gaz à effet de serre [1]. Néanmoins, l'intégration de ce vecteur dans de nouveaux avions est un défi technique et technologique. Deux problématiques sont retenues dans le cadre de ces travaux. D'une part, les processus de conception actuels doivent être révisés pour les architectures hydrogène. Cette évolution est nécessaire pour atteindre un niveau de fiabilité suffisant dans la modélisation. D'autre part, la masse des systèmes nécessaires à l'exploitation de l'hydrogène est un verrou important. En effet, à court et moyen termes, la masse du réservoir et des piles à combustible peut apparaître rédhibitoire [2]. Pour répondre à ces deux problématiques, l'étude propose de réviser des processus de conception historiques [3]. Ce nouveau processus de conception a fait l'objet d'un projet de recherche de trois ans [4]. En complément, trois architectures propulsives sont comparées. Les caractéristiques de l'avion conçu sont proches de celles d'un Cessna 208 Caravan (9 à 14 places).

2. ARCHITECTURES

Comme évoqué en introduction, la faisabilité de trois architectures est étudiée. Les sections suivantes exposent les principes de fonctionnement des architectures. En complément, quelques bénéfices et verrous technologiques sont introduits.

2.1. Architecture témoin : turbomachine kérosène

La première architecture est le témoin de l'étude. Elle est présentée en figure 1. L'hélice est actionnée par la turbomachine, elle-même alimentée par du kérosène. Cette architecture dispose d'une maturité conséquente dans le secteur de l'aviation commerciale. Ce système se fait plus rare pour des avions dont la puissance est inférieure à 400 kW. Dans ce cadre, le moteur à piston lui est préféré. L'efficacité d'une turbomachine se situe généralement entre 25 et 35%. De plus, elles disposent de bons rapports puissance/masse et puissance/volume et leur efficacité n'est que peu influencée par l'altitude.

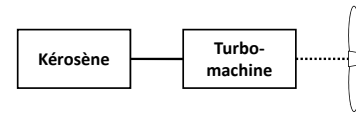


FIG. 1. Architecture turbomachine kérosène (tpker)

2.2. Architecture hydrogène 1 : turbomachine hydrogène (Turbo-H2)

Pour cette architecture, il est considéré que la turbomachine présentée en figure 2 est alimentée par de l'hydrogène. Cette architecture bénéficie de la performance et de la maturité de l'architecture témoin. En complément, le fonctionnement de la turbomachine n'émet pas de gaz carboné comme le monoxyde ou le dioxyde de carbone. Néanmoins, certains verrous techniques doivent être résolus comme l'intégration des réservoirs d'hydrogène ou la combustion de l'hydrogène [5].

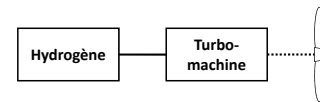


FIG. 2. Architecture turbomachine hydrogène (tph2)

2.3. Architecture hydrogène 2 : pile à combustible (PAC)

La troisième architecture intègre la pile à combustible dans un système hybride (cf. figure 3). La PAC dispose de deux avantages comparée à une turbomachine. D'une part, l'efficacité de ce système est importante. Pour des véhicules terrestres, elle se situe autour de 50% [6], tandis que pour des véhicules aériens, une efficacité de 40% est généralement affichée [7]. D'autre part, l'absence de pièces mécaniques en mouvement réduit grandement les nuisances sonores de ces systèmes comparés aux turbomachines. En revanche, les PAC pâtissent de leur masse conséquente comparée aux turbomachines et de leur manque de maturité en aéronautique.

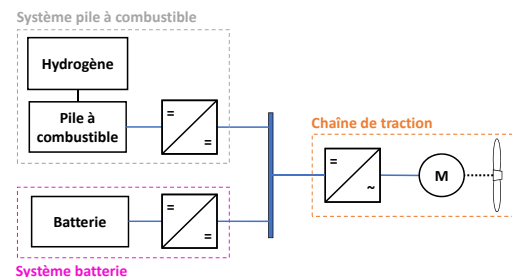


FIG. 3. Architecture Pile à Combustible (PAC) hydrogène (hsfc)

3. MÉTHODES DE CONCEPTION

En aéronautique, le processus de conception se compose de trois étapes majeures, l'avant-projet, la conception préliminaire et la conception détaillée. Lors de chaque étape, un niveau de fidélité supplémentaire doit être représenté pour valider la faisabilité de l'avion. Lors de travaux précédemment réalisés [4], toutes les phases de conception sont couvertes. Dans cet article, les méthodes employées pour la conception préliminaire et détaillée sont brièvement présentées.

