

ED 269 – Mathématiques, sciences de l'information et de l'ingénieur

ICUBE - UMR 7357

THÈSE présentée par

Thomas PAVOT

soutenue le **18 décembre 2024**

pour obtenir le grade de : **Docteur de l'université de Strasbourg**

Discipline/ Spécialité : Automatique, Energétique

Commande avancée d'une source d'énergie hybride pile à combustible / batterie / supercondensateur pour un drone de longue endurance

RAPPORTEURS :

Mme RIU Delphine
M TRIGUI Rochdi

Professeur, INP, Grenoble
Directeur de recherche, Université Gustave Eiffel, Lyon

THÈSE dirigée par :

M LAROCHE Édouard Professeur, Université de Strasbourg

CO-ENCADRANTS :

M KIEFER Renaud Maître de conférences, INSA Strasbourg
M MESBAHI Tedjani Maître de conférences HdR, INSA Strasbourg

EXAMINATEURS :

M BOUSCAYROL Alain Professeur, Université de Lille
M DURAND Sylvain Maître de conférences HdR, INSA Strasbourg
M GAO Fei Professeur, UTBM, Belfort

*À mon amour pour sa présence et son soutien infaillibles.
À mon rayon de soleil de ces deux dernières années, qui a illuminé mon chemin.
À mes parents, pour leur amour et leurs encouragements constants.*

Remerciements

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à toutes les personnes qui ont contribué à cette aventure, tant sur le plan professionnel que personnel.

Je remercie tout particulièrement mon directeur de thèse, Édouard Laroche, professeur à l'Université de Strasbourg, pour ses conseils avisés, son aide sur la thématique du H_∞ , et ses encouragements constants tout au long de cette thèse.

Je remercie également Tedjani Mesbahi, maître de conférences HdR à l'INSA Strasbourg, pour la confiance qu'il m'a accordée, son soutien matériel et moral, et pour m'avoir facilité l'accès au matériel du laboratoire.

Un immense merci aussi à Renaud Kiefer, maître de conférences à l'INSA Strasbourg, qui est à l'origine de mes travaux sur les drones. Dès mon PFE, puis durant les deux ans et demi passés sur le projet ELCOD en tant qu'ingénieur d'étude, il a su partager sa passion pour les modèles réduits et m'entraîner dans la participation aux compétitions IMAV que nous remporterons un jour !

Je remercie les membres du jury pour le temps et l'intérêt passé sur ma thèse. En premier lieu les rapporteurs : Delphine Riu, professeur à l'INP Grenoble et Rochdi Trigui, directeur de recherche à l'IFSTTAR pour leurs retours sur mes travaux. Je remercie également Alain Bouscayro, professeur à l'université de Lille, Sylvain Durand, Maître de conférences HdR à l'INSA Strasbourg et Fei Gao, professeur à l'UTBM de Belfort pour l'honneur qu'ils m'ont fait en acceptant d'examiner mon travail de thèse.

Mes remerciements vont aussi à mes collègues du projet ELCOD : Martin Lefebvre, mon binôme mécanicien sans qui le drone Stork n'aurait pas vu le jour, Loup Rollin (société Rollin Composite), notre expert en matériaux composites, et Ana Dos Santos Paulino, l'automaticienne du drone.

Je n'oublie pas mes collègues doctorants et post-doctorants avec qui j'ai partagé de nombreux moments conviviaux : Théophile Paul, Lakhdar Mamouri, Ines Jorge, Sliman Arbaoui, Théo Heitzmann, Yasser Ghoulam, Sary Yehia et Maya Pivert

Je tiens également à remercier mes collègues de la plateforme Génie Électrique de l'INSA Strasbourg : Thomas Ritzenthaler, Benjamin Grandemange, Jérôme Hugel, et Sylvain Durand, pour leur patience et leur soutien durant la phase finale de cette thèse.

Un grand merci aussi aux membres de la plateforme mécanique : Vincent Vottero, Olivier Schalck et Bastien Politi pour les discussions et le soutien tout au long de ces années de thèse.

Je remercie le corps enseignant de la spécialité Génie Électrique pour la qualité de la formation que j'ai reçue et les interactions enrichissantes tout au long de mon parcours.

Un grand merci à tous les étudiants de l'INSA Strasbourg, issus de différentes spécialités, qui ont collaboré avec moi sur le projet du drone Stork. Leur investissement pour le développement du drone, de l'architecture électronique et de la commande a été précieux.

Enfin, je remercie mon fils, ma compagne et mes parents pour leur amour, leur patience et leur soutien indispensables tout au long de cette aventure. Merci infiniment !

Droits d'auteurs

Cette création est mise à disposition selon le Contrat :

« Attribution-Pas d'Utilisation Commerciale-Pas de modification 3.0 France »

disponible en ligne : <http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/fr/>



Table des Matières

| | |
|--|-----------|
| Table des matières | 10 |
| Introduction générale | 18 |
| 1 L'hybridation électrique dans la mobilité aérienne | 21 |
| 1.1 Enjeux énergétiques et environnementaux dans la mobilité aérienne | 23 |
| 1.1.1 Contexte de la transition énergétique | 23 |
| 1.1.2 Les systèmes de stockage de l'énergie électrique | 27 |
| 1.1.3 L'hydrogène, une technologie complexe à exploiter | 29 |
| 1.1.3.1 La production de l'hydrogène | 30 |
| 1.1.3.2 Le stockage de l'hydrogène | 31 |
| 1.1.3.3 Le type d'utilisation de l'hydrogène (électrique ou thermique) . . . | 31 |
| 1.1.3.4 La durée de vie des systèmes à hydrogène | 32 |
| 1.1.4 L'hybridation dans la mobilité électrique | 33 |
| 1.1.4.1 Applications hybrides existantes | 33 |
| 1.1.4.2 Hybridation 100 % électrique | 34 |
| 1.1.5 Applications hybrides disponibles pour la mobilité aérienne | 36 |
| 1.1.5.1 Hybridation dans l'aviation | 37 |
| 1.1.5.2 Hybridation dans le monde des drones | 38 |
| 1.1.5.3 Ion Tiger | 38 |
| 1.1.5.4 VTOL : le Nederdrone | 40 |
| 1.1.6 Conclusion sur les PaC pour l'aéronautique | 40 |
| 1.2 Cas d'application : le drone Stork | 41 |
| 1.2.1 Dimensionnement des sources d'énergie | 42 |
| 1.2.2 Électronique embarquée | 43 |
| 1.2.3 Vol de référence du drone Stork | 45 |
| 1.2.4 Difficultés rencontrées avec la PaC du drone Stork | 47 |
| 1.3 Conclusion du chapitre 1 | 50 |
| 2 Descriptif de l'architecture d'hybridation et des sources (PaC, batterie et SC) | 52 |
| 2.1 État de l'art des architectures d'hybridation | 54 |
| 2.1.1 Hybridation d'une PaC : avec quelle source ? | 55 |

| | | |
|----------|---|-----------|
| 2.1.2 | Architecture d'hybridation | 56 |
| 2.1.2.1 | Architecture directe ou passive | 56 |
| 2.1.2.2 | Architecture totalement active | 58 |
| 2.1.2.3 | Architecture semi-active | 59 |
| 2.2 | Les différentes sources et moyens de stockage disponibles pour l'hybridation électrique | 60 |
| 2.2.1 | Pile à combustible (PaC) | 60 |
| 2.2.1.1 | Historique des PaC et leurs différentes technologies | 60 |
| 2.2.1.2 | Piles à combustibles hautes températures | 61 |
| 2.2.1.3 | Piles à combustibles basses et moyennes températures | 62 |
| 2.2.1.4 | Principe chimique d'une PEMFC | 63 |
| 2.2.1.5 | Caractéristiques électriques d'une PEMFC | 64 |
| 2.2.1.6 | PEMFC de type Dead End (Fonctionnement de la purge) | 66 |
| 2.2.1.7 | Facteurs de vieillissement d'une PEMFC | 68 |
| 2.2.1.8 | Analyse du cycle de vie d'une PEMFC | 70 |
| 2.2.2 | Batterie | 70 |
| 2.2.2.1 | Historique des batteries | 70 |
| 2.2.2.2 | Principe électrochimique des batteries | 71 |
| 2.2.2.3 | Les différentes technologies de batteries | 73 |
| 2.2.2.4 | Caractéristiques électriques des batteries | 76 |
| 2.2.2.5 | Facteur de vieillissement des batteries | 77 |
| 2.2.2.6 | Analyse du cycle de vie des batteries au lithium | 79 |
| 2.2.3 | Les supercondensateurs (SC) | 80 |
| 2.2.3.1 | Historique des supercondensateur | 80 |
| 2.2.3.2 | Fonctionnement des supercondensateurs | 81 |
| 2.2.3.3 | Les différentes technologies de supercondensateurs | 82 |
| 2.2.3.4 | Caractéristiques électriques des supercondensateurs | 82 |
| 2.2.3.5 | Facteur de vieillissement des supercondensateurs | 83 |
| 2.2.3.6 | Analyse du cycle de vie des supercondensateurs | 84 |
| 2.3 | Conclusion du chapitre 2 | 84 |
| 3 | Modélisation et choix du système | 86 |
| 3.1 | Modélisation du système | 88 |
| 3.1.1 | Généralités sur la modélisation | 88 |
| 3.1.2 | Modélisation de la pile à combustible | 89 |
| 3.1.2.1 | Les différents modèles disponibles de PaC | 89 |
| 3.1.2.2 | Modèle de PaC utilisé | 93 |
| 3.1.2.3 | Identification des paramètres de la pile à combustible | 95 |
| 3.1.3 | Modélisation de la batterie | 96 |
| 3.1.3.1 | Les différents modèles disponibles de batterie | 96 |

| | | |
|----------|--|------------|
| 3.1.3.2 | Modèle de batterie utilisé | 97 |
| 3.1.3.3 | Identification des paramètres de la batterie | 99 |
| 3.1.4 | Modélisation du supercondensateur | 99 |
| 3.1.4.1 | Les différents modèles disponibles de SC | 99 |
| 3.1.4.2 | Modèle de SC utilisé | 101 |
| 3.1.4.3 | Identification des paramètres du supercondensateur | 102 |
| 3.1.5 | Modélisation des convertisseurs DC-DC | 102 |
| 3.1.5.1 | Les différents modèles disponibles de convertisseur DC-DC | 102 |
| 3.1.5.2 | Modèle de convertisseur DC-DC utilisé | 103 |
| 3.2 | Choix et configuration du système | 104 |
| 3.2.1 | Contraintes de masse du drone Stork | 104 |
| 3.2.2 | Contraintes énergétiques du drone Stork | 106 |
| 3.2.2.1 | Choix de la pile à combustible | 106 |
| 3.2.2.2 | Choix du supercondensateur | 107 |
| 3.2.2.3 | Choix de la batterie | 108 |
| 3.2.2.4 | Dimensionnement des convertisseurs DC-DC | 109 |
| 3.2.3 | Banc de test de la source hybride du drone Stork | 109 |
| 3.3 | Conclusion du chapitre 3 | 113 |
| 4 | EMS : Stratégies de gestion d'énergie fréquentielles et H-infini | 114 |
| 4.1 | Structure de commande du système hybride | 116 |
| 4.1.1 | Commande bas niveau : asservissement en courant des convertisseurs DC-DC | 117 |
| 4.1.2 | Commande haut niveau : Stratégies de gestion d'énergie (EMS) | 118 |
| 4.1.2.1 | EMS à base de règles | 118 |
| 4.1.2.2 | EMS à base d'optimisation | 121 |
| 4.1.2.3 | EMS à base d'apprentissage | 122 |
| 4.1.2.4 | Bilan et choix de l'EMS | 124 |
| 4.1.3 | Conditions de simulation et validation expérimentale | 125 |
| 4.1.3.1 | Modèle et conditions de simulation | 125 |
| 4.1.3.2 | Validation expérimentale et conditions du banc de test | 125 |
| 4.2 | Stratégies de gestion d'énergie fréquentielles | 126 |
| 4.2.1 | EMS : Stratégie fréquentielle fixe | 126 |
| 4.2.1.1 | Principe de la fréquence fixe appliquée au drone Stork | 126 |
| 4.2.1.2 | Méthode de réglage de la fréquence fixe | 128 |
| 4.2.1.3 | Simulation de la stratégie fréquentielle fixe | 130 |
| 4.2.1.4 | Résultat expérimental de la stratégie fréquentielle fixe sur le banc de test | 132 |
| 4.2.2 | EMS : Stratégie fréquentielle adaptative | 134 |
| 4.2.2.1 | Principe de la fréquence adaptative adaptée au drone Stork | 134 |

| | | |
|---|--|------------|
| 4.2.2.2 | Méthode de réglage de la fréquence adaptative | 136 |
| 4.2.2.3 | Simulation de la stratégie fréquentielle adaptative | 137 |
| 4.2.2.4 | Résultat expérimental de la stratégie fréquentielle adaptative sur le banc de test | 139 |
| 4.2.3 | Comparaison entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative | 141 |
| 4.2.3.1 | Comparaison entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative en simulation | 141 |
| 4.2.3.2 | Comparaison expérimentale entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative | 145 |
| 4.2.3.3 | Conclusion de la comparaison entre les stratégies fréquentielles fixe et adaptative | 149 |
| 4.2.4 | EMS : Stratégie par commande H_∞ | 149 |
| 4.2.4.1 | Principe de la synthèse H_∞ | 150 |
| 4.2.4.2 | Modélisation linéaire du système | 151 |
| 4.2.4.3 | Synthèse H_∞ appliquée au drone Stork | 156 |
| 4.2.4.4 | Simulation de la stratégie H_∞ | 163 |
| 4.2.4.5 | Comparaison de la stratégie H_∞ avec les stratégies fréquen- tielles fixe et adaptative | 164 |
| 4.3 | Conclusion du chapitre 4 | 166 |
| Conclusion générale et perspectives | | 167 |
| A Annexe A : Détermination de la puissance électrique nécessaire au vol du drone Stork | | 173 |
| A.1 | Dimensionnement de tous les éléments mécaniques du drone Stork afin d'estimer la puissance électrique nécessaire au vol | 174 |
| A.1.1 | Cahier des charges initial | 174 |
| A.1.2 | Dimensionnement de l'aile | 175 |
| A.1.3 | Dimensionnement du stabilisateur | 176 |
| A.1.4 | Dimensionnement du fuselage | 178 |
| A.1.5 | Paramètres d'efficacité du profil NM32 | 179 |
| A.1.6 | Calage d'aile et de stabilisateur, calcul du centre de gravité | 180 |
| A.1.7 | Choix de l'angle d'incidence à partir des coefficients de portance et de traînée (C_z et C_x) | 182 |
| A.2 | Estimation de la puissance nécessaire au vol du drone Stork | 185 |
| A.2.1 | Puissance lors du vol en palier | 185 |
| A.2.2 | Puissance lors de la phase ascensionnelle | 188 |
| Bibliographie | | 190 |
| | Liste des travaux | 191 |

| | |
|---|-----|
| Articles de conférences internationales | 191 |
| Articles de conférences nationales | 191 |
| Références | 192 |

Table des Figures

| | | |
|------|---|----|
| 1 | Drone Stork en vol à Brumath en 2019 | 19 |
| 1.1 | Consommation mondiale d'énergie pour différentes sources énergétiques de 1800 à 2022 [5] | 24 |
| 1.2 | Origine des émissions de CO_2 due à la combustion d'énergie en 2019 [7] | 25 |
| 1.3 | Répartition des émissions de CO_2 dans le domaine des transports européens en 2019 [8] | 26 |
| 1.4 | Évolution du trafic aérien et projection d'Airbus avant le COVID-19 [12] | 27 |
| 1.5 | Sources de production et usage de l'hydrogène [15] | 31 |
| 1.6 | Véhicules avec une PaC | 35 |
| 1.7 | Voiture de course Toyota TS030 HYBRID et son système de super-capacités (2012) | 35 |
| 1.8 | Pipistrel Velis Electro (2020) | 36 |
| 1.9 | Solar Impulse | 37 |
| 1.10 | Vol d'essai de 20 minutes à 5000 pieds en juillet 2023 de groupe motopropulseur de la marque ZeroAvia | 37 |
| 1.11 | Ion Tiger | 39 |
| 1.12 | Le NederDrone | 40 |
| 1.13 | Triptyque du drone Stork Mk.2 | 42 |
| 1.14 | Estimation de la puissance aérodynamique du drone Stork en fonction de la vitesse de croisière | 43 |
| 1.15 | Fuselage du drone Stork MK2 | 43 |
| 1.16 | Électronique embarquée | 44 |
| 1.17 | Electronique embarquée drone Stork | 45 |
| 1.18 | Carte du vol du drone Stork | 47 |
| 1.19 | Courbes du vol de référence du drone Stork | 47 |
| 1.20 | PaC Aerostak 1000 W | 48 |
| 1.21 | Courbe de polarisation de la PaC aerostak 1000 W | 49 |
| 1.22 | Banc d'essai INSA PEMFC Aerostak 1000 W | 49 |
| 1.23 | Résultat des mesures de tension et courant en sortie du système Aerostak en appliquant un escalier de courant | 50 |
| 2.1 | Diagramme de Ragone | 55 |

| | | |
|------|--|-----|
| 2.2 | Architecture passive (FC et batterie) | 57 |
| 2.3 | Architecture active (FC, SC et batterie) | 58 |
| 2.4 | Architecture semi-active (FC, SC et batterie) | 59 |
| 2.5 | Schéma de la batterie au gaz de Sir William Grove - 1839 | 61 |
| 2.6 | Schéma d'un stack et d'une cellule de PEMFC [54] | 64 |
| 2.7 | Courbe de polarisation (en rouge) et contributions des surtensions pour une PEMFC [51], [55] | 66 |
| 2.8 | Schéma d'une PEMFC en mode bouché (Dead end) | 67 |
| 2.9 | Résultat expérimental de la PEMFC Aerostak 1000 en réponse à un courant constant de charge de 12 A | 67 |
| 2.10 | Représentation schématique du mécanisme réactionnel dans la zone de "triple contact" (côté cathode) [51] | 69 |
| 2.11 | Schéma de fonctionnement de la batterie Li-ion en charge et décharge | 73 |
| 2.12 | Batterie LiPo 4S utilisée dans le drone Stork | 76 |
| 2.13 | Mécanismes de dégradation d'une cellule Li-ion [70] | 78 |
| 2.14 | Facteurs aggravants le vieillissement et conséquences électrochimiques [72] | 79 |
| 2.15 | Schéma de fonctionnement d'un SC chargé et déchargé | 81 |
| | | |
| 3.1 | Modèle de circuit équivalent électrique d'une PEMFC par Larminie et Dicks | 91 |
| 3.2 | Modèle de circuit équivalent électrique d'une cellule de PaC | 94 |
| 3.3 | Modèle de circuit équivalent électrique d'une cellule de batterie LiPo | 98 |
| 3.4 | Modèle de circuit équivalent électrique d'un SC | 101 |
| 3.5 | Modèle de circuit équivalent électrique d'un convertisseur DC-DC | 103 |
| 3.6 | Architecture semi-active (FC, SC et batterie) | 104 |
| 3.7 | Représentation schématique du banc de test de la source hybride avec une architecture semi-active | 110 |
| 3.8 | Cycle de courant appliqué au banc de test | 110 |
| 3.9 | Photo du banc de test de la source hybride | 112 |
| | | |
| 4.1 | Représentation schématique de la commande appliquée aux convertisseurs DC-DC de la PaC et du SC | 116 |
| 4.2 | Représentation schématique de la commande appliquée aux convertisseurs DC-DC de la PaC et du SC | 117 |
| 4.3 | Classification des différents types d'EMS | 118 |
| 4.4 | EMS : Principe de la stratégie fréquentielle fixe | 127 |
| 4.5 | EMS : Stratégie fréquentielle fixe adaptée au drone Stork | 127 |
| 4.6 | Méthode d'ajustement de la stratégie de fréquence fixe | 130 |
| 4.7 | Résultats de la simulation en appliquant la stratégie fréquentielle fixe pour $\omega_c = 0.172rad/s$ | 131 |

| | | |
|------|---|-----|
| 4.8 | Comparaison entre la simulation et le résultat expérimental appliquant la stratégie fréquentielle fixe pour $\omega_c = 0.172rad/s$ | 133 |
| 4.9 | EMS : Principe de la stratégie fréquentielle adaptative | 134 |
| 4.10 | EMS : Stratégie fréquentielle adaptative adaptée au drone Stork | 135 |
| 4.11 | Représentation graphique de l'équation de ω_c en fonction du SoC du SC pour 3 différentes valeurs de G | 136 |
| 4.12 | Réponse à un échelon de courant avec différentes valeurs de G et notamment celle de $G = 7.75$ | 137 |
| 4.13 | Évolution du paramètre G en fonction de la moyenne quadratique de la dérivée du courant demandée à la PaC | 138 |
| 4.14 | Résultats de la simulation en appliquant la stratégie fréquentielle adaptative avec $G = 7.75$ | 139 |
| 4.15 | Comparaison entre la simulation et le résultat expérimental appliquant la stratégie fréquentielle adaptative avec $G = 7.75$ | 140 |
| 4.16 | Résultats de la simulation sur le cycle de référence avec une fréquence fixe et une fréquence adaptative | 142 |
| 4.17 | Indicateurs de performance pour comparer la stratégie de fréquence fixe et de fréquence adaptative | 143 |
| 4.18 | Résultats de la simulation sur le cycle de courant du vol constant et variable avec une fréquence fixe et une fréquence adaptative | 144 |
| 4.19 | Comparaison des courants mesurés sur le banc de test provenant de chacune des sources en fonction de la stratégie employée (fixe et adaptative). | 146 |
| 4.20 | Indicateurs de performance pour comparer la stratégie de fréquence fixe et de fréquence adaptative sur les essais expérimentaux | 147 |
| 4.21 | Comparaison des spectres fréquentielles des courants provenant de chacune des sources en fonction de la stratégie employée (fixe et adaptative). | 148 |
| 4.22 | Schéma électrique équivalent du modèle simplifié de la PaC | 151 |
| 4.23 | Schéma électrique équivalent du modèle de la batterie | 152 |
| 4.24 | Schéma électrique équivalent du modèle du SC | 152 |
| 4.25 | Schéma électrique équivalent du modèle des convertisseurs DC-DC | 153 |
| 4.26 | Schéma bloc linéarisé du convertisseur DC-DC du SC | 154 |
| 4.27 | Schéma bloc linéarisé du convertisseur DC-DC de la PaC | 155 |
| 4.28 | Schéma bloc de commande pour la synthèse H_∞ | 156 |
| 4.29 | Schéma de synthèse H_∞ appliqué au drone Stork | 157 |
| 4.30 | Diagramme de Bode des différents gabarits appliqués pour obtenir le correcteur H_∞ | 159 |
| 4.31 | Fonctions de sensibilité entre les références $r1_I_Bat$, $r2_I_PaC$, $r3_SoC_SC$ et les signaux $e1_I_Bat$, $e2_I_PaC$, $e3_SoC_SC$, $e4_SoC_Bat$, $u1_I_PaC$ et $u2_I_SC$ | 160 |

| | | |
|------|---|-----|
| 4.32 | Fonctions de sensibilité entre les références $r4_SoC_Bat$, dI_Load et les signaux $e1_I_Bat$, $e2_I_PaC$, $e3_SoC_SC$, $e4_SoC_Bat$, $u1_I_PaC$ et $u2_I_SC$ | 161 |
| 4.33 | Réponse en boucle fermée de $Gebf(s)$ aux perturbations (I_Load) durant 300 s et saturée à 16 A | 162 |
| 4.34 | Correcteur H_∞ appliqué au modèle non-linéaire | 163 |
| 4.35 | Résultats de la simulation en appliquant la stratégie H_∞ | 164 |
| 4.36 | Résultats de la simulation pour les trois stratégies : fréquence fixe, fréquence adaptative et H_∞ | 165 |
| 4.37 | Indicateurs de performance pour comparer la stratégie de fréquence fixe, la stratégie de fréquence adaptative et la stratégie H_∞ | 166 |
| A.1 | Nomenclature des différents éléments de dimensionnement d'un avion | 175 |
| A.2 | Polaire du profil NM32 aux Reynolds correspondant de 40 km/h à 150 km/h avec une corde moyenne de 353 mm | 179 |
| A.3 | Polaires pour un Reynolds de 600 100 de notre drone | 182 |
| A.4 | Puissance aérodynamique en palier de notre drone selon PredimRC en bleu | 185 |
| A.5 | Courbes de la puissance de traction nécessaire à notre drone avec une incidence de 5° | 187 |
| A.6 | Courbes des puissances de traction en phase ascensionnelle pour le profil NM32 avec un volet positionné à 70 % du profil | 188 |

Liste des Abréviations

- ACV** – Analyse du Cycle de Vie.
- AFC** – Alkaline Fuel Cell : Pile à combustible alcaline.
- AIE** – International Energy Agency : Agence internationale de l'énergie.
- AME** – Assemblage Membrane-Électrodes dans une PEMFC.

- BMS** – Battery Management System : Système de contrôle des batteries d'accumulateurs.
- BP** – Plaques distributrices ou bipolaires dans une PEMFC.

- CFD** – Computational Fluid Dynamic : Mécanique des fluides numérique.
- CNRS** – Centre National de la Recherche Scientifique.

- DC-DC** – convertisseur DC-DC : Circuit d'électronique de puissance qui convertit une source de courant continu (DC) d'un niveau de tension électrique spécifié à un autre différent.
- DMFC** – Direct-Methanol Fuel Cell : Pile à méthanol direct.

- ECMS** – Equivalent Consumption Minimization Strategy : Stratégie de minimisation de la consommation équivalente.
- EDLC** – Electrochemical Double Layer Capacitors : Condensateur électrolytique à double couche.
- EEC** – Electronic Equivalent Circuit : Circuit électrique équivalent.
- EIS** – Electrochemical Impedance Spectroscopy : Spectroscopie d'impédance électrochimique.

- ELCOD** – Endurance Low COst Drone : Projet Européen de 2017 à 2020 sur la conception du drone Stork de grande endurance.
- EMS** – Energy Management Strategy : Algorithme de gestion d'énergie.
- ESC** – Electronic Speed Controller : Variateur de vitesse.

- FFT** – Fast Fourier Transform : Transformée de Fourier rapide.

- GDL** – Gaz Diffusion Layer : Couche de diffusion dans une PEMFC.
- GIEC** – Groupe d'experts intergouvernemental sur l'évolution du climat.
- GPS** – Global Positioning System.

- IA** – Intelligence Artificielle).
- ICE** – Internal Combustion Engine : Moteur à combustion interne.
- IGBT** – Insulated Gate Bipolar Transistor : Transistor bipolaire à grille isolée.

- LCO** – Accumulateur Lithium Cobalt Oxide.
- LFP** – Accumulateur Lithium Iron Phosphate.
- LiC** – Lithium-ion Capacitor.
- LiPo** – Lithium polymère.
- LMI** – Linear matricial inequality : Inégalité matricielle linéaire.
- LMO** – Accumulateur Lithium Manganese Oxide.
- LQG** – Commande Linéaire Quadratique Gaussienne.
- LTO** – Accumulateur Lithium Titanium Oxyde.

- MCFC** – Molten-Carbonate Fuel Cell : Pile à combustible à carbonate fondu.
- MIMO** – Multi Input Multi Output.
- MOSFET** – Metal Oxide Semiconductor Field-effect Transistor : Transistor à effet de champ à grille métal-oxyde.
- MPC** – Model Predictive Control : Commande prédictive.

- NCA** – Accumulateur Lithium Nickel Cobalt Aluminum Oxide.
- Ni-Cd** – Accumulateur nickel-cadmium.
- NiMH** – Accumulateur nickel-hydrure métallique.
- NMC** – Accumulateur Lithium Nickel Manganese Cobalt Oxide.
- NRL** – Naval Research Laboratory.

- OCV** – Open Circuit Voltage : Tension en circuit ouvert.
- ONR** – Office of Naval Research.

- PaC** – pile à combustible.
- PAFC** – Phosphoric Acid Fuel Cell : Pile à acide phosphorique.
- Pb-acide** – Accumulateur au plomb.
- PEMFC** – Proton Exchange Membrane Fuel Cell : Pile à combustible à membrane échangeuse de protons.
- PI** – Correcteur Proportionnel Intégral.

- RC** – Circuit électrique composé d'une résistance et d'un condensateur.

- SC** – supercondensateur.
- SoC** – state of charge : État de charge.
- SOFC** – Solid Oxide Fuel Cell : Pile à électrolyte solide.
- SoH** – state of charge : État de charge.
- STOL** – Short Take-off and Landing aircraft : avion à décollage et atterrissage court.

- VTOL** – Vertical Take-off and Landing aircraft : avion à décollage et atterrissage vertical.
- WLTP** – Worldwide harmonized Light vehicles Test Procedure : Cycle routier normalisé.

Introduction générale

Les activités de recherche en Génie Électrique à l'INSA Strasbourg sont principalement conduites au sein du laboratoire ICube, avec une focalisation sur deux axes stratégiques majeurs: l'énergie (batteries, stockage d'énergie, mobilité durable) et la commande des systèmes complexes (notamment les drones et robots). Ces axes sont au cœur des avancées technologiques contemporaines, nécessitant une consolidation et un développement stratégique pour maintenir et renforcer la dynamique de croissance observée ces dernières années. Les travaux présentés dans ce mémoire s'inscrivent dans ce cadre et ont été réalisés grâce à un financement conjoint de l'INSA Strasbourg et de la région Grand Est entre 2020 et 2023.

L'enjeu environnemental est aujourd'hui primordial, et les effets de gaz à effet de serre sont indiscutables. La transition écologique dans le monde, notamment vers l'électrique, est devenue une solution clé pour réduire la pollution de l'air et principalement les émissions de CO_2 . En 2021, les transports représentaient 25 % des émissions mondiales de gaz à effet de serre. L'aviation représente environ 10 % de ces émissions et cette part va accroître avec l'augmentation croissante du trafic aérien. L'industrie aéronautique est donc en recherche d'alternatives écologiques pour limiter son impact. Dans ce contexte, les drones à voilure fixe sont d'excellents moyens pour tester les alternatives électriques en restant sur des budgets limités. L'hydrogène émerge comme la source d'énergie électrique la plus prometteuse en terme de densité énergétique pour augmenter leur endurance.

L'idée de cette thèse fait suite au projet ELCOD (2017-2020 ; Endurance Low-COst Drone ¹) qui avait pour but de concevoir un drone de longue endurance (5 à 6 h de vol) à propulsion électrique avec une pile à combustible (PaC) pour la mesure de pollution atmosphérique. Lors de ce projet, j'ai travaillé en tant qu'ingénieur sur le dimensionnement énergétique des sources et sur la réalisation de l'électronique embarquée du drone nommé Stork (Fig. 1). Cela nous a permis de mettre en évidence les problématiques liées à l'utilisation d'une PaC dans un contexte aéronautique, notamment lors des appels de courant provenant des phases de décollage et de prise d'altitude. En effet, les PaC sont des dispositifs électrochimiques coûteux qui ont deux points faibles : une faible densité de puissance (avec environ 0,5 kW/kg) et une faible durée de vie (environ 4000 h [1]–[3]).

¹<https://www.interreg-rhin-sup.eu/projet/elcod-endurance-low-cost-drone/>



Figure 1: Drone Stork en vol à Brumath en 2019

Pour relever ces contraintes en 2023, l'hybridation de différentes sources électriques est une solution émergente permettant d'optimiser les performances du système énergétique, en réduisant les émissions de gaz à effet de serre, en abaissant les coûts d'exploitation et en augmentant le temps de vol. L'hybridation apparaît donc comme une solution potentielle à ces défis. En limitant le dimensionnement de la PaC pour fournir la puissance nécessaire au vol de croisière, son association à une ou plusieurs sources de puissance (batterie et ou supercondensateur (SC)) va permettre d'économiser du poids. En appliquant une gestion d'énergie contrôlable à partir d'algorithmes spécifiques, il est possible de faire fonctionner la PaC de manière optimale afin de prolonger sa durée de vie.

Les travaux de cette thèse se concentrent sur le choix d'une architecture d'électronique de puissance permettant d'associer trois sources d'énergie électrique (une PaC, un SC et une batterie) ainsi que le développement d'algorithmes de gestion d'énergie (*EMS Energy Management Strategy*) à base de stratégies fréquentielles permettant le contrôle de cette architecture, afin d'optimiser la durée de vie de la PaC. Ces développements sont pensés pour être intégrés dans le drone Stork en tenant compte des contraintes aéronautiques en terme de masse, de volume et de puissance de calcul.

Le premier chapitre présentera le contexte de la thèse, en exposant les enjeux énergétiques qui conduisent à la nécessité de repenser le transport aérien à travers l'utilisation de nouvelles sources d'énergie. Un tour d'horizon sur l'utilisation de l'hydrogène dans l'aéronautique y sera commenté comme une alternative complexe à mettre en place. Un état de l'art des différents projets avec des drones embarquant une PaC sera présenté avant de rentrer dans les détails du drone Stork qui servira d'application tout au long de cette thèse et dont un vol servira de cycle de courant de référence pour le développement et la simulation des différents algorithmes de gestion d'énergie.

Le deuxième chapitre de cette thèse est dédié à l'étude des différentes structures d'hybridation

basées sur la PaC, avec pour objectif de garantir un contrôle optimal du système énergétique afin d'en maximiser les performances. Il explore diverses technologies comme la PaC, les batteries et les SC, en analysant leurs caractéristiques électriques et les facteurs de vieillissement qui influencent leur durabilité. L'accent est mis sur les architectures d'hybridation adaptées au drone Stork, permettant l'association de la PaC avec d'autres sources de stockage. Ce chapitre propose une analyse approfondie des technologies employées et des défis techniques, en vue de développer des stratégies de gestion d'énergie optimisées pour prolonger la durée de vie des composants tout en assurant une performance énergétique optimale

Le troisième chapitre présente les modèles des différentes sources d'énergie et des convertisseurs DC-DC utilisés, puis détaille les choix de configuration du système et l'identification des paramètres pour chaque source (PaC, batterie, SC). La modélisation et la simulation sont des outils cruciaux pour l'analyse des systèmes complexes, permettant d'évaluer l'impact de variables telles que le courant sur leur fonctionnement global. Elles offrent la possibilité de tester des hypothèses en toute sécurité, particulièrement pour des systèmes sensibles et coûteux comme les PaC. Cependant, bien qu'elles facilitent l'analyse et réduisent les risques, les modèles comportent des incertitudes et ne peuvent totalement remplacer l'expérimentation réelle.

Le quatrième chapitre se concentre sur les algorithmes de gestion d'énergie (EMS). Dans un premier temps, un état de l'art des différents types d'EMS est présenté avant de détailler les principales contributions de ce travail de thèse concernant le développement de trois stratégies de gestion d'énergie utilisant le principe de séparation fréquentielle. Le principe général est de séparer en deux composantes à l'aide d'un filtre, l'une basse fréquence et l'autre haute fréquence, le courant consommé par l'application, afin de définir des consignes en courant pour chacune des sources. La première stratégie appelée fréquentielle fixe utilise une fréquence de coupure constante pour le filtre, permettant de séparer les basses, des hautes fréquences. La deuxième stratégie, nommée fréquentielle adaptative, va faire évoluer la fréquence de coupure du filtre en fonction de l'état de charge de la source auxiliaire. La troisième stratégie est différente, faisant intervenir la commande H_∞ , afin d'effectuer la séparation fréquentielle. Ces trois stratégies sont détaillées, une méthode de réglage pour chacune d'entre elles est proposée ainsi que des simulations qui permettent d'évaluer leur fonctionnement. Une comparaison est effectuée en simulation sur différents cycles de courant, puis en réelle à l'aide d'un banc de test.

En fin de ce manuscrit, une conclusion générale permet de reprendre les principales contributions et de présenter les perspectives permettant de prolonger ces travaux.



L'hybridation électrique dans la mobilité aérienne

Sommaire

| | | |
|---------|---|-----------|
| 1.1 | Enjeux énergétiques et environnementaux dans la mobilité aérienne | 23 |
| 1.1.1 | Contexte de la transition énergétique | 23 |
| 1.1.2 | Les systèmes de stockage de l'énergie électrique | 27 |
| 1.1.3 | L'hydrogène, une technologie complexe à exploiter | 29 |
| 1.1.3.1 | La production de l'hydrogène | 30 |
| 1.1.3.2 | Le stockage de l'hydrogène | 31 |
| 1.1.3.3 | Le type d'utilisation de l'hydrogène (électrique ou thermique) | 31 |
| 1.1.3.4 | La durée de vie des systèmes à hydrogène | 32 |
| 1.1.4 | L'hybridation dans la mobilité électrique | 33 |
| 1.1.4.1 | Applications hybrides existantes | 33 |
| 1.1.4.2 | Hybridation 100 % électrique | 34 |
| 1.1.5 | Applications hybrides disponibles pour la mobilité aérienne | 36 |
| 1.1.5.1 | Hybridation dans l'aviation | 37 |
| 1.1.5.2 | Hybridation dans le monde des drones | 38 |
| 1.1.5.3 | Ion Tiger | 38 |
| 1.1.5.4 | VTOL : le Nederdrone | 40 |
| 1.1.6 | Conclusion sur les PaC pour l'aéronautique | 40 |
| 1.2 | Cas d'application : le drone Stork | 41 |
| 1.2.1 | Dimensionnement des sources d'énergie | 42 |
| 1.2.2 | Électronique embarquée | 43 |
| 1.2.3 | Vol de référence du drone Stork | 45 |
| 1.2.4 | Difficultés rencontrées avec la PaC du drone Stork | 47 |

1.3 Conclusion du chapitre 1 50

L'objectif de ce premier chapitre est de mettre en évidence l'intérêt des travaux de cette thèse. Par conséquent, les enjeux énergétiques et environnementaux seront introduits notamment dans le domaine du transport et plus particulièrement dans la mobilité aérienne. L'hydrogène apparaît comme la solution alternative la plus crédible pour apporter une solution face aux énergies fossiles dans le domaine de l'aéronautique. Cependant, elle n'est pas une solution équivalente et souffre de deux défauts majeurs : une faible densité de puissance et une durée de vie limitée. Le principe de l'hybridation de plusieurs sources est alors exposé afin de pallier ces problématiques. Un état de l'art des différents prototypes utilisant une hybridation avec une pile à combustible (PaC) sera présenté en abordant dans un premier temps l'aviation avant de s'intéresser aux projets de recherche dans l'univers des drones. Le drone Stork utilisé dans cette thèse va enfin être détaillé et notamment son cycle de vol qui servira de référence pour l'ensemble des travaux de cette thèse.

1.1 Enjeux énergétiques et environnementaux dans la mobilité aérienne

1.1.1 Contexte de la transition énergétique

De nos jours, l'environnement occupe une place centrale dans les préoccupations collectives. Les rapports émis par le GIEC (Groupe d'experts intergouvernemental sur l'évolution du climat) [4] jouent un rôle essentiel en démontrant l'impact considérable de nos modes de vie sur l'environnement. Parmi les principales causes du réchauffement climatique, nous trouvons les émissions de gaz à effet de serre résultant de la combustion des énergies fossiles telles que le charbon, le pétrole et le gaz naturel. L'utilisation intensive et croissante de ces énergies fossiles n'a jamais baissé même avec l'arrivée de nouvelles sources comme le nucléaire ou les énergies renouvelables. La figure 1.1 montre que les différentes énergies se cumulent au fil des années. L'accès aux énergies fossiles et le développement des machines à vapeurs ont été à l'origine de l'ère industrielle qui a débuté à la fin du XVIIIème siècle. Les progrès technologiques ont indéniablement contribué à sortir une grande partie de la population de la pauvreté et de la faim, marquant ainsi une avancée significative dans les domaines sociaux, éducatifs et de la liberté individuelle. Les énergies fossiles ont permis le développement des moyens de transport modernes et contribuent aujourd'hui à voyager rapidement en toute sécurité à travers la planète.

L'inquiétude principale reste liée au caractère non renouvelable des énergies fossiles et à l'impact environnemental de leurs émissions de gaz à effet de serre. Ces émissions provoquent un réchauffement global, déstabilisant les écosystèmes et mettant en péril l'habitabilité de notre planète.

Selon le rapport du GIEC de 2023 [4], les émissions de gaz à effet de serre doivent être réduites de 55 % d'ici 2030 pour limiter le réchauffement entre 1,5°C et 2°C, afin de

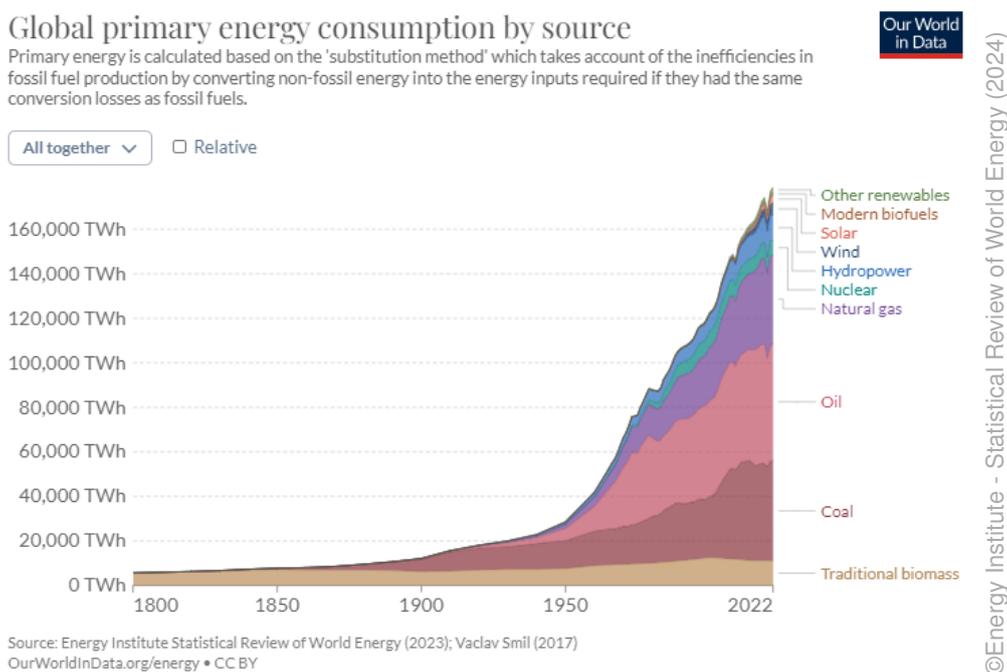


Figure 1.1: Consommation mondiale d'énergie pour différentes sources énergétiques de 1800 à 2022 [5]

réduire l'ampleur des phénomènes climatiques extrêmes. Face à cette réalité, il devient impératif de repenser nos modes de vie en adoptant une approche essentiellement différente. Ce changement de mentalité doit être accompagné par des choix judicieux en matière de développement technologique, en mettant l'accent sur des alternatives durables et respectueuses de l'environnement.

En 2023, les émissions mondiales de dioxyde de carbone (CO_2) provenant du secteur de la mobilité ont représenté 21 % du total mondial, comme rapporté par l'Agence internationale de l'énergie [6]. Ce chiffre révèle l'ampleur significative de l'empreinte carbone associée aux déplacements humains et matériels à travers le monde. En France, la part des émissions de CO_2 provenant de la mobilité est d'environ 41 % en 2023, comme en témoigne la figure 1.2. Ce pourcentage plus élevé s'explique par la part réduite de l'industrie française et par une production d'électricité faiblement carbonée. Le secteur du transport est donc un levier sur lequel les gouvernements et les acteurs industriels peuvent agir pour contrer les effets du réchauffement climatique. Les accords de Paris de 2015 ont établi un objectif ambitieux de limiter l'élévation de la température mondiale à moins de 2 °C par rapport aux niveaux pré-industriels. Cet objectif ne peut être atteint sans une transformation profonde du secteur de la mobilité. Il est essentiel que les gouvernements mettent en place des politiques incitatives et des réglementations strictes pour encourager l'adoption de technologies plus propres en orientant la transition vers des modes de transport plus durables. De même, les entreprises du secteur de la mobilité ont un rôle crucial à jouer en investissant dans la recherche et le développement de technologies innovantes.

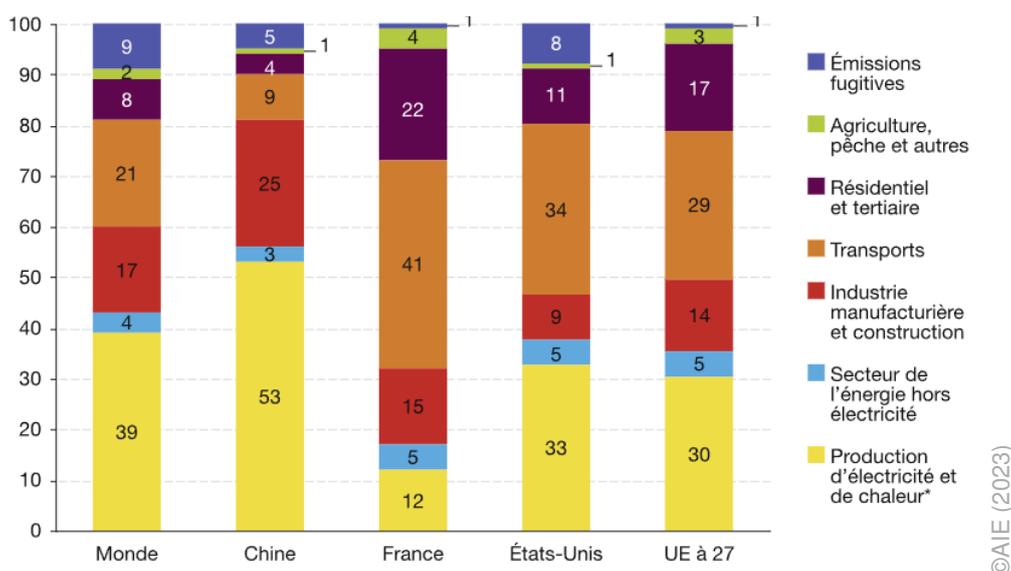
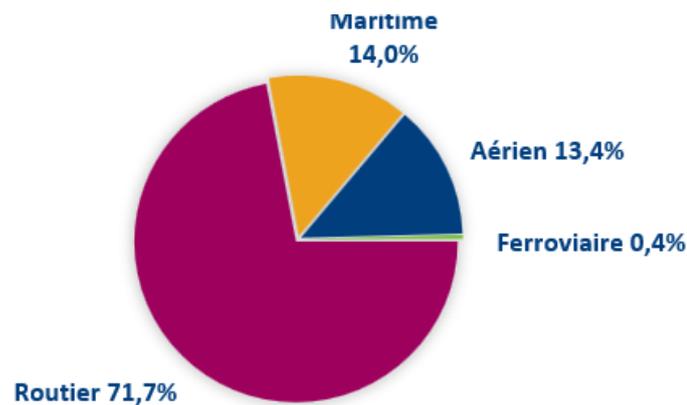


Figure 1.2: Origine des émissions de CO_2 due à la combustion d'énergie en 2019 [7]

En Europe [8], les transports routiers et le fret représentent environ 71.7 % des émissions de CO_2 dans le secteur de la mobilité (voir Fig. 1.3). Le reste est partagé entre le maritime et le fluvial (14 %), l'aérien (13.4 %) et le ferroviaire (0.4 %). Selon les secteurs, deux solutions sont en concurrence pour effectuer la transition écologique : d'un côté les biocarburants et de l'autre l'électrification.

Les biocarburants sont une solution qui permettrait d'obtenir des densités énergétiques comparables aux énergies fossiles. Ils ont également l'avantage de faciliter l'utilisation avec peu de modification des moteurs thermiques et réutilisent les moyens de distribution. Cependant, les biocarburants présentent des désavantages tels que la concurrence avec la production alimentaire, la déforestation, un bilan carbone contesté, une forte consommation d'eau, entraînant des coûts élevés qui freinent son développement [9].

L'électrification des moyens de transport apparaît comme une solution plus crédible pour réduire les émissions à condition de disposer d'une production d'électricité et des sources d'énergies électriques non polluantes. L'électrification possède un fort développement pour les applications routières. En effet, depuis environ 10 ans, le secteur automobile connaît une croissance exponentielle de la vente des véhicules électriques permettant d'amorcer le renouvellement des parcs automobiles. En 2023, près de 14 millions de nouvelles voitures électriques ont été enregistrées dans le monde [10], portant le total à 40 millions, avec une augmentation de 35 % par rapport à 2022. La Chine, l'Europe et les États-Unis concentrent près de 95 % des ventes mondiales. La Chine domine le marché avec 8,1 millions de véhicules enregistrés, suivie de l'Europe avec 3,2 millions et des États-Unis avec 1,4 million. Si les ventes continuent de croître, elles restent faibles dans de nombreux pays, notamment en Inde et au



©Thomas Pavot

Figure 1.3: Répartition des émissions de CO_2 dans le domaine des transports européens en 2019 [8]

Japon [10]. Cette augmentation est permise par une chute du prix des batteries passant de 200 \$/kWh en 2015 à 100 \$/kWh en 2020 pour les batteries lithium-ion [11]. La transition énergétique vers l'électrique passe par une utilisation massive des batteries, solution la plus économique qui permet d'avoir une autonomie de déplacement satisfaisante (environ 500 km pour les voitures électriques les plus performantes).

Dans les secteurs maritime et aérien, l'électrification fait face à plusieurs verrous technologiques empêchant son développement. Les puissances et les énergies en jeu sont trop importantes pour compenser les contraintes physiques de ces modes de transport.

Le secteur maritime a l'avantage de ne pas être limité en masse et volume. L'électrification des navires repose sur de vastes packs de batteries qui exigent la présence de ports équipés d'infrastructures adaptées pour recharger des navires pouvant stocker plusieurs MWh en quelques heures. Le renouvellement des flottes et la transformation des ports nécessitent une échelle de temps plus importantes que pour les véhicules routiers. Cependant, il existe déjà des exemples tels que le ferry électrique Ellen au Danemark, ainsi que les ferries électrifiés Tycho Brahe et Aurora entre le Danemark et la Suède, qui montrent des résultats convaincants et sont économiquement viables pour des petits trajets.

Concernant le secteur de l'aviation, les contraintes de masses et de volumes sont extrêmement fortes. La solution d'augmenter simplement la masse de la batterie pour compenser sa faible densité de puissance n'est pas possible. Le poids d'un aéronef reste un élément critique pour ses performances. Les premiers avions de tourisme électriques, par exemple, ne peuvent voler que pendant une heure environ avec seulement 2 personnes à bord. Compte tenu de l'augmentation constante du trafic aérien (voir Fig. 1.4 : 4,5 milliards de passagers transportés en 2019) et des prévisions sans cesse croissantes dans les années à venir, le secteur de l'aviation sera confronté à un énorme défi. Si les technologies demeurent inchangées, la contribution du secteur aérien aux émissions de CO_2 continuera de croître. Pour que l'aviation

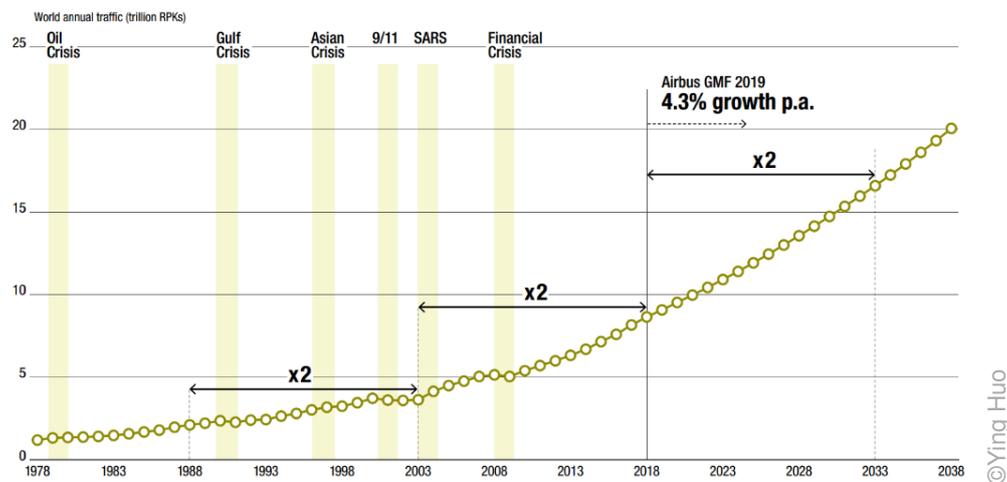


Figure 1.4: Évolution du trafic aérien et projection d’Airbus avant le COVID-19 [12]

perdre sans accroître ses émissions de gaz à effet de serre, il est impératif de développer de nouvelles solutions électriques sans être limitées à l’utilisation des batteries.

1.1.2 Les systèmes de stockage de l’énergie électrique

L’électrification des moyens de transport est devenue un enjeu crucial à l’échelle mondiale. L’adoption de l’énergie électrique présente de multiples atouts par rapport à l’utilisation de l’énergie thermique au niveau de la chaîne de traction. En effet, les moteurs électriques ont un meilleur rendement notamment dans les phases de démarrage, ils sont composés de moins de pièces facilitant la maintenance et ils limitent les vibrations occasionnées. Cependant, malgré ces avantages, le principal défi auquel est confronté cette transition vers l’électrification réside dans le système de stockage de l’énergie. Que ce soit pour le réseau électrique ou pour le secteur de la mobilité, la capacité à stocker de grandes quantités d’électricité de manière fiable, efficace et abordable est très coûteuse en matériaux et nécessite des installations lourdes et volumineuses.

Il existe trois grandes catégories de stockage pour l’énergie électrique :

- **le stockage mécanique** : Il s’agit du stockage le plus commun pour les applications stationnaires avec notamment l’utilisation des barrages en utilisant l’énergie potentielle pour vider une première retenue d’eau dans une autre pour produire de l’électricité et inversement par l’utilisation de système de pompage pour faire remonter l’eau vers le bassin supérieur. Ce système est inapproprié pour le secteur du transport. Un autre moyen de stockage mécanique sont les volants d’inertie qui emmagasinent de l’énergie cinétique en tournant et sont capables de la restituer en freinant la vitesse de rotation. Ces moyens de stockage sont difficiles à exploiter pour la mobilité en raison de la masse et des volumes nécessaires. Ils sont parfois employés comme stockage auxiliaire pour palier une courte intermittence de la source d’énergie principale.

- **le stockage électrochimique** : Il s'agit du système de stockage le plus commun pour l'énergie électrique avec les piles et batteries. Ces systèmes sont composés de deux électrodes qui, en utilisant le principe d'oxydoréduction, vont permettre de déplacer les électrons de l'électrode positive vers l'électrode négative en traversant un électrolyte. Il existe deux grandes catégories de stockage électrochimique : les piles qui ne sont pas rechargeables et les batteries qui le sont. Une grande variété de matériaux est utilisée avec, pour les plus connues : les batteries au plomb ou plus récemment celles au lithium. Concernant les piles, le système le plus prometteur pour la mobilité est celui utilisant l'hydrogène avec les PaC qui sont les dispositifs électrochimiques permettant à la réaction d'avoir lieu.
- **le stockage électrostatique** : Il s'agit d'un système de stockage généralement utilisé comme auxiliaire à cause de sa faible capacité de stockage, mais qui a l'avantage de délivrer de fortes puissances. Ces systèmes vont utiliser deux électrodes séparées par une membrane isolante afin de stocker les ions de manière électrostatiques. Les supercondensateurs (SC) et les condensateurs sont des systèmes de stockage utilisant ce principe. Les SC sont principalement considérés comme des systèmes de stockage d'appoint, complémentaires aux batteries ou aux PaC.

Dans le secteur de la mobilité, la masse et le volume du système de stockage sont des contraintes fortes. Les critères de comparaison sont la densité massique énergétique et la densité volumique énergétique.

La densité massique énergétique des meilleures batteries Li-ion est d'environ 0.280 kWh/kg (en 2023) tandis qu'à titre de comparaison, l'essence est d'environ 13.1 kWh/kg (kérosène 11.7 kWh/kg). Les SCs ne sont clairement pas intéressants avec une densité énergétique très faible de l'ordre de 0.006 kWh/kg. L'alternative viable est le stockage d'énergie à partir de la molécule d'hydrogène qui permet d'avoir trois fois plus d'énergie embarquée (33 kWh/kg) que le kérosène à masse équivalente. Cependant, l'hydrogène se présente à l'état gazeux à température ambiante avec une masse volumique extrêmement faible (0,08988 g/L à 1 atm). Comme le montre le rapport aviation et climat de 2022 [13], l'hydrogène est intéressant en termes de densité massique mais pose problème en termes de densité volumique. En le comprimant à 350 bar, la densité volumique énergétique de l'hydrogène est 11.5 fois plus faible que le kérosène. À 700 bar, il l'est 7 fois plus et en le liquéfiant (en descendant la température à -353 °C) il l'est 4 fois plus. Le tableau 1.1 rassemble l'ensemble des chiffres pour chacune des sources mentionnées.

Pour avoir un point de comparaison avec les énergies fossiles, il faut s'intéresser à l'énergie utile de l'application. Dans le cas des voitures, il faut prendre en compte le rendement du moteur et de la chaîne de traction. En considérant un rendement de 80 % à 90 % pour la conversion de

| | Conditions | Densité énergétique massique (kWh/kg) | Densité énergétique volumique (kWh/L) |
|--|-------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| Kérosène | - | 11.7 | 9.2 |
| Essence | - | 13.1 | 9.4 |
| Batterie Li-ion (Meilleure performance 2023) | - | 0.28 | 0.62 |
| SC | - | 0.006 | 0.006 |
| Hydrogène | H_2 à 1 bar | 33 | 0.0028 |
| | H_2 à 350 bar | | 0.8 |
| | H_2 à 700 bar | | 1.3 |
| | H_2 liquide (-253 °C) | | 2.36 |

Table 1.1: Comparaison des densités énergétiques massiques et volumiques entre le Kérosène, les batteries Li-ion et l'hydrogène [13]

l'énergie stockée en énergie utilisable dans le cas des véhicules électriques à batterie lithium ion, et seulement d'environ 20 % à 30 % pour les véhicules à moteur thermique (notamment en fonction de la vitesse), cela réduit l'écart de performance mais il reste toujours un facteur 10 en termes de densité énergétique. Même si la recherche est active sur le développement de nouvelles technologies de batterie avec notamment les batteries solides (jusqu'à 370 kWh/kg), l'écart reste important. Les constructeurs de véhicules électriques compensent cette perte de performance par une masse plus importante des batteries embarquées par rapport à la masse du réservoir d'un véhicule thermique. Malgré cette compensation qui a un coût non négligeable, l'autonomie reste inférieure. Pour l'aviation, où le rapport énergie stocké sur la masse est beaucoup plus critique, il faudrait multiplier par 4 la densité massique énergétique des batteries pour permettre d'avoir un avion capable de franchir 900 km avec 180 passagers [14]. Même dans ces conditions, cet avion serait significativement plus lourd qu'un avion thermique actuel avec les mêmes capacités, pour une masse estimée à 109 t au lieu de 42 t ce qui entraînerait un coût bien supérieur.

La densité massique énergétique étant un paramètre crucial, les industriels du secteur aéronautiques s'orientent vers l'hydrogène pour palier ce problème avec une densité énergétique bien plus intéressante. Airbus a annoncé en 2020 son souhait de commercialiser son premier avion à hydrogène pour 2035. Malgré une densité massique énergétique plus intéressante que le kérosène, l'hydrogène nécessite des volumes 4 fois plus importants en étant sous forme liquide. Cette augmentation de volume provoque l'obligation de repenser l'architecture des avions. L'hydrogène est jugé comme la technologie la plus prometteuse pour le développement de l'avion de demain puisqu'elle est la seule alternative crédible permettant de stocker suffisamment d'énergie en comparaison avec les énergies fossiles pour faire voler des avions de ligne.

1.1.3 L'hydrogène, une technologie complexe à exploiter

L'hydrogène est loin d'être une solution miracle pour l'aéronautique. Un certain nombre de verrous technologiques et industriels sont à lever pour rendre ce vecteur énergétique viable

(durée de vie des PaC, stockage liquide et coût de production).

L'hydrogène, le plus petit atome de l'univers, est également l'élément le plus abondant. Il compose 75 % de la masse de l'univers et 92 % du nombre total d'atomes. Il se trouve notamment associé à l'oxygène dans l'eau et au carbone dans de nombreuses molécules organiques, ce qui souligne son omniprésence dans notre environnement. Quand on parle d'hydrogène, il s'agit de la molécule de dihydrogène, composée de deux atomes d'hydrogène. Cette molécule est relativement rare dans notre environnement à l'état naturel, ce qui nécessite une production pour répondre à nos besoins énergétiques. Une fois produite, il est nécessaire de la stocker. Comme vu précédemment, la densité volumique de l'hydrogène nécessite des réservoirs sous pression qui permettent de maintenir l'hydrogène sous forme gazeuse ou liquide à très basse température. Pour des applications liées à la mobilité, il s'agit d'une contrainte non négligeable. Ensuite, l'utilisation de l'hydrogène peut se faire de deux façons, électrique ou thermique, ayant chacune leurs avantages et leurs inconvénients.

1.1.3.1 La production de l'hydrogène

La production de l'hydrogène est souvent mise en arrière plan par rapport à ses problématiques de mise en oeuvre dans les différentes applications. L'hydrogène n'est que très rarement disponible à l'état naturel sur la planète. La production de l'hydrogène provient essentiellement du gaz naturel (71 %) avec le procédé de vaporeformage du méthane et du charbon (27 %) avec un procédé de gazéification. Seulement moins de 1 % de la production d'hydrogène provient du réseau électrique avec l'utilisation d'électrolyseurs. Ces chiffres proviennent d'un rapport de l'agence internationale de l'énergie (AIE) de 2019 [15]. L'hydrogène produit actuellement est essentiellement utilisé dans d'autres secteurs d'activité que le transport. L'hydrogène est notamment consommé dans l'industrie chimique comme réactif pour produire des molécules. Il est essentiel pour la production de l'ammoniac, pour le raffinage des produits pétroliers, pour la production d'acier ou encore du méthanol. Cela représente environ 60 % de la production tandis que l'usage de l'hydrogène comme vecteur énergétique pour le transport représente moins de 1 % de toute l'hydrogène produite en 2019. La Fig. 1.5 illustre ces différents chiffres en détaillant l'origine de la production et les usages.

Pour que l'hydrogène puisse véritablement jouer un rôle de vecteur énergétique respectueux de l'environnement, il est impératif que sa production soit écologique. Cela implique notamment une augmentation significative de sa production par électrolyse, une méthode qui utilise de l'électricité pour séparer l'hydrogène de l'eau, sans émission de gaz à effet de serre, à condition d'avoir des moyens de production électriques verts. Sans cette transition vers une production plus propre, il est plus avantageux, du point de vue des émissions de gaz à effet de serre, de continuer à privilégier les modes de transport thermiques traditionnels.

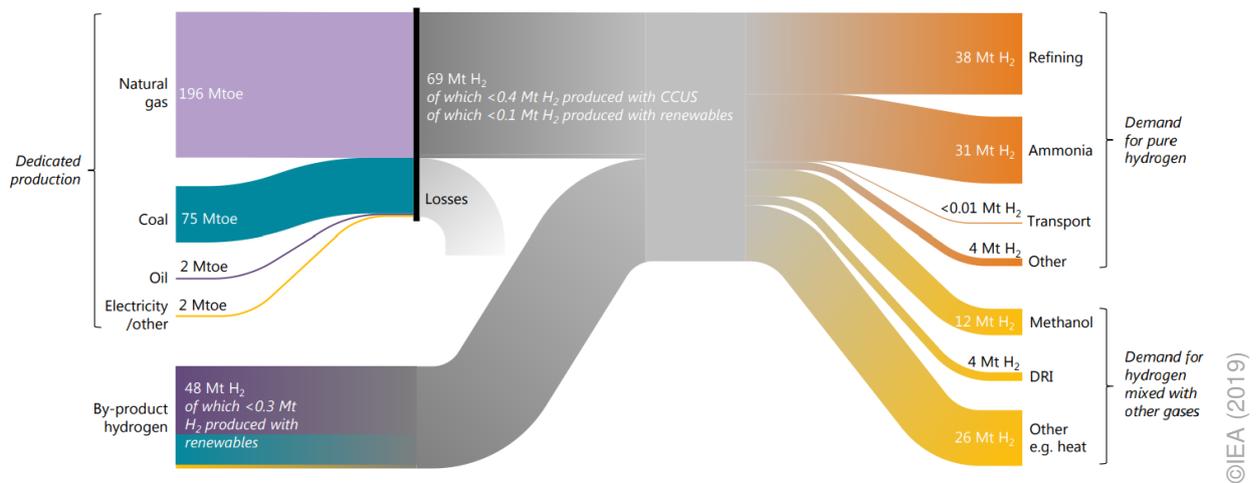


Figure 1.5: Sources de production et usage de l'hydrogène [15]

1.1.3.2 Le stockage de l'hydrogène

Aujourd'hui, des réservoirs compressant de l'hydrogène à 350 et 700 bar sont certifiés et commercialisés pour les applications terrestres et sont utilisés pour des démonstrateurs aériens [16]. Ils sont suffisamment matures pour être utilisés par l'aéronautique grâce au retour d'expérience portés par l'industrie automobile. L'ensemble des démonstrateurs et des prototypes aériens utilisent ce type de réservoir pour tester leurs PaC. Cependant, pour un avenir dans l'aviation commerciale, il sera nécessaire de liquéfier l'hydrogène afin d'obtenir une densité volumique énergétique plus intéressante. Les réservoirs cryogéniques permettant de conserver l'hydrogène sous forme liquide à -253 °C sont encore au stade d'essai. Ils ont été éprouvés dans le spatial pour des usages uniques avec notamment l'expérience de la fusée Ariane. Cependant, la résistance à des efforts répétés sont encore à l'étude. Ces réservoirs devront être capables de résister à environ 100 000 cycles (décollages et atterrissages), ce qui correspond à la durée de vie des avions de ligne. Le second problème de l'hydrogène sous cette forme liquide, est qu'il ne peut pas être stocké longtemps. Il est donc nécessaire de disposer d'infrastructures permettant de remplir ces réservoirs avant chaque décollage pour restreindre le temps de stockage sous cette forme.

1.1.3.3 Le type d'utilisation de l'hydrogène (électrique ou thermique)

Il existe deux façons d'utiliser la technologie hydrogène pour fournir de l'énergie. La première est la solution à moteur thermique classique en provoquant la combustion de l'hydrogène appelée ICE (Internal Combustion Engine) et la seconde est la solution électrochimique en utilisant une PaC pour fournir de l'énergie électrique.

La solution thermique à combustion interne est similaire aux fonctionnements des mo-

teurs qui utilisent les énergies fossiles en fournissant une énergie mécanique. Il s'agit de garder les mêmes technologies de moteur à combustion pour les véhicules terrestres et de turbopropulseur ou de turboréacteur pour l'aviation. Les technologies de moteurs thermiques ont simplement besoin de s'adapter aux propriétés de l'hydrogène notamment en modifiant l'injecteur pour qu'il fonctionne avec un gaz. L'étanchéité doit également être retravaillée du fait de la petite taille de la molécule de dihydrogène [17], [18]. Le rendement de cette technologie est d'environ 40 % et est ainsi similaire aux moteurs thermiques actuels. Cette technologie est intéressante par sa facilité de mise en oeuvre et permet d'avoir des propulseurs avec des gammes de puissances importantes. Le constructeur Rolls-Royce a effectué en 2022 et 2023 des premiers essais d'un turbopropulseur de puissance comprise entre 600 kW et 1200 kW avec une combustion d'hydrogène. Le constructeur a pour objectif de proposer de nouvelles applications hybrides-électriques, notamment les avions électriques VTOL (Vertical Take Off Landing) et STOL (Short Take-off and Landing aircraft), ainsi que les avions de ligne régionaux comptant jusqu'à 19 sièges passagers.

La deuxième solution utilise des PaC. La réaction chimique permet d'obtenir cette fois-ci une puissance électrique. Il existe un certain nombre de technologies de PaC mais celle qui est la plus développée pour les applications mobiles est la PaC à membrane échangeuse de protons dite PEMFC (Proton Exchange Membrane Fuel Cell). Ce type de pile permet un démarrage rapide à froid et permet de fournir des puissances de 100 W à 300 kW. Cette solution permet notamment d'avoir un rendement d'environ 60% mais est limitée en densité de puissance et en durée de vie. Pour augmenter la puissance disponible, les technologies combinant plusieurs Stack (appelé multistack) de PaC sont à l'étude [19].

Les constructeurs d'aéronefs estiment que les PaC sont mieux adaptées aux aéronefs de petites tailles avec des densités de puissances limitées [20]. Il s'agit d'une alternative possible pour les avions régionaux ou plus compacts. Pour les avions transcontinentaux avec des turbopropulseurs nécessitant des puissances plus importantes, la solution thermique est plus facilement déployable. Si le progrès permet une amélioration des PaC fonctionnant à des densités de puissances plus élevées, cette technologie pourrait remplacer les solutions thermiques grâce à un meilleur rendement. Le choix entre les deux utilisations de l'hydrogène n'est pas encore arrêté chez les industriels; cela dépendra du rendement énergétique final et du coût des deux technologies.

1.1.3.4 La durée de vie des systèmes à hydrogène

La durée de vie des systèmes à hydrogène est le point qui a le plus limité le développement de cette technologie. En raison de leur coût d'achat élevé, les moteurs à hydrogène et les PaC doivent avoir une longue durée de vie pour être amortis. Dans le cas des moteurs thermiques à hydrogène, la principale difficulté provient de la corrosion provoquée par l'hydrogène [21]. La

seconde difficulté est de lutter lors de la combustion de l'hydrogène contre la dilution des huiles permettant la lubrification du moteur. Ces moteurs existent en prototype mais n'ont pas encore été éprouvés pour tenir aussi longtemps que les moteurs thermiques conventionnels. Pour l'aviation, la technologie doit être plus mature afin de proposer des alternatives qui permettent aux réacteurs d'avoir des durées de vie performantes. Dans le cas des PaC, la durée de vie est le point faible de cette technologie. Malgré des progrès considérables avec une recherche très active, la durée de vie des PaC de type PEMFC est seulement passée de 3900 h en 2015 [22] à environ 4180 h en 2022 [2] sur des cycles de conduite. Ces chiffres sont bien en-dessous des prévisions effectuées par le département de l'énergie américaine [3] qui avait donné un objectif de 5000 h pour 2020 afin d'atteindre dans l'avenir (2025) 8000 h de fonctionnement avec une dégradation limitée à 10 %. 8000 h est équivalent à un parcours d'environ 150 000 miles (240 000km) pour un véhicule thermique. Pour amener cette technologie dans l'aviation, la durée de vie doit augmenter considérablement afin qu'économiquement, les PaC soient une alternative crédible.

Dans le cadre de la thèse, nous avons utilisé une PaC pour exploiter l'hydrogène facilement compatible avec un moteur électrique. L'utilisation des PaC nécessite cependant toujours l'association à une source auxiliaire (une batterie classiquement). Cela s'appelle l'hybridation.

1.1.4 L'hybridation dans la mobilité électrique

Le terme hybride est très utilisé de nos jours dans de nombreux domaines pour représenter l'association de plusieurs systèmes. Dans le cas de la transition énergétique, le terme hybride signifie que le véhicule dispose de plusieurs sources d'énergie. Il s'agit bien souvent d'une source d'énergie primaire assurant l'autonomie et d'une source d'énergie secondaire avec un stockage réversible permettant de récupérer de l'énergie.

1.1.4.1 Applications hybrides existantes

Dans le cas des voitures hybrides commercialisées, le mot hybride signifie que la voiture possède une source d'énergie thermique et électrique. La part d'hybridation et le type d'architecture employé [23] varient selon les véhicules avec une tendance générale qui augmente l'utilisation de la source électrique pour les véhicules les plus modernes. La littérature distingue 4 catégories de véhicules hybrides [24] :

- Micro hybrid : Pour des puissances jusqu'à 10 kW, la technologie Stop & Start permet en ville une économie de carburant d'environ 10 %.
- Mild hybrid : Pour les puissances allant de 10 à 20 kW, la technologie Stop & Start peut être plus évoluée avec l'intégration d'un moteur électrique permettant une aide supplémentaire lors des phases de démarrage, d'accélération et une récupération d'énergie apportant

jusqu'à 20 % d'économie de carburant.

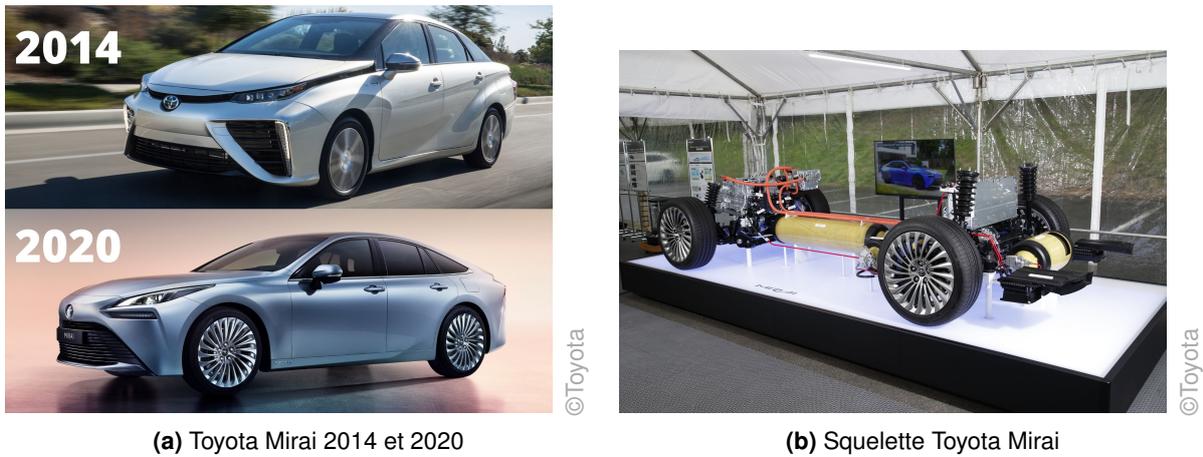
- Full hybrid : Pour des puissances allant jusqu'à 150 kW, le véhicule dispose d'une batterie rechargée par le moteur thermique. Le véhicule roule en 100 % électrique à faible vitesse et est rechargé par le moteur thermique quand celui-ci prend de la vitesse ou que le niveau de charge est trop faible. Cela permet d'économiser jusqu'à 40 % de carburant en ville.
- Plug-in hybrid : Pour des puissances allant jusqu'à 150 kW, le véhicule dispose d'une batterie (rechargeable par le réseau électrique) lui permettant de rouler à faible vitesse en 100 % électrique (entre 30 et 150 km selon les modèles) pour les petits trajets. Le moteur thermique vient en complément pour les trajets plus importants et est capable de recharger la batterie. Cette technologie permet d'économiser jusqu'à 75 % de carburant sur les cycles urbains.

La technologie Stop & Start a été le premier pas vers une hybridation massive jusqu'à aujourd'hui, avec des véhicules capables d'avoir une propulsion 100 % électrique grâce à une batterie embarquée sur de petits trajets. Généralement, le carburant permet à la voiture d'assurer l'autonomie tandis que l'électrique permet à la voiture de démarrer, de rouler à faible vitesse et de récupérer l'énergie au freinage. L'hybridation permet d'utiliser dans ce cas chacune des sources dans leur plage de fonctionnement idéal. Par rapport à un véhicule thermique, il est possible d'économiser jusqu'à 40 % de carburant pour les technologies full hybride (batterie rechargée par le moteur thermique) et jusqu'à 75 % pour les technologie Plug-in (batterie rechargeable sur le réseau). Ces chiffres sont obtenus par la marque Renault sur des cycles WLTP (Worldwide harmonized Light vehicles Test Procedure) [25]. Ces hybridations ont mis du temps à arriver sur le marché notamment à cause du surcoût à l'achat de ces véhicules nécessitant une double motorisation et l'ajout de la batterie. Ces dernières années, avec les normes mises en place par les gouvernements et les malus des véhicules thermiques, ces technologies deviennent obligatoires pour les constructeurs afin de rester compétitifs.

1.1.4.2 Hybridation 100 % électrique

On parle aussi d'hybridation, lorsqu'un véhicule est alimenté par plusieurs sources d'énergie électriques. L'exemple le plus concret de véhicules hybrides électriques sont ceux utilisant comme source primaire l'hydrogène. En effet, l'utilisation d'une PaC nécessite l'association d'une source auxiliaire comme une batterie. Par exemple, la Toyota Mirai (Fig. 1.6) qui est le modèle de voiture à hydrogène le plus commercialisé au monde, est composée d'une PaC de 128 kW et d'une batterie de 1.24 kWh. La batterie a pour rôle d'aider au démarrage et de récupérer l'énergie lors des phases de freinage.

Cependant, pour les voitures électriques classiques utilisant comme source d'énergie primaire une batterie, l'hybridation avec une seconde source (comme des SC) ne s'est pas



(a) Toyota Mirai 2014 et 2020

(b) Squelette Toyota Mirai

Figure 1.6: Véhicules avec une PaC

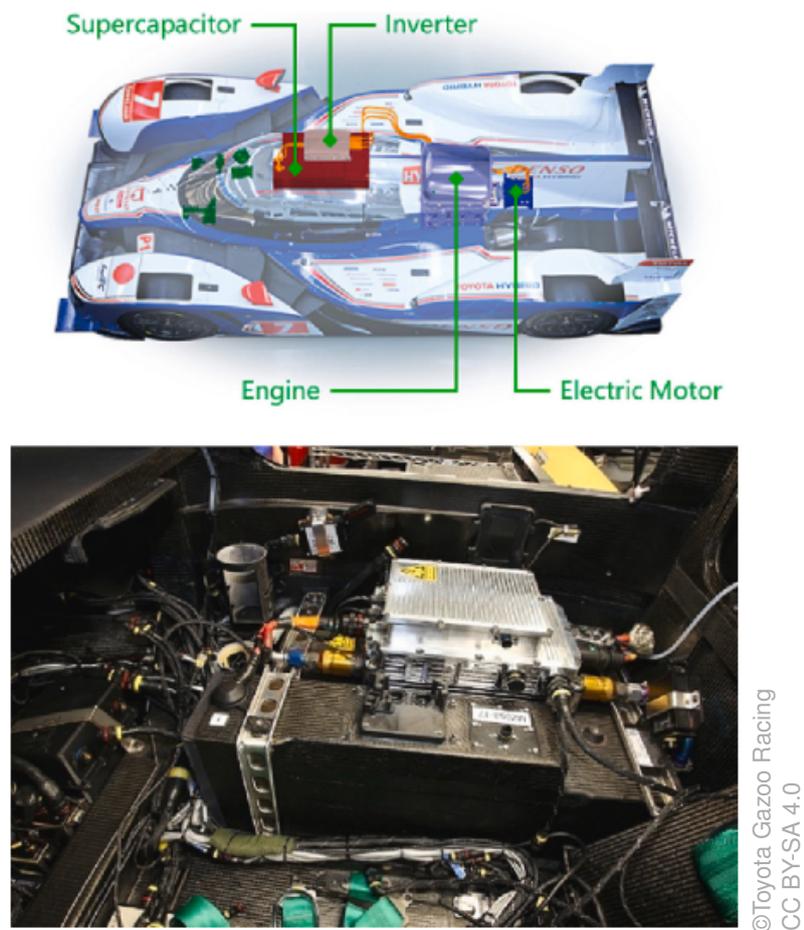


Figure 1.7: Voiture de course Toyota TS030 HYBRID et son système de super-capacités (2012)

développée industriellement. En effet, la batterie est une source ayant déjà la capacité d'être réversible, récupérant ainsi l'énergie au freinage. Seul des *concept cars* et des voitures de course [26] comme la Toyota TS030 Fig. 1.7 qui a participé aux 24h du Mans en 2012 ont embarqué ce type d'hybridation avec une capacité de stockage d'énergie de 500 kJ récupérable lors des phases de freinage apportant ainsi une puissance de 224 kW lors de la phase d'accélération. De nombreux travaux universitaires se sont intéressés à une hybridation avec des SCs ayant le rôle de la source auxiliaire permettant de supporter les pics de puissance afin de limiter l'usure et le dimensionnement de la batterie. Cependant, le surcoût initial de cette hybridation d'environ 25 % [27] n'est pas suffisamment compensé par rapport à l'apport de performance qu'il peut amener en termes de durée de vie, d'autonomie ou de sportivité du point de vue des industriels.

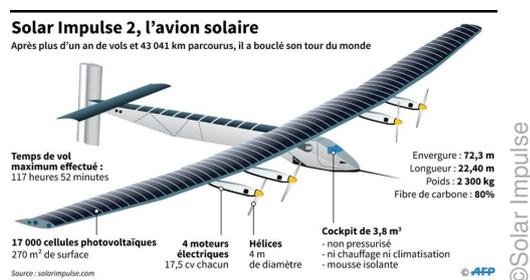
1.1.5 Applications hybrides disponibles pour la mobilité aérienne

Dans l'aéronautique, l'avion 100 % électrique n'existe pas sous forme industrielle, mis à part quelques petits avions de tourisme fonctionnant sur batterie. Le Pipistrel Velis Electro est un de ces petits avions permettant de transporter 2 personnes avec une autonomie d'1 h (Fig. 1.8). Ces avions ont comme argument marketing de diminuer considérablement le coût de la formation des jeunes pilotes ainsi que de diminuer les nuisances sonores des aéro-clubs. Cependant, ces avions sont extrêmement limités en endurance en comparaison avec leur version thermique capable de voler plus de 6 h.



Figure 1.8: Pipistrel Velis Electro (2020)

1.1.5.1 Hybridation dans l'aviation



(a) Plan du Solar Impulse



(b) Solar Impulse au-dessus d'Abu Dhabi en 2015

Figure 1.9: Solar Impulse

Le prototype le plus connu d'avion électrique hybride est le Solar Impulse (Fig. 1.9) avec une hybridation solaire et batterie lui permettant d'être totalement autonome pour voler. L'avion a ainsi effectué un tour du monde de 2015 à 2016. Cependant, cet avion nécessite une très faible charge alaire ainsi que l'envergure d'un Boeing 747 pour pouvoir transporter 1 personne. Pour proposer une autre comparaison, il faudrait une surface 14 000 m² (soit la surface de deux terrains de football) pour faire voler un petit avion régional avec des panneaux photovoltaïques.

Récemment en 2023, la société ZeroAvia (Fig. 1.10) a fait voler le plus gros avion (un bimoteur DORNIER 228 de 19 places) avec un de ses deux moteurs alimenté par une hybridation hydrogène et batterie durant 20 min. La société espère certifier son groupe motopropulseur, capable de fournir une puissance de 600 kW, afin de commercialiser sa solution d'ici 2025.



Figure 1.10: Vol d'essai de 20 minutes à 5000 pieds en juillet 2023 de groupe motopropulseur de la marque ZeroAvia

Les grands avionneurs Boeing et Airbus ont des visions différentes concernant l'hydrogène.

Boeing ne se projette pas pour le moment sur le développement de cette technologie. A contrario, Airbus annonce depuis 2021 le développement d'un avion pour une commercialisation en 2035. Cependant, malgré une importante communication, très peu d'informations sont disponibles sur l'avancée du projet. Une annonce a été faite en 2024 par Airbus Upnext (branche innovation d'Airbus) sur la récupération de la source de froid de l'hydrogène liquide pour permettre l'utilisation de matériaux supraconducteurs diminuant ainsi la taille du groupe motopropulseur. Le gain de masse apporté participe à une amélioration du rendement général de l'utilisation de cette technologie.

Hormis, quelques prototypes en cours de réalisation, l'hydrogène est encore loin d'être utilisé pour des applications commerciales.

1.1.5.2 Hybridation dans le monde des drones

Pour tester des systèmes aériens utilisant de l'hydrogène, il est nécessaire de changer d'échelle. Les drones qui ont un coût de développement acceptable pour les laboratoires de recherche, ont, depuis une dizaine d'année, permis de nombreux projets de recherche de se monter autour des technologies de PaC afin de servir de démonstrateurs. L'un des projets marquant le domaine est celui initié par le Naval Reserch Laboratory avec le Ion Tiger.

1.1.5.3 Ion Tiger

Le Ion Tiger est un drone développé par le Naval Research Laboratory (NRL) aux USA durant près de 6 ans de 2007 à 2013 (Fig. 1.11). Les travaux du laboratoires ont commencé quelque années avant en 2003 avec une petite PaC de 100 W qu'ils ont installé dans un petit modèle de planeur. En embarquant 15 g d'hydrogène, le modèle a volé 3.3 h en 2005 [28]. Suite à ce premier développement, le NRL a voulu développer un drone d'une plus grande envergure afin de voler plus longtemps tout en ayant une capacité d'emport plus importante. Le programme du Ion Tiger a été financé par l'Office of Naval Research (ONR) des USA en 2007. Ce drone a une envergure de 5.18 m, une masse de 16.78 kg et est capable d'emporter 2.25 kg de charge utile. La puissance en vol de croisière est d'environ 300 W avec une vitesse de 50 km/h.

L'objectif initial du projet était de voler 24 h. Cela signifie qu'il faut embarquer 7200 Wh d'énergie. En considérant comme densité énergétique 33410 Wh/kg pour de l'hydrogène à température ambiante et un rendement de 45 % pour la PaC, il faut environ 16000 Wh soit environ 500 g d'hydrogène. Le Ion Tiger embarque une PaC de type PEMFC d'une puissance maximale de 550 W [29] et un réservoir d'hydrogène gazeux de 22 l à 345 bar. En novembre 2009, le Ion Tiger a volé 26 h avec des conditions climatiques clémentes. Les résultats de ces vols permettent d'obtenir un ratio de 1100 Wh/kg comme densité d'énergie massique pour cette technologie d'hydrogène, ce qui est environ 5 à 6 fois plus performant qu'avec



©US Naval Research Laboratory

Figure 1.11: Ion Tiger

| Organisation / Laboratoire | Nom du drone | Type de drone | Puissance PEMFC (W) | Type de stockage de l’hydrogène | Endurance (h) | Densité d’énergie (Wh/kg) | Ref |
|---------------------------------------|--------------|---------------|---------------------|---------------------------------|---------------|---------------------------|------|
| EnergyOr (2011) | Faucon H2 | Aile fixe | - | Gaz | 10 h 04 min | - | [31] |
| U.S. Naval Research Laboratory (2009) | Ion tiger | Aile fixe | 550 W | Gaz (345 bar) | 26 h | 1100 | [29] |
| U.S. Naval Research Laboratory (2013) | Ion tiger | Aile fixe | 550 W | Liquide | 48 h | 7600 | [30] |
| Skycorp (2018) | e-Drone Zero | Multirotor | 800 W | Gaz (300 bar) | 2 h | - | [31] |
| HES (2019) | Hycopter | Multirotor | 1500 W | Gaz (300 bar) | 3 h 30 min | 700 | [32] |
| The university of Sydney (2018) | Grob G109 | Aile fixe | 150 W | Metal hydride | 10 min | 3,28125 | [33] |
| TU Delft (2021) | NederDrone2 | VTOL | 800 W | Gaz (300 bar) | 3 h 38 min | 1415 | [34] |

Table 1.2: Drones embarquant une PaC

seulement des batteries (200 Wh/kg). Le projet a été poursuivi jusqu’en 2013 afin, cette fois-ci, d’embarquer de l’hydrogène liquide pour augmenter l’autonomie du drone. Il s’agit d’un des premiers projets de conception d’un réservoir d’hydrogène liquide aussi petit (22 l). Avec ce réservoir, le Ion Tiger a volé 48 h en 2013 [30]. Cette technologie a permis d’obtenir une densité énergétique de 7600 Wh/kg. La préparation du drone a nécessité une nuit complète pour remplir le réservoir avec l’hydrogène liquide avant de pouvoir effectuer le vol record. Ce projet est le premier de cette envergure permettant d’avoir des résultats sur l’endurance que peut apporter l’hydrogène liquide pour les drones.