3.1. Conception préliminaire

L'objectif de la conception préliminaire est de définir la performance, les géométries, les masses et les composants de l'avion. Pour ce faire, un outil basé sur les principes d'ingénierie par les modèles a été conçu. Cette approche permet de représenter un composant par diverses lois tout en conservant un outil simple à l'utilisation. L'outil se compose de deux modules représentant respectivement l'avion et le système propulsif. Le module "avion" exploite un modèle de la mécanique du vol basé sur le principe fondamental de la dynamique (cf. eq. 1) ainsi qu'un modèle de l'aérodynamique de l'avion (cf. eq. 2).

$$\vec{L}_{req} = W_0 \cdot \cos(\theta) \quad (1a)$$

$$\vec{T}_{req} = W_0 \cdot \sin(\theta) + F_{acc} + D + F_{sol} \quad (1b)$$

Les équations 1a et 1b représentent la projection de l'ensemble des forces appliquées au centre de gravité de l'avion dans le repère d'Eiffel. La représentation faite en figure 4 illustre ces forces.

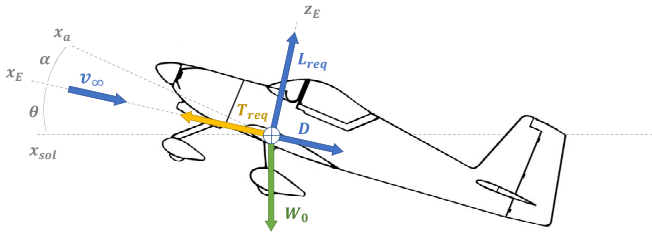


FIG. 4. Principe Fondamental de la Dynamique appliqué à un avion

La projection comme présentée en équation 1 est permise par les simplifications suivantes :

- L'angle d'attaque est faible menant à $\sin(\alpha) \approx 0$.
- L'accélération suivant l'axe z_E n'est pas considérée.
- Le foyer aérodynamique et le centre de gravité sont suffisamment proches pour considéré le centre de gravité comme le point d'application de l'ensemble des forces.

Les équations 2a et 2b permettent de définir respectivement la portance et la traînée par leurs coefficients aérodynamiques respectifs. Ces derniers sont définis en utilisant la méthode de la ligne portante [8].

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot S_{alaire} \cdot v_{\infty}^2 \cdot C_z \quad (2a)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot S_{alaire} \cdot v_{\infty}^2 \cdot C_x \quad (2b)$$

Dans le cadre de ce projet, de nouveaux modèles ont été introduits pour représenter les architectures hybride électrique hydrogène. A la différence du paradigme de modélisation actuelle, ces modèles représentent la performance d'un composant en fonction de ses conditions d'opération. La modélisation des machines électriques met en relation leur efficacité avec le couple et la vitesse de rotation développés comme présenté en figure 5.

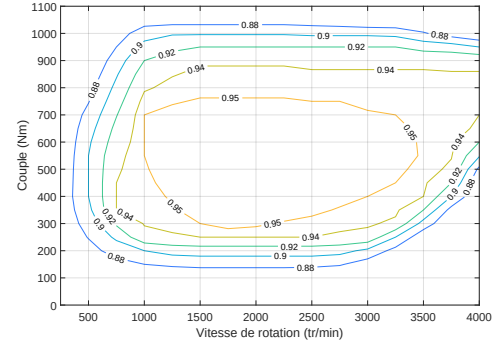


FIG. 5. Modèle d'une machine électrique aéronautique (Emrax348)

Concernant les convertisseurs de puissance, leur efficacité est exprimée suivant le gain de tension et la puissance à fournir. La figure 6 présente un modèle type.

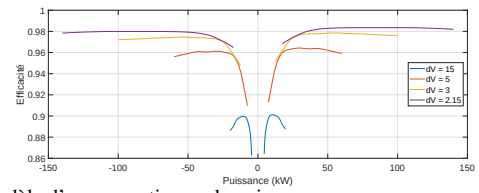


FIG. 6. Modèle d'un convertisseur de puissance

Enfin, les turbomachines et piles à combustible sont représentés par leur consommation spécifique de carburant (SFC). Cette unité représente la puissance développée par un composant en fonction du débit de carburant qu'il consomme. Elle est une fonction de la puissance que le composant fournit et de l'altitude de vol. Les figures 7 et 8 présentent ce modèle pour respectivement les turbomachines et les piles à combustible.