Le Ion Tiger a permis d’ouvrir la voie vers de nombreux autres projets de recherche. Un certain nombre d’industriels a commencé à commercialiser depuis 2015 des PaC spécifiquement pour les applications de drones comme H3 Dynamics ou Intelligent Energy. Malgré de nombreux projets de recherche sur l’utilisation d’une PaC comme source d’énergie pour un drone, seulement un petit nombre est arrivé au stade de prototype volant. Les principaux sont listés dans le tableau 1.2.

1.1.5.4 VTOL : le Nederdrone

Le NederDrone 1.12 est un drone hybride capable d'effectuer des décollages et des atterrissages verticaux à l'aide de ses 12 hélices et de basculer en mode avion grâce à ses ailes fixes [34]. L'énergie est fournie par une hybridation entre une PaC de type PEMFC alimentée à l'hydrogène pour l'endurance et une batterie au lithium pour les situations de forte puissance. L'hydrogène est stocké dans un réservoir pressurisé autour duquel le fuselage du drone est optimisé. Ce drone a l'avantage de disposer d'un rayon d'action supérieur aux drones multirotors grâce au changement de mode de vol une fois dans les airs tout en étant capable de décoller de n'importe où sans avoir besoin d'une piste d'atterrissage. L'hydrogène permet d'apporter une autonomie supérieure.

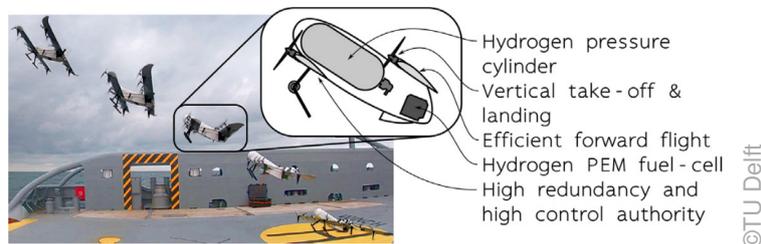


Figure 1.12: Le NederDrone

Ce drone est développé par l'université TU Delft au Pays-Bas. Il a effectué un vol de 3h38 le 30 septembre 2020 en mer en décollant d'un navire des gardes côtes. Cette endurance peut être améliorée en passant d'un stockage à 350 bar à 700 bar. Le Nederdrone a une masse au décollage de 8 kg pour une envergure de 2.24 m [35].

La PaC de 800 W est hybridée avec 4 batteries LiPo 6S 4500 mAh. L'hybridation est passive afin de limiter la masse de l'électronique de puissance mais subit des pertes causées par l'utilisation de diodes placées entre la PaC et les batteries, afin d'éviter un courant inverse. Les batteries permettent d'ajouter à la PaC la puissance nécessaire à la phase d'ascension verticale. Lors du vol de croisière, la PaC est alors suffisante pour alimenter le drone.

Les deux projets précédents montrent l'intérêt de l'hydrogène, permettant d'apporter une meilleure autonomie de vol pour une propulsion électrique pour un avion ou un VTOL. D'autres projets montrent aussi le gain d'autonomie apporté par l'hydrogène pour les multirotors [32].

1.1.6 Conclusion sur les PaC pour l'aéronautique

Pour amorcer la transition écologique du monde de l'aéronautique, l'hydrogène est la solution la plus crédible pour apporter une alternative aux énergies fossiles. Les PaC sont les dispositifs les plus matures pour convertir l'énergie stockée sous forme chimique en électricité. Seuls des

prototypes d'avion exploitent cette technologie qui, pour le moment, est bien plus chère, limitée en puissance et en durée de vie, ne permettant pas encore un développement industriel.

L'univers des drones, beaucoup plus accessible financièrement pour les laboratoires, permet l'étude et l'utilisation des PaC sur des prototypes volants. Les PaC nécessitent une hybridation pour fonctionner et notamment pour palier les problématiques de faible densité de puissance. Le monde de l'aéronautique a la particularité de proposer des cycles spécifiques constitués d'une phase d'ascension très exigeante en puissance, suivie d'une phase de vol de croisière beaucoup moins exigeante. Les différents projets de recherche montrent que la technologie des PaC est fonctionnelle pour assurer le vol d'un drone. Cependant, pour passer l'étape de prototype et avoir un avenir industriel, les PaC doivent trouver des solutions pour compenser leurs faiblesses que sont la densité de puissance et la durée de vie.

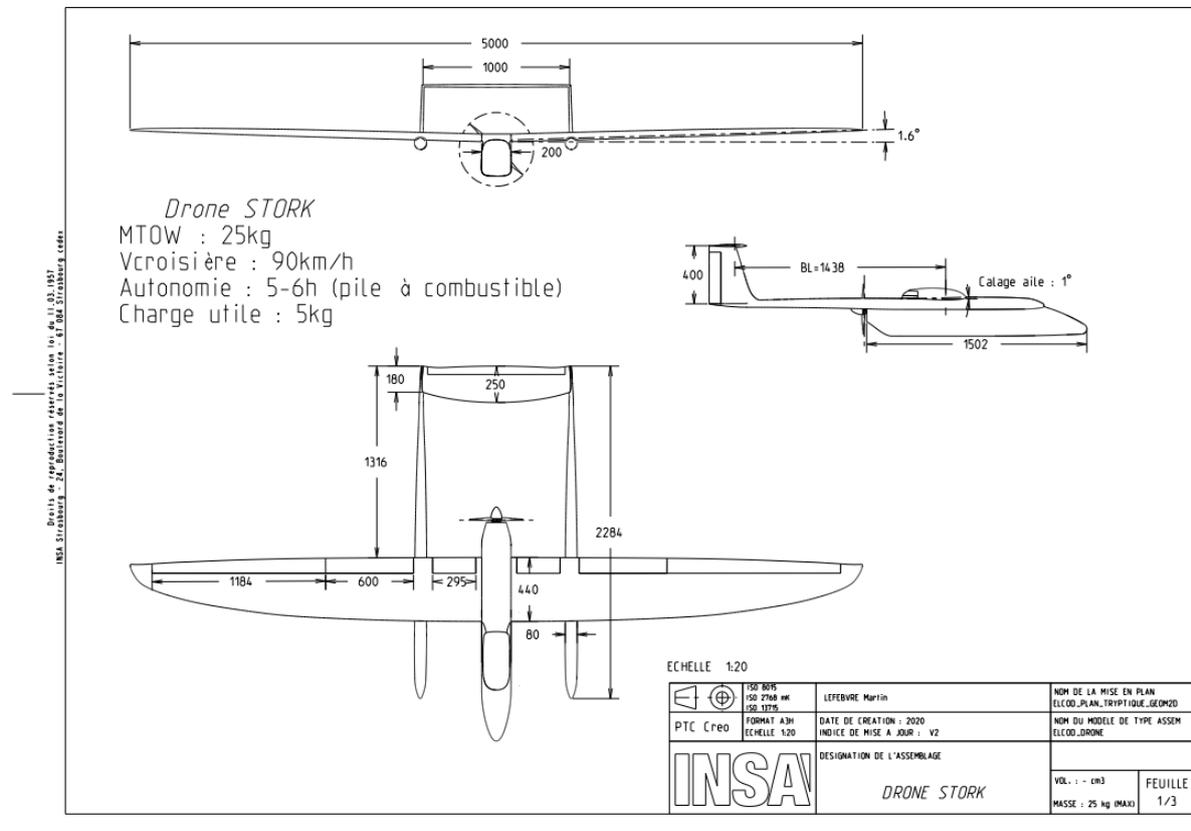
L'hybridation est une première piste pour combler ces lacunes en associant d'autres sources d'énergie comme des batteries ou des SCs. Afin d'avoir une hybridation performante, il est essentiel de développer une architecture d'électronique de puissance pilotable qui va permettre d'optimiser le fonctionnement de chacune des sources. Dans le cadre de cette thèse, l'hybridation va avoir pour objectif principal de limiter les variations de courant demandées à la PaC afin d'en limiter le vieillissement. L'ensemble des essais et simulations est appliqué au cas du vol du drone Stork développé à l'INSA Strasbourg.

1.2 Cas d'application : le drone Stork

De 2017 à 2020, l'INSA Strasbourg a fait partie d'un projet de recherche européen nommé ELCOD (Endurance Low COst Drone). Porté par 3 organismes (la Hochschule d'Offenbourg, le CNRS (centre national de la recherche scientifique) et l'INSA Strasbourg), ce projet avait pour objectif de réaliser un drone avion de grande endurance de moins de 25 kg permettant d'embarquer des charges utiles inférieures à 5 kg, composées notamment d'un système de mesure de la pollution atmosphérique [36]. Deux solutions de propulsion ont été étudiées : une propulsion classique à moteur thermique à carburation optimisée et une électrique basée sur une PaC. L'INSA Strasbourg avait pour rôle de développer un drone capable d'être propulsé par une PaC tout en minimisant les coûts.

Le drone Stork développé par l'INSA dans le cadre de ce projet a été conçu en matériaux composites à base de fibres de verre et de carbone [37]. Il s'agit d'un drone avion bi-poutre avec une envergure de 5 m dimensionné pour avoir une masse maximale au décollage de 25 kg dont 5 kg de charge utile. Le triptyque du drone Stork est représenté sur la figure 1.13. La conception de chacune des pièces a été effectuée à l'INSA Strasbourg, de la fabrication des moules aux différentes pièces composant le drone. L'étude a ensuite été poursuivie par la thèse de Martin Lefebvre sur l'étude d'un composite biosourcé lin/elium [38] appliqué

spécifiquement au drone Stork.



©Martin Lefebvre

Figure 1.13: Triptyque du drone Stork Mk.2

1.2.1 Dimensionnement des sources d'énergie

Durant la phase de conception, il a fallu estimer la puissance nécessaire afin de sélectionner les sources d'énergies et notamment la PaC. La première étude aérodynamique a permis d'estimer que la consommation du moteur du drone à 25 kg en vol de croisière à une vitesse de 90 km/h serait d'environ 600 W en considérant un rendement du groupe motopropulseur de 60 % (Fig. A.5). Pour les phases d'ascension, l'estimation est entre 1000 et 2500 W selon le taux de montée [39].

A partir de ces estimations, le dimensionnement de la PaC et de la batterie a été effectué. En 2017, peu de constructeurs de PaC pour l'aérien était disponibles en restant dans les moyens du projet. Le constructeur HES energy system, devenu H3dynamics, proposait alors une gamme limitée de puissance disponible (notamment 500 et 1000 W). Une pile de 1000 W a alors été choisie avec un réservoir de 6 l capable de stocker de l'hydrogène à 300 bar. Cette pile est associée à une batterie LiPo 8S permettant de démarrer la PaC et de fournir le surplus d'énergie

lorsque le drone a besoin de plus de 1000 W. Le fuselage du drone a alors été conçu en fonction de la forme de la PaC et du réservoir d'hydrogène sélectionné (Fig. 1.15).

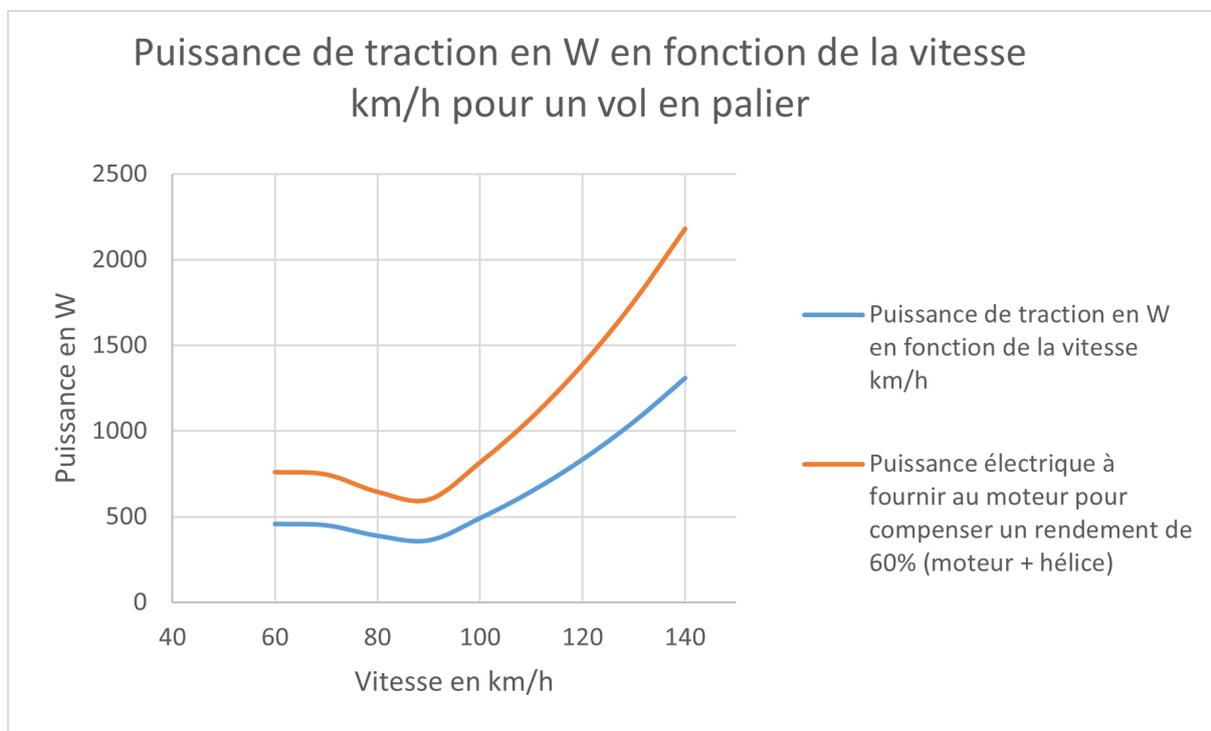


Figure 1.14: Estimation de la puissance aérodynamique du drone Stork en fonction de la vitesse de croisière

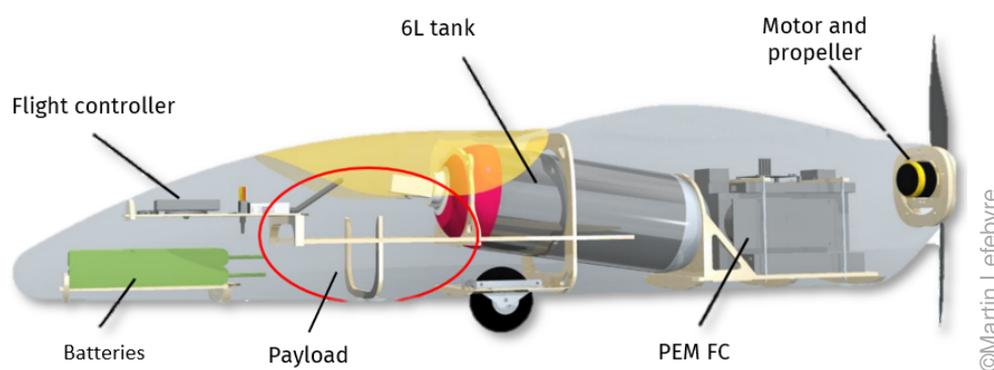
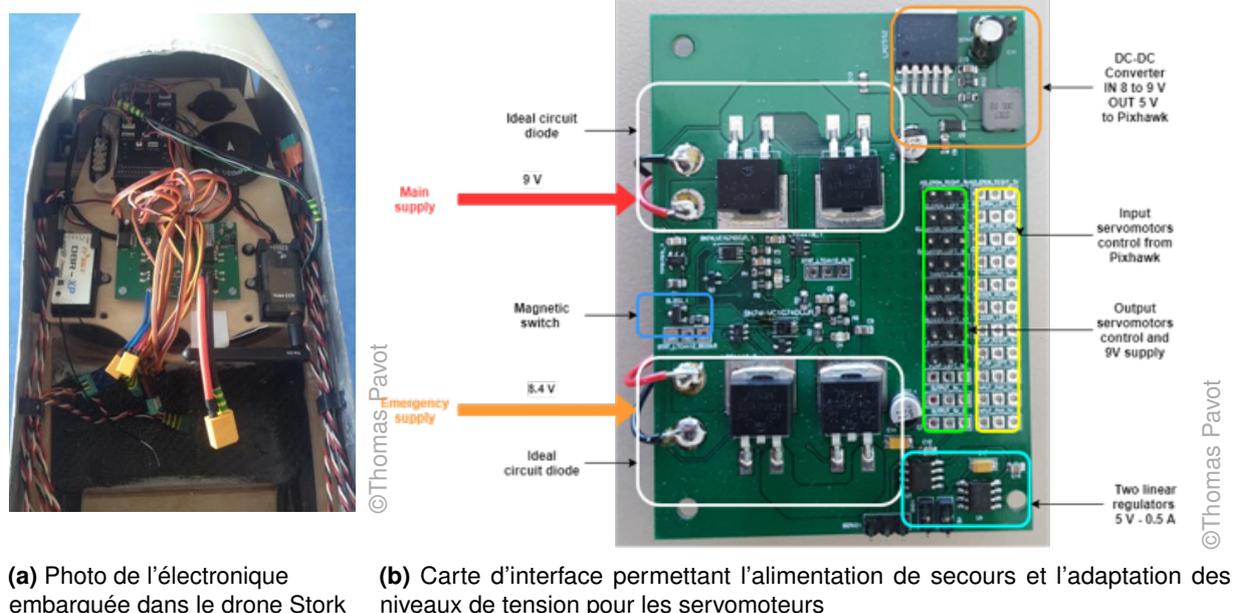


Figure 1.15: Fuselage du drone Stork MK2

1.2.2 Électronique embarquée

L'électronique embarquée est représentée par le diagramme fonctionnel sur la figure 1.17. Le drone comporte 9 actionneurs (1 moteur et 8 servomoteurs) contrôlés par un contrôleur de vol Pixhawk entouré d'un certain nombre de périphériques (GPS, boussole, sonde pitot, capteur



(a) Photo de l'électronique embarquée dans le drone Stork

(b) Carte d'interface permettant l'alimentation de secours et l'adaptation des niveaux de tension pour les servomoteurs

Figure 1.16: Électronique embarquée

de tension/courant, télémétrie, récepteur radio et lidar 2D). L'ensemble de ce matériel est placé à l'avant du fuselage (Fig. 1.16a) dans une zone conçue en fibre de verre sans renfort carbone pour éviter tout blindage électromagnétique. Il y a également une redondance apportée par une carte d'interface (Fig. 1.16b) permettant d'avoir une alimentation de secours avec une petite batterie LiPo 2S 2500 mAh. Cette batterie permet seulement d'alimenter le contrôleur de vol et les servomoteurs afin d'avoir la capacité d'effectuer un atterrissage d'urgence en mode plané (sans propulsion du moteur principal).

Le suivi du drone se fait à l'aide d'une station au sol. Le logiciel utilisé est opensource du nom de QGroundStation. L'utilisation de tout l'environnement Pixhawk et de son code PX4, également opensource, permet de programmer des missions automatiques, du décollage à l'atterrissage, en passant par différentes positions GPS. Il est aussi possible d'intégrer un ordinateur compagnon, tel qu'un Raspberry Pi, pour étendre les fonctionnalités non disponibles nativement dans cet environnement. Cela permet, par exemple, de programmer des modules comme la gestion de la pile à combustible (PaC) ou d'effectuer du traitement d'image, notamment via l'intelligence artificielle. Ce traitement peut alors permettre de contrôler en temps réel le déplacement du drone par une communication directe avec la Pixhawk. De plus, il est possible d'ajouter une communication longue distance, GSM ou satellite, avec la station au sol. L'utilisation de la Pixhawk donne l'occasion d'obtenir les enregistrements (logs) des vols effectués et permet ainsi de suivre la consommation réelle du drone en fonction des différentes phases de vol (décollage, vol de croisière, prise d'altitude...). Ces enregistrements sont primordiaux et nous ont permis de définir le cycle de vol de référence utilisé dans cette thèse.

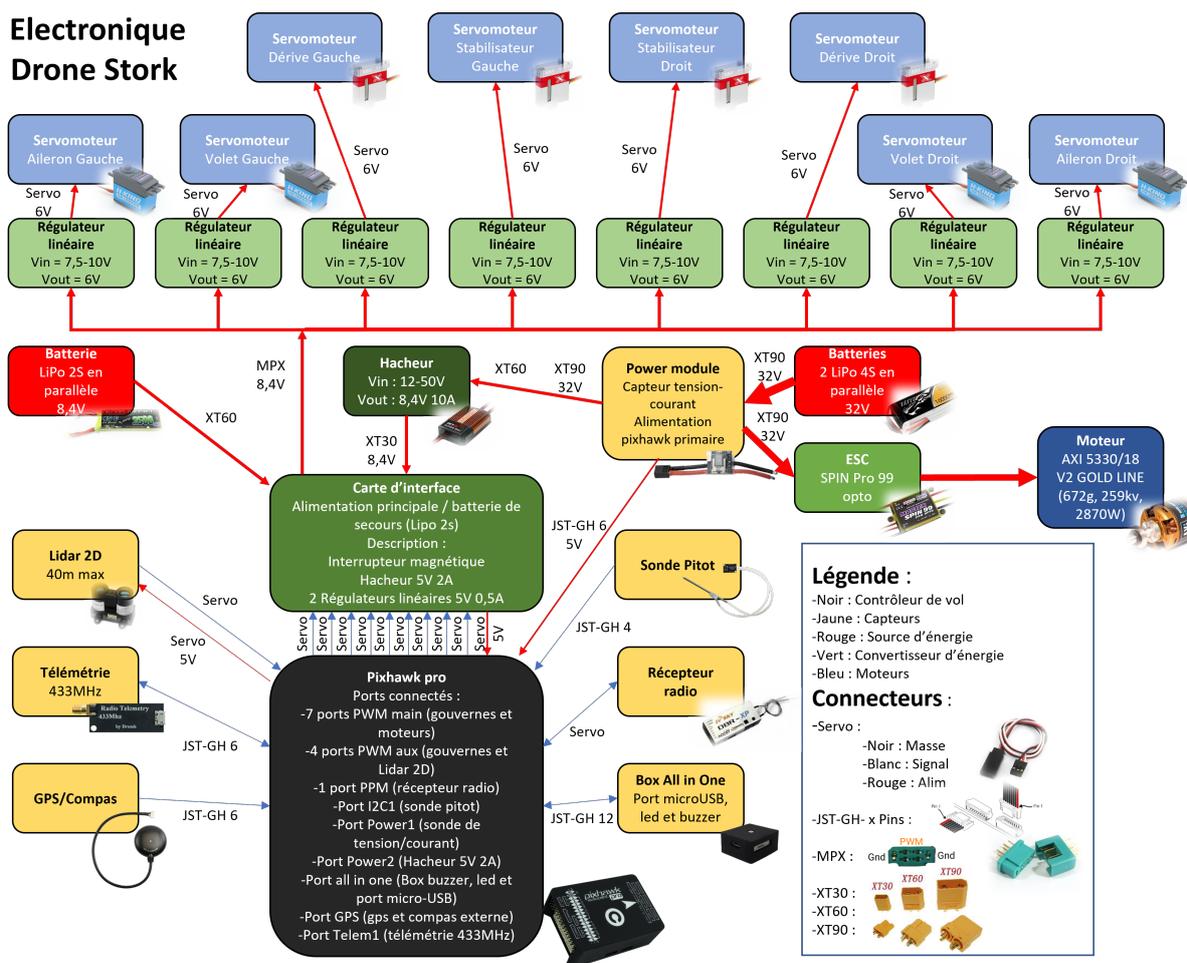


Figure 1.17: Electronique embarquée drone Stork

1.2.3 Vol de référence du drone Stork

Contrairement aux véhicules routiers, la littérature ne définit pas de cycle type pour l'aviation, comme WLTP ou Artemis. Les publications parlent généralement de cycles LTO (Landing and takeoff) [40] puisque le cycle classique d'un avion de ligne se découpe en trois phases : le décollage, le vol de croisière et l'atterrissage. Ayant fabriqué et fait voler le drone Stork, le choix du vol de référence a été fait en fonction de l'application de capture de polluants atmosphériques. Cependant, ce vol de références avec différents paliers d'altitude, est parfaitement représentatif des missions typiques des drones.

Le prototype du drone Stork a effectué 21 vols dans la région de Strasbourg entre 2019 et 2020. Cela correspond à un cumul de 4h40 de vol avec une vitesse moyenne d'environ 65 km/h. Tous les vols ont été effectués uniquement avec des batteries. Le drone Stork n'a pas

encore volé avec la PaC pour des raisons de sécurité et d'autorisation de vol.

Le vol de référence utilisé dans cette thèse a été effectué le 16 juillet 2020. Le drone avait une masse de 17.5 kg et a volé 24 min, équipé uniquement d'une batterie. Pour simuler la masse de la PaC et de son réservoir, le drone avait été lesté de 4 kg et avait emporté une charge utile d'environ 2 kg. L'objectif de la mission était de cartographier les polluants atmosphériques à différentes altitudes (200, 250 et 300 m) (Fig. 1.18 et 1.19a).

Le cycle comprend plusieurs phases de vol :

- **Phase 1 : Décollage** : Lors de l'essai, le décollage a été effectué en mode manuel, contrôlé directement par le pilote. Cette phase est essentielle dans le vol du drone puisqu'il s'agit du moment où la demande en puissance est la plus importante (jusqu'à 2500 W). Cette phase dure environ 40 s.
- **Phase 2 : Régime de croisière** : Les phases de régimes de croisière sont au nombre de trois sur ce vol. Le drone avait une altitude et une vitesse de vol (20 m/s) constantes. Le vol du drone était en mode automatique. La trajectoire de vol ayant été programmé à l'avance, le drone a effectué un quadrillage visible sur la figure 1.18 en vol automatique. Chacune de ces trois phases avaient une durée d'environ 6 min 30 s
- **Phase 3 : Ascensions intermédiaires** : Il s'agit de deux ascensions qui durent chacune environ 13 s et qui sont effectuées en mode automatique par le drone, permettant le changement d'altitude.
- **Phase 4 : Manuel et atterrissage** : Cette phase correspond à la toute fin du vol, une fois que le drone a terminé le quadrillage de la dernière altitude. Le contrôle en manuel est repris par le pilote. Il est intéressant de constater qu'il y a une courte phase de plané où la consommation du drone chute à 2 A. Il y a également une reprise d'altitude avant de terminer par l'atterrissage où il est possible de voir un faible courant négatif provenant de l'arrêt de la rotation du moteur. Cette phase dure 2 min 30 s.

Ce vol a permis d'obtenir des données sur la consommation électrique du drone. Lors des phases d'ascension et notamment au décollage, la puissance demandée par le moteur peut atteindre 2500 W, ce qui correspond à un courant de 80 A. Lors du vol de croisière, la puissance moyenne était d'environ 450 W correspondant à environ 15 A (Fig.1.19b).

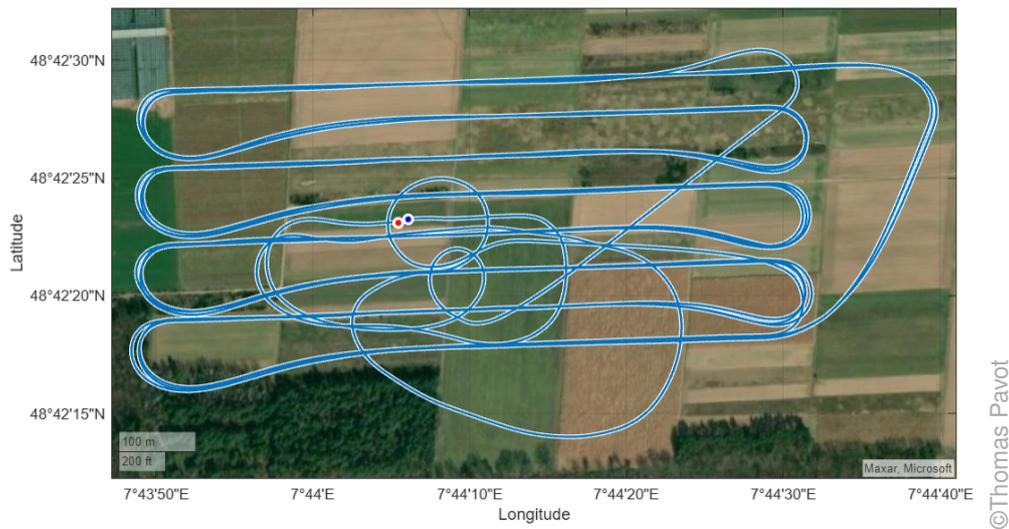
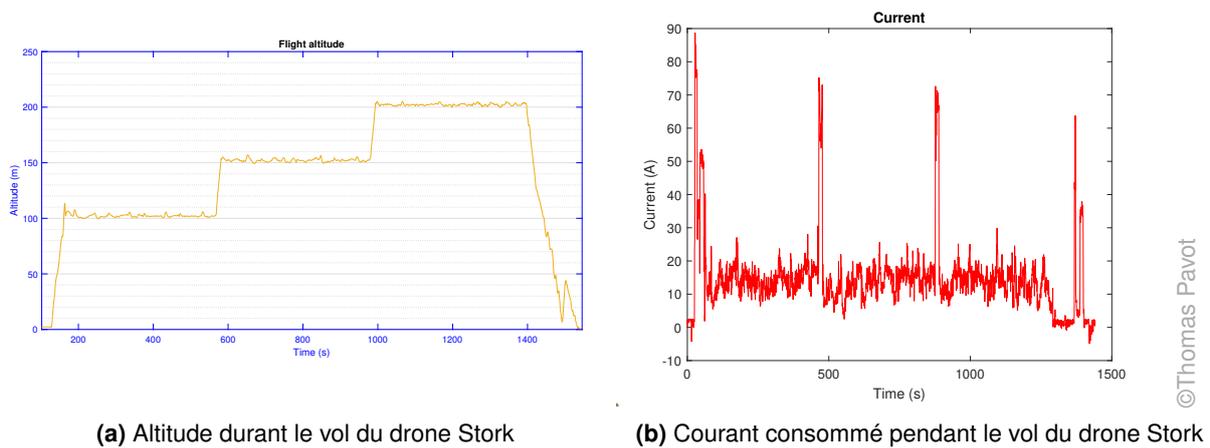


Figure 1.18: Carte du vol du drone Stork



(a) Altitude durant le vol du drone Stork

(b) Courant consommé pendant le vol du drone Stork

Figure 1.19: Courbes du vol de référence du drone Stork

Ces données de vol vont servir de cycle de courant de référence pour l'ensemble des travaux menés dans cette thèse. Ce cycle est intéressant puisqu'il comprend 4 phases distinctes, le décollage, le vol de croisière, des ascensions intermédiaires et l'atterrissage.

1.2.4 Difficultés rencontrées avec la PaC du drone Stork

La PaC utilisée durant le projet n'a pas pu être testée en vol sur le drone, notamment à cause de problèmes rencontrés lors d'une campagne d'essais effectués sur un banc de test.

La PaC à notre disposition est une pile Aerostak de 1000 W de l'entreprise HES energy systems, reçue en 2018 (Fig. 1.20). Ses caractéristiques sont détaillées dans le tableau 1.3. Il s'agit d'une PaC à membrane échangeuse de proton (PEMFC) en mode bouché (*dead-end mode*) utilisant comme réactif du dihydrogène et du dioxygène. Le type *dead-end* signifie que le



Figure 1.20: PaC Aerostak 1000 W

| | |
|---|----------------------|
| Type of Fuel Cell | PEM |
| No. of Cells | 50 |
| Rated Performance | 34 A at 30 V |
| Continuous Output Power | 1000 W |
| Output Voltage Range | 30 V - 47 V |
| Design Lifetime | 500 h |
| Weight | 2182 g |
| Recommended Battery Size | 8S 3 Ah |
| Reactants | Hydrogen & Air |
| Hydrogen Gas Purity | 99.999 % |
| Rated Hydrogen Consumption | 14 L/min |
| Required Hydrogen Input Pressure | 0.55 – 0.77 bar |
| Operating Temperature Range | 0 °C to 35 °C |
| Maximum Temperature Shutdown | 65 °C |
| Low Voltage Shutdown | 29 V |
| Humidification | Self-humidified |
| Cooling | Air (Integrated Fan) |
| Startup Time (with H2 gas tank) | < 30 s |
| Stack Efficiency | 50 % |

Table 1.3: Caractéristiques techniques de la pile Aerostak 1000 W

conduit anodique où transite le dihydrogène est fermé avec une valve qui s'ouvre régulièrement pour effectuer une purge. Le dihydrogène provient d'un réservoir sous pression (300 bar maximum) qui est détendu entre 0.55 et 0.77 bar avant d'entrer dans la PaC, tandis que le dioxygène provient de l'air sans utiliser de compresseur. Sans compresseur, le rendement est amélioré mais la pile est limitée en puissance et ne peut pas être utilisée à des altitudes supérieures à 3000 m. Pour fonctionner, la PaC est associée à une batterie LiPo 8S qui fournit le complément au démarrage et lors des pics de puissance supérieurs à 1000 W.

L'architecture d'électronique de puissance initiale pour associer la PaC à la batterie est une architecture passive. La batterie est sélectionnée pour avoir la tension (lorsqu'elle est

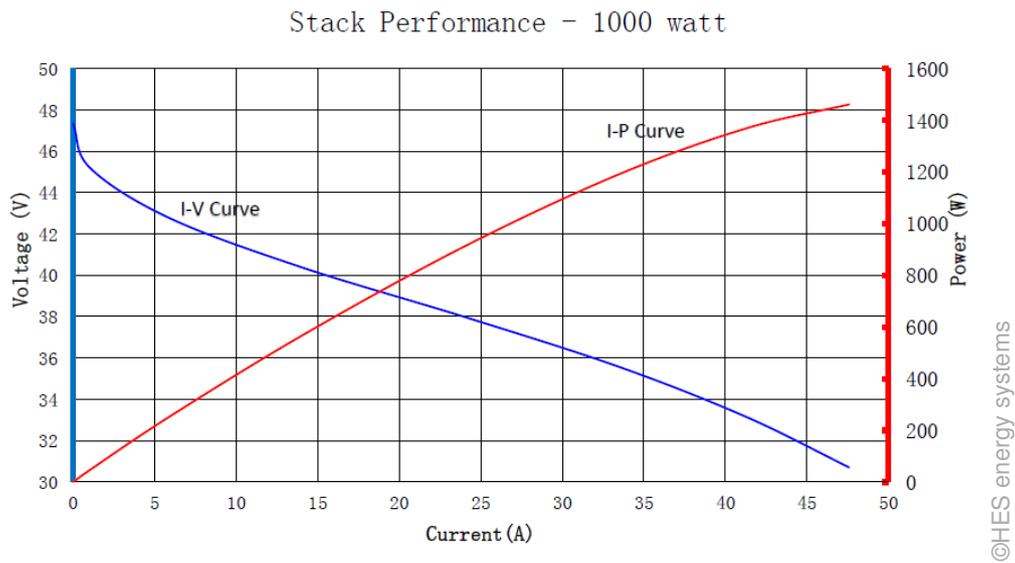


Figure 1.21: Courbe de polarisation de la PaC aerostak 1000 W

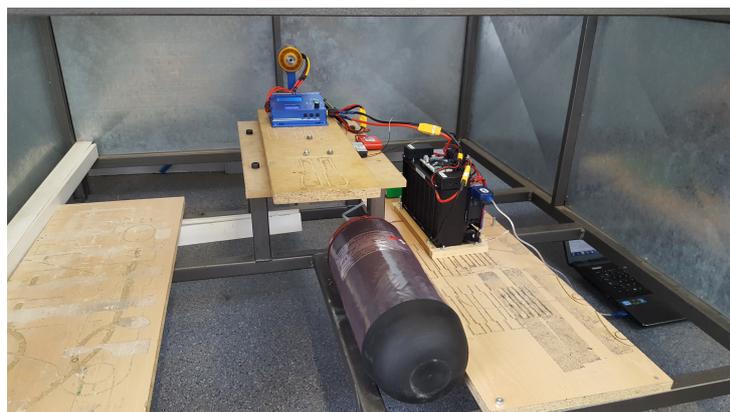


Figure 1.22: Banc d'essai INSA PEMFC Aerostak 1000 W

complètement chargée) qui correspond à la tension de la PaC pour une charge de 1000 W (Fig. 1.21). Si les besoins de la charge sont supérieurs à 1000 W, la batterie se décharge en fournissant ainsi le surplus de puissance. Lors d'un fonctionnement inférieur à 1000 W, une partie de la puissance sera utilisée pour maintenir ou recharger la batterie.

Le système complet intégrant la PaC et la batterie a été testé sur un banc de test à l'INSA Strasbourg (Fig. 1.22), les essais ont permis de faire fonctionner le système complet jusqu'à 1500 W et a fait apparaître des problèmes provoqués par la purge de la PaC, qui ne sont pas détaillés par le fabricant.

Les essais ont rapidement révélé que la purge provoquait une chute de tension régulière toutes les 10 secondes, durant environ 100 ms. La purge est visible sur cet essai (Fig. 1.23), où un escalier de courant est appliqué via une charge active, pour tester la PaC de 0 à

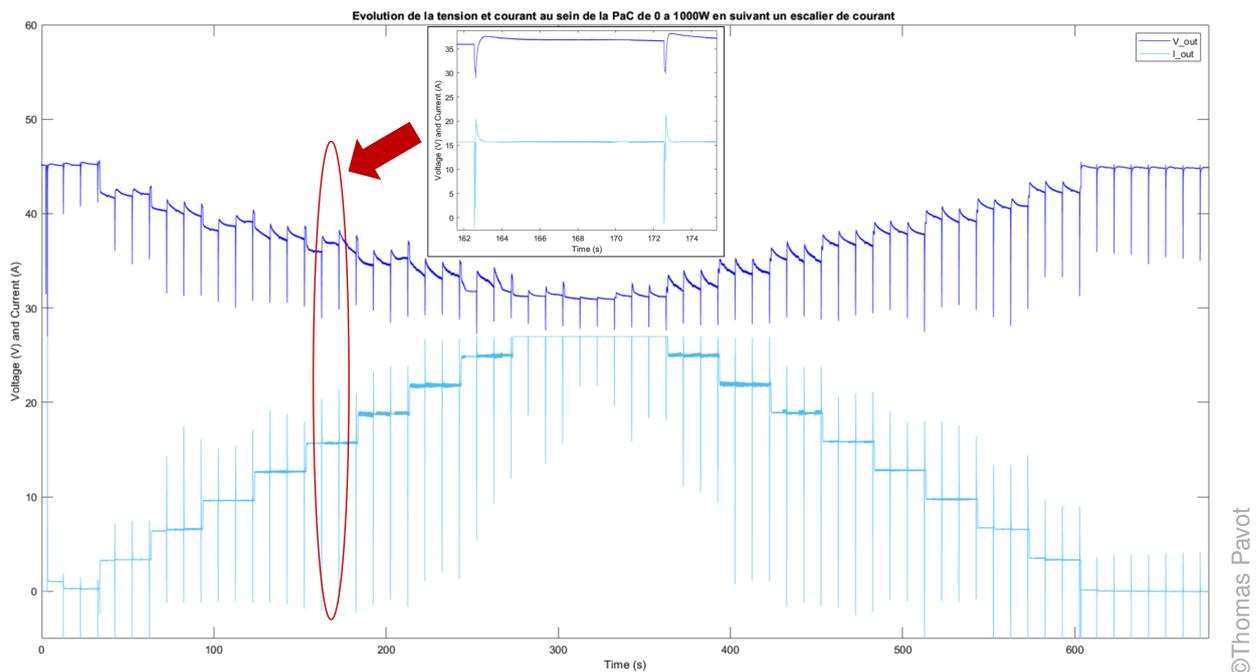


Figure 1.23: Résultat des mesures de tension et courant en sortie du système Aerostak en appliquant un escalier de courant

1000 W. Chaque purge provoque une chute de tension ainsi qu'un pic de courant compensé par la batterie.

Lors des essais sur banc de test avec le moteur et l'hélice du drone, la chute de tension causée par la purge entraînait une diminution de la vitesse de rotation du moteur *brushless*. En augmentant la puissance du banc d'essai jusqu'à 1500 W pour simuler un décollage, la purge a provoqué une désynchronisation du moteur *brushless*, entraînant son arrêt immédiat.

Il était donc crucial de repenser l'architecture de l'électronique de puissance pour éviter ce scénario lors d'un vol réel du drone. Il n'est pas possible de généraliser ce fonctionnement pour l'ensemble des PEMFC disponibles sur le marché. La gestion des purges selon les constructeurs est différente et peut être mieux gérée.

1.3 Conclusion du chapitre 1

L'objectif de ce premier chapitre a été tout d'abord de présenter les aspects environnementaux amenant à un besoin d'effectuer une transition écologique vers une mobilité plus verte, notamment dans le secteur de l'aéronautique. La solution d'utiliser des batteries pour le secteur du transport terrestre pour effectuer la transition n'est pas transposable à l'aviation en raison d'une densité énergétique trop faible. L'alternative qui apparaît alors est l'utilisation de

l'hydrogène ayant une densité massique énergétique supérieure aux énergies fossiles. Cependant, sa faible densité volumique nécessite de repenser l'architecture des avions. Afin de réduire cette contrainte, l'hydrogène doit être stocké sous forme liquide, occasionnant de nombreuses difficultés pour amener et maintenir ce gaz dans cet état.

L'utilisation de l'hydrogène par l'intermédiaire de PaC apporte son lot de nouvelles contraintes. La densité de puissance et la durée de vie de ces systèmes sont encore très limitées, occasionnant un coût important et freinant l'industrialisation de ces systèmes énergétiques. En raison de ces difficultés, un faible nombre de prototypes a vu le jour. Les drones étant plus petits, moins coûteux et nécessitant moins de contraintes sur la sécurité, permettent à des laboratoires de développer des prototypes alimentés par une PaC comme le Ion Tiger avec son record de 48 h de vol avec de l'hydrogène liquide.

Pour pallier ces problématiques, l'hybridation de plusieurs sources est une piste pour seconder la PaC en cas de forte puissance et proposer une gestion d'énergie maximisant sa durée de vie. Idéalement, une optimisation globale et multicritère, couplant à la fois l'architecture, la gestion et le dimensionnement des composants, permettrait d'obtenir une solution optimisée. Cependant, compte tenu du temps imparti et des contraintes liées aux composants disponibles, l'étude se focalisera sur l'optimisation de l'architecture d'électronique de puissance et des algorithmes de gestion d'énergie. Le drone Stork développé à l'INSA Strasbourg servira d'application, en utilisant un de ses vols comme cycle de référence pour tester ces différentes stratégies, avec pour objectif de limiter les contraintes sur la PaC et prolonger sa durée de vie.

2

Descriptif de l'architecture d'hybridation et des sources (PaC, batterie et SC)

Sommaire

| | | |
|---------|---|----|
| 2.1 | État de l'art des architectures d'hybridation | 54 |
| 2.1.1 | Hybridation d'une PaC : avec quelle source ? | 55 |
| 2.1.2 | Architecture d'hybridation | 56 |
| 2.1.2.1 | Architecture directe ou passive | 56 |
| 2.1.2.2 | Architecture totalement active | 58 |
| 2.1.2.3 | Architecture semi-active | 59 |
| 2.2 | Les différentes sources et moyens de stockage disponibles pour l'hybridation électrique | 60 |
| 2.2.1 | Pile à combustible (PaC) | 60 |
| 2.2.1.1 | Historique des PaC et leurs différentes technologies | 60 |
| 2.2.1.2 | Piles à combustibles hautes températures | 61 |
| 2.2.1.3 | Piles à combustibles basses et moyennes températures | 62 |
| 2.2.1.4 | Principe chimique d'une PEMFC | 63 |
| 2.2.1.5 | Caractéristiques électriques d'une PEMFC | 64 |
| 2.2.1.6 | PEMFC de type Dead End (Fonctionnement de la purge) | 66 |
| 2.2.1.7 | Facteurs de vieillissement d'une PEMFC | 68 |
| 2.2.1.8 | Analyse du cycle de vie d'une PEMFC | 70 |
| 2.2.2 | Batterie | 70 |
| 2.2.2.1 | Historique des batteries | 70 |
| 2.2.2.2 | Principe électrochimique des batteries | 71 |

| | | |
|---------|---|----|
| 2.2.2.3 | Les différentes technologies de batteries | 73 |
| 2.2.2.4 | Caractéristiques électriques des batteries | 76 |
| 2.2.2.5 | Facteur de vieillissement des batteries | 77 |
| 2.2.2.6 | Analyse du cycle de vie des batteries au lithium | 79 |
| 2.2.3 | Les supercondensateurs (SC) | 80 |
| 2.2.3.1 | Historique des supercondensateur | 80 |
| 2.2.3.2 | Fonctionnement des supercondensateurs | 81 |
| 2.2.3.3 | Les différentes technologies de supercondensateurs | 82 |
| 2.2.3.4 | Caractéristiques électriques des supercondensateurs | 82 |
| 2.2.3.5 | Facteur de vieillissement des supercondensateurs | 83 |
| 2.2.3.6 | Analyse du cycle de vie des supercondensateurs | 84 |
| 2.3 | Conclusion du chapitre 2 | 84 |

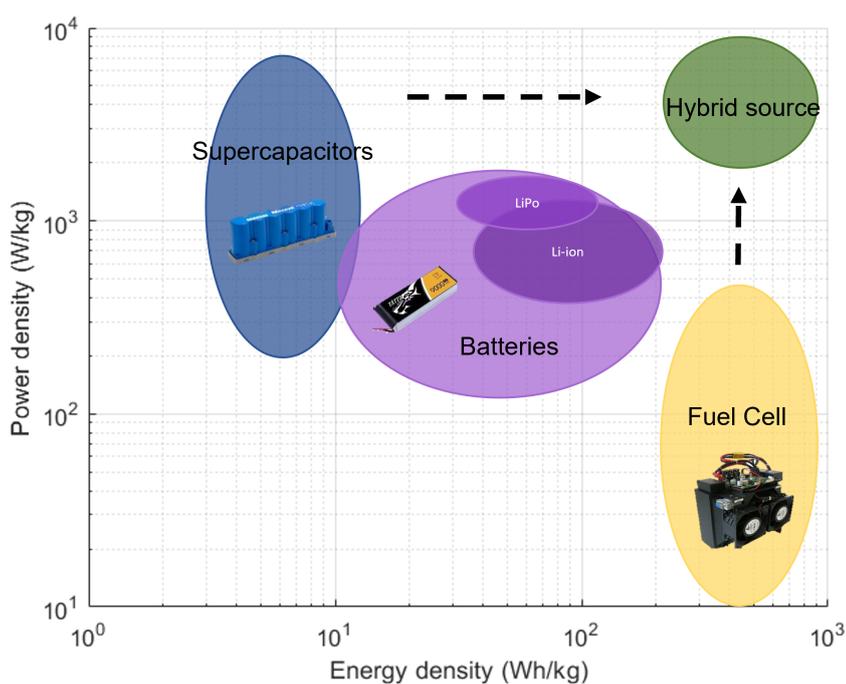
Ce deuxième chapitre s'intéresse aux architectures d'hybridation permettant d'associer la PaC avec d'autres sources de stockage dans le contexte du drone Stork. Le choix de cette architecture doit permettre d'avoir un contrôle suffisant sur le système énergétique afin de pouvoir appliquer des algorithmes de gestion d'énergie (EMS *Energy Management Strategy*) qui optimiseront le fonctionnement du système. Ce chapitre explorera ensuite en détail les différentes technologies de PaC, de batteries et de SC employées, leurs caractéristiques électriques et leurs facteurs de vieillissement qui seront à prendre en compte pour la création des EMS.

2.1 État de l'art des architectures d'hybridation

Le fonctionnement des PaC exige nécessairement une hybridation avec un dispositif de stockage d'énergie, car ces systèmes présentent une réponse dynamique limitée et ne peuvent pas répondre seuls aux variations rapides de la demande de puissance. L'intégration d'un organe de stockage, tel qu'une batterie ou un SC, permet de compenser cette lacune en fournissant rapidement l'énergie nécessaire lors des pics de demande et en stockant l'excédent lors des phases de faible consommation. Cette hybridation optimise ainsi la performance globale du système et prolonge la durée de vie de la PaC.

Le diagramme de Ragone (Fig. 2.1) permet de comparer un ensemble PaC et son réservoir avec deux organes de stockage d'énergie électrique que sont les batteries et les SC :

- **Les batteries** sont couramment utilisées comme organe de stockage associées aux PaC, fournissant l'énergie nécessaire au démarrage et soutenant la puissance lorsque celle-ci dépasse la puissance délivrée par la PaC. La plupart des systèmes commercialisés fonctionnent de cette manière. Les meilleures batteries au lithium ont l'avantage d'avoir une densité de puissance supérieure d'environ 3 kW/kg [41], contrairement aux PaC limitées à 0.5 kW/kg. La dynamique est également un avantage avec un temps de réponse de l'ordre de 500 ms alors que le temps de réponse d'une PaC est supérieur à la seconde [42].
- **Les SC** apparaissent dans la littérature comme une solution alternative, offrant une densité de puissance supérieure (jusqu'à 18 kW/kg pour les SC Maxwell) et une dynamique plus importante, de l'ordre de la ms, que celle des batteries [43]. Les SC peuvent alors servir de tampon pour les pics de puissance. Cependant, leurs faibles densités énergétiques peuvent aboutir à un manque d'énergie pour certaines phases de vol.



©Thomas Pavot

Figure 2.1: Diagramme de Ragone

L'hybridation permet de combiner plusieurs dispositifs pour créer une source énergétique plus performante en termes de densité d'énergie et de puissance. Cependant, l'intégration de ces multiples composants complexifie l'architecture de l'électronique de puissance. La gestion de l'énergie devient alors essentielle pour assurer une association des sources efficace et optimiser la performance globale du système.

2.1.1 Hybridation d'une PaC : avec quelle source ?

L'hybridation des sources d'énergie, pour un drone de grande endurance embarquant une PaC, présente plusieurs avantages et inconvénients selon les combinaisons utilisées et le dimensionnement associé :

- **PaC et batterie** : Cette combinaison couramment utilisée permet un apport de puissance par la batterie lors des phases d'ascensions et offre une solution de secours (back-up) en cas de panne de la PaC, assurant un temps de vol minimum. De plus, la batterie prend en charge les régimes transitoires, réduisant ainsi l'usure de la PaC. Cependant, ce mode de fonctionnement sollicite la batterie en raison de la gestion des pics de puissance, ce qui accélère son usure.
- **PaC et SC** : Cette hybridation fournit également un apport de puissance lors des phases d'ascensions grâce à la forte densité de puissance qu'apporte les SC. Ils permettent aussi de prendre en charge les régimes transitoires afin de limiter le vieillissement de la PaC.

Cette hybridation présente un avantage en termes de masse embarquée tout en étant plus compacte. Cependant, la faible densité énergétique peut entraîner un surdimensionnement de la PaC, et cette hybridation n'offre pas de redondance d'alimentation en cas de défaillance de la PaC. La nouvelle technologie LiC (lithium-ion Capacitor) pourrait être une solution à cette problématique [44] combinant le stockage électrochimique de la batterie et le stockage électrostatique d'un SC. Cette technologie nécessite une gestion particulière pour assurer une bonne durée dans le temps, ce qui limite pour le moment son utilisation.

- **PaC, batterie et SC** : Cette configuration combine les avantages des deux configurations précédentes. Elle permet un apport de puissance suffisant lors des phases d'ascensions, assure un back-up en cas de panne grâce à la batterie, et limite le vieillissement du système en utilisant les SC lors des phases transitoires. Cependant, cette solution est plus complexe en termes d'électronique de puissance et implique un dimensionnement rigoureux pour limiter la masse des convertisseurs DC-DC et des SC.

Dans le cadre de cette thèse, le choix d'étude se porte sur la triple hybridation en vue de prolonger au maximum la durée de vie du système complet au détriment d'un coût supérieur. Pour associer une PaC avec des batteries et des SC, il est nécessaire d'adapter les niveaux de tension entre chaque source en choisissant une architecture d'hybridation adaptée.

2.1.2 Architecture d'hybridation

L'architecture d'hybridation correspond à la manière de connecter les différentes sources les unes avec les autres en utilisant des convertisseurs DC-DC ou en direct de manière passive à une charge qui ici composée d'un ESC (Electronic Speed Controller) et un moteur à hélice pour la propulsion du drone. Elle permet également de limiter le dimensionnement de certaines sources afin d'économiser de la masse et du volume. Il existe différentes architectures d'hybridation décrites dans la littérature [24], [45]–[47]. Ces architectures doivent être capables de maintenir une tension constante aux bornes de la charge, de protéger le système en découplant les différentes sources les unes des autres et enfin d'assurer la bonne adaptation des niveaux de tension entre chaque source. Il y a trois types de topologie :

1. Architecture directe ou passive
2. Architecture totalement active
3. Architecture semi-active

2.1.2.1 Architecture directe ou passive

L'architecture directe ou passive (Fig. 2.2) est la plus simple en termes d'électronique de puissance puisqu'elle ne nécessite pas de convertisseur DC-DC. Cependant, le dimensionnement de la PaC est crucial pour obtenir un fonctionnement correct du système. La tension

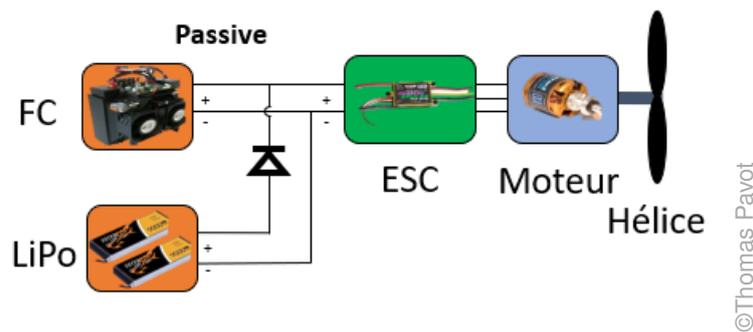


Figure 2.2: Architecture passive (FC et batterie)

de la puissance maximale de la PaC doit correspondre à la tension de la batterie associée pour que cette architecture soit opérationnelle. Par exemple, le système aerostak, du drone Stork, suit ce principe d'architecture pour associer la PaC à une batterie. Ce fonctionnement, le plus classique, se retrouve sur l'ensemble des offres commerciales utilisant une PaC. Le principe de cette architecture est que la PaC fournisse l'énergie au système lorsque la tension à ses bornes est supérieure à la tension des autres sources. Des diodes permettent d'éviter de recharger la batterie qui est connectée en parallèle. Lorsque la tension aux bornes de la PaC décroît jusqu'au même niveau que la batterie (correspondant à la puissance maximale de la PaC), la batterie maintient alors le niveau de tension en fournissant naturellement le complément de puissance. Bien souvent, les constructeurs ajoutent en parallèle de la diode un petit convertisseur DC-DC non contrôlé permettant de recharger la batterie progressivement quand la tension de la PaC est supérieur à celle de la batterie.

Ce type de topologie ne permet pas de contrôler le courant de chaque source et ne permet pas d'optimiser l'utilisation de l'amplitude de charge et de décharge des organes de stockage d'énergie. Le retour d'expérience issu du projet ELCOD a montré également les faiblesses de cette topologie. Le dimensionnement insuffisant du système par rapport aux conditions d'utilisation peut provoquer la désynchronisation du moteur *brushless* du drone (vu au chapitre 1). Cette solution a en revanche l'avantage d'être la plus économique et la plus légère avec une électronique de puissance minimale, ce qui représente un solide argument pour les applications de drones.

La littérature fait état d'une triple hybridation passive sur un drone utilisé par Andrew Gong avec l'université de Sydney de 2014 à 2018. Le projet a consisté à dimensionner et à faire voler pour la première fois un petit avion radio-commandé, à partir d'une triple hybridation composée d'une PaC, d'un SC et d'une batterie [33], [48]. L'architecture d'hybridation place chacune des sources en parallèle. Le SC fonctionne constamment en synergie avec la PaC pour lisser la charge et réduire le taux de variation du courant perçu par la PaC. Ce fonctionnement est obtenu grâce aux constantes de temps de chacune des sources. Le SC réagit en quelques

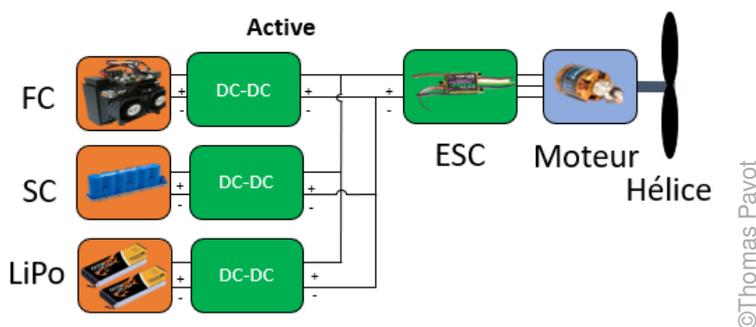


Figure 2.3: Architecture active (FC, SC et batterie)

millisecondes alors que la PaC a besoin de plusieurs secondes. La batterie n'intervient que lorsque la puissance de la charge est suffisamment élevée pour abaisser la tension de la PaC en dessous de la tension de la batterie. Une fois que la tension de la PaC atteint le même niveau que celui de la batterie, les trois sources d'énergie fonctionnent ensemble. La gestion de la puissance est assurée par chacune des sources en fonction de leur temps de réponse. Le SC permet ainsi de lisser significativement le courant demandé à la PaC afin d'augmenter la durée de vie du système complet.

2.1.2.2 Architecture totalement active

L'architecture totalement active (Fig. 2.3), au contraire de la précédente, inclut un convertisseur DC-DC pour chaque source. Ce convertisseur est généralement composé d'un bras de pont avec un fonctionnement synchrone. Ce choix permet de définir le courant de chaque source en contrôlant le courant de consigne de chaque convertisseur.

L'EMS (Energy Management Strategy) est alors l'élément clé de cette topologie. Il se charge de définir de manière judicieuse la consigne en courant à appliquer pour le pilotage des convertisseurs. Les EMS développées permettent ainsi de contrôler le fonctionnement du système pour exploiter chacune des sources dans leur plage de fonctionnement optimal. L'objectif varie selon les projets mais les EMS cherchent généralement à maximiser un ou plusieurs paramètres comme la durée de vie ou l'autonomie du système.

Cette topologie permet également une régulation précise de la tension continue du bus qui alimente le moteur du drone à une valeur constante ou variable selon les besoins du système.

L'inconvénient de cette architecture est le nombre important de convertisseurs dimensionnés pour supporter la puissance que la charge peut demander à tout moment. Ou du moins, que la somme de la puissance que peut délivrer chaque convertisseur soit suffisante par rapport aux besoins de l'application. Cela impacte la masse et le volume de l'électronique de puissance.

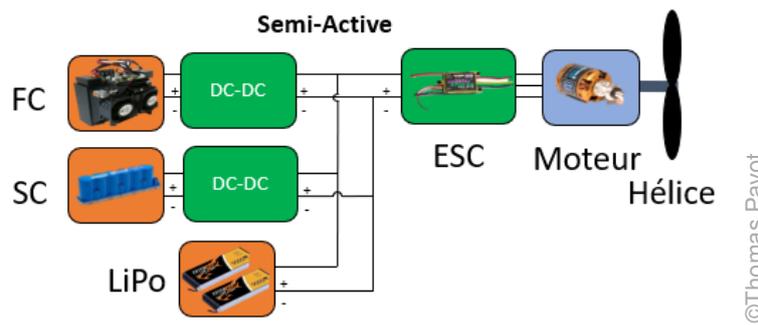


Figure 2.4: Architecture semi-active (FC, SC et batterie)

2.1.2.3 Architecture semi-active

L'architecture semi-active (Fig. 2.4) est un compromis entre les deux topologies précédentes. Cette architecture nécessite un convertisseur DC-DC de moins en connectant une source directement au bus de tension continue [49]. Cette topologie permet quand même de contrôler à partir d'un EMS le courant de consigne des différentes sources. En effet, la source sans convertisseur sera contrôlée de manière indirecte par la loi des mailles. La puissance fournie par cette source sera le complément entre la puissance demandée par la charge et les puissances fournies par les sources pilotées. Cette topologie permet aux convertisseurs de ne pas avoir besoin d'être dimensionnés pour la pleine puissance mais, par exemple, seulement pour le régime de croisière. Cette architecture est donc un compromis qui rend possible, par le développement d'un EMS, de protéger les sources les plus fragiles en termes de durée de vie, tout en limitant le coût et l'encombrement du système.

Cette architecture, illustrée sur la Fig. 2.4, est choisie pour le drone Stork. La puissance nécessaire au décollage est proche de 1600 W alors que le régime de croisière est à environ 500 W. Le dimensionnement du convertisseur de la PaC et du SC sont alors effectués pour cette puissance. Cela permet de dimensionner les convertisseurs pour répondre seulement à la phase de vol de croisière. La batterie est alors choisie pour supporter la puissance complémentaire nécessaire au décollage correspondant ici à 1100 W. Cette architecture limite ainsi le dimensionnement et les contraintes de la batterie uniquement à la phase de décollage et permet d'associer le SC et la PaC au système en intégrant un EMS qui pilote ces deux sources.

Le tableau (Tab. 2.1) synthétise les avantages et les inconvénients des trois architectures d'hybridation.

| Architectures d'hybridation | Protection des sources | Dimensionnement | Masse et volume | Coût |
|-----------------------------|------------------------|-----------------|-----------------|-------|
| Directe ou Passive | - - - | - - - | + + + | + + + |
| Totalement active | + + + | + | - | - |
| Semi-active | + + | + + | + | + |

Table 2.1: Tableau de synthèse des architectures d'hybridation

2.2 Les différentes sources et moyens de stockage disponibles pour l'hybridation électrique

L'hybridation électrique des drones nécessite l'intégration d'une PaC afin d'obtenir une autonomie compétitive par rapport aux solutions fossiles traditionnelles. L'ajout de batteries et de SC permet d'affiner le dimensionnement de la source hybride, en optimisant la gestion de l'énergie pour répondre aux exigences dynamiques du vol d'un drone. Cette section examine en détail le fonctionnement et les caractéristiques de chaque composant de cette architecture hybride, mettant en évidence leur rôle complémentaire dans l'amélioration des performances globales du système.

2.2.1 Pile à combustible (PaC)

La PaC est la source primaire qui est utilisée afin d'apporter l'autonomie et l'endurance au drone.

2.2.1.1 Historique des PaC et leurs différentes technologies

Une PaC est un dispositif électrochimique où a lieu une réaction d'oxydo-réduction permettant le transfert d'électrons et ainsi servir de source d'électricité autonome pour n'importe quelle application. L'origine de la première PaC date de 1839. L'allemand Christian Friedrich Schönbein et l'anglais Sir William Grove ont développé la première PaC qu'ils ont appelé la « batterie au gaz » (Fig. 2.5). Ce dispositif démontrait la réversibilité de la réaction d'électrolyse en associant 50 cellules H_2/O_2 avec des électrodes en platine dans de l'acide sulfurique dilué [50]. Il faut attendre 1889 pour que le nom de PaC soit utilisé grâce aux travaux de Ludwig Mond et Carl Langer. Le développement des PaC est cependant resté limité à une curiosité scientifique notamment à cause du coût trop important du platine et de la concurrence avec le développement des moteurs thermiques pour les applications mobiles tout au long du XIXe siècle et au début du XXe siècle.

Durant le XXe siècle, la recherche sur les PaC a repris plus intensément, la première pile de 1 kW est attribuée à Francis T. Bacon en 1953 et il développa une pile de 5 kW 6 ans plus tard en 1959. Les travaux de Nernst en ce début de XXe siècle sur les conducteurs solides à haute température ont conduit au développement des PaC à oxyde solide (SOFC) et à carbonate fondu (MCFC), ainsi que des piles à électrolyte alcalin (AFC) utilisées lors des missions Apollo en 1965. Les PaC à membrane échangeuse de protons (PEMFC), développées dans les années 1960, ont apporté des solutions aux problèmes d'étanchéité et de court-circuits des électrolytes liquides, malgré les difficultés de la gestion délicate de l'eau. La découverte de la membrane Nafion™ en 1972 par Walther Grot a marqué une étape clé dans l'évolution des PEMFC, grâce à sa meilleure résistance chimique [51]. Ce n'est qu'à partir des années 1990 que la recherche sur les PaC a connu un net regain d'intérêt, en grande partie à cause des besoins environnementaux pour réduire l'utilisation des énergies fossiles.

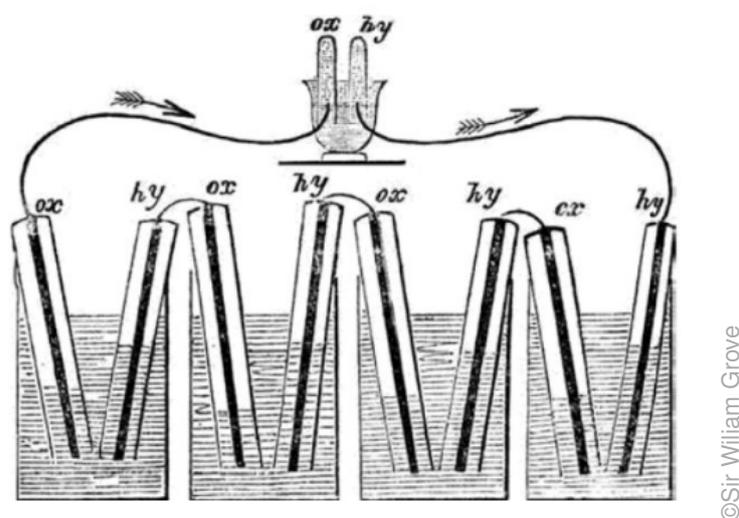


Figure 2.5: Schéma de la batterie au gaz de Sir William Grove - 1839

Physiquement, une PaC se définit ainsi : c'est une pile dans laquelle la génération d'une tension électrique se fait par l'oxydation d'un combustible réducteur sur une électrode, couplée à la réduction d'un oxydant sur l'autre électrode.

Il existe plusieurs types de PaC, classées selon la nature de l'électrolyte et des combustibles utilisés. Cette classification détermine la température de la réaction et le type d'ions assurant la conduction ionique. Actuellement, il y a six principaux types de PaC :

1. La pile à combustible à carbonate fondu (MCFC *Molten-Carbonate Fuel Cell*)
2. La pile à électrolyte solide (SOFC *Solid Oxide Fuel Cell*)
3. La pile à acide phosphorique (PAFC *Phosphoric Acid Fuel Cell*)
4. La pile à membrane échangeuse de proton (PEMFC *Proton Exchange Membrane Fuel Cell*)
5. La pile à combustible alcaline (AFC *Alkaline Fuel Cell*)
6. La pile à méthanol direct (DMFC *Direct-Methanol Fuel Cell*)

Ces PaC peuvent être classées en deux catégories principales selon leur température de fonctionnement: haute et basse/moyenne température.

2.2.1.2 Piles à combustibles hautes températures

Les PaC hautes températures, incluant les MCFC et les SOFC, se distinguent par leurs excellents rendements électriques, souvent supérieurs à 50 %. Les réactifs sont le dioxygène à la cathode et du dihydrogène ou du méthane à l'anode. Grâce à leur fonctionnement à des températures comprises entre 600 et 1000 °C, elles peuvent valoriser la chaleur générée pour la cogénération atteignant des rendements globaux de 80 à 90 %. De plus, ces températures

favorisent la cinétique des réactions, éliminant le besoin de catalyseurs onéreux comme le platine et permettant l'utilisation directe de combustibles comme le méthane. Ces caractéristiques les rendent idéales pour des applications stationnaires de grande puissance de plusieurs dizaine de MW [51], [52]. Cependant, elles souffrent de temps de démarrage long et de gestion délicate des phases transitoires, ce qui limite leur utilisation. Les PAFC, fonctionnant à des températures intermédiaires autour de 200 °C, utilisent comme réactifs également du dioxygène et du dihydrogène. Cependant, cette température ne permet pas de s'affranchir de l'utilisation du platine comme catalyseur. Cette technologie est utilisée pour des installations stationnaires de plusieurs MW.

2.2.1.3 Piles à combustibles basses et moyennes températures

Les PaC basses températures, principalement les PEMFC et les AFC, offrent des démarrages rapides et de bonnes densités de puissance (jusqu'à 500 W/kg [51], [52]), adaptés aux applications mobiles. Les AFC, malgré leur coût inférieur, sont limitées par leur sensibilité au CO_2 , nécessitant de l'oxygène pur, ce qui restreint leur usage pour les véhicules. Les PEMFC, considérées comme les plus appropriées pour les applications touchant à la mobilité, bénéficient de membranes fines qui réduisent la résistance et augmentent la compacité. Elles exigent cependant de l'hydrogène pur et sont sensibles à la présence de monoxyde de carbone. Les défis principaux résident dans le coût des matériaux et le vieillissement de ces systèmes. Les DMFC, une sous-catégorie des PEMFC, utilisent du méthanol liquide comme réactif avec du dioxygène, offrant une densité énergétique volumique élevée mais souffrant d'une faible densité de puissance (mW à 100 kW) en raison de la perméation et de la lenteur de l'oxydation du méthanol.

| Catégorie de FC | Combustible | Rendement électrique | Température de fonctionnement | Puissance | Densité de puissance |
|-----------------|---|----------------------|-------------------------------|-------------|----------------------|
| PEMFC | Pure H_2 (tolère CO_2) | 35-45% | 50-100 °C | 0.1-500 kW | 500 W/kg |
| AFC | Pure H_2 | 35-55% | 60-120 °C | <5 kW | - |
| PAFC | Pure H_2 (tolère CO_2 , 1% CO) | 40% | 220 °C | 20 - 200 kW | - |
| DMFC | CH_3OH , H_2O (tolère CO_2) | 50% | 20-90 °C | mW - 1 kW | 70 W/kg |
| MCFC | H_2 , CO , CH_4 (tolère CO_2) | >50% | 650 °C | 200 kW - MW | - |
| SOFC | H_2 , CO , CH_4 (tolère CO_2) | >50% | 1000 °C | 2 kW - MW | 800 W/kg |

Table 2.2: Comparaison des différentes technologies de PaC [51][53][46]

Le tableau (Tab. 2.2) récapitule les ordres de grandeurs des différentes technologies de PaC [53] en fonction des combustibles utilisés, de leur rendement électrique, des températures

de fonctionnement, de leur puissance nominale et de leur densité de puissance. Le type de PaC PEMFC est clairement le plus approprié pour les applications drones du fait de son démarrage à froid, de sa densité de puissance et de sa compacité. Il s'agit de la technologie de PaC que nous allons utiliser tout au long de cette thèse.

2.2.1.4 Principe chimique d'une PEMFC

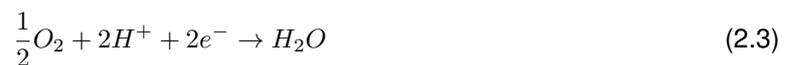
Une PaC de type PEMFC est un convertisseur électrochimique qui génère de l'électricité, de la chaleur et de l'eau à partir d'une réaction d'oxydo-réduction entre le dihydrogène (H_2) et le dioxygène (O_2) comme indiqué par la réaction chimique (Eq. (2.1)). Les PEMFC fonctionnent à des températures inférieures à 100 °C, avec un rendement de pile de l'ordre de 50 %.



Chaque cellule élémentaire comprend deux électrodes (anode et cathode) séparées par une membrane polymère solide qui fait office d'électrolyte. Le polymère utilisé est un conducteur ionique et un isolant électronique. Les électrodes sont le siège des demi réactions électrochimiques. À l'anode, l'hydrogène est oxydé en protons (H^+) et en électrons (e^-) selon la réaction suivante (Eq. (2.2)):



Les protons traversent la membrane pour rejoindre la cathode, tandis que les électrons circulent dans le circuit électrique extérieur, générant ainsi un courant électrique. À la cathode, les protons et les électrons réagissent avec l'oxygène pour former de l'eau (Eq. (2.3)):



Une cellule individuelle génère une tension théorique d'environ 1,2 V. Pour augmenter la tension de sortie, plusieurs cellules sont empilées en série dans un stack. Le courant délivré dépend quant à lui de la surface de chaque cellule en fonction de la demande de la charge et de la température.

Une PEMFC est constituée d'un sandwich de différentes couches. Le cœur de la pile, appelé Assemblage Membrane-Électrodes (AME ou MEA en anglais), comprend en son centre la membrane polymère jouant le rôle d'électrolyte entourée des deux électrodes. Chaque électrode est alimentée en gaz via un diffuseur poreux (Gas Diffusion Layer, GDL) de chaque côté de l'AME qui assure une répartition uniforme des réactifs. Ce sandwich est encore entouré par les plaques distributrices ou bipolaires (BP) qui garantissent l'acheminement des réactifs et l'évacuation des produits de réaction. Une dernière couche permettant le refroidissement de la cellule vient s'ajouter. Le schéma (Fig. 2.6) illustre l'assemblage d'un stack composé de plusieurs cellules d'une PEMFC [54].

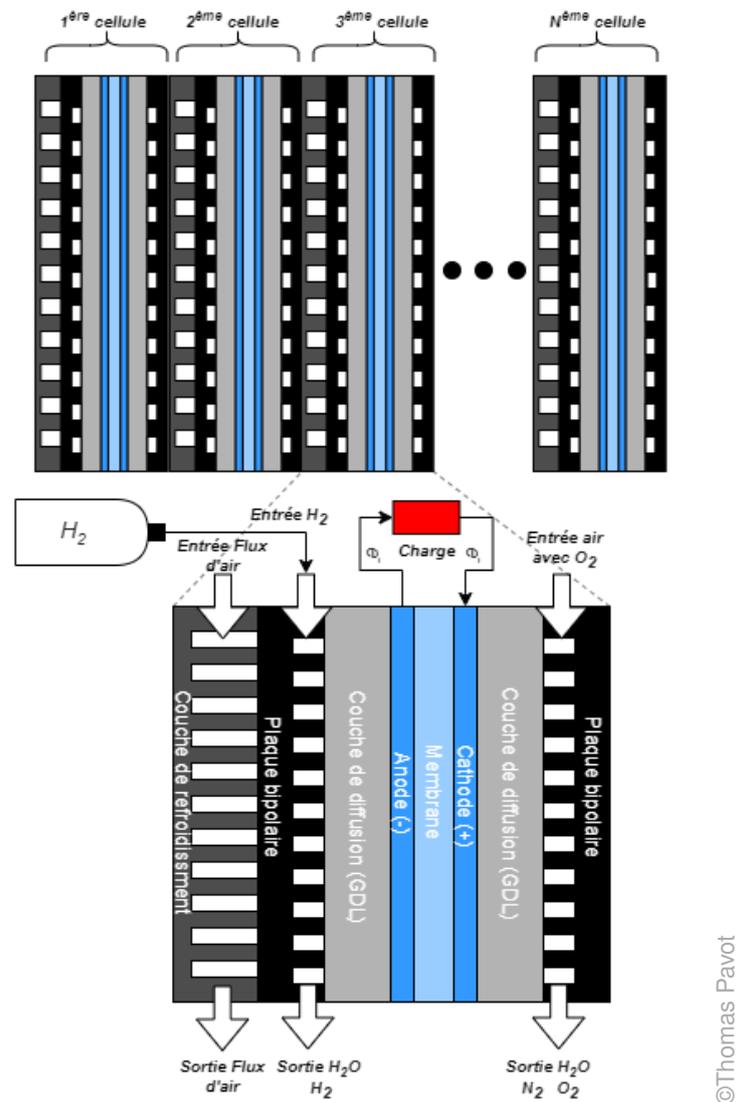


Figure 2.6: Schéma d'un stack et d'une cellule de PEMFC [54]

2.2.1.5 Caractéristiques électriques d'une PEMFC

Les PEMFC comportent un potentiel idéal des cellules qui est obtenu lorsque le courant traversant la charge est nul ou en circuit ouvert (OCV Open Circuit voltage). Ce potentiel aux bornes de chaque cellule peut être modélisé par l'équation de Nernst (Eq. (2.4)) :

$$\begin{cases} E_{Nernst} = E_0 + \frac{R \cdot T}{2F} \cdot \ln \left(\frac{P_{H_2} P_{O_2}^{\frac{1}{2}}}{P_{H_2O}} \right) \\ E_0 = -\frac{\Delta G^0}{nF} \end{cases} \quad (2.4)$$

Avec :

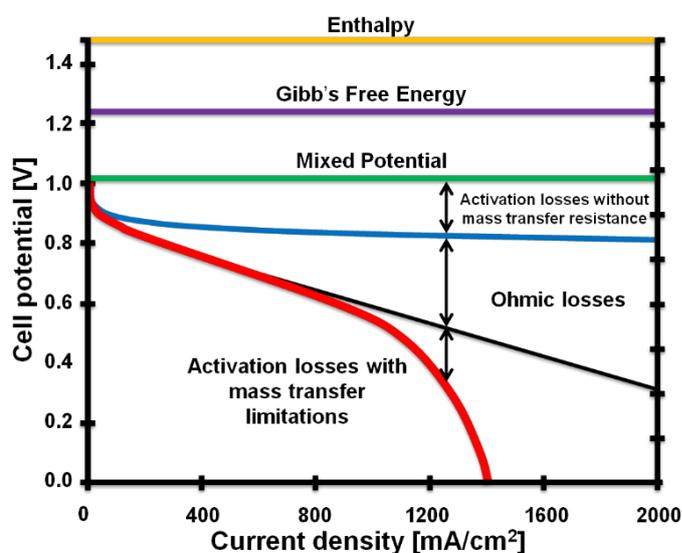
- ΔG^0 : l'énergie de Gibbs de la réaction ($J \cdot mol^{-1}$)
- n : le nombre d'électrons échangés (ici $n = 2$)
- F : la constante de Faraday ($C \cdot mol^{-1}$)

- R : la constante des gaz parfaits ($\text{J}\cdot\text{K}^{-1}\cdot\text{mol}^{-1}$)
- T : la température (K)
- $P_{\text{H}_2} P_{\text{O}_2} P_{\text{H}_2\text{O}}$: la pression partielle des éléments de la réaction (bar)

Les PEMFC sont caractérisées par leur courbe de polarisation. Il s'agit de la réponse en tension à un courant constant. La tension aux bornes d'une cellule décroît à mesure que le courant augmente. Dès qu'un courant est demandé par la charge, un certain nombre de phénomènes provoquent des chutes de tension. Il est possible de caractériser la chute de tension par trois phénomènes :

- **Les pertes ohmiques** : La chute de tension ohmique est une perte énergétique liée au transport des charges (protons et électrons) à travers une cellule. Cette perte est due à la résistance interne des matériaux conducteurs de la cellule, principalement la résistance protonique de la membrane. La conductivité protonique de la membrane dépend de son état d'hydratation, rendant ainsi la chute ohmique sensible aux conditions opératoires. La différence de potentiel résultante suit la loi d'Ohm et les pertes ohmiques augmentent avec le courant injecté aux bornes de la cellule.
- **Les pertes par activation** : Ce sont des pertes énergétiques qui apparaissent dès les faibles valeurs de courant dans une PEMFC. Elles sont dues à l'énergie d'activation nécessaire pour initier la réaction électrochimique. Les pertes d'activation se manifestent par une surtension appelée surtension d'activation ou de polarisation. Cette surtension dépend de plusieurs facteurs : le catalyseur utilisé, la température de fonctionnement, le courant, ainsi que l'humidité relative et les concentrations des espèces réactives. Les pertes d'activation se produisent majoritairement à la cathode mais sont aussi présentes à l'anode.
- **Les pertes par concentration** : Ce sont des chutes de tension dues à la limitation du transport des réactifs et des produits à travers les différentes couches de la PaC. Une consommation élevée de réactifs entraîne une diminution des pressions partielles au niveau des électrodes (la couche active). La diffusion dans la couche de diffusion de gaz (GDL pour *gaz diffusion layer*) devient alors insuffisante pour maintenir une pression élevée des réactifs à cet endroit. Par conséquent, la tension chute rapidement au-delà d'un certain seuil de courant.

La courbe de polarisation (Fig. 2.7) permet de visualiser l'évolution de la tension d'une cellule d'une PEMFC en fonction de la densité de courant demandée par la charge. L'impact des différentes chutes de tensions y est représenté.



©Sofyane Abbou

Figure 2.7: Courbe de polarisation (en rouge) et contributions des surtensions pour une PEMFC [51], [55]

2.2.1.6 PEMFC de type Dead End (Fonctionnement de la purge)

Le mode bouché (ou Dead end) est un mode d'alimentation du dihydrogène illustré par la Fig. 2.8. Le conduit du côté de l'anode où le dihydrogène transite est fermé en maintenant une pression constante à l'aide d'un régulateur de pression. Une valve est alors nécessaire afin de permettre une purge du conduit anodique pour évacuer l'accumulation d'azote et d'eau qui occasionne une diminution des performances de la PEMFC. Ce mode d'alimentation réduit les coûts et l'encombrement du système car il nécessite très peu d'équipements mais est limité en puissance. De plus, il permet d'alimenter la cellule en hydrogène sec, éliminant ainsi le besoin d'un humidificateur à l'anode. L'humidification de l'hydrogène se fait via un flux d'eau diffusif (de la cathode vers l'anode) qui traverse la membrane, initiée par un gradient de concentration entre l'anode et la cathode, assurant l'auto-humidification de la membrane. Ce phénomène est amplifié lors des purges en appliquant un court-circuit aux bornes du stack. Le régulateur de pression permet à la cellule d'être alimentée avec juste la quantité d'hydrogène nécessaire à la réaction (avec une stœchiométrie en hydrogène égale à 1), supprimant ainsi la nécessité d'un débitmètre ou d'un contrôleur de débit à l'anode.

Les PEMFC en mode bouché sont particulièrement intéressantes pour les applications drones du fait de leur compacité et de leur faible masse. En revanche, elles nécessitent d'effectuer des purges régulières afin de chasser l'eau liquide et l'azote qui s'accumulent dans le conduit anodique. Une présence excessive de ces éléments peut conduire à un déficit localisé d'hydrogène, à l'origine d'une chute de performance visible sur l'évolution de la tension de la cellule. Lorsque la chute de performance devient trop importante, le compartiment anodique est purgé (brève ouverture de la vanne). La purge permet de bénéficier de la surpression

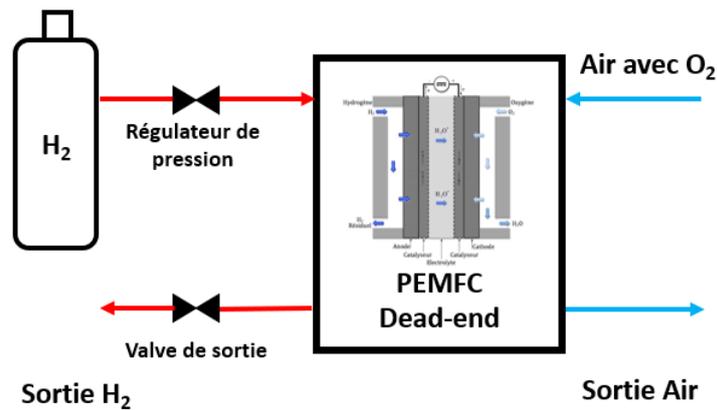


Figure 2.8: Schéma d'une PEMFC en mode bouché (Dead end)

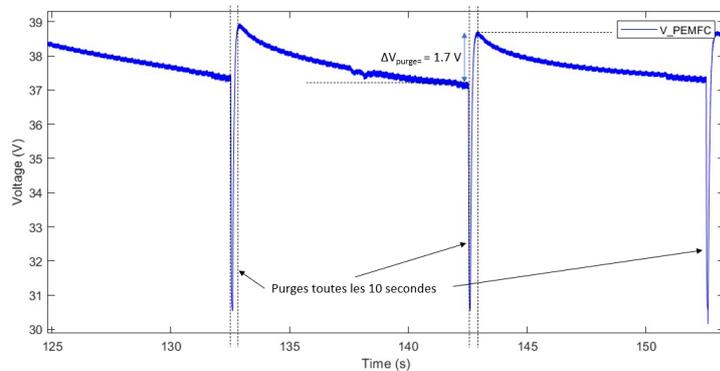


Figure 2.9: Résultat expérimental de la PEMFC Aerostak 1000 en réponse à un courant constant de charge de 12 A

d'hydrogène, dont la vitesse d'écoulement assure l'évacuation des espèces chimiques accumulées. Les performances de la pile sont alors retrouvées. Cependant, en effectuant la purge, l'hydrogène est directement rejeté dans l'air. Il est donc essentiel de bien dimensionner ces purges afin de trouver le bon équilibre entre rendement de la pile et perte sèche d'hydrogène. Dans le cas de la PEMFC Aerostak 1000, ces purges sont effectuées toutes les 10 s et durent environ 100 ms sans tenir compte des conditions d'utilisation, comme le montre la Fig. 2.9. Sur cet essai expérimental, l'effet de la purge permet de récupérer environ 1.7 V sur le stack complet (comprenant 50 cellules) avec une charge active demandant un courant constant de 12 A. Ce fonctionnement participe à la variabilité de la tension de sortie de la PaC.

Lors de la purge, le stack est découplé de la charge et de la batterie. Cette brève interruption n'est pas gérée par l'hybridation passive de notre système provoquant ainsi une chute de tension sur la charge égale à la différence de potentiel entre la PaC et la batterie. Dans les essais effectués sur le banc de test, cette chute de tension, durant les 100 ms, provoque une chute de la vitesse de rotation du moteur brushless. Lors de forts appels en courant à fortes puissances, il peut arriver que les chutes de tensions soient suffisantes pour provoquer une désynchronisation

du moteur brushless provoquant son arrêt.

Durant la purge, on observe une mise en court-circuit du stack. Cette phase a pour objectif d'aider à humidifier la membrane en plus de chasser les produits de réaction.

Ce phénomène ne sera pas directement pris en compte dans la modélisation et l'émulation de la PaC sur le banc de test, car il peut être efficacement géré par l'ajout d'un condensateur de capacité suffisante aux bornes de la PaC. De plus, avec l'architecture semi-active retenue, l'intégration du convertisseur DC-DC pour la PaC limitera son usage à une puissance de 500 W. Ce convertisseur adaptera ainsi les niveaux de tension, éliminant ainsi le risque de désynchronisation du moteur.

2.2.1.7 Facteurs de vieillissement d'une PEMFC

Les PaC ont une durée de vie encore trop limitée pour permettre une industrialisation à grande échelle de cette technologie. Les PEMFC sont limitées à environ 4000 h pour les plus performantes. Il faudrait une durée de vie entre 5000 et 8000 h pour devenir compétitive en comparaison avec les solutions fossiles existantes [3]. Les causes de détériorations sont multiples, dépendent de l'environnement et des conditions d'utilisation ce qui provoque une chute de tension de la cellule qui est irréversible.