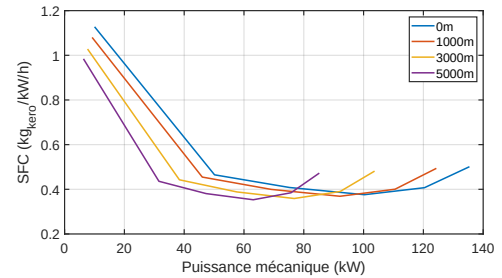


FIG. 7. Cartographie de performance d'une turbomachine

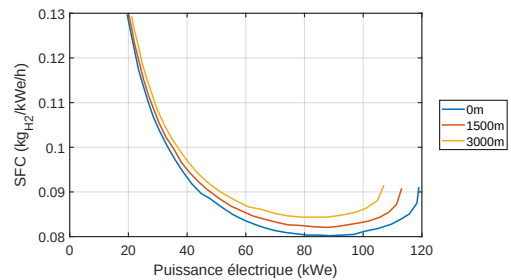


FIG. 8. Cartographie de performance d'une pile à combustible, extrait de [9]

Ces modèles sont associés à une base de données de composants ainsi qu'à un algorithme de sélection. Les caractéristiques des composants répondant aux besoins peuvent alors être identifiées. Suite à cela, la faisabilité peut être évaluée par le devis de masse de l'avion.

3.2. Conception détaillée

Lors de la conception détaillée les évolutions de l'avion doivent être minimales. En effet, cette phase vise à étudier le fonctionnement d'une configuration précise en vue de construire un prototype, voir un avion de pré-série. Les composants étant identifiés, les leviers à disposition du concepteur pour optimiser le système propulsif sont de fait peu nombreux. Les stratégies de gestion d'énergie sont un de ces leviers. Dans le cas de cette étude, seule l'architecture hybride est en mesure de bénéficier d'une stratégie de gestion d'énergie. Le débit de carburant ainsi que l'état de charge de la batterie sont observés par la stratégie de gestion d'énergie. Cette dernière corrige ensuite la puissance demandée à la pile à combustible.

Pour réaliser la gestion d'énergie, un contrôleur par logique floue est associé à un système de découplage fréquentiel [10]. La figure 9 illustre l'association de ces méthodes avec l'environnement de simulation.

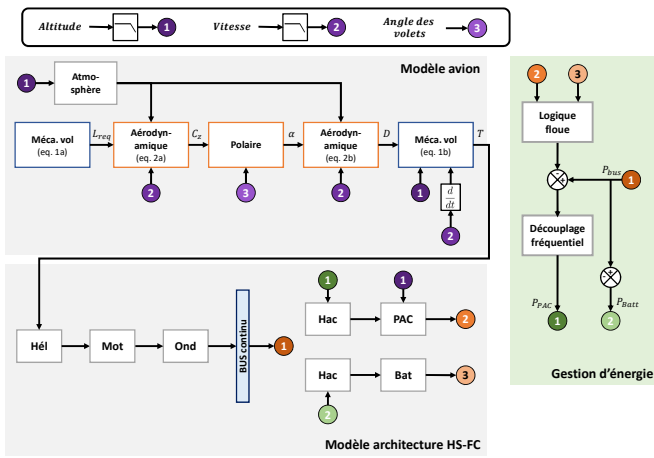


FIG. 9. Environnement de simulation et gestion d'énergie

La logique floue appliquée à l'architecture HS-FC mesure deux grandeurs et les catégorise par les fonctions d'appartenance présentées en figure 10 et 11.