La répétition de démarrages et d'arrêts provoque des potentiels très élevés à l'anode et à la cathode (> 1.2 V) provoquant des réactions chimiques non voulues causant des dégradations irréversibles du support carboné du catalyseur. Cela se produit principalement en présence d'une atmosphère H_2-O_2 à l'anode, typiquement lors d'arrêts prolongés du système. Lors du redémarrage, l'hydrogène ne peut occuper toute la surface disponible en raison de l'oxygène résiduel, entraînant une augmentation de la tension cathodique. Ce niveau de tension supérieur occasionne une corrosion du support carboné [56]–[58]. Les cycles d'inactivité exposent la pile à des potentiels proches de l'OCV (Open Circuit Voltage), induisant les mêmes conséquences. Les demandes de puissance transitoires et les pics de courant sont également des situations provoquant une usure du support carboné. La concentration nécessaire à la réaction peut localement diminuer occasionnant les mêmes effets que pour les phases de démarrage [59].

Les cycles d'humidité et de température, dictés par les cycles de charges variables dans des applications réelles (automobiles par exemple), nécessitent une gestion précise de l'eau et de la température pour éviter une dégradation accélérée. Une température de fonctionnement excessive (> 80 °C) assèche la membrane, provoquant une réduction des performances notamment de la conductivité protonique. L'assèchement provoque également des risques de fracture de la membrane, contribuant à une usure mécanique prématurée. Une mauvaise gestion de l'eau peut également entraîner des conditions de noyade qui, cette fois-ci au niveau des couches de diffusions (GDL), provoquent des manques d'approvisionnement en réactif et

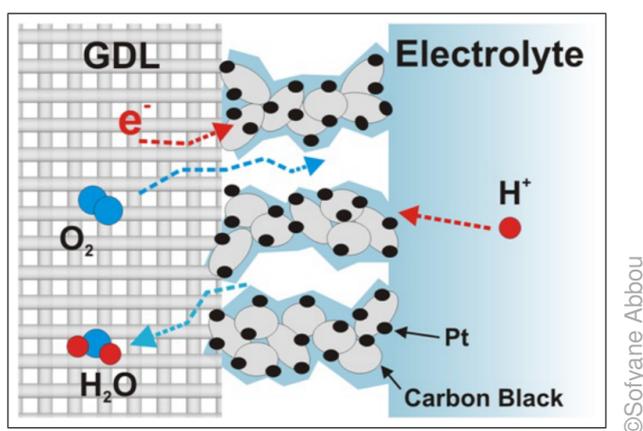


Figure 2.10: Représentation schématique du mécanisme réactionnel dans la zone de "triple contact" (côté cathode) [51]

donc une détérioration du support carboné [60]. Les cycles de charge ont un impact notable sur les performances des PEMFC, avec une dégradation accrue liée à la fréquence des cycles. L'étude [61] montre que la dégradation a doublé lorsqu'on passe d'une fréquence d'un à dix cycles par jour pour un temps total de fonctionnement de 2155 h.

D'un point de vue des matériaux, la principale faiblesse des PEMFC réside dans la structure de l'Assemblage Membrane-Électrode (AME), en particulier au niveau des électrodes. Le point critique se situe dans la zone de dite de "triple contact" (Fig. 2.10), qui correspond à l'interface entre l'électrode, la membrane électrolytique, et le catalyseur. C'est dans cette zone que les réactions électrochimiques se produisent, et toute inefficacité ou dégradation ici peut entraîner une perte significative de performance. Les défis incluent la distribution homogène du catalyseur constitué de particules de platine, l'optimisation de la conductivité ionique et électronique, ainsi que la gestion efficace du transport de gaz et d'eau. La durabilité et la performance de la PEMFC dépendent donc largement de l'optimisation de cette interface critique.

Dans cette zone, deux phénomènes majeurs sont à l'origine de l'usure : la dissolution du platine et la corrosion du carbone. Du fait des conditions de fonctionnement énoncées précédemment, le potentiel de chaque électrode peut varier en sortant de la plage de fonctionnement prévue et entraîner des mécanismes chimiques non voulus. La dissolution du platine, par exemple, au niveau de la cathode, correspond à une réaction d'oxydation entre le platine et le dihydrogène lorsque le potentiel est supérieur à 1.5 V [52].

L'un des objectifs de cette thèse est de proposer des conditions d'utilisation à la PEMFC, permettant de prolonger sa durée de vie peu importe le cycle de courant de l'application. Quatre conditions sont à respecter [62] :

1. Éviter de travailler à faible courant, proche du circuit ouvert (OCV)

2. Éviter les très fortes demandes en courant pour ne pas entraîner de pénurie de réactifs
3. Éviter les régimes transitoires afin de maintenir une température et une humidité stable
4. Limiter autant que possible les cycles de démarrage et d'arrêt

2.2.1.8 Analyse du cycle de vie d'une PEMFC

L'analyse du cycle de vie (ACV) des PEMFC met en lumière les impacts environnementaux et les défis liés à leur production, utilisation et fin de vie. L'un des principaux obstacles à la commercialisation des PEMFC réside dans l'absence de stratégies de recyclage et de démantèlement efficaces, en raison du manque de listes détaillées des matériaux critiques impliqués. Le projet européen HyTechCycling [63] vise ainsi à évaluer l'empreinte environnementale de cette technologie en réalisant une ACV complète d'un système PEMFC de 1 kW. L'étude identifie les matériaux constitutifs des PEMFC, parmi lesquels les métaux du groupe du platine (PGM), notamment le platine (Pt), jouent un rôle prépondérant. En effet, bien que représentant seulement 0,012 % de la masse totale de l'empilement, le Pt est le principal contributeur aux impacts environnementaux de la phase de fabrication, représentant en moyenne 60 à 90 % de l'empreinte écologique totale du système. En revanche, les composants du Balance of Plant (BoP), tels que l'acier au chrome, l'aluminium et les plastiques HDPE, ont un impact moindre. L'ACV met en évidence que le recyclage du platine, avec un taux hypothétique de 95 %, permettrait de réduire les impacts environnementaux de fabrication de 61 %, voire plus de 80 % selon certains indicateurs. Concernant l'exploitation de la PEMFC, quatre scénarios de production d'hydrogène ont été étudiés, montrant que l'électrolyse alimentée par hydroélectricité et le reformage du gaz naturel sont les options les moins impactantes.

2.2.2 Batterie

Le premier organe de stockage électrique qui s'associe avec les PaC est généralement constitué de batteries. Une batterie est un dispositif électrochimique capable de stocker et de fournir de l'énergie électrique de manière autonome. Elle est composée de plusieurs cellules ou accumulateurs électrochimiques qui convertissent l'énergie chimique en énergie électrique grâce à des réactions d'oxydoréduction.

2.2.2.1 Historique des batteries

L'évolution des batteries a débuté avec l'invention de la pile par Alessandro Volta dans les années 1800, en empilant des disques de cuivre et de zinc séparés par un tissu imbibé d'eau salée, il a pu prouver qu'il y avait un échange de charges électriques et l'apparition d'une tension entre les deux métaux. En 1854, Wilhelm Josef Sinsteden inventa l'accumulateur au plomb, amélioré par Gaston Planté en 1859, permettant notamment à la première voiture électrique, "La Jamais Contente", d'être le premier véhicule automobile à atteindre 100 km/h en 1899 [45], [64]. En 1899, les batteries au nickel furent développées par Waldmar Jungner et Thomas Edison,

offrant des technologies Nickel-Cadmium et Nickel-Fer, capables de fonctionner dans des conditions plus difficiles et utilisables pour de la petite électronique (jouets, télécommandes...).

Les batteries lithium-ion (Li-ion) ont été développées grâce aux travaux de recherche de plusieurs scientifiques, mais les contributions clés proviennent de John B. Goodenough, Stanley Whittingham, et Akira Yoshino entre 1970 et 1980.

- Stanley Whittingham a été l'un des premiers à explorer l'utilisation du lithium dans les batteries rechargeables dans les années 1970.
- John B. Goodenough a ensuite découvert que l'oxyde de cobalt pouvait être utilisé comme matériau de cathode, ce qui a permis d'augmenter considérablement la capacité des batteries.
- Akira Yoshino a développé la première batterie lithium-ion commercialement viable en utilisant une anode en graphite, permettant ainsi la production de batteries Li-ion sûres et durables.

Ces trois chercheurs ont été récompensés du prix Nobel de chimie en 2019 pour leurs contributions à la création des batteries lithium-ion. Il faudra attendre 1991 pour que Sony commercialise la première batterie au lithium.

Ces batteries sont devenues omniprésentes dans les appareils quotidiens tels que les smartphones, les ordinateurs portables et de nos jours dans les véhicules électriques. En 1998, Nissan a introduit la première batterie Li-ion dans un véhicule électrique, marquant le début de leur utilisation dans l'automobile [24]. Les batteries Li-ion ont rapidement supplanté les batteries NiMH au cours des années 2000, grâce à leurs nombreux avantages : densité de puissance et d'énergie élevées, absence d'effet mémoire, faible auto-décharge, meilleur rendement et durée de vie prolongée. Cependant, elles sont plus coûteuses et nécessitent un système de gestion d'énergie (BMS *Battery Management System*) pour des raisons de sécurité. Ces caractéristiques font des batteries Li-ion la technologie de choix pour une variété d'applications, des petits appareils nomades aux grands véhicules électriques.

2.2.2.2 Principe électrochimique des batteries

Une batterie est un dispositif électrochimique permettant la conversion réversible d'énergie chimique en énergie électrique. Elle comporte deux électrodes, l'une positive et l'autre négative, immergées dans un électrolyte, substance chimique facilitant le transport ionique entre ces électrodes. Un séparateur est également présent pour éviter les courts-circuits tout en permettant le passage des ions.

Il est important de distinguer les termes électrode positive et négative des termes anode et cathode, car leur rôle dépend du processus de charge ou de décharge de la batterie. Lors

de la décharge de la batterie, l'électrode positive est la cathode et l'électrode négative est l'anode. La cathode est l'endroit où les électrons sont captés, tandis que l'anode est l'endroit où les électrons sont libérés. En revanche, lors de la charge de la batterie, les rôles sont inversés. L'électrode positive devient l'anode et l'électrode négative devient la cathode. Dans ce cas, l'anode est l'endroit où les électrons sont fournis par une source externe de courant, et la cathode est l'endroit où les électrons sont captés. Ainsi, l'identification de l'anode et de la cathode dépend de la direction du flux d'électrons et du type de réactions électrochimiques se produisant à chaque électrode, tandis que les termes électrodes positive et négative se réfèrent simplement à leur polarité respective.

Une batterie Li-ion est composée de 4 éléments principaux [65] :

- **Électrode négative** : Elle est composée d'un matériau capable d'insérer les ions lithium, comme le graphite ou le $Li_4Ti_5O_{12}$, et de petites quantités de métaux comme le silicium, l'antimoine, ou l'étain. Elle inclut également un liant polymère pour la tenue mécanique et un agent percolant électronique, tel que le noir de carbone, pour assurer le contact électrique avec le collecteur de courant.
- **Électrode positive** : Elle est composée d'oxydes mixtes de métaux de transition (il en existe un certain nombre : $LiCoO_2$ (LCO), $LiMn_2O_4$ (LMO), $LiNi_xMn_yCo_zO_2$ (NMC), $LiNi_{0.8}Co_{0.15}Al_{0.05}O_2$ (NCA)) ou de phosphate de fer lithié ($LiFePO_4$ (LFP)) comme matériaux d'insertion des ions lithium, d'un liant polymère pour la tenue mécanique, et d'un agent percolant électronique tel que le noir de carbone pour assurer le contact électrique avec le collecteur de courant.
- **Électrolyte** : Il est composé d'un ou plusieurs sel(s) de lithium dissous dans un mélange de solvants organiques de types carbonates d'alkyles. Les électrolytes sont sous forme liquide généralement mais peuvent également être sous forme de gel.
- **Séparateur** : Il s'agit d'une membrane en polymère microporeux composée d'une ou de plusieurs couches (polypropylène et polyéthylène).

La Fig. 2.11 représente les différentes étapes de la charge et de la décharge d'une batterie Li-ion composée d'une électrode positive de $LiCoO_2$ et d'une électrode négative de graphite. Lorsque la batterie est déchargée (Fig. 2.11a), les atomes de lithium sont présents dans la structure de l'électrode positive. La charge de la batterie (Fig. 2.11b) permet, par l'application d'un potentiel, de désinsérer l'ion lithium de l'électrode positive à l'électrolyte, pour qu'il puisse rejoindre l'électrode négative. Ce déplacement entraîne alors le déplacement d'un électron. Une fois la batterie chargée (Fig. 2.11d), les atomes de lithium sont présents au niveau de l'électrode négative. Lors de la décharge (Fig. 2.11c), le phénomène inverse se déroule: Les ions lithium se désinsèrent de l'électrode négative pour venir s'insérer dans la structure de l'électrode positive,

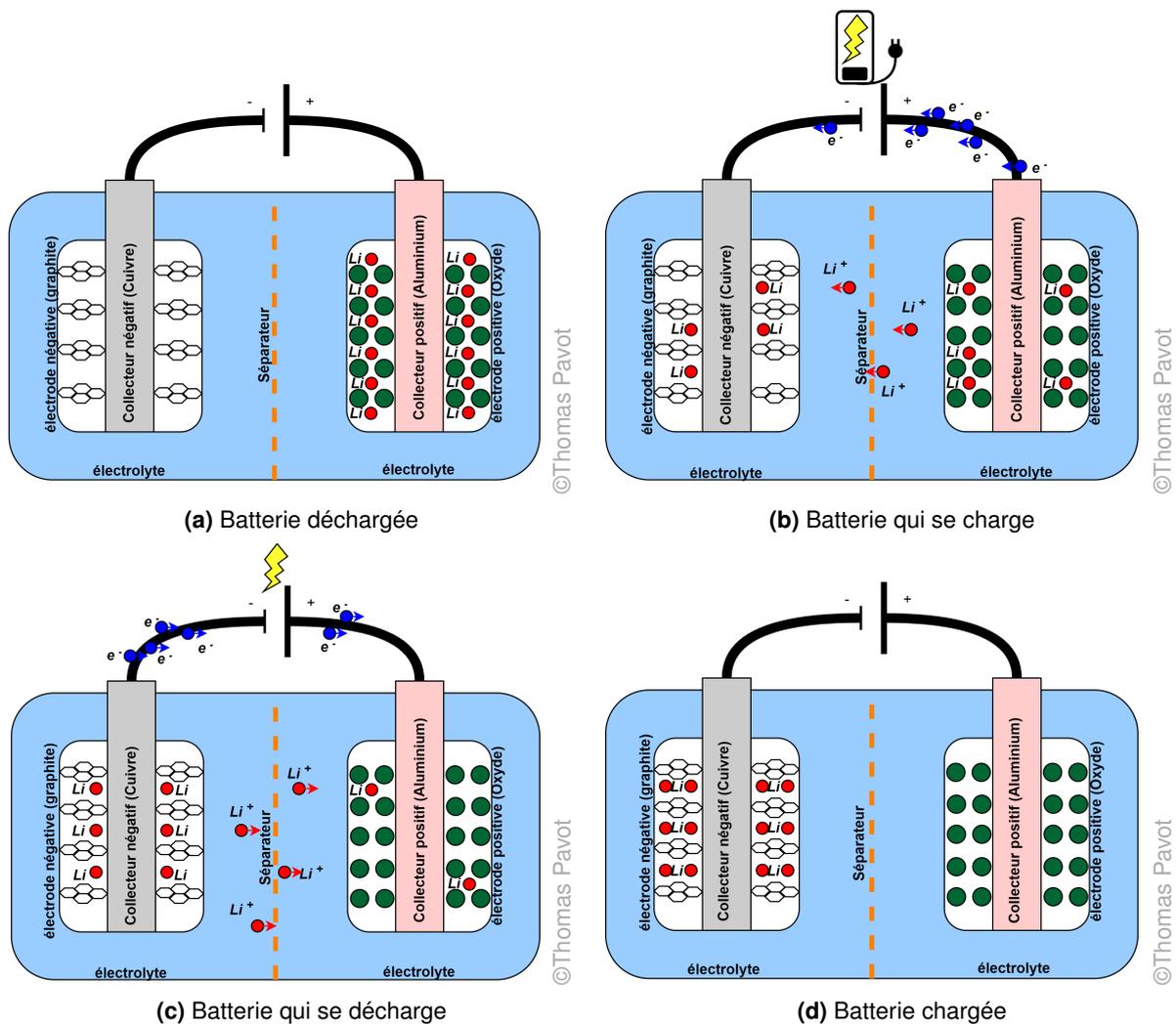


Figure 2.11: Schéma de fonctionnement de la batterie Li-ion en charge et décharge

ce qui entraîne le déplacement d'un électron générant un courant électrique.

2.2.2.3 Les différentes technologies de batteries

Les différentes technologies de batteries Li-ion dépendent principalement du matériau utilisé pour l'électrode positive. Cette modification a une influence directe sur les différents critères caractérisant les batteries:

- La densité d'énergie massique en Wh/kg
- La densité de puissance en W/kg
- La cyclabilité qui exprime le nombre de cycle de charge et de décharge que peut effectuer une batterie avant d'être considérée comme usagée. Une batterie est considérée en fin de vie lorsque sa capacité nominale en Ah descend en dessous de 80 % de sa capacité initiale. La capacité représente la quantité d'énergie stockée dans la batterie

- Le potentiel en V d'une cellule

Le tableau (Tab. 2.3) permet de comparer les différentes technologies de batteries en fonction de ces 4 critères.

- **Les batteries LCO** ou « Lithium Cobalt Oxide » ($LiCoO_2$), sont couramment utilisées dans les appareils électroniques portables. Ces batteries offrent un bon compromis entre coût et capacité, ce qui les rendent adaptées au marché de masse. Cependant, elles présentent un risque élevé d'emballement thermique, surtout en fin de charge.
- **Les batteries LMO** ou « Lithium Manganese Oxide » ($LiMn_2O_4$), se caractérisent par une faible résistance interne, permettant une recharge très rapide. Elles sont thermiquement stables, mais leur durée de vie est limitée.
- **Les batteries NMC** ou « Lithium Nickel Manganese Cobalt Oxide » ($LiNiMnCoO_2$), sont polyvalentes, adaptées aussi bien aux applications nécessitant beaucoup d'énergie qu'à celles demandant de la puissance, en ajustant l'épaisseur de l'électrode. Mais elles sont moins stables à haute température ($> 65^\circ C$) avec un risque d'emballement thermique plus important que les autres. Elles sont extrêmement répandues dans les véhicules électriques grâce à leur bonne densité énergétique et à leur prix.
- **Les batteries NCA** ou « Lithium Nickel Cobalt Aluminum Oxide » ($LiNiCoAlO_2$), possèdent des propriétés similaires à celles des NMC, avec une capacité supérieure de stockage d'énergie. Cependant, elles ont une durée de vie relativement courte.
- **Les batteries LFP** ou « Lithium Iron Phosphate » ($LiFePO_4$), sont plus robustes et économiques que les autres avec des matériaux plus communs. Bien qu'elles soient énergétiquement plus faibles, elles présentent tout de même une meilleure stabilité thermique. Elles peuvent être stockées en étant chargées, mais présentent un taux d'auto-décharge relativement élevé.
- **Les batteries LTO** ou « Lithium Titanium Oxyde » ($LiFePO_4$), présentent l'avantage d'être plus rapide à charger, d'avoir une importante densité de puissance et une meilleure durée de vie que les autres batteries lithium-ion, mais l'inconvénient d'avoir une densité énergétique plus faible.

| | Technologie de batterie | Densité d'énergie (Wh/kg) | Densité de puissance (W/kg) | Cyclabilité | Potentiel (V) |
|-------------|-------------------------|---------------------------|-----------------------------|-------------|---------------|
| Historiques | Pb-acide | 30-50 | 50-120 | 200-300 | 2.2 |
| | Ni-Cd | 45-80 | 40-110 | 1000 | 1.2 |
| | NiMH | 60-120 | 60-200 | 300-500 | 1.3 |
| Li-ion | LCO | 300 | 300-500 | 500-1000 | 3.6 |
| | LMO | 100-150 | 1000-3000 | 300-700 | 3.7 |
| | NMC | 150-250 | 340-420 | 1000-3000 | 3.6-3.7 |
| | NCA | 250-300 | 800-1500 | 500 | 3.6 |
| | LFP | 90-150 | 200-425 | 1000-2000 | 3.2-3.3 |
| | LTO | 60-110 | 3000-3600 | 6000-45000 | 2.3 |

Table 2.3: Comparaison des différentes technologies de batteries [45], [66]–[68]

Les batteries employées actuellement dans le monde des drones et du modélisme sont des batteries dite LiPo pour lithium polymère comme illustrées par celles utilisées par le drone Stork sur la Fig. 2.12. Les travaux de la thèse de Delphine Yetim [69] montrent la difficulté d'identifier la chimie utilisée par les fabricants de ces batteries. Ses travaux traitent de la recyclabilité des matériaux de cette batterie et notamment de l'électrode positive. Tout un chapitre vise à identifier la chimie de ce type de batterie. Les batteries dites « Li-Po », ou lithium polymère, sont en réalité des batteries lithium-ion conçues sous forme de poches souples utilisant un gel comme séparateur, offrant ainsi flexibilité et légèreté tout en maintenant une bonne stabilité chimique.

Les batteries LiPo qui se trouvent dans le commerce ont pour propriété majeure d'avoir une vitesse de charge (jusqu'à 5C) et de décharge (jusqu'à 20C) élevée, capable de fournir une puissance instantanée importante notamment pour les phases de décollage. Elles font également partie des meilleures batteries en termes de densité d'énergie (160 Wh/kg). Elles ont des tailles variées permettant une grande flexibilité de la capacité afin de s'adapter au dimensionnement de chaque application. Cependant, peu ou pas d'informations concernant la chimie de ces batteries sont fournies par les fabricants

Ces travaux de thèse ont permis d'identifier sur un lot de 10 batteries, la composition des batteries dite LiPo [69]:

- L'électrode positive est de type LCO majoritairement (avec des impuretés de nickel et de manganèse)
- L'électrode négative est à base de carbone
- le séparateur est de type Celgard® ou Solupor®
- L'électrolyte liquide est composé d'un sel de lithium $LiPF_6$ mélangé à des carbonates linéaires et cycliques

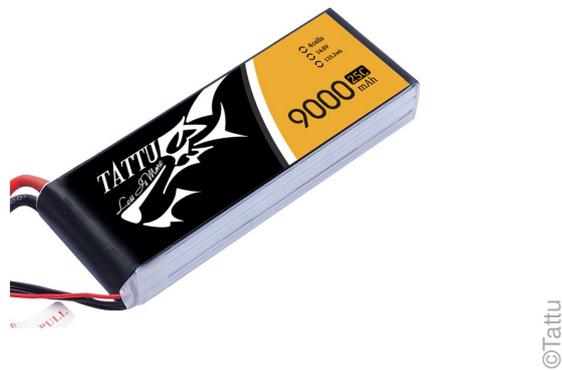


Figure 2.12: Batterie LiPo 4S utilisée dans le drone Stork

2.2.2.4 Caractéristiques électriques des batteries

Il est possible de caractériser une batterie selon 4 grandeurs [24] :

- **Capacité C_{bat}** : La capacité d'une batterie correspond à la quantité de charge électrique qu'elle peut fournir après une charge complète, sous un courant de décharge constant, à une température et un état de santé spécifiques. Elle se mesure en ampères-heures (Ah) avec l'équation : (2.5):

$$C_{bat} = \int_{t_i}^{t_f} i \cdot dt \quad (2.5)$$

Avec i l'intensité du courant de décharge en A et t_i, t_f les états initiaux et finals de la décharge en h.

La capacité nominale des batteries C_{bat_nom} est la capacité annoncée par le constructeur de la batterie lorsqu'elle est neuve en mAh.

- **Régime de charge et décharge $C - rate$** : Les batteries sont définies par un régime de charge ou de décharge appelé C-rate. Une charge ou une décharge à 1C correspond à la valeur de courant à appliquer pour charger ou décharger complètement une batterie durant 1h. La valeur du C-rate correspond au courant (en A) divisé par la capacité de la batterie (en Ah). A titre d'exemple, un C-rate de 2C correspond à 30 min de charge ou décharge et un C-rate de $C/2$ correspond à 2h.
- **Résistance interne R_ω** : Il s'agit de la somme des résistances électriques des matériaux (électrodes, séparateur, électrolyte) et des résistances liées aux réactions électrochimiques. De manière générale, la résistance interne a tendance à augmenter avec le vieillissement de la batterie. Elle est exprimée en Ω .
- **Tension en circuit ouvert V_{OCV}** : La tension à vide ou OCV (Open Circuit Voltage)

correspond à la tension de la batterie en l'absence de charge ou de décharge. Cette tension permet de définir les limites de charge et de décharge de la batterie et permet de mesurer la capacité réelle de la batterie. Une batterie LiPo chargée correspond à une tension de 4.2 V et une batterie LiPo déchargée correspond à une tension de 3.2 V.

Deux variables permettent de suivre l'état de la batterie :

- **État de charge SoC** : L'état de charge (State of Charge) correspond au suivi du pourcentage de charge restant dans la batterie. Un état de charge de 100 % correspond à une charge complète. Le SoC peut être estimé comme le ratio entre la capacité résiduelle et la capacité nominale exprimé par l'équation (2.6)

$$SoC(t) = 100 \cdot \frac{C_{bat_res}}{C_{bat_nom}} = SoC_{init} - \frac{100}{C_{bat_nom}} \int_{t_0}^{t_1} i(t) \cdot dt \quad (2.6)$$

Avec :

- SoC_{init} : correspond à l'état de charge de la batterie une fois chargée à 100 %
 - $i(t)$: le courant qui traverse la batterie en A
 - C_{bat_res} : la capacité résiduelle estimée en Ah
 - C_{bat_nom} : la capacité nominale estimée en Ah qui peut diminuer avec le vieillissement de la batterie
- **État de santé SoH** : L'état de santé (State of Health) d'une batterie est un indicateur qui mesure la diminution des performances due à la dégradation de sa capacité ou à l'augmentation de sa résistance interne, ce qui permet de définir son vieillissement. Le SoH varie généralement de 100% à 0%. En général, cette mesure est liée au rapport entre la capacité nominale actuelle et la capacité nominale initiale de la batterie, en maintenant une température stable comme dans l'équation (2.7):

$$SoH = 100 \cdot \frac{C_{bat_act}}{C_{bat_nom}} \quad (2.7)$$

Avec :

- C_{bat_act} : la capacité actuelle mesurée en Ah
- C_{bat_nom} : la capacité nominale en Ah à la première utilisation

La batterie est généralement considérée comme usagée lorsqu'elle a un SoH inférieur à 80 %.

2.2.2.5 Facteur de vieillissement des batteries

Les batteries lithium-ion ont une durée de vie limitée qui se réduit en fonction de deux facteurs : le temps et la manière dont elles sont utilisées. Ces facteurs sont connus sous les noms de vieillissement calendaire et vieillissement cyclique. Dans la plupart des applications, ces deux types de vieillissement sont indissociables. Par exemple, une voiture passe en

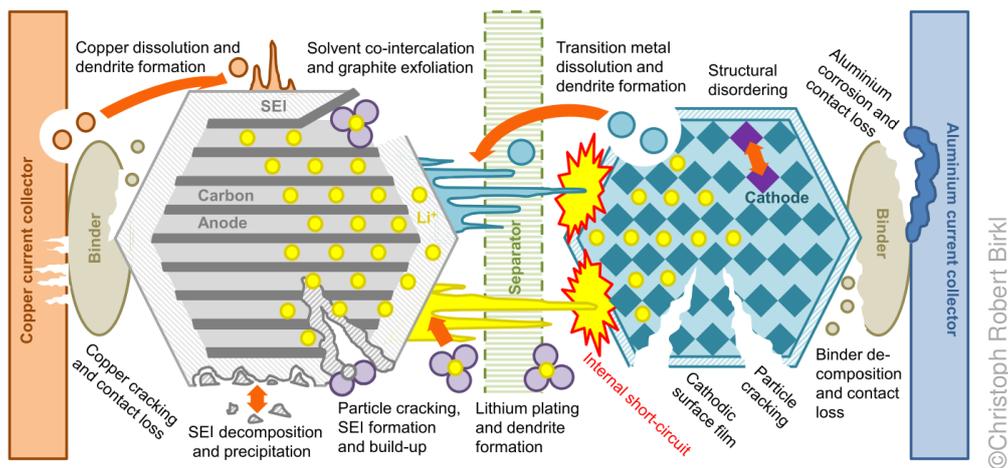


Figure 2.13: Mécanismes de dégradation d'une cellule Li-ion [70]

moyenne plus de 90% de son temps à l'arrêt (vieillessement calendaire) et moins de 10% en utilisation (vieillessement cyclique) [65].

Un accumulateur lithium-ion est un système électrochimique perdant de la capacité à chaque cycle d'utilisation marquant ainsi l'usure de la batterie. Ses composants subissent des altérations en fonction des conditions de vieillissement (cycle de vie, température, profondeur de décharge...). Au cours de sa vie, un accumulateur connaît des modifications physico-chimiques, que ce soit en période d'utilisation ou de stockage. Ces modifications résultent des mécanismes de vieillissement [70], comme illustré sur la Fig. 2.13. Les travaux de [65], [71] détaillent les procédés chimiques au niveau de chacune des parties de la batterie (électrodes, électrolyte et séparateur) qui occasionnent des pertes de performance. L'usure de la batterie peut apparaître visuellement par un gonflement montrant un risque de rupture mécanique capable d'entraîner un court-circuit.

La Fig. 2.14 provenant des travaux de [72] permet de faire le lien entre les mécanismes de vieillissement et les conditions d'utilisation aggravants ces phénomènes [73], [74]. Ces dégradations ont deux impacts majeurs sur les performances de la batterie : une perte de capacité et une augmentation d'impédance. Ces deux paramètres déterminent le seuil de fin de vie d'une batterie. Pour une batterie Li-ion, il est considéré dans les documents techniques des constructeurs que ce seuil est atteint lorsque la capacité nominale diminue de 80 % par rapport à son état neuf ou lorsque la résistance électrique nominale double.

Pour éviter une usure prématurée de la batterie notamment pour la technologie LiPo utilisé par le drone, il est important de stocker à un état de charge 80 % évitant un gonflement de la batterie. Dans les conditions d'utilisation, il est important de ne pas dépasser la profondeur de charge et de décharge ainsi que de limiter le $C - rate$ de décharge pour éviter de provoquer une surchauffe de la batterie et son usure prématurée.

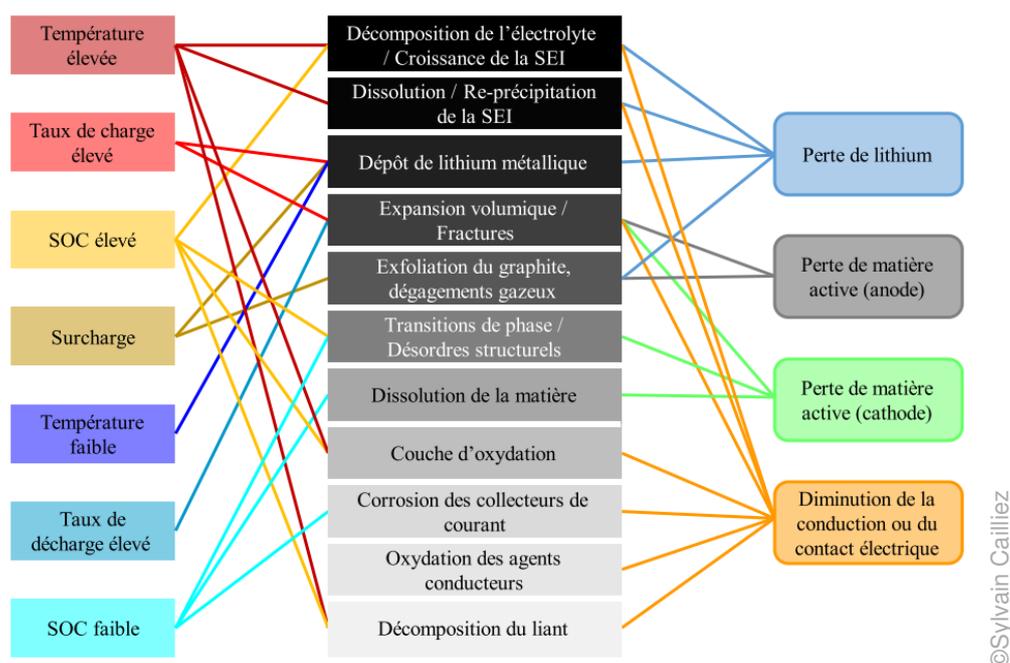


Figure 2.14: Facteurs aggravants le vieillissement et conséquences électrochimiques [72]

2.2.2.6 Analyse du cycle de vie des batteries au lithium

L'analyse du cycle de vie (ACV) des batteries lithium-ion, en particulier pour le stockage résidentiel et les véhicules électriques, met en évidence des enjeux environnementaux majeurs liés à leur fabrication, leur utilisation et leur recyclage. Les études [75] montrent que les différentes chimies des batteries présentent des impacts similaires en termes d'empreinte carbone, généralement autour de 200 kg de CO_2 émis par kWh de capacité de stockage utilisable.

Toutefois, l'impact environnemental des véhicules électriques (EVs) ne se limite pas à la phase de production des batteries : bien que leur fabrication soit plus polluante que celle des véhicules thermiques (ICEVs) en raison de l'extraction et du traitement intensif des métaux nécessaires, l'empreinte carbone des EVs devient plus avantageuse à l'usage, notamment dans les régions où l'électricité est majoritairement issue de sources renouvelables. Cependant, au-delà des émissions de CO_2 , d'autres critères environnementaux doivent être pris en compte, comme la consommation de ressources minérales et l'impact sur la toxicité humaine, où les EVs sont généralement plus impactants que les véhicules thermiques. Une meilleure gestion de la fin de vie des batteries est donc essentielle : le réemploi des batteries en stockage stationnaire, ainsi que leur recyclage et leur reconditionnement, permettent de réduire la demande en matières premières et d'améliorer le bilan environnemental global des véhicules électriques. En effet, les batteries en fin de vie conservent encore 70 à 80 % de leur capacité initiale, ce qui rend leur réutilisation particulièrement pertinente pour le stockage résidentiel et les applications industrielles [76]. Pour optimiser leur impact environnemental, plusieurs pistes d'amélioration

sont à privilégier : l'amélioration des technologies de batteries pour accroître leur durée de vie et leur densité énergétique ou encore l'augmentation de la part des énergies renouvelables dans la production d'électricité. Une transition énergétique durable repose donc non seulement sur le déploiement des véhicules électriques mais aussi sur une approche globale intégrant des avancées technologiques, une gestion optimisée du cycle de vie des batteries et une réduction de l'empreinte minérale des systèmes de stockage énergétique.

Dans le monde des drones, il est encore difficile de connaître l'impact de l'ACV. L'application d'usage des drones est essentielle. Comme pour les véhicules, une forte cyclabilité des batteries permet de réduire leurs impacts environnementales.

2.2.3 Les supercondensateurs (SC)

Le second organe de stockage électrique qui peut s'associer avec les PaC sont les SC. Leur densité de puissance est pertinente pour palier les phases transitoires.

2.2.3.1 Historique des supercondensateur

Les SC, également appelés ultracondensateurs ou EDLC (Electrochemical Double Layer Capacitors), sont des systèmes de stockage d'énergie électrique basés sur le phénomène de double couche (un ion maintenu face à une charge électronique) qui permet un stockage électrostatique de l'énergie électrique. Au début des années 1950, alors que les condensateurs étaient fabriqués à partir de papier imprégné, de mica et de produits électrochimiques, General Electric a cherché des moyens d'accroître leur capacité à stocker et à libérer des niveaux d'énergie plus élevés afin d'absorber de fortes chutes de tension pour des applications militaires. Les recherches ont été menées par Howard I. Becker et son équipe qui, le 14 avril 1954, ont déposé un brevet pour un "condensateur électrolytique à basse tension" utilisant une électrode en carbone poreux. Le 23 juillet 1957, le brevet US2800616A a été délivré, ouvrant la voie à d'autres innovations. L'invention de Becker a marqué le début d'une course entre laboratoires pour convertir l'invention en un composant capable d'être fabriqué en série. Le condensateur électrolytique moderne est alors né.

Bien que l'invention du condensateur électrolytique ait constitué une avancée importante pour l'industrie électronique, sa capacité n'était toujours pas suffisante pour stocker des niveaux d'énergie plus élevés. Il a fallu six années de recherche supplémentaires après le brevet de Becker pour que l'ingénieur de la Standard Oil Company, Robert A. Rightmire, obtienne le 29 novembre 1966 le brevet US3288641A pour un "appareil de stockage d'énergie électrique" décrit comme suit : "Un dispositif de stockage de l'énergie électrique pour stocker l'énergie en condition électrostatique sous forme de double couche d'ions électrons et d'ions protons à des interfaces coagulantes..." Il s'agit alors du premier SC. La commercialisation des premiers SC par NEC et Panasonic Goldcap en 1978 a marqué un tournant décisif. Depuis les années 80, la

capacité nominale des SC a rapidement évoluée, atteignant aujourd'hui jusqu'à 9000 F, faisant de cette invention une industrie de plusieurs centaines de millions de dollars [77].

2.2.3.2 Fonctionnement des supercondensateurs

Les SC sont des dispositifs de stockage d'énergie électrique qui se distinguent des condensateurs classiques par leur utilisation d'un électrolyte peu visqueux et du phénomène de double couche électrique à l'interface électrode-électrolyte. Contrairement aux batteries, les SC stockent l'énergie sans réactions chimiques, par la force électrostatique. La Fig. 2.15 schématise le fonctionnement d'un SC quand il est chargé (Fig. 2.15a) et quand il est déchargé (Fig. 2.15b).

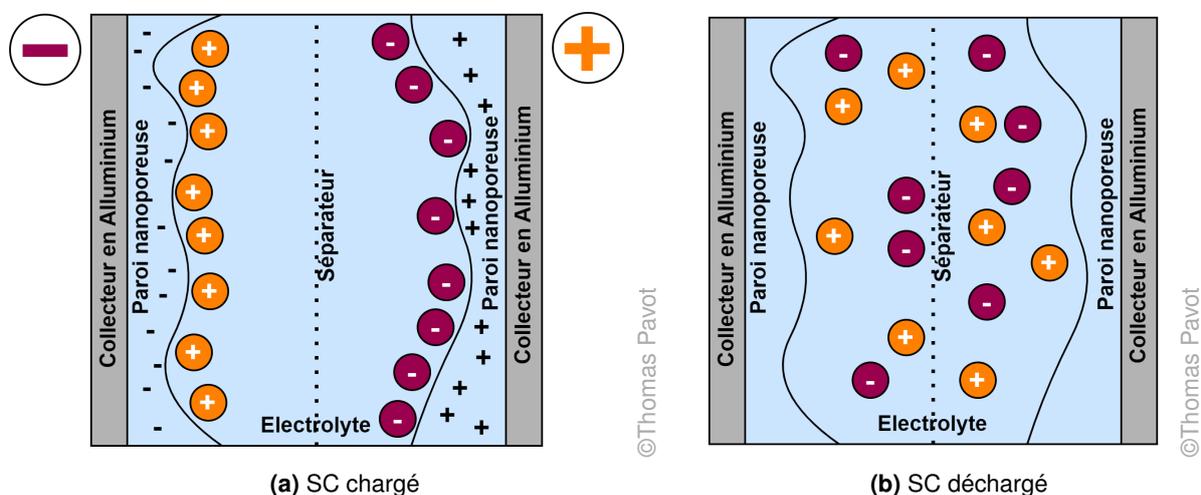


Figure 2.15: Schéma de fonctionnement d'un SC chargé et déchargé

Les SC se composent de trois éléments distincts:

- **Deux électrodes** : La composition des électrodes se scinde en deux parties : le collecteur, souvent en aluminium, permettant de faire le lien avec l'environnement extérieur au SC et un matériau poreux conducteur comme le charbon actif.
- **Électrolyte** : Un électrolyte est constitué d'un sel avec des anions et des cations ainsi qu'un solvant qui peut être soit organique (le solvant est une molécule avec une chaîne carbonée) ou aqueux. Il existe aussi des liquides ioniques qui sont des sels à l'état fondu à température ambiante. Les propriétés souhaitées de l'électrolyte pour les SC sont une bonne conductivité ionique et une grande stabilité électrochimique et thermique.

- **Séparateur** : Le séparateur est un matériau isolant possédant une structure poreuse. Il se conduit donc comme un isolant électrique et un conducteur ionique.

2.2.3.3 Les différentes technologies de supercondensateurs

Les technologies de SC se différencient principalement par la composition de l'électrolyte et peuvent être classées en trois technologies principales [78] :

- **Électrolytes organiques** : Un électrolyte organique est une solution dont le solvant contient des atomes de carbone. L'électrolyte organique le plus utilisé est le tétraéthylammoniumtétrafluoroborate ($TEABF_4$). La tension de travail peut aller jusqu'à 3.0 V avec des électrodes en carbone poreux. Malgré sa toxicité, il s'agit de l'électrolyte le plus utilisé pour sa bonne conductivité et sa grande plage de température d'utilisation (-40 °C à 70 °C). Il s'agit de la technologie employée pour le drone Stork.
- **Électrolytes ioniques** : Les liquides ioniques (ILs) sont des sels qui sont à l'état liquide à température ambiante, ils sont entièrement composés d'anions et de cations. Cette technologie reste chère et a une conductivité limitée par rapport au gain apporté par la tension de travail (4 V) et par une plage de température de fonctionnement plus élevée (jusqu'à 300 °C).
- **Électrolytes aqueux** : Cet électrolyte à l'avantage d'être plus respectueux de l'environnement mais a des performances plus faibles (tension de travail de 1.23 V) en termes de densité d'énergie.

2.2.3.4 Caractéristiques électriques des supercondensateurs

Un SC peut être caractérisé électriquement par deux grandeurs :

- **Énergie E_{sc} et Capacité C_{sc}** : La caractéristique première d'un SC est sa capacité en F, elle est proportionnelle à la surface d'interaction (électrode / électrolyte) et inversement proportionnelle à l'épaisseur du diélectrique (la capacité de la double couche dépend de l'absorption des ions à la surface du matériau d'électrode). L'énergie stockée ici en J est donnée par l'équation suivante (2.8):

$$E_{SC} = \frac{1}{2} \cdot C_{SC} \cdot V_{SC}^2 \quad (2.8)$$

avec :

- V_{SC} : la tension aux bornes du SC en V

Cette équation est valable en faisant l'hypothèse que C_{SC} ne varie pas en fonction de la tension.

- **Résistance interne** R_{ESR} : La résistance interne, ou résistance série équivalente (ESR), des SC est un paramètre crucial qui affecte directement la puissance qu'ils peuvent délivrer. Cette résistance résulte de la combinaison de différentes résistances « ioniques » et « électriques » présentes dans les électrodes, les connexions, et l'électrolyte.

L'état du SC peut être suivi par deux variables :

- **État de charge** SoC : La notion d'état de charge (SoC) est définie par rapport à l'énergie stockable dans le SC. Il est exprimé en pourcentage de l'énergie stockée et est calculé selon la relation suivante (2.9):

$$SoC_{SC} = \frac{E_{SC}}{E_{SC\ nom}} \cdot 100 = \frac{V_{SC}^2}{V_{SC\ max}^2} \cdot 100 \quad (2.9)$$

avec :

- E_{SC} : Énergie en J
- $E_{SC\ nom}$: Énergie maximale nominale en J
- V_{SC} : Tension aux bornes du SC en V
- $V_{SC\ max}$: Tension maximale aux bornes du SC en V

Concernant la variation du SoC pendant l'utilisation des SC, les fabricants recommandent d'utiliser leurs composants entre 25 % et 100 % de leur SoC, ce qui permet d'exploiter 75 % de leur capacité énergétique [79]. Ces valeurs de SoC correspondent à des tensions qui varient entre 50 % et 100 % de la valeur nominale.

- **État de santé** SoH : L'état de santé (State of Health SoH) mesure les pertes de capacité dues à la dégradation des SC, permettant de quantifier leur vieillissement. Le SoH représente l'énergie totale restante par rapport à l'énergie initiale délivrée avant la première utilisation en pourcentage compris généralement entre 100 % et 80 % (2.10).

$$SoH_{SC} = \frac{E_{SC\ act}}{E_{SC\ nom}} \cdot 100 \quad (2.10)$$

Un SC est considéré en fin de vie lorsqu'il restitue moins de 80 % de sa capacité nominale initiale.

2.2.3.5 Facteur de vieillissement des supercondensateurs

Grâce à leurs propriétés intrinsèques, telles que le stockage électrostatique en surface, une faible variation de volume et un électrolyte stable thermodynamiquement en fonctionnement, les SC peuvent durer plusieurs millions de cycles dans des conditions peu contraignantes (charge et décharge à courant constant entre U et U_{max}, courant de 10 C, à température ambiante) comme le présentent les constructeurs. Cependant, en conditions réelles d'utilisation (fluctuations de température, de tension maximale, de vitesse de charge/décharge, maintien à des potentiels élevés), leurs performances se dégradent un peu plus vite. Comme pour les batteries, les signes

courants de cette dégradation sont la diminution de la capacité stockée et l'augmentation de la résistance interne. Le vieillissement est soit dépendant du temps (vieillessement calendaire) soit dépendant du nombre de cycle de charge et de décharge [77], [80]. La dégradation est essentiellement dépendante de la température et de la tension d'utilisation des SC. En condition normale d'utilisation, les SC se dégradent beaucoup moins vite que les batteries au lithium [24].

Le vieillissement du SC n'est normalement pas une contrainte en comparaison avec celui de la PaC et de la batterie. Cependant il est essentiel d'avoir un contrôle précis sur le SC pour éviter toute surcharge puisqu'une tension légèrement supérieur à sa tension maximale l'endommage très rapidement.

2.2.3.6 Analyse du cycle de vie des supercondensateurs

L'analyse du cycle de vie des SCs révèle des enjeux environnementaux majeurs liés à la production, l'utilisation et la fin de vie des matériaux actifs, notamment le graphène [81]. Actuellement, les SCs à base de graphène présentent une empreinte environnementale plus élevée que ceux utilisant du carbone activé, avec une augmentation significative des émissions de GES (+48 %), de la toxicité humaine (+27 %) et de l'appauvrissement de la couche d'ozone (+213 %), principalement en raison d'un processus de fabrication plus énergivore et d'une capacité spécifique inférieure. Pour exploiter pleinement leur potentiel, il est essentiel d'améliorer les performances techniques du graphène, d'optimiser sa production et son approvisionnement, et de développer des infrastructures de recyclage permettant de récupérer et réutiliser ce matériau. Il n'y a pour le moment peu d'études sur l'analyse du cycle de vie de cette source et plus particulièrement dans les applications drones.

2.3 Conclusion du chapitre 2

Ce chapitre nous a permis de dresser l'état de l'art des différentes architectures d'hybridations qui pourraient être appliquées sur notre drone. Il explique pourquoi nous avons choisi la solution d'hybridation semi-active de part ses compromis. En effet, cette architecture permet :

- Un contrôle direct sur la PaC et le SC et indirecte sur la batterie par l'usage d'un EMS.
- Un dimensionnement spécifique limitant la masse et le volume des convertisseurs DC-DC.
- Un coût limité en supprimant un convertisseur DC-DC.

La seconde partie du chapitre dresse un descriptif de chacune des sources afin de comprendre leurs grandeurs caractéristiques et leurs facteurs de vieillissement. La PaC de type PMFC apparaît clairement comme la source d'énergie la plus fragile. Elle nécessite une attention particulière pour limiter sa dégradation. La batterie et le SC présentent moins de contraintes mais un contrôle de leurs profondeurs de charge et de décharge paraît important.

L'ensemble de ces informations seront cruciales pour modéliser l'ensemble du système énergétique du drone Stork et développer des algorithmes de gestions (EMS). La stratégie choisie visera principalement à protéger la PaC afin de maximiser sa durée de vie, tout en optimisant l'exploitation du SC et de la batterie.

Le chapitre qui suit s'attachera à modéliser l'ensemble des trois sources d'énergies et les convertisseurs DC-DC pour permettre le développement des algorithmes et stratégies de gestions d'énergies grâce à des outils de simulations.

3

Modélisation et choix du système

Sommaire

| | | |
|---------|---|-----|
| 3.1 | Modélisation du système | 88 |
| 3.1.1 | Généralités sur la modélisation | 88 |
| 3.1.2 | Modélisation de la pile à combustible | 89 |
| 3.1.2.1 | Les différents modèles disponibles de PaC | 89 |
| 3.1.2.2 | Modèle de PaC utilisé | 93 |
| 3.1.2.3 | Identification des paramètres de la pile à combustible | 95 |
| 3.1.3 | Modélisation de la batterie | 96 |
| 3.1.3.1 | Les différents modèles disponibles de batterie | 96 |
| 3.1.3.2 | Modèle de batterie utilisé | 97 |
| 3.1.3.3 | Identification des paramètres de la batterie | 99 |
| 3.1.4 | Modélisation du supercondensateur | 99 |
| 3.1.4.1 | Les différents modèles disponibles de SC | 99 |
| 3.1.4.2 | Modèle de SC utilisé | 101 |
| 3.1.4.3 | Identification des paramètres du supercondensateur | 102 |
| 3.1.5 | Modélisation des convertisseurs DC-DC | 102 |
| 3.1.5.1 | Les différents modèles disponibles de convertisseur DC-DC | 102 |
| 3.1.5.2 | Modèle de convertisseur DC-DC utilisé | 103 |
| 3.2 | Choix et configuration du système | 104 |
| 3.2.1 | Contraintes de masse du drone Stork | 104 |
| 3.2.2 | Contraintes énergétiques du drone Stork | 106 |
| 3.2.2.1 | Choix de la pile à combustible | 106 |
| 3.2.2.2 | Choix du supercondensateur | 107 |

| | | |
|---------|--|------------|
| 3.2.2.3 | Choix de la batterie | 108 |
| 3.2.2.4 | Dimensionnement des convertisseurs DC-DC | 109 |
| 3.2.3 | Banc de test de la source hybride du drone Stork | 109 |
| 3.3 | Conclusion du chapitre 3 | 113 |

Dans ce troisième chapitre, la modélisation et la sélection des principaux composants du système énergétique du drone Stork sont abordés, incluant la PaC, la batterie, le SC et les convertisseurs DC-DC. Les différents modèles théoriques disponibles pour chaque élément seront d'abord examinés, avant que le choix des modèles retenus dans cette thèse ne soit justifié. La sélection de chaque composant sera ensuite présentée, en fonction des besoins énergétiques du drone et de la stratégie d'hybridation visant à protéger la PaC et à optimiser l'utilisation du SC et de la batterie. Les contraintes liées au matériel disponible pour les essais seront également prises en compte. Un descriptif complet du banc de test conclura ce chapitre.

3.1 Modélisation du système

La modélisation et la simulation sont des outils extrêmement utiles pour l'étude des systèmes complexes. Elles permettent d'évaluer l'impact de diverses conditions et variables sur le fonctionnement global ou local du système étudié. Par exemple, des modèles simples de PaC peuvent aider à comprendre l'influence du courant sur la chute de tension, tandis que des modèles plus complexes peuvent analyser l'effet de la température, de l'humidité des gaz, du débit d'air, ainsi que de la pression et des vibrations, rendant possible d'évaluer précisément l'influence de ces facteurs sur la performance du système, notamment sur la distribution de la densité de courant.

Les modèles permettent également de tester diverses hypothèses sans risque pour le système réel, ce qui est crucial pour des systèmes fragiles ou coûteux. Cependant, il est important de noter que les modèles ne peuvent jamais remplacer complètement l'expérimentation sur les systèmes réels, car ils comportent des incertitudes et sont valides seulement dans un domaine d'exploitation spécifique. De plus, ils ne simulent que les phénomènes pris en compte. Il est donc important de savoir à l'avance ce qu'il est souhaitable d'étudier pour choisir le bon modèle.

3.1.1 Généralités sur la modélisation

Il est possible de distinguer trois grandes catégories de modèles :

- **Modèles boîtes noires (modèles avec une description du comportement)** : Les méthodes basées sur la description reposent sur des observations réalisées à partir du procédé expérimental réel. Ces observations peuvent également provenir de simulations détaillées, telles que celles obtenues par la méthode des éléments finis. L'objectif est d'établir des relations mathématiques entre les entrées et les sorties du système, permettant ainsi de reproduire son comportement. Ces relations peuvent être des polynômes simples, des fonctions avec des paramètres empiriques identifiés par régression non linéaire, ou des réseaux neuronaux. Ce type de modèle est souvent qualifié de "boîte noire" car les mécanismes internes sont cachés.

- **Modèles boîtes blanches (modèles avec une explication du comportement) :** Le modèle basé sur l'explication du comportement nécessite une analyse approfondie du système en modélisant ses processus internes et phénomènes physiques. Cela implique une décomposition structurelle en sous-systèmes jusqu'à atteindre un niveau de détail suffisant pour comprendre les phénomènes étudiés. Chaque sous-système est modélisé à partir des équations fondamentales de la physique, ce qui donne des modèles dits mécanistes ou "boîtes blanches". Les expérimentations servent principalement à les valider.
- **Modèles boîtes grises (compromis entre boîtes blanches et noires) :** Combinaison des approches empiriques et physiques, ces modèles utilisent des paramètres empiriques pour certains aspects du système tout en modélisant explicitement d'autres processus physiques. Ils offrent un bon compromis entre précision et complexité. Dans le domaine des PaC, les modèles boîtes blanches sont rares, nécessitant souvent une paramétrisation empirique. La plupart des modèles sont donc des "boîtes grises", combinant des éléments des modèles boîtes noires et blanches, permettant de prédire des conditions de fonctionnement non testées.

La modélisation énergétique du drone Stork est décomposée en plusieurs sous modèles pour chacune des sources et des convertisseurs utilisant principalement des modèles à base de circuits électriques équivalents. L'objectif de ces modèles est de reproduire le comportement dynamique afin de proposer une simulation énergétique réaliste nécessitant un temps de calcul limité dans le but de les intégrer dans des commandes avancées embarquables dans le drone. Les prochaines sections décrivent successivement les principaux modèles existant dans la littérature ainsi que la modélisation employée pour la PaC, la batterie, le SC et les convertisseurs DC-DC.

3.1.2 Modélisation de la pile à combustible

Une PaC est un système électrochimique non linéaire et non stationnaire complexe à modéliser à cause des nombreux phénomènes chimiques en jeu. La modélisation peut se faire à plusieurs échelles et avec différents objectifs selon les besoins.

3.1.2.1 Les différents modèles disponibles de PaC

La littérature propose un très grand nombre de modèles pour décrire les nombreux phénomènes en jeu au sein d'une PEMFC. Il est possible de distinguer les modèles selon leur domaine d'application (électrique, fluide et thermique) ou d'avoir des modèles utilisant des équations multi-physiques.

Les modèles peuvent également avoir plusieurs dimensions (0D, 1D, 2D et 3D) selon le

type de phénomène observé. Dans le cas des PaC [54] :

- **0D** : Correspond généralement à des modèles statiques utilisant la courbe de polarisation pour obtenir la tension de sortie en fonction du courant d'entrée ;
- **1D** : Ajoute la notion de dynamique avec notamment les temps de réponse de la PaC ;
- **2D** : Ajoute la dimension de surface permettant par exemple de représenter les écoulements fluidiques ou thermiques sur un plan. Ces modèles nécessitent des puissances de calcul importantes utilisant des outils de CFD (Computational Fluid Dynamic) ;
- **3D** : Ajoute la dimension de volume rendant possible d'aller plus loin dans la modélisation des comportements thermiques et fluidiques. Ces modèles nécessitent des puissances de calcul encore plus importantes utilisant des outils de CFD (Computational Fluid Dynamic).

Dans le cadre de cette thèse, les modèles 1D sont jugés suffisants dans une optique de contrôle électrique pour simuler les évolutions de la tension en fonction du courant demandé.

Historiquement, trois modèles statiques servent de référence à l'élaboration de modèles plus complexes :

1. Kim et Amphlett ont été parmi les premiers à développer un modèle statique pour une PEMFC, en 1995, basé sur les équations de Nernst et de Tafel [82]. Amphlett et son équipe ont élaboré un modèle 1D de performance pour une PEMFC de la marque canadienne Ballard Mark IV, combinant les données de la documentation technique et des données empiriques. Le modèle obtenu a de bonnes performances, permettant de prévoir correctement le comportement du système réel. Ce modèle est cependant difficile à reproduire en raison du nombre important de paramètres. De plus, l'épaisseur de la couche active, les caractéristiques d'humidité et les coefficients de transfert ne sont pas toujours accessibles.
2. Un deuxième modèle, proposé par Chamberline et Kim, utilise une équation empirique adaptée aux données expérimentales du potentiel d'une cellule de PEMFC en fonction de la densité de courant [83]. L'équation de départ ressemble à celle de Kim et Amphlett mais cherche à ajuster les paramètres par une optimisation mathématique sans sens physique afin de retrouver la courbe de polarisation issue de l'expérimentation.
3. Le troisième modèle de référence est celui proposé par James Larminie et Andrew Dicks en 2003 [84]. Ils proposent un nouveau modèle 1D de circuit électrique équivalent (EEC *Electronic Equivalent Circuit*). Le modèle proposé est relativement simple, ce qui en fait

une méthode couramment utilisée pour la recherche. Ce modèle est à la base d'un grand nombre de nouveaux modèles développés dans la littérature.

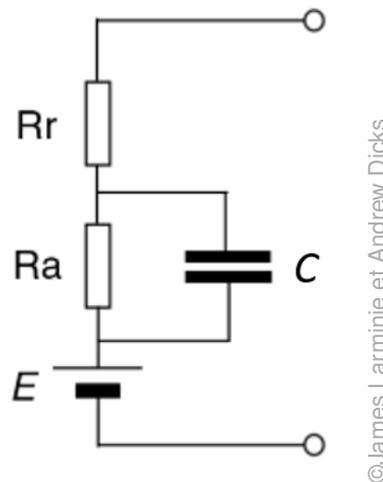


Figure 3.1: Modèle de circuit équivalent électrique d'une PEMFC par Larminie et Dicks

Sa représentation schématique d'une cellule de PEMFC (Fig. 3.1) est simplement composée de quatre éléments :

- **E : Tension réversible en circuit ouvert (OCV)** : L'équation de Nernst est généralement utilisée ici. Elle permet de calculer en fonction des conditions de fonctionnement (température et pression) le niveau de tension que peut générer la cellule en circuit ouvert. Les différents paramètres de l'équation sont facilement identifiables.
- **R_a : Chutes de tension provenant de la surtension d'activation et de concentration** : La surtension d'activation est due à la lenteur des réactions qui se produisent à la surface des électrodes. Une partie de la tension générée est perdue dans l'entraînement de la réaction chimique. La surtension de concentration résulte de la variation de la concentration des réactifs à la surface des électrodes au fur et à mesure de l'utilisation du combustible. La concentration affecte la tension, c'est pourquoi ce type d'irréversibilité est parfois appelé perte de concentration. Étant donné que la réduction de la concentration est le résultat d'un défaut de transport d'une quantité suffisante de réactifs à la surface de l'électrode, ce type de perte est également souvent appelé perte de transport de masse. La modélisation de ces chutes de tension n'est pas linéaire et nécessite des coefficients qui n'ont pas de sens physiques identifiables expérimentalement.
- **R_r : Chutes de tensions ohmiques** : Il s'agit des pertes provoquées par la résistance au passage des électrons à travers les matériaux des électrodes et la résistance dans l'électrolyte au déplacement des ions. Cette chute de tension est assez linéaire

en fonction du courant, fonctionnant ainsi selon la loi d'Ohm.

- **C : Capacité de double couche** : La capacité de double couche permet à la modélisation d'ajouter la dynamique de la PaC à ce modèle statique. Cette capacité possède un sens physique puisque chaque fois que deux matériaux différents sont en contact, ici entre l'électrode et l'électrolyte, une accumulation de charge est nécessaire, tout comme pour les matériaux semi-conducteurs, afin de laisser passer un courant électrique. La couche de charge, sur ou à proximité de l'interface électrode-électrolyte, est une réserve de charge électrique et d'énergie, et se comporte donc comme un condensateur électrique.

Une première étude effectuée par Saadi et al. a comparée ces trois modèles de référence en les simulant sur une PEMFC de 400 W et de 700 W [85]. L'article étudie et valide expérimentalement ces modèles en statique avec l'identification de leurs paramètres. L'axe de comparaison est effectué en fonction de la courbe de polarisation. L'article montre que le modèle d'Amphlett est le plus précis mais le plus compliqué à paramétrer. Le modèle de Chamberline et Kim est le plus simple mais c'est celui qui donne le moins bon résultat par rapport à la validation expérimentale. Le modèle de Larminie et Dicks donne des résultats intermédiaires, mais se montre plus robuste par rapport à la PEMFC utilisée.

La seconde étude de Saadi et al. [86] compare trois modèles dynamiques de PEMFC : le modèle Larminie et Dicks et deux modèles de circuit électrique équivalent (EEC) :

1. Le modèle de Larminie et Dicks, présenté précédemment, utilise la capacité de double couche pour obtenir la dynamique de la PEMFC.
2. Le premier modèle EEC est obtenu en utilisant la spectroscopie d'impédance (EIS Electrochemical Impedance Spectroscopy) pour caractériser la PEMFC. En appliquant un courant sinusoïdal à différentes fréquences, l'outil permet d'obtenir le spectre d'impédance représenté sur un diagramme de Nyquist. A partir de ce diagramme, il est possible de reconstruire un modèle d'impédance à partir d'un circuit électrique équivalent pour obtenir le modèle dynamique de la PEMFC.
3. Le second modèle EEC utilise le principe de circuit électrique équivalent pour convertir le fonctionnement pneumatique et le déplacement des gaz en composants électriques. Ce modèle nécessite beaucoup de paramètres et une connaissance précise de la composition de la PEMFC.

L'étude conclut que le modèle de Larminie et Dicks est le plus simple à obtenir mais qu'il est le moins précis comparé aux modèles d'impédance et EEC.

Par sa facilité de mise en oeuvre, le modèle retenu pour cette thèse est le modèle de Larminie et Dicks qui est adapté à la PaC utilisée dans le drone Stork. Ce modèle est intéressant puisqu'il demande un nombre réduit de paramètres tout en présentant une précision acceptable pour le développement d'algorithmes de commande.

De nombreux articles [87], [88] ont essayé d'améliorer la précision de ce modèle en modifiant les équations concernant les chutes de tensions d'activation et de concentration. Pour tenir compte des variations de température, Mohammadi et al. [89] proposent un modèle 2D qui utilise le même principe de modèle EEC en ajoutant un modèle thermique qui découpe chaque cellule de la PaC en 9 segments. Ce modèle permet de tenir compte de la distribution non homogène de la tension et de la température au sein d'une cellule de PaC.

Cependant, ces modèles ne prennent pas en compte l'usure de la PEMFC. Les modèles de vieillissement qui sont proposés dans la littérature, comme celui de Jouin et al. [90], permettent, en utilisant un modèle proche de Larminie et Dicks, d'ajouter de nombreux paramètres qui contribuent à simuler la dégradation de la PEMFC. Ces paramètres suivent généralement une loi exponentielle ou linéaire dépendant du temps et du courant. L'article montre que le modèle proposé est valide sur 4 jeux de données différentes. Cependant, l'ensemble des jeux de données testés sont peu nombreux et ne mettent pas en évidence de nettes dégradations des PaC. Avec le développement de l'IA (Intelligence Artificielle), de nouveaux modèles de vieillissement sont proposés [2] mais sont encore limités par la faible quantité et variété de données disponibles pour les entraîner.

Le modèle sélectionné n'intègre ni le vieillissement ni les aspects thermiques et de pression, car les modèles étudiés ne considèrent pas la dynamique de la PaC comme un facteur de vieillissement.

3.1.2.2 Modèle de PaC utilisé

Le modèle utilisé pour simuler le comportement de la PEMFC du drone Stork est dérivé du modèle de Larminie et Dicks [84]. L'objectif du modèle choisi est de permettre de développer et de tester différentes commandes.

En mode statique, la tension de sortie d'une cellule de PaC est composée de 4 éléments :

- Tension de Nernst réversible
- Pertes par activation
- Pertes ohmiques
- Pertes par concentration

En mode dynamique, la capacité de double couche de la PaC permet de représenter

le temps de réponse et ainsi simuler le comportement dynamique de la PaC. Le modèle employé pour la PaC est basé sur un circuit électrique équivalent donné dans la Fig. 3.2 pour une seule cellule.

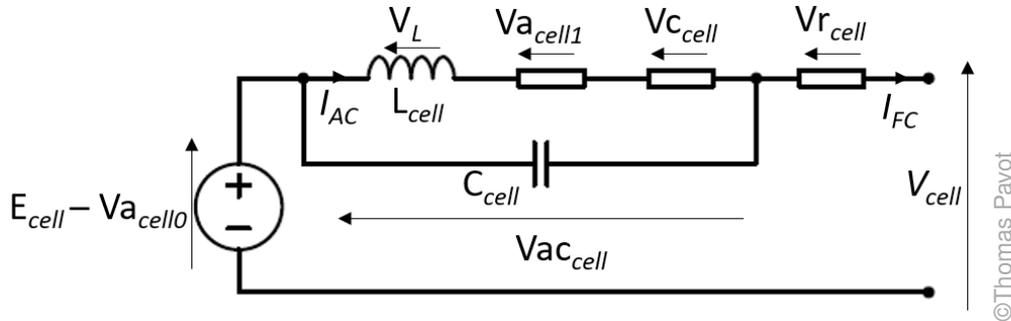


Figure 3.2: Modèle de circuit équivalent électrique d'une cellule de PaC

L'équation de Nernst pour une cellule est donnée ci-dessous (3.1)

$$E_{cell} = E_0 - 0.85 \cdot 10^{-3} (T - 298.25) + \frac{RT}{2F} \cdot \ln \left(\frac{P_{H_2} P_{O_2}^{\frac{1}{2}}}{P_{H_2O}} \right) \quad (3.1)$$

Les variables utilisées sont définies comme suit :

- E_0 : potentiel de référence dans des conditions standards (V)
- R : constante des gaz parfaits
- T : température (K)
- F : constante de Faraday
- P_{H_2} : pression partielle de H_2 (atm)
- P_{O_2} : pression partielle de O_2 (atm)
- P_{H_2O} : pression partielle de H_2O (atm)

Un modèle empirique des pertes par activation a été considéré [91], [92]. Il correspond à la fraction de la tension de la cellule consommée pour initier les demi-réactions électrochimiques et surmonter les barrières d'activation.

Pour une cellule, la chute de tension d'activation $V_{a_{cell}}$ peut être divisée en deux termes (3.2) et (3.3):

$$V_{a_{cell0}} = K_1 + K_2 T + K_3 T \ln \left(\frac{P_{O_2}}{5.08 \cdot 10^6 \exp\left(\frac{-498}{T}\right)} \right) \quad (3.2)$$

$$V_{a_{cell1}} = K_4 T \ln(I_{AC}) \quad (3.3)$$

$V_{r_{cell}}$ correspond aux pertes ohmiques et est définie par l'équation (3.4) :

$$V_{r_{cell}} = Rr_{cell} I_{FC} \quad (3.4)$$

où Rr_{cell} est la résistance ohmique en Ω et I_{FC} est le courant du stack en A. La chute ohmique est liée au transport des charges (protons et électrons) à travers la cellule.

$V_{c_{cell}}$ représente les pertes par concentration selon l'équation (3.5) :

$$V_{c_{cell}} = \beta \ln\left(1 - \frac{I_{AC}}{I_{max}}\right) \quad (3.5)$$

Les coefficients K_1 à K_4 , Rr_{cell} et β ont été estimés à partir de la courbe de polarisation obtenue lors de nos tests expérimentaux sur la PaC de 1000 W.

Le modèle dynamique est obtenu en considérant la capacité C_{cell} [93]. Par rapport aux modèles usuels fournis dans la littérature [84], une inductance L_{cell} a été ajoutée afin de faciliter le calcul de I_{AC} , où L_{cell} est choisie arbitrairement petite. Cette inductance n'a pas de justification physique. Elle permet simplement de faciliter la résolution du modèle. Les équations dynamiques sont donnés dans (3.6) et (3.7), tandis que la tension de sortie est donnée dans (3.8).

$$\frac{dV_{ac_{cell}}}{dt} = \frac{I_{FC} - I_{AC}}{C_{cell}} \quad (3.6)$$

$$\frac{dI_{AC}}{dt} = \frac{V_{ac_{cell}} - V_{ac_{cell_1}} - V_{c_{cell}}}{L_{cell}} \quad (3.7)$$

$$V_{cell} = E_{cell} - V_{a_{cell_0}} - V_{ac_{cell}} - V_{r_{cell}} \quad (3.8)$$

Une PaC (FC) est un assemblage de plusieurs cellules connectées en série. La tension de l'assemblage est déterminée par l'équation (3.9)

$$V_{FC} = n_{cell} \cdot V_{cell} \quad (3.9)$$

3.1.2.3 Identification des paramètres de la pile à combustible

L'identification a été effectuée sur une PEMFC de 1000 W disponible au laboratoire provenant du constructeur H3dynamics. Une courbe de polarisation a été obtenue en appliquant un escalier de courant montant de 3 A toutes les 30 s de 0 A à 27 A. À partir de cette courbe et en adaptant les paramètres provenant de la littérature [42], [84], l'identification a été effectuée par *curve fitting* et les valeurs obtenues sont données dans le tableau (Tab. 3.1). Les pressions des gaz sont ici des surpressions. Pour identifier la dynamique de la PaC, la capacité de double couche a été choisie volontairement grande pour représenter le temps de réponse présent lors des échelons de courant appliqués par l'essai en escalier. Cette valeur

n'a donc pas de sens physique direct dans ce cas. La capacité a ensuite été multipliée par le nombre de cellules afin de retrouver C_{cell}

| PEMFC | | | |
|---------------------|---------------|-----------------------|-----------------------------|
| Grandeurs physiques | | Grandeurs identifiées | |
| E_0 | 1.229 V | K_1 | -1.7 |
| T | 343 K | K_2 | 0.00292 |
| F | 96485 C/mol | K_3 | -1.8×10^{-4} |
| R | 8.3144 J/molK | K_4 | -6.5×10^{-5} |
| P_{H_2} | 0.6 atm | β | 0.08 |
| P_{O_2} | 0.21 atm | I_{max} | 35.1 A |
| P_{H_2O} | 1 atm | C_{cell} | 3.5 F |
| | | Rr_{cell} | $3.4 \times 10^{-3} \Omega$ |
| | | L_{cell} | $1 \times 10^{-7} H$ |
| | | n_{cell} | 50 |

Table 3.1: Paramètres de la PEMFC

Ce modèle de PaC ne prend pas en compte les purges, typiques des PEMFC, ni le vieillissement qui affecte les paramètres au fil du temps. Cependant, il est considéré comme suffisamment précis pour l'évaluation des systèmes de gestion de l'énergie.

3.1.3 Modélisation de la batterie

Tout comme pour la PaC, la modélisation de la batterie est avant tout prévue pour être en mesure de tester une commande de gestion d'énergie hybride. Le modèle a donc pour objectif de reproduire fidèlement le comportement électrique de la batterie en requérant une puissance de calcul limitée.

3.1.3.1 Les différents modèles disponibles de batterie

La littérature propose également une grande variété de modèles, avec les mêmes grandes familles que celles des PaC appliquées aux batteries [94].

- **Modèle électrochimique** : Basé sur des phénomènes physiques de la batterie, ces modèles utilisent des équations aux dérivées partielles pour décrire les réactions chimiques internes, au niveau de l'électrolyte et des électrodes [95], [96]. Ils offrent une grande précision à l'échelle microscopique et permettent d'observer virtuellement les états internes de la batterie. Cependant, cette précision nécessite des équations complexes et un temps de calcul long, rendant la résolution analytique et l'identification des paramètres parfois lourds numériquement.
- **Modèle basé sur les données de type boîte noire** : L'émergence de l'intelligence artificielle (IA) et de la science des données ont permis de créer de nouveaux modèles de

batteries à partir de nombreuses données expérimentales. Ces modèles boîtes noires établissent des relations entre entrées (courant, température) et sorties (tension, SoC, SoH) sans avoir besoin d'une connaissance approfondie du système [97]. Bien que très efficaces, ces modèles dépendent fortement des jeux de données disponibles et des techniques d'entraînement, nécessitant une grande quantité de données pour être précis.

- **Modèle à base de circuits électriques équivalents** : Les modèles de circuits électriques équivalents (EEC) ont gagné beaucoup d'intérêt dans les applications en temps réel en raison de leur structure simple et de leur facilité d'identification. La fiabilité d'un modèle électrique repose sur la précision de ses paramètres, ce qui confère une grande importance à la tâche de caractérisation. En effet, chaque paramètre du modèle de batterie reproduit un comportement qui dépend de contraintes telles que la température, le niveau de l'état de charge (SoC) et le courant de charge.

Le modèle le plus simple de la batterie est le modèle à résistance interne (modèle Rint). Il se compose d'une source de tension OCV (Open-Circuit Voltage) et d'une résistance, représentant respectivement la tension à vide et la résistance série de la batterie. La tension à vide varie en fonction de l'état de charge (SoC) de la batterie. Ce modèle ne prend pas en compte la dynamique de la batterie, d'où son appellation de modèle d'ordre 0. L'ajout d'une branche RC améliore ce modèle, connu sous le nom de modèle de Thevenin. Il est possible d'ajouter plusieurs branches RC pour augmenter la précision, au prix d'une complexité accrue, conduisant souvent à des modèles avec deux ou trois branches RC. Les circuits RC améliorent la dynamique du modèle en représentant les différentes constantes de temps de la batterie. Dans les modèles EEC, le SoC est estimé en continu car la tension à vide (OCV) en dépend. Ces modèles sont également appelés modèles d'ordre entier [45], [98], [99].

Les modèles récents prennent en compte le vieillissement par le nombre de cycles de charge et de décharge que subissent les cellules de batterie. Le vieillissement est généralement modélisé par une augmentation de la résistance interne ou par une chute de la capacité de la batterie. Avec les progrès de l'IA, de nombreux modèles identifient les paramètres de vieillissement (augmentation de la résistance interne et perte de capacité) par le développement de réseaux de neurones [100], [101]. Cependant, ces modèles dépendent de la qualité et de la quantité des données avec lesquels ils sont entraînés.

3.1.3.2 Modèle de batterie utilisé

Le modèle utilisé est un modèle électrique équivalent qui nécessite une puissance de calcul modeste, le rendant adapté à une utilisation dans des simulations prolongées [102]. Il est suffisamment précis pour fournir une estimation juste du comportement de la batterie.

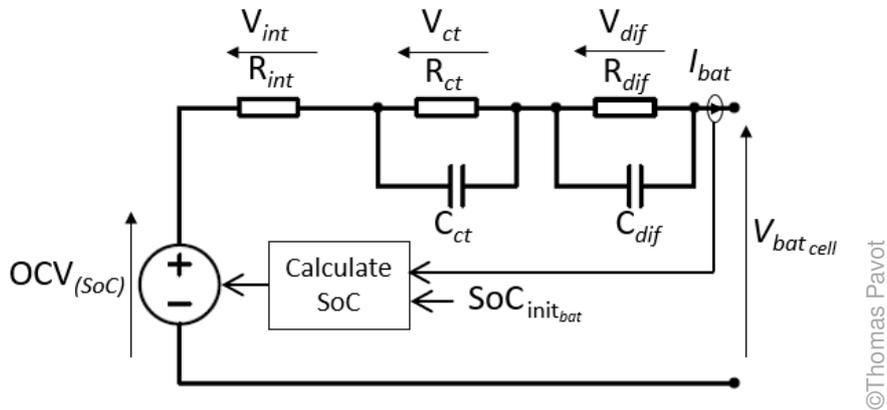


Figure 3.3: Modèle de circuit équivalent électrique d'une cellule de batterie LiPo

À cet égard, un modèle non linéaire d'une cellule de batterie LiPo (Fig. 3.3) comprenant une source de tension en circuit ouvert $OCV(SoC_{bat})$ dépendant de l'état de charge SoC_{bat} de la batterie, d'une résistance interne R_{int} , et des circuits RC parallèles ($R_{ct} // C_{ct}$, $R_{dif} // C_{dif}$) a été envisagé pour décrire la relation électrique entre le courant d'entrée I_{bat} et la tension de sortie $V_{bat_{cell}}$ d'une batterie.

Les équations qui décrivent le modèle sont données ci-dessous dans (3.10) - (3.14):

$$V_{bat_{cell}} = OCV(SoC_{bat}) - V_{int} - V_{ct} - V_{dif} \quad (3.10)$$

$$SoC_{bat} = SoC_{init_{bat}} + \int_0^t \frac{I_{bat}(t)}{Q_{bat}} dt \quad (3.11)$$

$$V_{int} = R_{int} I_{bat} \quad (3.12)$$

$$\frac{dV_{dif}}{dt} = \frac{I_{bat}}{C_{dif}} - \frac{V_{dif}}{R_{dif}C_{dif}}, \quad (3.13)$$

$$\frac{dV_{ct}}{dt} = \frac{I_{bat}}{C_{ct}} - \frac{V_{ct}}{R_{ct}C_{ct}}, \quad (3.14)$$

La tension de circuit ouvert (OCV) a été mesurée à différents états de charge (SoC) afin de mettre en œuvre une table de correspondance.

Le réseau parallèle RC qui modélise le comportement dynamique de la cellule est composé de :

- $R_{ct}C_{ct}$: reflète le mouvement des ions entre deux électrodes pendant les cycles de charge et de décharge
- $R_{dif}C_{dif}$: reflète le potentiel de diffusion, entraînant ce mouvement et provoquant la migration de différents ions.
- Q_{bat} : représente la capacité de la batterie en As.

Pour obtenir la tension de la batterie complète, il suffit de multiplier par le nombre de cellules mises en série (3.15) :

$$V_{bat} = n_{cellserie} \cdot V_{bat_{cell}} \quad (3.15)$$

3.1.3.3 Identification des paramètres de la batterie

L'identification des paramètres a été effectuée sur une batterie LiPo 8S (de marque Tattu de 9 Ah) ayant servi pour le vol de référence du drone Stork. Les paramètres du modèle sont donnés dans le tableau 3.2. L'identification a été effectuée à la suite d'un cycle de charge et de décharge à courant constant ainsi que par la réponse à des échelons de courant à 1C. A partir de ces essais, en appliquant des algorithmes de *curve fitting*, nous avons pu identifier les différents paramètres des branches RC comme appliqué dans les travaux de Yasser Ghoulam [102].

| Batterie | |
|--------------------|--------|
| R_{int} | 6.3 mΩ |
| R_{dif} | 2.9 mΩ |
| R_{ct} | 2.1 mΩ |
| C_{dif} | 3261 F |
| C_{ct} | 5315 F |
| $SoC_{init_{bat}}$ | 80 % |
| Q_{bat} | 9 Ah |
| $n_{cellserie}$ | 8 |

Table 3.2: Paramètres de la batterie LiPo après identification

Ce modèle de batterie LiPo ne prend pas en compte le vieillissement ni la réponse thermique qui affecte les paramètres au fil du temps. Cependant, il a été considéré comme suffisamment précis pour l'évaluation des systèmes de gestion de l'énergie.

3.1.4 Modélisation du supercondensateur

Tout comme pour PaC et la batterie, la modélisation du SC doit être utilisée dans la simulation afin de développer une commande de la source hybride.

3.1.4.1 Les différents modèles disponibles de SC

Les modèles de SC peuvent se classer en 4 grandes catégories [103], [104] :

- **Modèle électrochimique** : Ces modèles représentent précisément les processus de réaction qui se produisent à l'intérieur de la cellule de SC, comme l'effet de double couche et la mobilité des ions en utilisant des équations aux dérivées partielles. Certains modèles définissent les phénomènes à plusieurs échelles pour évaluer la capacité de stockage des charges et le taux de transfert des ions dans les électrodes, afin d'avoir une précision

accrue [105]. Malgré leurs précisions relativement élevées, les modèles électrochimiques ne sont pas appropriés pour la simulation de système énergétique en temps réel du fait d'une puissance de calcul importante.

- **Modèle à base de circuits électriques équivalents (EEC)** : Ces modèles utilisent des composants passifs de circuit électrique pour représenter uniquement le comportement électrique du SC, plutôt que les effets physiques et électrochimiques détaillés de la cellule. Ces modèles sont basés sur des équations différentielles ordinaires où les effets les plus dominants y sont modélisés comme : la capacité, la chute de tension causée par la résistance interne, les effets d'auto-décharge et de courant de fuite, ainsi que le comportement dynamique électrique résultant de la diffusion des ions. Ces modèles, relativement simples et largement documentés dans la littérature [106]–[109], sont particulièrement adaptés à la simulation énergétique des sources hybrides, offrant un bon compromis entre précision et simplicité.
- **Modèle d'ordre fractionnaire** : Ces modèles permettent de reproduire plus fidèlement la dynamique du SC en utilisant des équations d'ordre non entier [110]. Néanmoins, la précision de ces modèles peut être fortement affectée par des conditions de charge variables en dehors des conditions du laboratoire. Ces modèles nécessitent aussi des temps de calcul plus importants que les EEC.
- **Modèle basé sur les données de type boîte noire** : De même que pour les batteries, ces modèles utilisant des réseaux de neurones ne nécessitent pas de connaissance physique sur le SC mais ont besoin d'une quantité importante de données [111].

Le type de modèle le plus approprié afin de simuler le comportement énergétique du drone est à nouveau le modèle à base de circuits électriques équivalents, pour sa faible puissance de calcul, permettant de faire des simulations en temps réel. Ce modèle permet un suivi suffisamment précis de l'évolution de la tension et une représentation du SoC du SC.

3.1.4.2 Modèle de SC utilisé

Le modèle électrique dynamique du SC utilisé est présenté dans la figure 3.4.

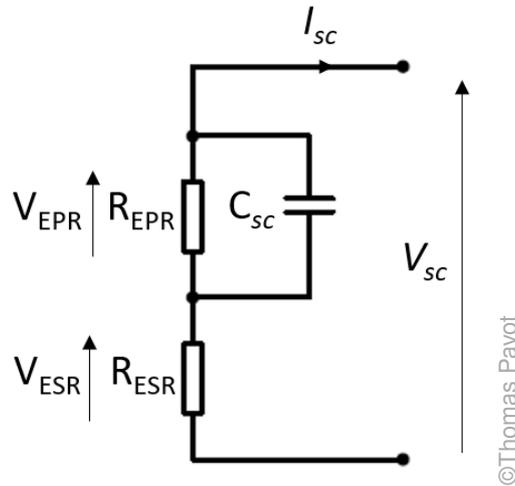


Figure 3.4: Modèle de circuit équivalent électrique d'un SC

Il se compose de trois composants ([106], [112]):

- C_{SC} : la capacité du SC en F.
- R_{ESR} : la résistance série équivalente qui reflète les pertes dues aux effets Joule en Ω .
- R_{EPR} : la résistance parallèle équivalente qui représente le courant de fuite et son influence à moyen et long terme sur la décharge en Ω .

Les équations suivantes (3.16) et (3.17) sont utilisées pour simuler le comportement électrique. L'équation (3.18) estime l'état de charge (SoC_{sc}).

$$C_{sc} \cdot \frac{dV_{EPR}}{dt} = I_{sc} - \frac{V_{EPR}}{R_{EPR}} \quad (3.16)$$

$$V_{sc} = V_{EPR} + R_{ESR} \cdot I_{sc} \quad (3.17)$$

$$SoC_{sc}(t) = \frac{V_{sc}^2(t)}{V_{scMax}^2} \quad (3.18)$$

Les symboles utilisés sont définis comme suit :

- V_{scMax} : tension maximale du SC (V)
- I_{sc} : courant du SC (A)
- V_{sc} : tension du SC (V)

Alors que la capacité C_{sc} et la résistance série R_{ESR} sont généralement fournies par

la fiche technique, la résistance parallèle R_{EPR} peut être facilement estimée à partir d'une auto-décharge pendant une durée Δt avec une tension passant de V_{sc1} à V_{sc2} [106] :

$$R_{EPR} = \frac{-\Delta t}{\ln\left(\frac{V_{sc1}}{V_{sc2}}\right) C_{sc}} \quad (3.19)$$

3.1.4.3 Identification des paramètres du supercondensateur

L'identification des paramètres a été effectuée sur un SC de type BMOD0058 de Maxwell, composé de 6 cellules en série, permettant une tension maximale de 16 V pour une capacité de stockage de 58 F. Les paramètres du modèle, donnés dans le tableau 3.3, sont issus directement du constructeur. Seul le paramètre R_{ESR} est mesuré comme expliqué dans la section précédente.

| Supercondensateur | |
|-------------------|----------------|
| R_{ESR} | 0.022 Ω |
| R_{EPR} | 404 Ω |
| C_{sc} | 58 F |
| V_{sc_init} | 12.5 V |
| V_{scMax} | 16 V |
| Δt | 16241 s |
| ΔI_{sc} | 1 A |
| ΔV_{sc} | 0.022 V |
| V_{sc1} | 16 V |
| V_{sc2} | 8 V |

Table 3.3: Paramètres du SC après identification

Ce modèle de SC ne prend pas en compte la variation de la capacité en fonction de la tension ni le vieillissement qui modifie les paramètres avec le temps. Néanmoins, il a été jugé suffisamment précis pour l'évaluation des systèmes de gestion de l'énergie.

3.1.5 Modélisation des convertisseurs DC-DC

Afin de simuler l'architecture semi-active, il est nécessaire de modéliser les convertisseurs DC-DC utilisés. L'électronique de puissance embarquée dans le drone Stork nécessite deux convertisseurs DC-DC pour la PaC et le SC.

3.1.5.1 Les différents modèles disponibles de convertisseur DC-DC

La modélisation des convertisseurs DC-DC permet de simuler le transfert de puissance d'une source à une autre au sein du drone. Pour étudier et simuler le comportement de ces systèmes sur des périodes prolongées, souvent de plusieurs heures, il est nécessaire d'utiliser des modèles moyens s'affranchissant des non-linéarités occasionnées par la commutation des

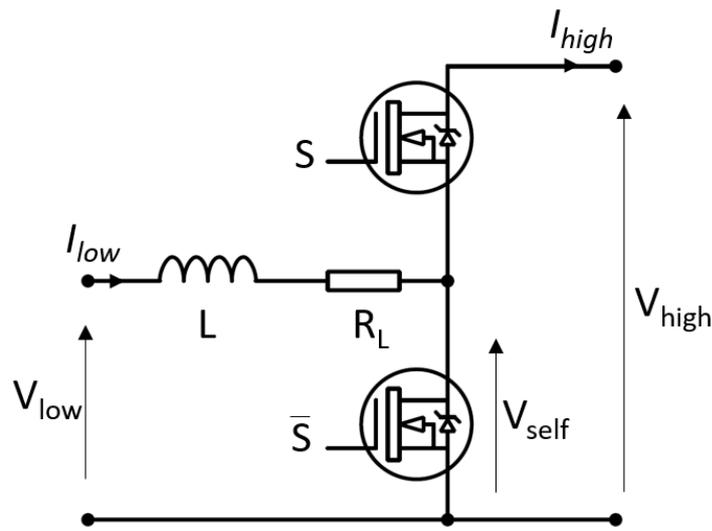


Figure 3.5: Modèle de circuit équivalent électrique d'un convertisseur DC-DC

transistors. Contrairement aux modèles détaillés qui nécessitent des ressources en puissance de calcul importantes à cause de la simulation de chaque cycle de commutation, les modèles moyens simplifient le processus en moyennant les effets sur un cycle de commutation. Cela permet de réduire le temps de calcul tout en conservant une précision suffisante pour les analyses énergétiques à long terme. Les modèles moyens peuvent être aussi définis par une représentation d'état [113].