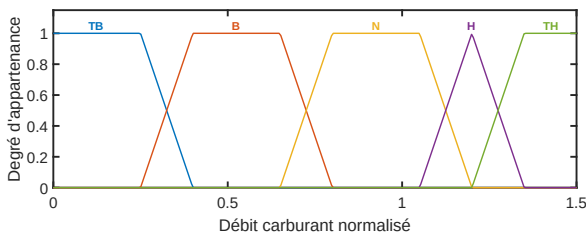


FIG. 10. Fonctions d'appartenance relatives au débit d'hydrogène entrant dans la PAC

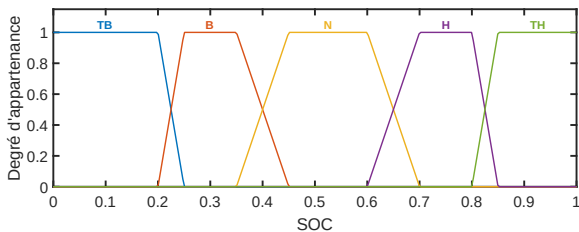


FIG. 11. Fonctions d'appartenance relatives à l'état de charge de la batterie

La correction appliquée par la logique floue est catégorisée par les fonctions d'appartenance présentées en figure 12.

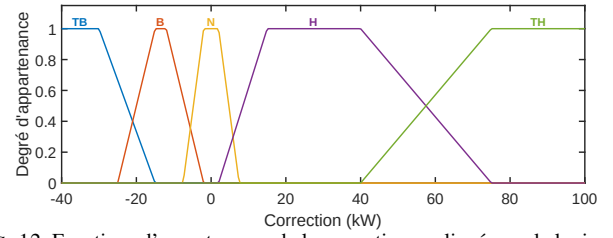


FIG. 12. Fonctions d'appartenance de la correction appliquée par la logique floue

Enfin, le tableau 1 référence l'ensemble des règles de la logique floue.

TABEAU 1. SCS : règles de la logique floue

SOC \ Débit	TB	B	N	H	TH
TB	TB	B	N	N	N
B	TB	B	N	N	N
N	N	N	N	H	H
H	N	N	H	H	TH
TH	N	N	H	TH	TH

Le découplage fréquentiel est une technique de filtrage permettant de décomposer un signal suivant sa dynamique temporelle. Dans le cadre de la gestion d'énergie, il est utilisé pour définir la répartition des charges entre deux composants ayant des temps de réponses différents [11]. Ce système prend la forme d'un filtre passe-bas comme présenté par l'équation 3. T correspond au temps de réponse du système (3 secondes).

$$P(s) = \frac{1}{T_s + 1} \quad (3)$$

4. RÉSULTATS

4.1. Profil de mission

Un profil de mission de référence est utilisé pour la conception préliminaire. Ce profil est présenté en figure 13. Lors de la conception préliminaire, seulement les accélérations lors du décollage et de l'atterrissage sont prises en compte. Cette hypothèse n'est pas présente lors de la conception détaillée.

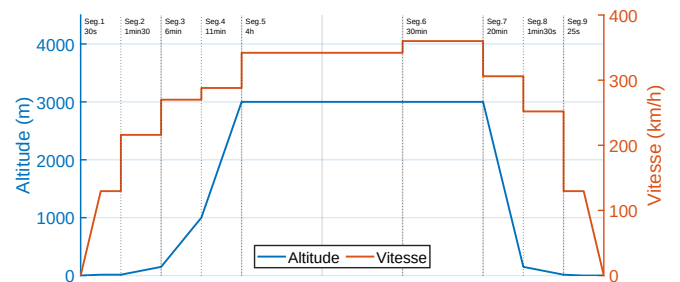


FIG. 13. Profil de mission type

4.2. Devis de masse

Quatre hypothèses de conception sont nécessaires à la compréhension des résultats. Premièrement, l'indice gravimétrique des réservoirs d'hydrogène est de 20% (hydrogène liquide). Deuxièmement, l'énergie spécifique d'une cellule de batterie est de 225 Wh/kg (VTC6 Sony). Troisièmement, les résultats présentés sont réalisés sur un unique point de conception avion. Pour le même profil de mission, modifier certaines caractéristiques de l'avion peut améliorer la masse des systèmes. Quatrièmement, pour l'architecture PAC, la pile est dimensionnée par le besoin de puissance en croisière. De fait, la batterie complète le besoin énergétique lorsque la demande de puissance excède ce que la pile à combustible peut délivrer.

La figure 14 présente la répartition des masses pour les trois architectures. Tout d'abord, la masse du système système propulsif de l'architecture PAC est 5 fois supérieure aux autres architectures. Elle est répartie entre les machines électriques (23%), les convertisseurs de puissance (9%), la batterie (23%) et la pile à combustible (45%). Ensuite, le carburant et le réservoir sont plus importants pour les architectures hydrogène que pour l'architecture témoin (1,3 à 1,8 fois). Néanmoins, comparant les architecture Turbo-H2 et PAC, il apparaît que la performance de la pile à combustible est supérieure à celle des turbomachines. En effet, sur la mission, la PAC consomme 157 kg d'hydrogène contre 203 kg d'hydrogène pour la Turbo-H2 et 565 kg de kérosène pour le témoin.

Enfin, il apparaît de cette figure que l'architecture témoin dispose d'une masse utile de 1400 kg. S'ensuit l'architecture TP-H2 disposant de 1050 kg et l'architecture HS-FC avec 500 kg de masse utile. Il apparaît donc que sans optimiser la conception de l'avion et le choix de composants du système propulsif, les architectures exploitant de l'hydrogène ne sont pas compétitives.

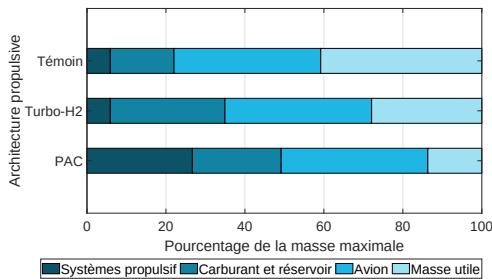


FIG. 14. Devis de masse des trois architectures

4.3. Gestion d'énergie

Les figures 15, 16 et 17 présentent les entrées et la sortie de la logique floue lors d'une mission de 400 km. A l'exception du décollage, il apparaît que la gestion d'énergie maintient bien les systèmes dans des plages de fonctionnement pertinente. Une phase de recharge de la batterie peut aussi être observé lors de l'approche (Seg.7). Le SOC et le débit d'hydrogène sont faibles, induisant une recharge de la batterie.

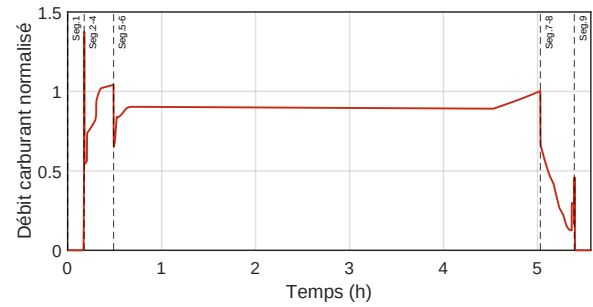


FIG. 15. Débit d'hydrogène normalisé fourni à la PAC

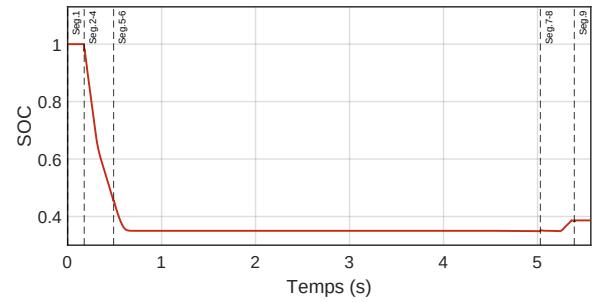


FIG. 16. Etat de charge de la batterie au cours du temps

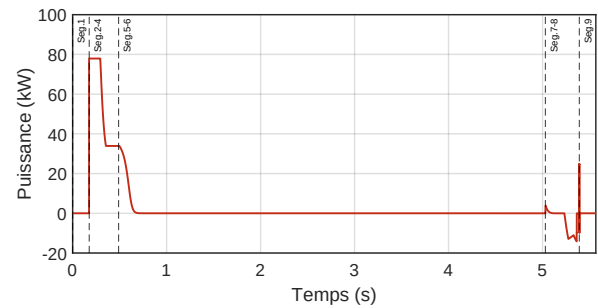


FIG. 17. Correction produite par la logique floue

4.4. Coût énergétique kilométrique

Lors de la conception détaillée de la gestion d'énergie, d'importantes différences ont été observées entre les architectures disposant d'une turbomachine et celle disposant d'une PAC. En premier lieu, le coût énergétique kilométrique peut être analysé. Cette mesure présente la quantité d'énergie moyenne nécessaire pour franchir 1 kilomètre avec l'avion défini. La figure 18 présente ce coût pour les trois architectures suivant différentes distances franchissables.