3.1.5.2 Modèle de convertisseur DC-DC utilisé

Les deux convertisseurs embarqués dans le drone possèdent une architecture composée de deux MOSFETs en demi-pont, contrôlés en inverse, associés à une bobine. Cette topologie (Fig. 3.5) rend ces convertisseurs unidirectionnels en tension et bidirectionnels en courant. Les deux convertisseurs sont positionnés de manière à abaisser la tension de la PaC pour l'un et à augmenter la tension du SC pour l'autre jusqu'à la tension continue du bus de la batterie à 32 V.

Un modèle moyen a été considéré en prenant en compte le rapport cyclique α . Les équations qui fournissent V_{high} et I_{low} à partir de V_{low} et I_{high} sont données dans (4.13) et (3.21):

$$L \frac{dI_{low}}{dt} = V_{low} - \alpha V_{high} - R_L I_{low} \quad (3.20)$$

$$I_{high} = \alpha I_{low} \quad (3.21)$$

avec :

- L : 400 μH
- R_L : 1.7 $\text{m}\Omega$

Ces valeurs sont issues du matériel utilisé sur le banc de test. Elles sont suffisante pour

assurer une oscillation de courant de moins de 1 A en sorti des convertisseurs. Le modèle employé pour ces convertisseurs ne prend pas en compte les pertes engendrées. Ils sont considérés ici comme parfait.

Les différents modèles de la PaC, de la batterie, du SC et des convertisseurs vont permettre de construire une modélisation générale du système énergétique du drone Stork. Les modèles sélectionnés ne prennent pas en compte les contraintes thermiques des différentes sources pouvant impacter la tension à leurs bornes et participer au vieillissement de chacune. Les tests expérimentaux vont montrer que l'ajout de ces contraintes seraient essentiels afin d'assurer une bonne validation du modèle en toute circonstance et notamment pour les futurs essais sur le drone sous les contraintes de températures extérieurs et non celles contrôlées du laboratoire. La suite de ce chapitre va définir les caractéristiques des différents matériels disponibles pour réaliser l'architecture d'hybridation du drone Stork ainsi que le banc de test.

3.2 Choix et configuration du système

L'architecture d'hybridation retenue est de type semi-active, offrant un contrôle sur la puissance délivrée par la PaC et le SC, tout en intégrant la contribution de la batterie pour fournir l'énergie électrique nécessaire à la propulsion du drone Stork. Cette configuration repose sur deux convertisseurs DC-DC, chacun dédié à l'une des sources d'énergie (PaC et SC), permettant ainsi un pilotage optimisé. La figure 3.6 est un rappel de l'architecture semi-active employée.

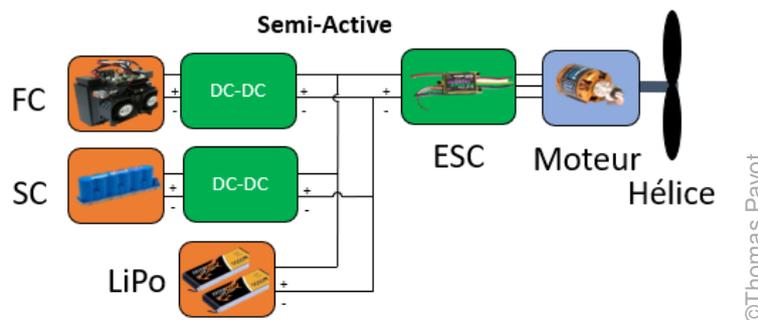


Figure 3.6: Architecture semi-active (FC, SC et batterie)

3.2.1 Contraintes de masse du drone Stork

Afin de minimiser la consommation du drone, la masse et le volume du fuselage sont les deux critères limitants. Le volume est déterminé par le fuselage qui a été développé fixant ainsi une limite haute non franchissable. En ce qui concerne la masse, l'objectif est de la réduire au maximum de l'ordre de 500 g à 1 kg.

Les équations suivantes permettent de comprendre l'impact de la masse du drone sur la

puissance aéronautique nécessaire au vol de croisière du drone Stork pour une vitesse de 90 km/h à altitude constante. Ces équations de la mécanique du vol sont classiques [114]. La puissance aéronautique P_{aero} en W nécessaire au vol de croisière du drone Stork est définie par l'équation (3.22) :

$$P_{aero} = T_{aero} \cdot V_{croisiere} \quad (3.22)$$

Avec :

- T_{aero} : la force de traction en N
- $V_{croisiere}$: la vitesse de vol (par rapport au vent relatif) en m/s

La force de traction minimum en vol en palier se calcule par l'équation (3.23) :

$$T_{aero} = m \cdot g \cdot \frac{Rx}{Rz} \quad (3.23)$$

Avec :

- Rx : la résultante aérodynamique de la traînée en N
- Rz : la résultante aérodynamique de la portance en N
- m : la masse du drone en kg
- g : la constante gravitationnelle

Les résultantes aérodynamiques de la traînée et de la portance se calculent par les équations (3.24) et (3.25) :

$$Rx = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Sa \cdot Cx \cdot V_{croisiere}^2 \quad (3.24)$$

$$Rz = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Sa \cdot Cz \cdot V_{croisiere}^2 \quad (3.25)$$

Avec :

- ρ : la masse volumique de l'air en kg/m^3
- Sa : la surface d'aile en m^2
- Cx : le coefficient de traînée
- Cz : le coefficient de portance

La masse du drone durant les essais du drone Stork était de 17.5 kg. Le détail est donné dans le tableau 3.4. En considérant de petites variations de la masse autour de cette valeur de référence et à l'aide de la soufflerie numérique Xfoil¹, il est possible d'estimer l'influence de la masse sur la puissance aérodynamique minimum nécessaire au vol en palier à 90 km/h. Un

¹XFOIL est une soufflerie numérique développée par Marc Drela au MIT (<https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>). Cette soufflerie numérique est utilisée par le logiciel PredimRC qui a permis de faire les simulations aérodynamiques grossières du vol. PredimRC est un logiciel open source développé par Franck Aguerre.

gain de 1 kg permet une économie de puissance aérodynamique d'environ 20 W sur le vol de croisière correspondant à environ 5 % de puissance aérodynamique en moins.

| Elements du drone Stork | Structure du drone Stork | Moteur, ESC et hélice | Batteries | Charge embarquée | Lest simulant la PEMFC | Total |
|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-----------|------------------|------------------------|--------------|
| Masse en kg | 8.01 | 0.87 | 1.69 | 2.00 | 5.00 | 17.57 |

Table 3.4: Détail de la masse du drone Stork durant le vol de référence

Il est donc essentiel que la structure d'hybridation qui comporte les sources d'énergie et les convertisseurs n'augmente pas significativement le poids total du système. Cela permettra de s'assurer que la solution hybride offre un intérêt réel, en complément de ses avantages en termes de rendement et de performances de puissance.

3.2.2 Contraintes énergétiques du drone Stork

Le dimensionnement du drone Stork est essentiel afin de définir les besoins en puissance lors d'un vol. Grâce à un vol effectué en juin 2019, les données issues de la modélisation de la mécanique du vol ont pu être précisées. Le drone avait une masse de 17.5 kg et a consommé en vol de croisière environ 500 W avec une vitesse d'environ 70 km/h et en phase d'ascension environ 1500 W. Ces chiffres précisent les besoins énergétiques du drone et permettent de définir les caractéristiques du dimensionnement en fonction de la source hybride.

Le moteur utilisé pour le drone est un moteur AXI 5330-18 Gold avec un KV² de 259. Ce moteur est fait pour être contrôlé avec un ESC (Electronic Speed Controller) alimenté par une tension de 30 V correspondant au choix de la batterie LiPo 8S. L'ESC utilisé est le SPIN 99 Pro Opto de la marque Hacker qui permet le contrôle d'un moteur avec une tension d'alimentation de 12 à 50 V. Les vols ont été effectués avec ce matériel qui impose la tension de la batterie utilisée pour le reste de la thèse et notamment sur le banc de test.

3.2.2.1 Choix de la pile à combustible

La PaC doit être choisie pour satisfaire l'endurance du drone. Cela signifie qu'elle doit pouvoir fournir la puissance moyenne du vol soit environ 500 W. Il est alors nécessaire d'avoir un convertisseur DC-DC capable de transmettre cette puissance vers le bus de tension continue. Le réservoir de 6 l capable de stocker de l'hydrogène à 300 bar pesant 3.47 kg fait partie des contraintes du système.

Lors du développement du projet ELCOD, nous avons choisi d'utiliser une pile à combustible compatible avec les drones. Il n'y avait que peu de piles de ce type sur le marché en 2018. A l'époque, l'équipe s'est orientée vers une pile de 1000W disponible et donnant une certaine

²Les kv indiquent le nombre de tours/min par volt d'un moteur

marge de puissance. Suite aux essais en vol, il paraît plus judicieux d'utiliser une pile de 500W que l'on peut actuellement trouver sur le marché. Il existe un certain nombre de constructeurs proposant des PEMFC avec ces contraintes (comme H3dynamics, Intelligent Energy ou encore Rubri). Cette puissance permet de baisser la masse de la PaC à environ 1.5 kg contre 2.2 kg avec la PEMFC de 1000 W venant du projet ELCOD.

C'est ce choix initial d'une PaC de 1000 W qui a été utilisé pour la thèse pour des raisons de coûts.

3.2.2.2 Choix du supercondensateur

Pour optimiser la durée de vie de la PaC, il est essentiel de la faire fonctionner dans une plage de fonctionnement optimale. L'intégration d'un SC vise à agir comme un tampon pour la charge, limitant ainsi les variations de courant demandées à la PaC.

Un convertisseur DC-DC, bidirectionnel en courant, de 500 W sera associé au SC, pour assurer son couplage avec la PaC. Notons que le SC n'est pas dimensionné pour fournir l'excédent d'énergie lors des phases d'ascension, qui peuvent durer quelques minutes.

Durant les phases d'ascension, il est essentiel que le SC maintienne son état de charge (SoC) entre 25 % et 100 %. Cette plage de fonctionnement est cruciale pour garantir non seulement la performance optimale du SC, mais aussi sa durabilité à long terme. Un SoC trop bas peut entraîner une diminution des performances, tandis qu'un SoC trop élevé peut endommager le SC. Cet intervalle de SoC correspond à une variation de tension entre $V_{SC_{max}}$ et $\frac{V_{SC_{max}}}{2}$.

Le premier aspect pour choisir le SC correspond au niveau de la tension. Une cellule de SC a une tension maximale d'environ 3 V (2.7 V concernant les SC Maxwell utilisés ici). Pour avoir une puissance de 500 W tout en limitant le courant à 40 A (valeur arbitraire pour limiter les pertes sans avoir des câbles avec un trop gros diamètre), il est nécessaire d'avoir une tension variant entre 12 V et 16 V. Pour obtenir cette plage de tension, il est nécessaire de câbler 6 cellules de SC en série.

Le second aspect correspond au choix de la capacité du pack de SC. Par exemple, le constructeur Maxwell propose une gamme de cellules allant d'une capacité de 3 à 600 F laissant une grande marge de manoeuvre. Cependant, en câblant 6 cellules en série, la capacité finale du pack est alors divisée par 6.

Le dimensionnement de la capacité est un choix ardu puisqu'il dépend de la stratégie de gestion d'énergie (EMS) qui est appliquée au système. L'idée principale est d'avoir une capacité capable de fournir une réponse en puissance complémentaire à la PaC en lui laissant un maximum de temps pour réagir. Le temps de réponse classique d'une PaC est de l'ordre de la seconde. En permettant, par l'hybridation, d'augmenter ce temps de réponse par le contrôle

du convertisseur, il est alors possible de limiter les variations de courant et d'améliorer la durée de vie de la PaC [115]. Le SC doit alors prendre le relai pour permettre de compenser ce temps de réponse lent en fournissant toutes les dynamiques plus rapides.

Il est possible de donner un ordre de grandeur de la capacité nécessaire pour laisser à la PaC quelques secondes pour réagir. Le tableau 3.5 suivant donne, en fonction de la capacité du SC, le temps pendant lequel la décharge peut tenir une puissance de 500 W, pour une chute de tension de $V_{sc_{max}}$ à $\frac{V_{sc_{max}}}{2}$, en suivant l'équation (3.26) :

$$t_{decharge} = \frac{1}{2} \cdot (V_{sc_{max}}^2 - (\frac{V_{sc_{max}}}{2})^2) \cdot \frac{C_{sc}}{P} \quad (3.26)$$

avec :

- C_{sc} : Capacité du SC en F
- $V_{sc_{max}}$: Tension maximale du SC en V
- P : Puissance de décharge du SC en W

| Capacité (F) | Masse (g) | Temps de décharge (s) |
|--------------|-----------|-----------------------|
| 10 | 75 | 1.9 |
| 25 | 187.5 | 4.8 |
| 50 | 375 | 9.6 |
| 58 | 435 | 11.1 |
| 100 | 750 | 19.2 |

Table 3.5: Temps de décharge d'un SoC de 100 % à un SoC de 25 % du SC en fonction de sa capacité et de sa masse à une puissance de 500 W

Le choix le plus raisonnable pour l'application du drone Stork est une capacité de 25 F permettant au SC de fonctionner à 500 W pendant 4.8 s. Cependant, le matériel qui était disponible au laboratoire nous a contraint à utiliser un SC de 58 F pour les essais.

3.2.2.3 Choix de la batterie

La batterie a un rôle auxiliaire essentiel au système. Elle doit permettre d'alimenter au démarrage toute l'électronique embarquée, elle apporte le supplément d'énergie lors de la phase de décollage et elle maintient le niveau de tension du bus d'alimentation. La batterie a également un rôle de secours en cas de panne de la PaC, pour permettre une autonomie de vol de 30 min laissant le temps d'effectuer un atterrissage d'urgence.

La batterie permettant d'avoir ce type de performance correspond à celle déjà utilisée lors des vols d'essai. Il s'agit de 2 batteries LiPo 4S de 9 Ah mises en série. La masse de chaque batterie est de 809 g.

La capacité de la batterie choisie permet une durée de vol de 30 à 40 min sans pile à

combustible. Dans le cas du système hybride, il serait cependant possible de diminuer la masse de la batterie d'un facteur proche de 2. Cette contrainte limiterait par contre le vol sur batterie à 15min en cas de panne du système d'hybridation.

3.2.2.4 Dimensionnement des convertisseurs DC-DC

Le choix des convertisseurs DC-DC a été fait en fonction de la PaC, du SC et de la batterie disponibles au laboratoire. Ces convertisseurs ont été dimensionnés en fonction de la puissance de 500 W nécessaire au vol de croisière du drone Stork.

Dans le cas de la PaC, le convertisseur est unidirectionnel en tension et en courant. Il abaisse la tension comprise entre 35 V et 50 V de la PaC vers le bus de la batterie qui lui est autour de 32 V. Pour le SC, le convertisseur DC-DC est bidirectionnel en courant (permettant la charge et décharge) et unidirectionnel en tension. Il élève la tension comprise entre 0 V et 16 V du SC vers le bus de la batterie qui est autour de 32 V.

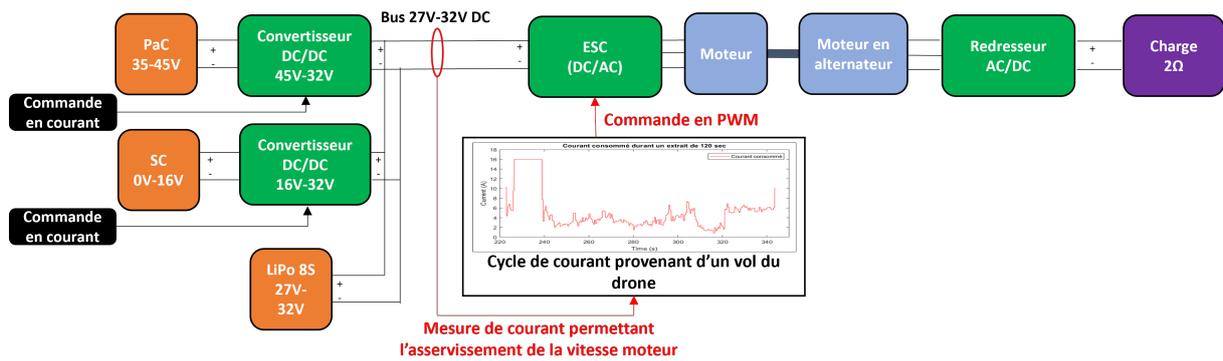
La topologie des deux convertisseurs est similaire. Il s'agit de hacheurs synchrones avec un bras de pont composé de deux transistors MOSFET. Le pilotage permet de choisir si le convertisseur est unidirectionnel ou non en courant. Durant la thèse, des projets étudiants de Master se sont succédés afin de dimensionner ces convertisseurs et de les réaliser. Avec mon aide, les étudiants ont travaillé sur le choix des composants, des capteurs de tensions, courants et le dimensionnement des structures des hacheurs. Ils ont également commencé à développer un système embarqué chargé de contrôler les convertisseurs et d'intégrer mes algorithmes de gestion d'énergie. Ces convertisseurs ont une fréquence de hachage de 100 kHz permettant de réagir rapidement aux sollicitations de la commande et pèsent environ 200 g chacun.

3.2.3 Banc de test de la source hybride du drone Stork

Pour tester la source hybride et valider les modélisations, il est essentiel de développer un banc de test complet avant d'envisager des expériences réelles dans le drone. Le schéma (Fig. 3.7) permet de visualiser les différents éléments composant le banc de test.

La PaC et la batterie utilisées sont celles du drone du projet ELCOD. Il s'agit d'une pile de 1000 W délivrant une tension comprise entre 32 et 45 V et de deux batteries LiPo 4S en série afin d'obtenir une tension sur le bus autour de 32 V. Le SC, composé de 6 cellules en série de 350 F chacune, permet d'avoir un pack final de 58 F pour une tension de 0 à 16 V.

Pour les convertisseurs, le banc de test est composé de deux bloc SEMITEACH 08753450BB qui rendent possible de câbler différentes topologie de convertisseurs. Dans le cas du banc de test, ces blocs sont chacun associés à une inductance de 400 μ H qui lisse le courant suite au hachage du coté low-side du convertisseur. Les transistors sont des IGBT qui lim-

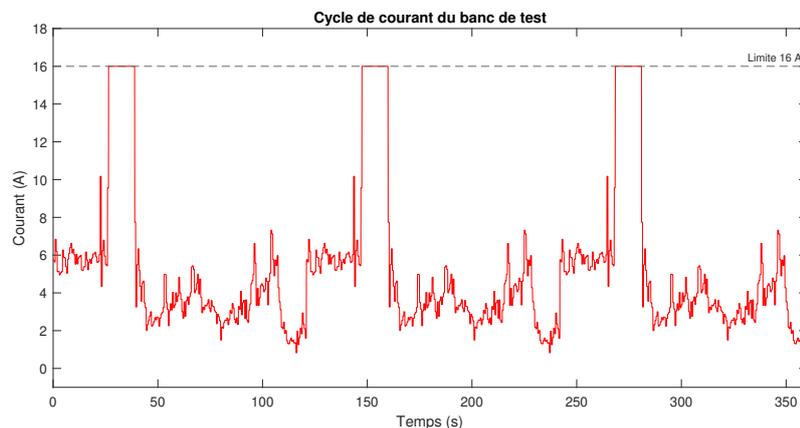


©Thomas Pavot

Figure 3.7: Représentation schématique du banc de test de la source hybride avec une architecture semi-active

itent la fréquence de hachage à 20 kHz, provoquant une taille et une masse importantes des inductances.

La charge est composée de l’ESC (Electronic Speed Controller) et du moteur réel du drone afin d’obtenir le comportement le plus réaliste possible. Cependant, pour dissiper l’énergie, l’hélice n’a pas été utilisée pour des raisons de sécurité et de nuisance sonore. Le moteur du drone a donc été couplé à un autre moteur identique relié à un redresseur pour évacuer la puissance dans une charge résistive de 2Ω . Cependant, la puissance de cette charge ne peut dépasser de 500 W, limitant ainsi la puissance lors de nos essais.



©Thomas Pavot

Figure 3.8: Cycle de courant appliqué au banc de test

Un système de commande est essentiel pour faire fonctionner l’ESC qui contrôle le moteur. Afin de simuler une charge réaliste, un asservissement en courant du moteur est nécessaire pour reproduire un cycle de courant correspondant au vol de référence du drone Stork. Pour cela, une boucle de régulation a été mise en place, avec un correcteur PI (Proportionnel Intégral)

réglé manuellement, permettant un asservissement en courant jusqu'à 16 A, tout en respectant la limite de dissipation énergétique de 500 W. Le cycle de courant utilisé correspond à un extrait de 120 s du cycle de référence comprenant la phase de décollage puis la phase de vol de croisière répété 3 fois. Pour satisfaire la contrainte en puissance, ce cycle a été réduit en le divisant par 3 et en le saturant à 16 A. La figure 3.8 illustre ce nouveau cycle qui sera utilisé pour les essais sur le banc de test.

Pour contrôler le banc complet, la carte dSpace 1104 permet de faire de l'expérimentation temps réel à une fréquence d'échantillonnage de 2.5 kHz en faisant l'acquisition des tensions et des courants et l'envoi des commandes aux différents convertisseurs. La carte est limitée à 8 entrées analogiques pour mesurer les tensions et les courants, ce qui ne permet pas de mesurer le courant provenant directement de la PaC.

On dispose de trois mesures de tension :

- V_{Bat} : Tension de la batterie
- V_{PaC} : Tension de la PaC
- V_{SC} : Tension du SC

Et de cinq mesures de courant :

- I_{Bat} : Courant de la batterie
- I_{SC} : Courant du SC
- I_{Load} : Courant de la charge
- $I_{DCDCoutBuck}$: Courant en sortie du convertisseur de la PaC (côté batterie)
- $I_{DCDCoutBuckBoost}$: Courant en sortie du convertisseur du SC (côté batterie)

Pour les sorties, la carte utilise trois sorties PWM :

- α_{PaC} : PWM de commande du convertisseur de la PaC
- α_{SC} : PWM de commande du convertisseur du SC
- α_{Load} : PWM de commande de l'ESC

Le banc de test réalisé à l'INSA Strasbourg est représenté sur la figure 3.9, où les différents composants sont numérotés :

1. Une batterie lithium polymère (LiPo) avec une tension nominale de 32 V, une capacité de stockage de 9 Ah.
2. Un pack de SC modèle BMOD0058 de Maxwell, composé de 6 cellules en série, permettant une tension maximale de 16 V pour une capacité de stockage de 58 F.
3. Une alimentation DC de 1500 W (50 V 30 A) pour émuler la PEMFC utilisée pour des raisons de sécurité.
- 4&5. Deux convertisseurs DC-DC éducatifs SEMITEACH 08753450BB composés de deux IGBT connectés en demi-pont avec une fréquence de commutation de 20 kHz et une

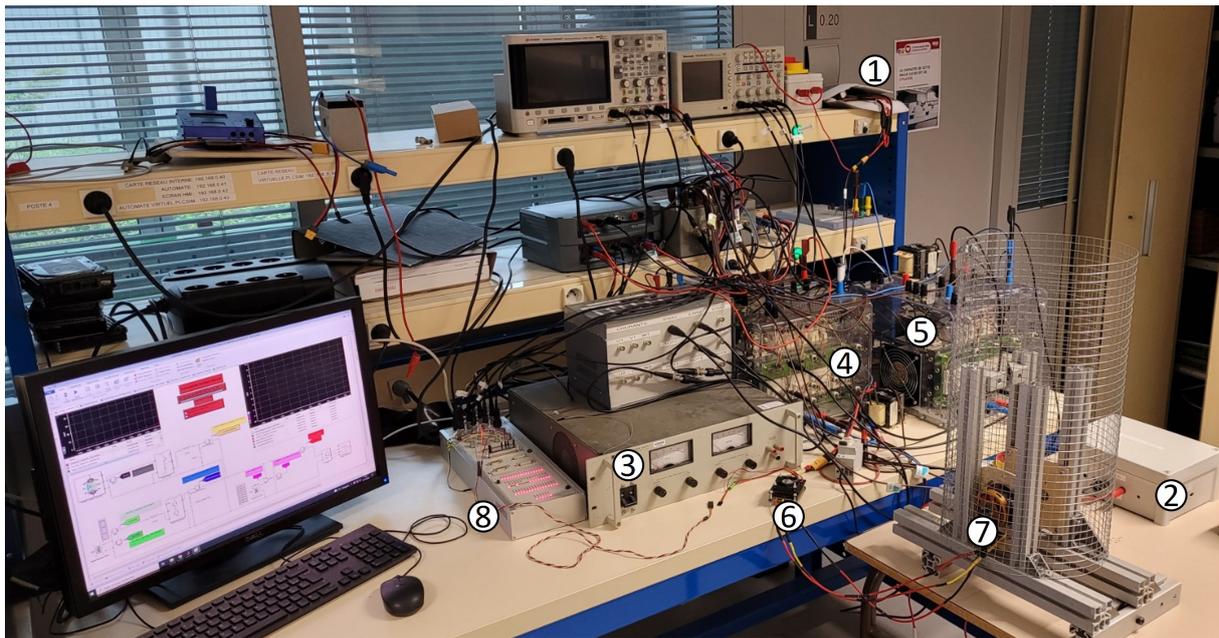


Figure 3.9: Photo du banc de test de la source hybride

inductance de $600 \mu\text{H}$.

- 6&7. Un contrôleur de vitesse électronique (ESC) qui régule la vitesse du moteur brushless couplé à un second moteur brushless attaché à un redresseur avec une charge résistive pour le freinage, assurant la charge.
- 8. Une carte dSpace 1104 pour piloter le système et acquérir des données à un taux de 2.5 kHz .

L'interface dSpace fonctionne à partir d'un fichier Matlab Simulink qui est préalablement compilé, générant un code en C utilisable par l'interface ControlDesk, contenant la stratégie de gestion d'énergie et tous les paramètres du schéma d'asservissement.

Ce banc de test expérimental "sur table" a été mis en place afin de tester les algorithmes de gestion d'énergie développés au cours de cette thèse. Cependant, aucun budget spécifique n'avait été planifié au début des travaux. Par conséquent, son assemblage a été réalisé en optimisant les ressources disponibles au sein du laboratoire, en réutilisant du matériel existant et en limitant autant que possible les coûts supplémentaires.

Ce contexte de conception explique certains choix techniques qui peuvent paraître inhabituels, comme l'utilisation d'un convertisseur DC/DC réversible pour interfacer la PaC, ou encore l'emploi de MOSFETs plutôt que d'IGBTs pour la commutation. Ces décisions ont été dictées par les composants accessibles tout en assurant un fonctionnement conforme aux objectifs de test.

Toutefois, les performances des convertisseurs pourraient être notablement améliorées en intégrant des technologies de MOSFETs plus avancées, en augmentant la fréquence de hachage afin de réduire la taille des composants passifs et en concevant ainsi des convertisseurs plus compacts et adaptés à une intégration embarquée sur le drone.

Malgré ces limitations matérielles, les algorithmes développés restent pleinement exploitables avec une électronique de puissance plus performante, garantissant ainsi leur applicabilité à des systèmes optimisés pour l’aviation.

3.3 Conclusion du chapitre 3

Le chapitre 3 a permis d’établir une base pour la modélisation et la sélection des différentes sources d’énergie dans le système hybride du drone Stork. Après avoir présenté les principes de modélisation, une attention particulière a été portée aux modèles spécifiques de la PaC, de la batterie LiPo et des SC, pour répondre aux exigences de notre application. Le modèle des convertisseurs DC-DC a également été détaillé, soulignant leur rôle essentiel dans la gestion de l’énergie entre ces différentes sources. Ensuite, les contraintes imposées par la masse du drone et ses besoins énergétiques ont guidé les choix et la configuration du système, garantissant un équilibre entre performance et viabilité. Enfin, la mise en place du banc de test a été présenté, offrant une plateforme expérimentale indispensable pour valider les simulations issues des modèles, et ainsi comparer les résultats théoriques aux performances réelles.

L’ensemble des paramètres utilisés pour la modélisation de chacune des sources (PaC, batterie LiPo et SC) ainsi que les convertisseurs DC-DC est rappelé dans le tableau 3.6.

| PEMFC | | | | Battery | | SC | | DC-DC | |
|-------------|-----------------------------|------------|-----------------------|-----------------|----------------|-----------------|----------------|-------|----------------|
| E_0 | 1.229 V | K_2 | 0.00292 | R_{int} | 6.3 m Ω | R_{ESR} | 0.022 Ω | R_L | 1.7 m Ω |
| T | 343 K | K_3 | -1.8×10^{-4} | R_{dif} | 2.9 m Ω | R_{EPR} | 404 Ω | L | 400 μ H |
| F | 96485 C/mol | K_4 | 6.5×10^{-5} | R_{ct} | 2.1 m Ω | C_{sc} | 58 F | | |
| R | 8.3144 J/molK | β | 0.08 | C_{dif} | 3261 F | V_{sc_init} | 12.5 V | | |
| Rr_{cell} | $3.4 \times 10^{-3} \Omega$ | I_{max} | 35.1 A | C_{ct} | 5315 F | V_{scMax} | 16 V | | |
| Ph_2 | 0.6 atm | C_{cell} | 3.5 F | $SoC_{initbat}$ | 80 % | Δt | 16241 s | | |
| PO_2 | 0.21 atm | n_{cell} | 50 | Q_{bat} | 9 Ah | ΔI_{sc} | 1 A | | |
| Ph_2O | 1 atm | L_{cell} | $1 \times 10^{-7} H$ | $n_{cellserie}$ | 8 | ΔV_{sc} | 0.022 V | | |
| K_1 | -1.7 | | | | | V_{sc1} | 16 V | | |
| | | | | | | V_{sc2} | 8 V | | |

Table 3.6: Ensemble des paramètres utilisés pour la modélisation de la PaC, de la batterie LiPo, du SC et des convertisseurs DC-DC

Le chapitre suivant va permettre d’exploiter la modélisation et le banc de test pour développer des algorithmes de gestion d’énergie pour le système hybride du drone Stork.

4

EMS : Stratégies de gestion d'énergie fréquentielles et H-infini

Sommaire

| | | |
|---------|--|-----|
| 4.1 | Structure de commande du système hybride | 116 |
| 4.1.1 | Commande bas niveau : asservissement en courant des convertisseurs DC-DC | 117 |
| 4.1.2 | Commande haut niveau : Stratégies de gestion d'énergie (EMS) . . . | 118 |
| 4.1.2.1 | EMS à base de règles | 118 |
| 4.1.2.2 | EMS à base d'optimisation | 121 |
| 4.1.2.3 | EMS à base d'apprentissage | 122 |
| 4.1.2.4 | Bilan et choix de l'EMS | 124 |
| 4.1.3 | Conditions de simulation et validation expérimentale | 125 |
| 4.1.3.1 | Modèle et conditions de simulation | 125 |
| 4.1.3.2 | Validation expérimentale et conditions du banc de test . . . | 125 |
| 4.2 | Stratégies de gestion d'énergie fréquentielles | 126 |
| 4.2.1 | EMS : Stratégie fréquentielle fixe | 126 |
| 4.2.1.1 | Principe de la fréquence fixe appliquée au drone Stork . . . | 126 |
| 4.2.1.2 | Méthode de réglage de la fréquence fixe | 128 |
| 4.2.1.3 | Simulation de la stratégie fréquentielle fixe | 130 |
| 4.2.1.4 | Résultat expérimental de la stratégie fréquentielle fixe sur le banc de test | 132 |
| 4.2.2 | EMS : Stratégie fréquentielle adaptative | 134 |
| 4.2.2.1 | Principe de la fréquence adaptative adaptée au drone Stork | 134 |

| | | |
|---------|---|-----|
| 4.2.2.2 | Méthode de réglage de la fréquence adaptative | 136 |
| 4.2.2.3 | Simulation de la stratégie fréquentielle adaptative | 137 |
| 4.2.2.4 | Résultat expérimental de la stratégie fréquentielle adaptative sur le banc de test | 139 |
| 4.2.3 | Comparaison entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative | 141 |
| 4.2.3.1 | Comparaison entre la stratégie fréquentielle fixe et adapta- tive en simulation | 141 |
| 4.2.3.2 | Comparaison expérimentale entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative | 145 |
| 4.2.3.3 | Conclusion de la comparaison entre les stratégies fréquen- tielles fixe et adaptative | 149 |
| 4.2.4 | EMS : Stratégie par commande H_∞ | 149 |
| 4.2.4.1 | Principe de la synthèse H_∞ | 150 |
| 4.2.4.2 | Modélisation linéaire du système | 151 |
| | Modélisation linéaire de la PaC | 151 |
| | Modélisation linéaire de la batterie | 151 |
| | Modélisation linéaire du SC | 152 |
| | Modélisation linéaire des convertisseurs DC-DC | 153 |
| | Modèle d'état de l'hybridation | 155 |
| 4.2.4.3 | Synthèse H_∞ appliquée au drone Stork | 156 |
| 4.2.4.4 | Simulation de la stratégie H_∞ | 163 |
| 4.2.4.5 | Comparaison de la stratégie H_∞ avec les stratégies fréquen- tielles fixe et adaptative | 164 |
| 4.3 | Conclusion du chapitre 4 | 166 |

Ce chapitre détaille la structure de commande du système hybride du drone Stork qui se décompose en une commande bas niveau et haut niveau. La commande bas niveau correspond à l'asservissement en courant des convertisseurs tandis que la commande haut niveau correspond à l'algorithme de gestion d'énergie.

Dans une première partie, un état de l'art des différents types d'algorithmes de gestions d'énergie (EMS) sera présenté.

La deuxième partie du chapitre présente trois EMS basés sur la méthode fréquentielle.

- La stratégie à fréquence fixe qui sert de référence et qui est couramment utilisée dans la littérature.
- La stratégie à fréquence adaptative qui est une méthode innovante qui ajuste la dynamique de commande en fonction de l'état de charge (SoC) du SC.
- La stratégie basée sur la commande H_{∞} qui est plus complexe à implémenter mais permet de prendre en compte les dynamiques propres à chaque source d'énergie pour optimiser la commande du système.

Ce chapitre présente progressivement les résultats des simulations et des tests sur banc pour chacune de ces stratégies, en les évaluant à travers des critères de comparaison afin d'analyser leurs performances dans le cadre de l'application au drone Stork.

4.1 Structure de commande du système hybride

La structure de commande de l'architecture semi-active du drone Stork nécessite deux niveaux de commande pour piloter les convertisseurs DC-DC de la PaC et du SC. La commande bas niveau permet d'asservir chaque convertisseur en courant, transformant ainsi un courant de consigne en un rapport cyclique, tandis que la commande haut niveau utilise un l'algorithme de gestion d'énergie (EMS) qui, à partir d'un certain nombre d'entrées, détermine deux courants de consigne pour chaque convertisseur. Le schéma de la figure 4.1 illustre cette configuration.

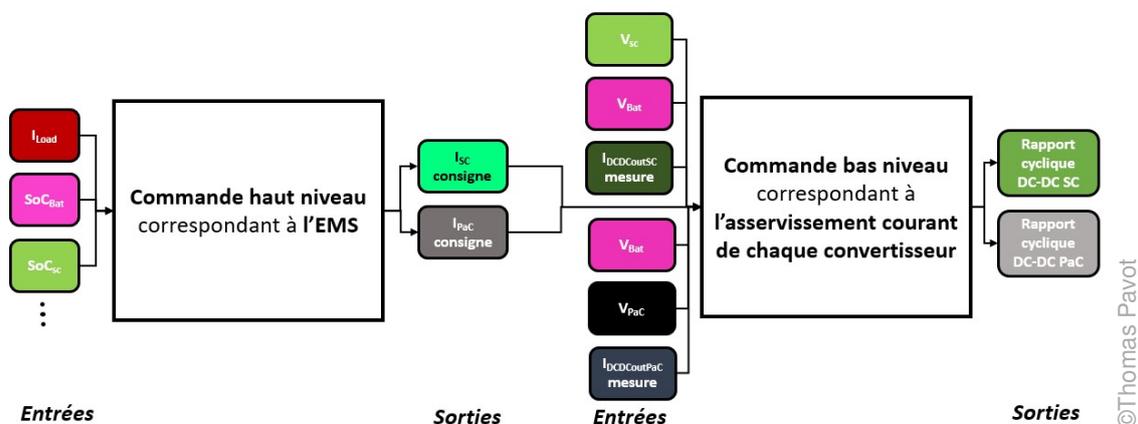
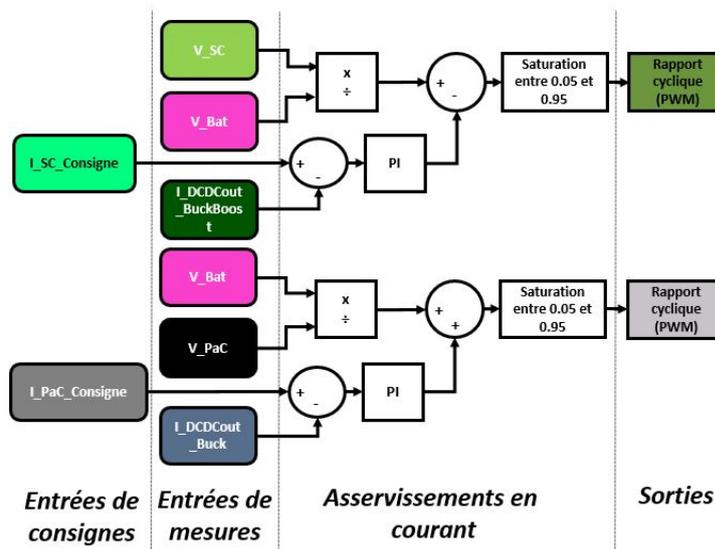


Figure 4.1: Représentation schématique de la commande appliquée aux convertisseurs DC-DC de la PaC et du SC

4.1.1 Commande bas niveau : asservissement en courant des convertisseurs DC-DC

La commande bas niveau a pour objectif d'adapter deux consignes de courant en deux rapports cycliques appliqués directement à l'entrée de chaque convertisseur.

Dans les deux cas le principe est simple : Les deux convertisseurs DC-DC sont pilotés avec un rapport cyclique permettant d'obtenir une tension constante sur le bus DC correspondant à la tension de la batterie (V_{Bat}). Pour chaque convertisseur DC-DC, le rapport cyclique est modifié par un asservissement en courant (correcteur Proportionnel Intégral) entre la consigne ($I_{SC_Consigne}$ et $I_{PaC_Consigne}$) et la mesure de courant en sortie de chaque convertisseur ($I_{DCDCout_BuckBoost}$ et $I_{DCDCout_Buck}$). Cet asservissement est représenté sur le schéma bloc de la figure 4.2.



©Thomas Pavot

Figure 4.2: Représentation schématique de la commande appliquée aux convertisseurs DC-DC de la PaC et du SC

Les deux boucles de courant doivent avoir des dynamiques différentes afin d'éviter une instabilité de la mise en parallèle des deux convertisseurs DC-DC. La dynamique choisie pour l'asservissement en courant du convertisseur de la PaC est plus lente que celle du convertisseur du SC. Le réglage des convertisseurs a été effectué empiriquement à l'aide du banc de test. Le temps de réponse minimum de ces asservissement en courant est limité par la fréquence de hachage des convertisseurs DC-DC. Les gain des correcteurs sont donnés dans le tableau 4.1.

| Asservissement en courant du convertisseur DC-DC de la PaC | | Asservissement en courant du convertisseur DC-DC du SC | |
|--|-------|--|------|
| $K_{P_{PaC}}$ | 0.005 | $K_{P_{SC}}$ | 0.01 |
| $K_{I_{PaC}}$ | 0.05 | $K_{I_{SC}}$ | 0.05 |

Table 4.1: Paramètres des correcteurs PI asservissant les courants de la PaC et du SC

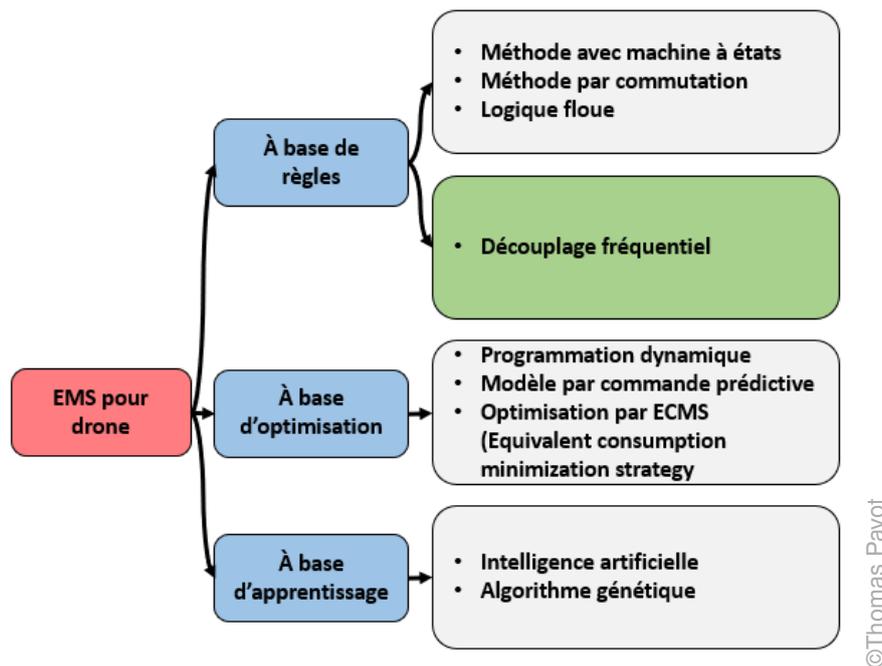


Figure 4.3: Classification des différents types d'EMS

4.1.2 Commande haut niveau : Stratégies de gestion d'énergie (EMS)

Pour actionner efficacement les deux convertisseurs de l'architecture semi-active du drone Stork, l'EMS (Energy Management Strategy) a pour rôle de définir la consigne de courant souhaitée pour contrôler chacune des sources afin d'assurer à chaque instant le mixe énergétique permettant de répondre aux besoins du drone. De manière plus générale, l'EMS est un algorithme qui, à partir d'un certain nombre d'entrée (tensions, courants, SoC, SoH, températures...) définit les consignes de commandes des convertisseurs d'un système hybride.

Il existe un certain nombre d'EMS développés dans la littérature pour les systèmes hybrides comprenant une PaC [116]–[118]. Ces EMS visent à économiser un maximum d'hydrogène ou à prolonger la durée de vie de la PaC. La figure 4.3 montre les différents types de stratégies employées. La littérature classe généralement les EMS en trois catégories :

- les EMS à base de règle
- les EMS à base d'optimisation
- les EMS à base d'apprentissage

4.1.2.1 EMS à base de règles

Les méthodes basées sur des règles sont largement utilisées dans les EMS en raison de leur simplicité, de leur fiabilité et de leurs faibles puissances de calcul.