Premièrement, il apparaît de la figure 18 que l'architecture HS-FC dispose d'une performance bien supérieure aux deux autres. En moyenne, le coût énergétique de cette architecture est réduit de 28 à 30%. Ensuite, il semble que l'augmentation de la distance franchissable tends à augmenter le coût énergétique. Cette observation pourrait indiquer que le fonctionnement des systèmes propulsif est moins optimal en croisière que lors des phases de montée et de descente. Enfin, il semble que le coût énergétique de l'architecture HS-FC croît plus rapidement que celui des autres architectures. Cette différence de croissance est expliquée par l'efficacité et la limite d'état de charge du système batterie.

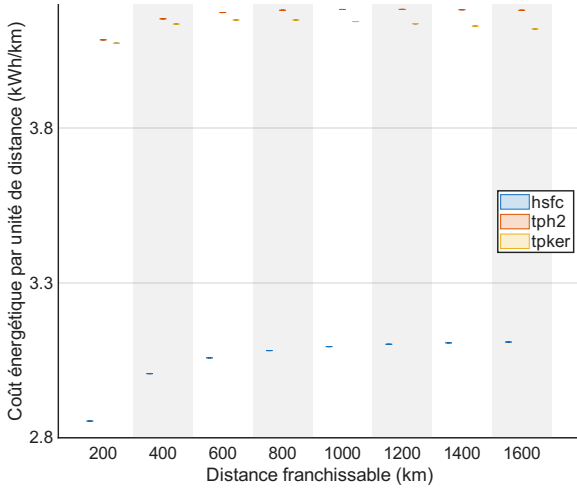


FIG. 18. Coût énergétique pour les trois architectures conçues

5. CONCLUSIONS

En aéronautique, le critère de sélection principal lors de la conception est la masse utile. Cette donnée traite de la quantité de passager pouvant embarqué l'avion. Elle est donc directement reliée au rendement financier d'une compagnie aérienne. Observer exclusivement ce facteur rend réductible l'utilisation d'une architecture PAC. En effet, la masse utile est divisé par un facteur de 2,8. En revanche, l'avantage majeur de cette architecture réside dans sa consommation d'énergie. Les travaux futurs s'attacheront donc à démontrer comment optimiser une architecture HS-FC pour améliorer la masse utile. Une réduction de la masse utile étant attendue, un second volet étudiera si des mécanismes compensatoires peuvent être mis en place. A cette effet, l'étude sera complétée par des volets économiques et environnementaux.

6. RÉFÉRENCES

- [1] McKinsey and Co. Hydrogen-powered aviation. Technical report, McKinsey, May 2020.
- [2] Valerio Marciello, Mario Di Stasio, Manuela Ruocco, Vittorio Trifari, Fabrizio Nicolosi, Markus Meindl, Bruno Lemoine, and Priscilla Calandro. Design exploration for sustainable regional hybrid-electric aircraft : A study based on technology forecasts. *Aerospace*, 10(2), 2023.
- [3] P. D. Raymer. *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, second edition edition, 1992.
- [4] Baptiste Legrand. *Contribution aux méthodes de conception d'avions à propulsion hybride électrique distribuée*. PhD thesis, Université Marie et Louis Pasteur, 2025.
- [5] Saurav Tiwari, Michael J. Pekris, and John J. Doherty. A review of liquid hydrogen aircraft and propulsion technologies. *International Journal of Hydrogen Energy*, 57 :1174–1196, 2024.
- [6] K. Stutenberg. Toyota mirai testing. Technical report, Argonne National Laboratory, 9700 South Cass Ave.Lemont, IL 60439, September 2018.
- [7] Matthias Schröder, Florian Becker, and Christoph Gentner. Optimal design of proton exchange membrane fuel cell systems for regional aircraft. *Energy Conversion and Management*, 308 :118338, 2024.
- [8] S. Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures*. Elsevier, 2014.
- [9] A. Datta. PEM Fuel Cell MODEL for Conceptual Design of Hydrogen eVTOL Aircraft. Technical report, NASA, 2021.
- [10] S. N. Motapon, L.-A. Dessaint, and K. Al-Haddad. A comparative study of energy management schemes for a fuel-cell hybrid emergency power system of more-electric aircraft. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 61(3) :1320–1334, 2014.
- [11] Fazhan Tao, Longlong Zhu, Zhumu Fu, Pengju Si, and Lifan Sun. Frequency decoupling-based energy management strategy for fuel