Quatre types d'EMS à base de règles sont décrits dans la littérature [119] :

- stratégie avec machine à états
- stratégie par commutation
- logique floue
- découplage fréquentiel

Stratégie avec machine à états

Les stratégies à base de machine à états permettent de modifier en fonction de chaque état les consignes en puissance tout en respectant les conditions de fonctionnement pour chacune des sources. Une stratégie à base de machine à états est proposée par Li et al. [120] pour contrôler une architecture de système d'alimentation entièrement actif composée d'une PaC, d'une batterie et d'un SC. La stratégie est composée de cinq états qui dépendent de l'état de charge (SoC) de la batterie et du SC. Selon les niveaux de SoC, la stratégie sélectionne l'un des 5 états qui permet de commander les trois convertisseurs en puissance pour chacune des sources d'énergie. L'approche proposée vise à apporter ici les conditions pour faire fonctionner la PaC à son plus haut rendement.

Stratégie par commutation

La stratégie de commutation permet de choisir les sources à sélectionner en fonction des conditions de vol. Il s'agit d'une méthode très simple à implémenter, utilisant des conditions pour activer ou désactiver l'usage d'une source. Gang et al. [121] emploient cette stratégie pour un petit drone équipé d'une architecture passive avec une PaC, une batterie et des panneaux photovoltaïques. Lorsque le drone est en vol de croisière et que la puissance fournie par les panneaux photovoltaïques est suffisante, un interrupteur commute la source d'énergie et coupe la PaC. Si la puissance diminue, la batterie prend immédiatement le relais en attendant que la PaC soit relancée. Cette stratégie de commande est simple à mettre en place et permet de voler indéfiniment tant que la puissance fournie par les panneaux photovoltaïques est suffisante.

Stratégie par logique floue

La stratégie de logique floue, un autre EMS fondé sur des règles, est une logique polyvalente où les valeurs de vérité des variables sont des réels entre 0 et 1. Les règles ne sont alors plus vrai ou faux mais partiellement vrai ou partiellement faux. Li et al. [122] emploient cette stratégie pour la même architecture semi-active que le drone Stork, pour une application de véhicule électrique. La stratégie de contrôle proposée utilise la logique floue pour satisfaire les exigences de puissance pour quatre cycles de conduite standard et permet la réalisation de la répartition de la puissance entre les différentes sources d'énergie. Zhang et al. [123] utilisent également un EMS avec la logique floue, qui contrôle un convertisseur DC-DC entre une PaC et une batterie. Cette stratégie permet une bonne flexibilité de fonctionnement, peu

importe les cycles de puissance, mais nécessite une connaissance experte du système afin d'être correctement réglée.

Découplage fréquentiel

La stratégie de découplage fréquentiel consiste à tenir compte des temps de réponses des différentes sources utilisées. L'idée est de partager le signal de la puissance en plusieurs composantes (basse fréquence et haute fréquence par exemple) afin de piloter les convertisseurs, permettant à une source de fournir la composante basse fréquence et à l'autre la composante haute fréquence.

Le principe de séparation fréquentiel est très connu dans le monde de l'audio (filtre cross over). Ces filtres permettent l'affectation de bande de fréquence à différents amplificateurs (basses et aigües par exemple). Une première adaptation de ce principe pour contrôler un véhicule électrique embarquant une batterie et un SC a été présentée en 2004 par Ozatay et al. [124]. L'objectif était de moins solliciter la batterie lors des phases d'accélération du véhicule. Ce principe a également été utilisé pour des réseaux off-grid comprenant des panneaux photovoltaïques, des batteries et des SC par Cabrane et al. [125]. Le principe est de partager la demande en puissance de la charge entre la batterie et les SC en appliquant un filtre passe-bas. L'article démontre qu'une augmentation de la valeur de la fréquence de coupure permet de mieux exploiter l'amplitude de charge du SC.

Florescu et al. [126] ont travaillé sur cette thématique en proposant un premier article sur la stratégie utilisant une fréquence de coupure constante pour une application de véhicule électrique comportant une source hybride batterie et SC. Un séparateur de fréquences est utilisé pour acheminer le contenu basses fréquences de la demande d'énergie vers la batterie et le contenu hautes fréquences vers le SC. Les résultats des travaux montrent qu'il y a une réduction des pics de courant demandés à la batterie permettant ainsi d'en prolonger la durée de vie. Un second article de Florescu et al. [127] proposent une innovation intéressante qui sera développée pour le drone Stork en ayant une fréquence de coupure adaptative. En fonction de la tension du SC, la stratégie ajuste la fréquence de coupure du filtre grâce à une table de correspondance. L'article montre l'intérêt de cette stratégie, permettant d'augmenter l'autonomie du véhicule tout en préservant la batterie.

Ce type de stratégie a été testé pour diverses applications de véhicules électriques depuis 2010 avec bien souvent un couple batteries et SC [128], [129] mais aussi PaC, SC et batteries [130], [131].

La stratégie fréquentielle a déjà été testée dans le domaine des drones par Boukoberine et al. [132]. Cette stratégie présente l'avantage d'exiger une puissance de calcul limitée, facilement intégrable dans un drone, mais nécessite de déterminer à l'avance les fréquences

de coupure des filtres.

Les stratégies basées sur des règles ne sont pas optimales et dépendent des connaissances et de l'expérience du concepteur, sans prendre en compte les cycles d'utilisation prévalents. Toutefois, ces stratégies peuvent être améliorées grâce à des algorithmes d'optimisation qui permettent de sélectionner les paramètres en fonction d'un critère à optimiser (comme la consommation de carburant ou la durabilité des sources d'énergie). Néanmoins, elles offrent l'avantage de nécessiter une faible puissance de calcul et d'être facilement implémentables dans des applications embarquées.

4.1.2.2 EMS à base d'optimisation

Les méthodes d'optimisation jouent un rôle essentiel dans la gestion des systèmes énergétiques, en permettant d'identifier la commande ou la séquence de commandes optimale qui minimisent une fonction coût tout en respectant un ensemble de contraintes définies. Pour ce faire, il est nécessaire de formuler une fonction de coût, qui représente quantitativement les objectifs à atteindre, tels que la réduction de la consommation d'hydrogène ou la durée de vie. La simulation permet ensuite de déterminer la commande optimale qui atteindra les meilleurs résultats en fonction de l'objectif spécifié. En général, les EMS basés sur l'optimisation peuvent être classés en deux catégories : les méthodes hors ligne (globales) comprenant entre autre la programmation dynamique et les méthodes en ligne (locales) comme la commande prédictive ou la stratégie de minimisation de la consommation équivalente (ECMS).

Méthodes hors ligne : Programmation dynamique

La programmation dynamique est une méthode algorithmique utilisée pour résoudre des problèmes d'optimisation en décomposant le problème en sous-problèmes plus petits et plus simples. Cette approche repose sur le principe de l'optimalité, selon laquelle une solution optimale à un problème peut être construite à partir de solutions optimales à ses sous-problèmes. Cette méthode hors ligne nécessite un cycle de référence permettant de simuler le système. À partir de ce cycle et en simulant le système, l'algorithme d'optimisation teste un ensemble de solutions avant de choisir la plus performante. La programmation dynamique est utilisée dans l'article de Bradley et al. [133] pour un avion hybride avec une PaC et une batterie, afin de déterminer le flux d'énergie optimal qui garantit un vol de longue durée en tenant compte de la trajectoire de vol. Le principe est de minimiser deux fonctions de coûts sur tout le cycle de vol afin d'améliorer l'endurance, en minimisant la consommation à chaque étape de vol en fonction des paramètres de dimensionnement et des paramètres issus de la trajectoire de vol.

D'autres méthodes hors ligne existent, reposant sur la théorie de la commande optimale, utilisant des techniques comme la programmation linéaire, la programmation quadratique, le principe du minimum de Pontryagin ou encore les algorithmes sans dérivées (derivative-free

algorithms) [45], [116]. Toutes ces méthodes hors ligne ont comme contrainte d'avoir besoin d'une puissance de calcul importante pour trouver la solution optimale et de connaître à l'avance le cycle de vol du drone avant de pouvoir proposer une solution.

Méthode en ligne : Commande prédictive et stratégie de minimisation de la consommation équivalente (ECMS)

Les méthodes en ligne ont plus de facilité à être utilisées sur des systèmes temps-réel ne nécessitant pas la connaissance complète du cycle de vol à l'avance.

Parmi les méthodes en ligne figurent celles qui utilisent la commande prédictive. Le MPC (Model Predictive Control) présente des avantages évidents : il est simple, robuste, stable, peut traiter efficacement des problèmes multi-variables et contraints, et peut résister à l'incertitude causée par l'inexactitude du modèle. Cependant, le MPC repose sur la simulation en ligne d'un modèle qui peut demander une puissance de calcul embarquée élevée selon sa complexité, afin de déterminer, dans un horizon de temps court, l'évolution du système. Les articles de Amin et Sun [134], [135] utilisent cette stratégie pour des véhicules électriques comprenant une PaC, une batterie et un SC et la comparent à d'autres méthodes d'optimisation en termes de consommation d'hydrogène.

Une autre approche en ligne, la stratégie de minimisation de la consommation équivalente (ECMS), vise à réduire la consommation d'hydrogène dans les systèmes avec une PaC. L'idée de l'ECMS est de transformer l'énergie électrique stockée par les sources de stockage d'énergie en une consommation d'hydrogène équivalente. L'algorithme cherche ensuite à minimiser la somme de la consommation d'hydrogène consommée directement par la PaC et l'hydrogène équivalent par les autres sources. L'algorithme calcule la puissance de référence optimale pour chaque source à chaque instant d'échantillonnage, permettant de ne pas avoir besoin de connaître le cycle de conduite à l'avance. La stratégie est décrite dans la littérature avec les trois sources (PaC, batterie et SC) par Garcia et al. [136] pour une application de tramway et par Li et al. [137] pour un véhicule hybride. Cet EMS a pour objectif de maximiser l'endurance du système venant historiquement des véhicules hybrides thermiques et électriques.

Ces stratégies d'optimisation permettent d'avoir de bons résultats mais sont très dépendantes de la qualité du modèle. Elles peuvent aussi être exigeantes en puissance de calcul pour des applications temps-réel.

4.1.2.3 EMS à base d'apprentissage

Deux catégories se démarquent dans cette catégorie : les algorithmes génétiques et les réseaux de neurones. Ces EMS sont souvent complémentaires aux EMS basés sur des règles ou sur l'optimisation décrite précédemment.

Algorithme génétique

Un algorithme génétique est une méthode d'optimisation inspirée des principes de la sélection naturelle et de la génétique dans la nature. Il fonctionne en représentant des solutions potentielles à un problème sous la forme de "chromosomes", qui sont généralement des chaînes de caractères ou des vecteurs. Ces chromosomes évoluent au fil des générations à travers des opérations analogues à la reproduction biologique, telles que la sélection, le croisement (crossover) et la mutation. Le processus commence par la génération d'une population initiale de solutions. À chaque itération (ou génération), les solutions les plus adaptées sont sélectionnées pour se reproduire, créant ainsi une nouvelle population. La recombinaison des chromosomes via le croisement et les modifications aléatoires introduites par la mutation permettent d'explorer l'espace des solutions. L'algorithme itère jusqu'à ce qu'une condition d'arrêt soit atteinte, comme un nombre maximum de générations ou la convergence vers une solution optimale. Ils sont souvent utilisés pour optimiser des algorithmes de gestion d'énergie déjà implémentés en sélectionnant des paramètres qui peuvent être ajustés en fonction d'objectifs spécifiques. Dans les articles de Caux et Ahmadi [138], [139], cette méthode est utilisée pour optimiser deux EMS distincts (contrôle de logique floue et contrôle de mode de fonctionnement) pour un véhicule hybride.

Réseau de neurones

La deuxième catégorie composée des réseaux neuronaux, éléments à la base de l'IA (Intelligence Artificielle) se sont récemment développés avec l'essor de cette technologie dans de nombreux domaines. Ces derniers permettent de prendre en compte une grande quantité de données, telles que les relevés météorologiques, les profils de consommation, ou les conditions de charge des batteries, pour prendre des décisions en temps-réel qui maximisent l'efficacité énergétique, minimisent les coûts, ou atteignent d'autres objectifs spécifiques. Les réseaux de neurones, une sous-catégorie de l'IA, sont souvent utilisés dans les EMS pour modéliser des systèmes non linéaires complexes. Ces réseaux sont composés de couches de neurones artificiels qui apprennent, à partir de données, à identifier des relations complexes entre les entrées et les sorties.

Bien que ces méthodes soient encore rarement utilisées dans le domaine des drones, en raison du manque de données réelles compliquant l'apprentissage pour cette application, elles ont déjà donné des résultats prometteurs dans le secteur des véhicules électriques. L'étude de Yavasoglu et al. [140] utilisent un réseau de neurones pour optimiser un système hybride composé de batteries, de SC et de PaC. L'objectif est d'optimiser la répartition de la puissance afin d'allonger la durée de vie des batteries et d'utiliser efficacement les autres sources d'énergie. Pour ce faire, un problème d'optimisation convexe est formulé, prolongeant la durée de vie des batteries de 5 ans. Cependant, face à la complexité des systèmes non linéaires, un modèle d'apprentissage automatique basé sur un réseau neuronal est proposé, parvenant à résoudre le

problème avec une efficacité de 92,5 % par rapport à l'optimisation convexe.

Les EMS à base d'apprentissage sont difficiles à mettre œuvre, car ils nécessitent beaucoup de données pour entraîner les modèles afin de les rendre performants.

4.1.2.4 Bilan et choix de l'EMS

Le choix d'EMS repose sur une analyse des trois grandes catégories : les stratégies à base de règles, d'optimisation et d'apprentissage. Les stratégies à base de règles, bien que non optimales et fortement dépendantes des connaissances du concepteur, ont l'avantage d'être simples à implémenter avec une faible puissance de calcul, ce qui les rend adaptées aux applications embarquées. Elles peuvent être améliorées par des algorithmes d'optimisation, mais ces derniers restent coûteux en calculs et fortement dépendants de la qualité du modèle utilisé. Les stratégies basées sur l'apprentissage, quant à elles, offrent des performances prometteuses mais nécessitent des quantités considérables de données pour entraîner les modèles, rendant leur mise en œuvre complexe dans le contexte du drone Stork.

Le choix de la stratégie de gestion d'énergie (EMS) repose sur une approche par découplage fréquentiel, visant à optimiser la durée de vie de la pile à combustible (PaC). Cette méthode, fondée sur des règles, se distingue par sa capacité à réduire l'impact des dynamiques rapides sur la PaC, un facteur clé de son vieillissement [61]. En filtrant les variations de courant et en attribuant les hautes fréquences aux composants auxiliaires comme la batterie ou le supercondensateur, cette approche permet de limiter les sollicitations transitoires imposées à la PaC.

Notre choix s'est porté sur cette stratégie pour plusieurs raisons : elle est embarquable, ne requiert pas une modélisation détaillée du système et s'adapte dynamiquement au cycle de vol, sans nécessité de données préalables. Ces atouts en font une solution particulièrement pertinente pour l'architecture hybride du drone Stork, où l'objectif est d'assurer un équilibre optimal entre performance et durabilité.

Une des principales difficultés des stratégies basées sur le découplage fréquentiel réside dans la détermination de la fréquence de coupure, permettant de séparer efficacement les composantes haute et basse fréquence du signal traité (puissance ou courant). Cette sélection est essentielle pour garantir un partage d'énergie pertinent entre les différentes sources (ici entre la pile à combustible et les sources auxiliaires) sans atteindre les limites de charge et décharge des sources de stockage, tout en maximisant la durée de vie du système complet.

L'un des enjeux majeurs de cette thèse sera donc de développer une approche innovante et simplifiée pour ajuster dynamiquement cette fréquence de coupure en fonction des besoins spécifiques de l'application. Cette solution devra être robuste, adaptable et facilement intégrable dans un système embarqué, afin d'optimiser les performances énergétiques du drone tout en

minimisant la complexité de mise en œuvre.

4.1.3 Conditions de simulation et validation expérimentale

Afin de développer et tester de nouveaux algorithmes de gestion d'énergie, il est essentiel de définir un cadre de simulation rigoureux, en cohérence avec les conditions expérimentales du banc d'essai.

4.1.3.1 Modèle et conditions de simulation

Le cycle de courant utilisé dans les simulations correspond au cycle de vol réel du drone Stork, tel que présenté dans le premier chapitre. La modélisation repose sur l'assemblage des différents modèles des sources et convertisseurs définis dans le chapitre 3, permettant de reconstituer un modèle énergétique global du drone en réponse à ce cycle de courant.

Les hypothèses suivantes sont adoptées :

- **Convertisseurs DC-DC parfaits** : Leur rendement est supposé idéal, sans pertes.
- **Absence de vieillissement des sources** : La dégradation des performances des composants au cours du temps n'est pas prise en compte.
- **Conditions initiales des sources** :
 - **Batterie LiPo** : Un SoC initial de 80 % est fixé afin de refléter un état de stockage optimisé pour prolonger la durée de vie. Cependant, lors d'un vol réel, il serait pertinent d'augmenter ce SoC à 100 % afin de maximiser l'autonomie.
 - **Supercondensateur (SC)** : Le SoC initial est fixé à 62,5 %, ce qui correspond au milieu de sa plage de fonctionnement définie entre [25 %; 100 %]. Cette limite inférieure de 25 % est choisie pour réduire la plage de tension entre V_{scMax} et $V_{scMax}/2$, minimisant ainsi les pertes par effet Joule et améliorant le rendement du système.
- **Limitation de puissance** : Conformément aux spécifications du chapitre 3, les convertisseurs sont limités à une puissance maximale de 500 W.

4.1.3.2 Validation expérimentale et conditions du banc de test

La validation des algorithmes passe par une expérimentation sur banc de test, dont la puissance est limitée à 500 W. Afin de respecter cette contrainte, le cycle de courant utilisé en simulation est adapté pour l'expérimentation de la manière suivante :

- **Cycle de courant** : Un extrait de 120 secondes du vol réel est sélectionné, puis répété trois fois afin de reproduire des conditions réalistes de test.
- **Saturation du courant de la charge** : Le courant est saturé à 16 A pour rester dans la plage de puissance admissible du banc.

- **Comparaison simulation et expérimentale** : Une comparaison est réalisée entre les résultats de simulation et les mesures expérimentales sur banc, en appliquant le même cycle de courant.

Ce protocole garantit une cohérence entre simulation et expérimentation, permettant d'évaluer la robustesse et l'efficacité des stratégies de gestion d'énergie développées.

4.2 Stratégies de gestion d'énergie fréquentielles

Cette partie va ainsi présenter trois EMS basés sur la stratégie fréquentielle et leur méthode de réglage pour l'architecture semi-active employée à une comparaison en simulation et sur banc de test.

- **Stratégie fréquentielle fixe**
- **Stratégie fréquentielle adaptative**
- **Stratégie fréquentielle par commande H_∞**

4.2.1 EMS : Stratégie fréquentielle fixe

La stratégie qui est appelée ici "fréquentielle fixe" est classique dans la littérature [126], [129], [132]. Elle va permettre de servir de point de départ et de comparaison avec les autres stratégies développées.

Il s'agit d'un simple partage du courant demandé par l'application entre les différentes sources. La composante passe-bas et la composante passe-haut sont obtenues par l'utilisation de deux filtres complémentaires permettant ainsi de servir de consignes aux différentes sources. Cette stratégie limite la dynamique d'une source par rapport à une autre. La source gérant les basses fréquences fournira alors la puissance moyenne de l'application tandis que la source ayant les hautes fréquences aura un rôle de tampon permettant d'absorber ou de fournir l'énergie lors des phases transitoires. L'idée est de choisir en fonction de la constante de temps de chaque source, la bande passante permettant de protéger les plus vulnérables pour limiter leur dynamique.

Le partage du courant est effectué avec un filtre qui possède une fréquence de coupure fixe d'où le nom donné à cette stratégie illustrée par la figure 4.4.

4.2.1.1 Principe de la fréquence fixe appliquée au drone Stork

La stratégie fréquentielle fixe adaptée au drone Stork va permettre de commander en courant les deux convertisseurs DC-DC contrôlant la PaC et le SC. Le schéma représenté sur la figure 4.5 permet d'illustrer la stratégie, en précisant ses entrées et sorties.

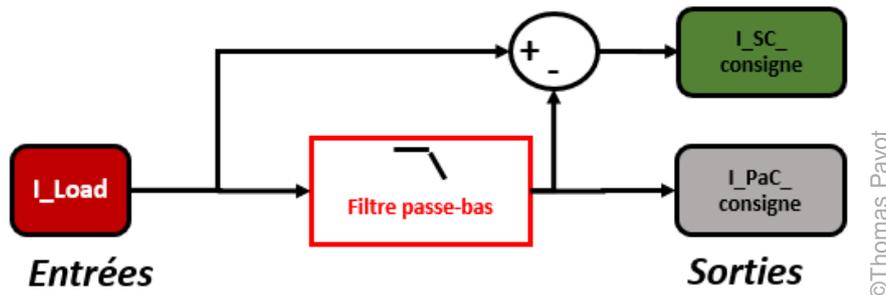


Figure 4.4: EMS : Principe de la stratégie fréquentielle fixe

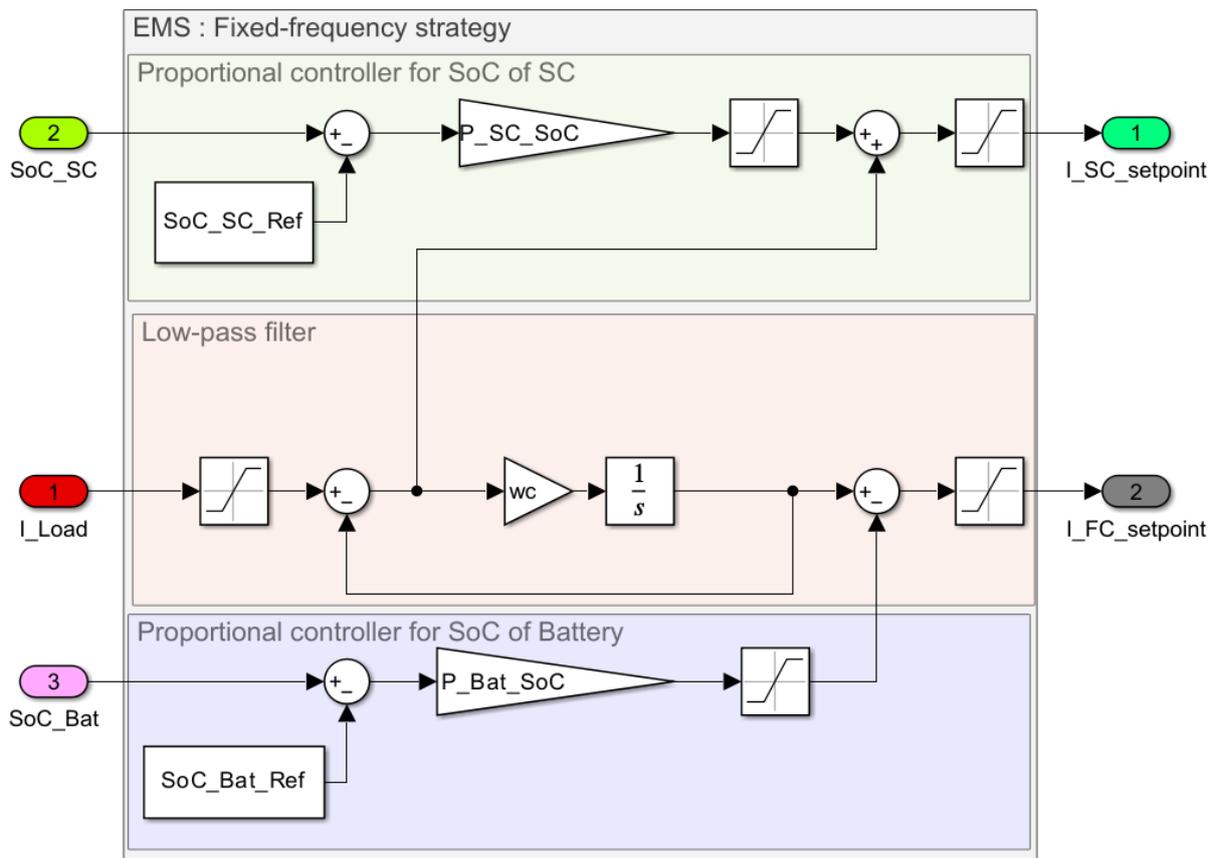


Figure 4.5: EMS : Stratégie fréquentielle fixe adaptée au drone Stork

Le principe de base est de séparer, par un filtre passe-bas du premier ordre et son filtre passe-haut complémentaire, l'entrée I_{Load} correspondant au courant consommé par le drone Stork, en une composante basses fréquences et une composante hautes fréquences. La composante basses fréquences va alors servir de consigne pour le courant demandé à la PaC tandis que la composante hautes fréquences va servir de consigne pour le SC. La fréquence de coupure est représentée par sa pulsation ω_c . Les fonctions de transfert sont données dans les équations (4.1) et (4.2) :

$$H_{FC} = \frac{I_{FC}}{I_{Load}} = \frac{1}{1 + \frac{\omega_c}{s}} \quad (4.1)$$

$$H_{SC} = \frac{I_{SC}}{I_{Load}} = \frac{\frac{\omega_c}{s}}{1 + \frac{\omega_c}{s}} \quad (4.2)$$

Une fois la séparation fréquentielle obtenue, ces consignes de courant alimentent une boucle de régulation destinée à asservir l'état de charge du SC et de la batterie. En effet, en contrôlant le courant provenant de la PaC et du SC, il est possible de contrôler le courant provenant de la batterie grâce à la loi des noeuds. La régulation en complément du découplage fréquentiel est essentielle afin d'éviter d'avoir une dérive du SoC du SC ou de la batterie. Ces régulations fonctionnant avec un simple correcteur proportionnel donné dans le tableau (page 130 Tab. 4.2) permettent de faire tendre en régime permanent le SoC du SC vers 62.5 % et le SoC de la batterie vers 80 %. En tenant compte de ces boucles de régulations, les deux sorties de l'EMS sont les courants de consigne des convertisseurs de la PaC ($I_{FC_setpoint}$) et du SC ($I_{SC_setpoint}$).

Cette stratégie sert à limiter la dynamique de la consigne en courant demandée à la PaC, permettant de préserver sa durée de vie. Les variations de courant sont alors encaissées par le SC qui les supporte beaucoup mieux. Le second intérêt de cette stratégie est de permettre une récupération d'énergie lors des baisses de régime du drone.

La principale difficulté pour appliquer cette stratégie est de déterminer la fréquence de coupure optimale à employer.

4.2.1.2 Méthode de réglage de la fréquence fixe

Le choix de la fréquence de coupure est essentiel pour une utilisation maximale de la source hybride et notamment du SC. Cependant, la fréquence de coupure doit être paramétrée afin d'éviter une surcharge ou une décharge excessive du SC.

La méthode d'ajustement proposée a été appliquée à l'architecture semi-active du drone mais est également adaptable quel que soit le système hybride composé de 3 sources et de 2 convertisseurs DC-DC unidirectionnels en tension et bidirectionnels en courant, chacun limité à la même puissance. La stratégie de fréquence est alors appliquée aux deux sources équipées des convertisseurs DC-DC, ce qui permet de contrôler chaque courant.

L'objectif de la méthode de réglage est de minimiser les variations de courant de la PaC lors de n'importe quelle fluctuation du courant demandée par la charge, tout en garantissant que l'état de charge du SC reste au-dessus de 25 % et bien sûr en dessous de 100 %. La fréquence de coupure ω_c a été ajustée en se basant sur une campagne de simulation correspondant

au vol de référence. La phase la plus contraignante se déroule lors du décollage du drone. Cette phase peut être assimilée à un échelon de courant allant de 0 A au courant maximal que peut supporter le convertisseur.

La méthode de réglage proposée s'appuie sur des simulations du système, à partir de la modélisation décrite au chapitre 3, en faisant décroître progressivement et de manière itérative la fréquence de coupure. Pour les simulations, nous avons choisi une condition initiale du SoC de 62,5% pour le SC (c'est-à-dire le milieu de l'intervalle de [25 %; 100 %]).

Le choix de la première fréquence de coupure est déduit du temps de réponse théorique de la PaC, qui est de l'ordre de quelques secondes. La première fréquence de coupure testée est alors $w_c = 1$ rad/s. w_c est ensuite diminuée progressivement par paliers de 0,002 rad/s jusqu'à ce que le SC atteigne l'une de ses limites pour laquelle le SoC du SC reste dans l'intervalle prescrit. La valeur précédente est alors sélectionnée.

La fréquence de coupure obtenue dans le cas du système du drone Stork est de 0,172 rad/s. La figure 4.6 illustre les réponses en courant provenant de la PaC (en noir) et du SC (en vert) à l'échelon de courant demandé par la charge (en rouge). Cette fréquence de coupure permet au SoC du SC (en rose) de décroître en partant bien d'une valeur de 62.5% sans jamais descendre en dessous de 25%. Cette fréquence permet de profiter au maximum de la capacité de stockage du SC pour diminuer les variations de courant subies par la PaC.

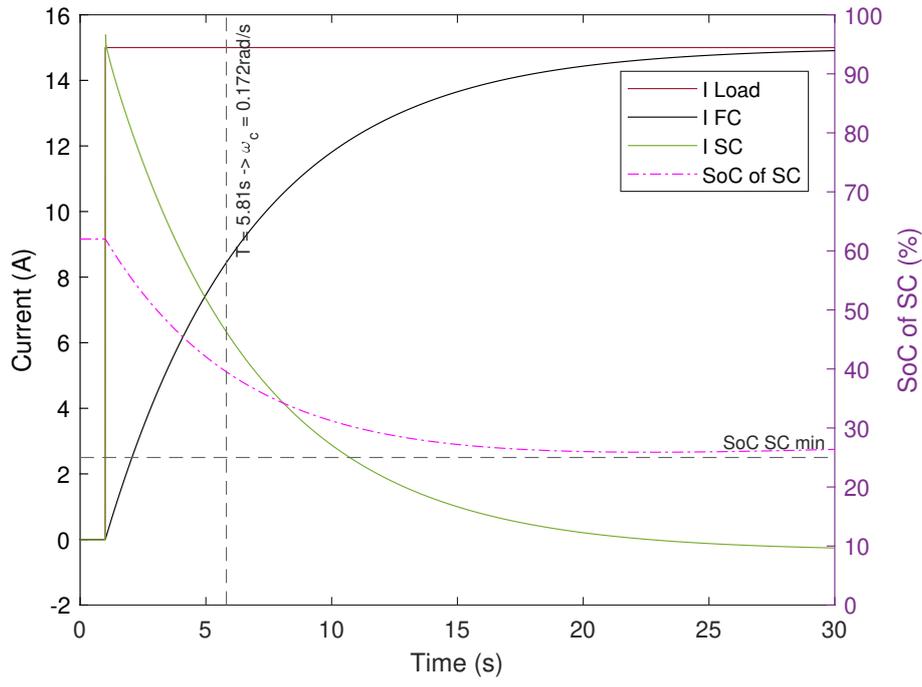


Figure 4.6: Méthode d'ajustement de la stratégie de fréquence fixe

Ce réglage est effectué en considérant la variation de courant la plus importante que peut subir le système, il garantit que le SoC reste dans ses limites pour tout un cycle de vol.

Le tableau 4.2 reprend les différentes valeurs utilisées pour le réglage de la stratégie fréquentielle fixe. Nous avons choisi de conserver un état de charge de la batterie de 80% de manière à pouvoir palier à une panne du système en conservant une bonne autonomie de vol sur batterie.

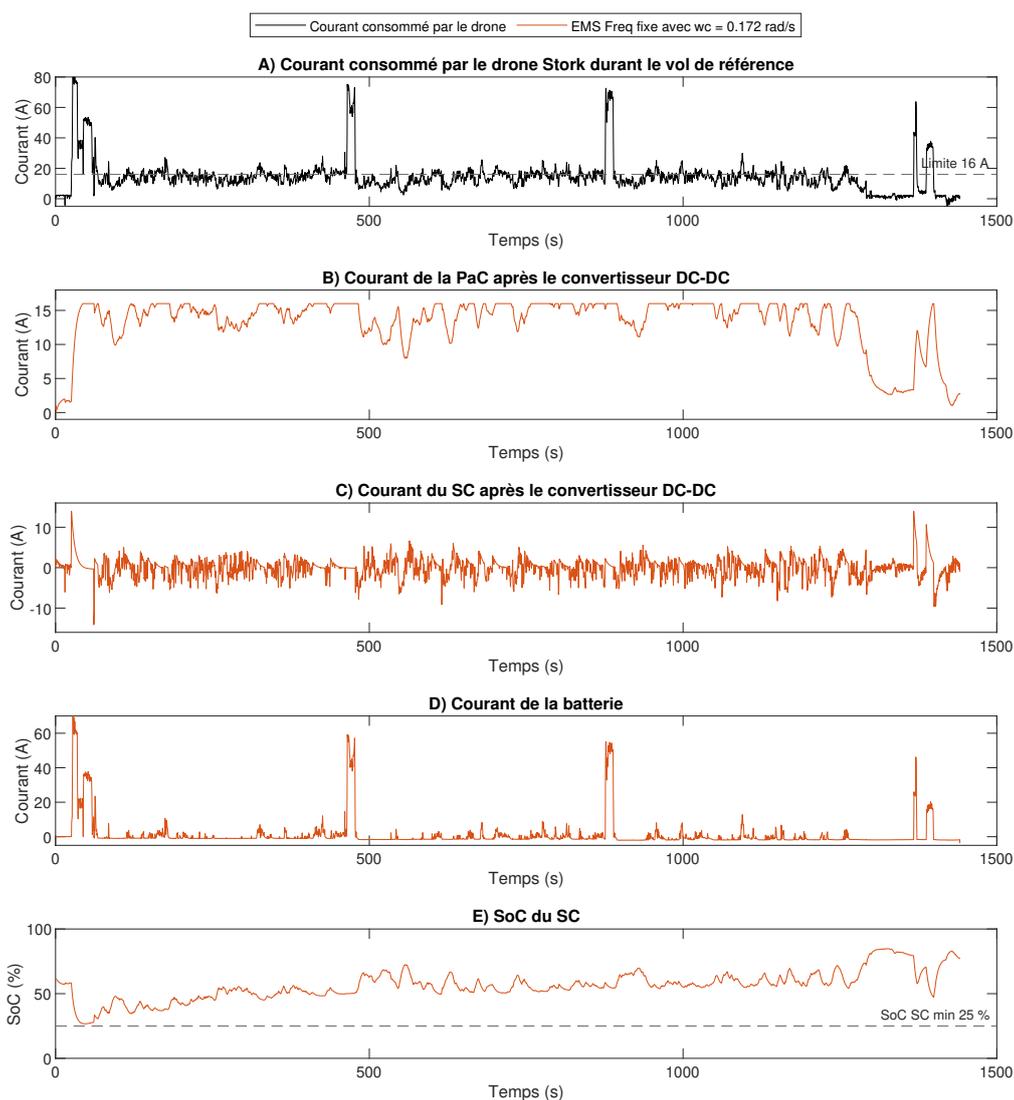
| Paramètre | Valeur |
|-----------------|-------------|
| SoC_SC_Ref | 62.5 % |
| P_SC_SoC | 1 |
| SoC_Bat_Ref | 80 % |
| P_Bat_SoC | 30 |
| ω_c | 0.172 rad/s |

Table 4.2: Valeurs de réglage de la stratégie fréquentielle fixe

4.2.1.3 Simulation de la stratégie fréquentielle fixe

Le fonctionnement est illustré sur la figure 4.7, résultat de la simulation de l'architecture semi-active du drone Stork en appliquant la stratégie fréquentielle fixe avec une fréquence de coupure de 0.172 rad/s sur le cycle de courant du vol de référence :

- La figure 4.7.A représente le courant consommé par le drone durant le vol de référence. La limite de 16 A en pointillée correspond à la limite de 500 W des convertisseurs DC-DC



©Thomas Pavot

Figure 4.7: Résultats de la simulation en appliquant la stratégie fréquentielle fixe pour $\omega_c = 0.172 \text{ rad/s}$

pour une tension du bus continu de la batterie de 32 V. Le partage fréquentiel effectué par la stratégie d'hybridation est alors limité à ces 500 W.

- La figure. 4.7.B correspond à la courbe du courant fourni par la PaC en sortie du convertisseur. Il s'agit bien de la composante basse fréquence. La saturation à 16 A à cause des convertisseurs est visible.
- La figure. 4.7.C, quant à elle, présente la composante haute fréquence correspondant au courant fourni par le SC.
- La batterie fournit l'énergie lorsque le besoin est supérieur à 500 W. Ce comportement est

illustré par la Fig. 4.7.D qui montre le courant fourni par la batterie.

- La dernière courbe (Fig. 4.7.E) permet de visualiser l'évolution du SoC du SC durant tout le vol. Il est possible d'observer que les limites fixées sont bien respectées.

Cette simulation valide le fonctionnement théorique de la stratégie permettant de limiter les variations de courant de la PaC par l'utilisation du SC. Cependant, la courbe de l'évolution du SoC du SC montre que, pendant une grande partie du vol, la valeur converge vers 62.5 % avec des variations de faible amplitude autour de 10 %. Cela signifie qu'une grande partie de l'énergie stockée n'est pas utilisée par le SC. En effet, la méthode de sélection de la fréquence de coupure a pour objectif de faire fonctionner la stratégie pour n'importe quel cycle de courant en étant dimensionnée pour supporter le pire cas possible, qui est en l'occurrence le décollage. Une fréquence de coupure plus basse notamment pendant le vol de croisière serait plus intéressante pour diminuer les variations de courant subies par la PaC.

4.2.1.4 Résultat expérimental de la stratégie fréquentielle fixe sur le banc de test

La stratégie fréquentielle fixe a été testée expérimentalement sur le banc de test. Le cycle de courant appliqué (Fig. 4.8.A) correspond à un extrait du cycle de référence d'une durée de 120 s répété 3 fois divisé par 3 et saturé à 16 A pour respecter les contraintes du banc.

La figure 4.8 montre une comparaison entre la simulation et le résultat expérimental. Les conditions initiales correspondaient à un SoC de la batterie à 70 % et un SoC du SC d'environ 62 %. Une évolution de réglage des paramètres a été effectuée entre la simulation et l'expérimental : le gain du correcteur P_SC_SoC passe de 1 à 5. Les essais ont montré que les pertes provoquées par les convertisseurs étaient importantes, nécessitant une régulation du SoC du SC plus forte pour assurer la précision attendue.

Les courbes montrent un résultat similaire entre la simulation et l'expérimentation, validant ainsi la modélisation. Cependant des différences sont présentes :

- La figure 4.8.B montre le courant mesuré provenant du convertisseur de la PaC. Un léger décalage est présent, expliqué par la recharge de la batterie. En effet, sur le banc de test le SoC initial était à 70 % et non à 80 % comme sur la simulation. La PaC recharge alors la batterie visible sur la figure 4.8.D.
- La figure 4.8.C met en avant le courant provenant du SC. Dans les deux cas, les courbes se superposent bien, hormis pendant la phase d'ascension du drone, lors de forts appels en courant. À ce moment, la batterie prend le relais pour compenser ce manque comme le montre la figure 4.8.D. Cette différence provient de la saturation du rapport cyclique de commande du convertisseur DC-DC du SC. Des travaux complémentaires

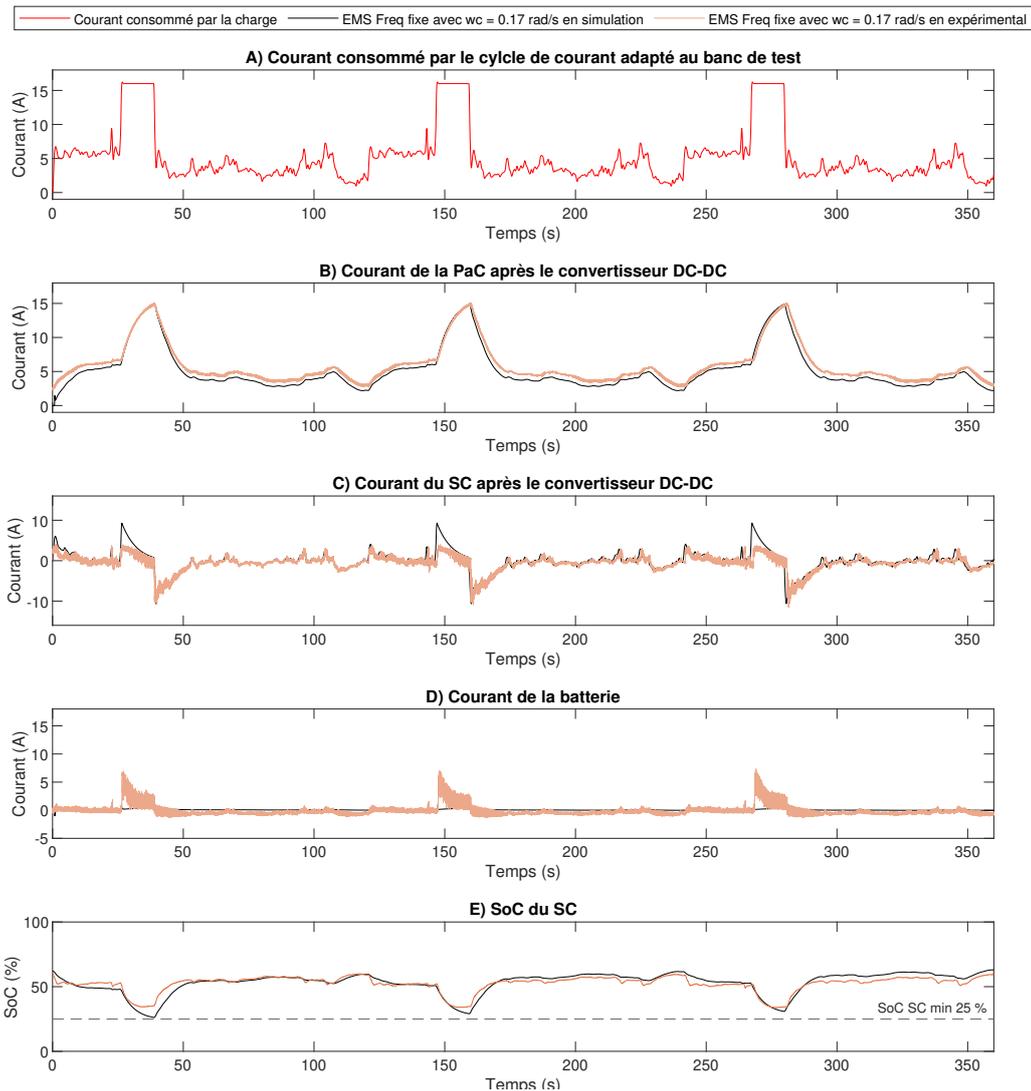


Figure 4.8: Comparaison entre la simulation et le résultat expérimental appliquant la stratégie fréquentielle fixe pour $\omega_c = 0.172 \text{ rad/s}$

sont nécessaires pour mieux identifier l'origine de cette saturation.

- La Fig. 4.8.E présente l'évolution du SoC du SC durant tout l'essai. Hormis lors des phases d'ascension, le SoC est cohérent entre la simulation et l'expérience.

La stratégie fréquentielle fixe est donc opérationnelle sur le banc de test et valide la modélisation. Les résultats expérimentaux montrent quelques lacunes de la modélisation, notamment la non prise en compte des pertes dans les convertisseurs.

4.2.2 EMS : Stratégie fréquentielle adaptative

La stratégie fréquentielle adaptative reprend le même principe que la stratégie fréquentielle fixe en séparant le signal de référence en deux composantes (basses et hautes fréquences) afin de partager la puissance demandée par l'application. L'innovation est ici de modifier la fréquence de coupure du filtre en fonction des conditions d'utilisation du système. La figure 4.9 représente le principe de cette EMS.

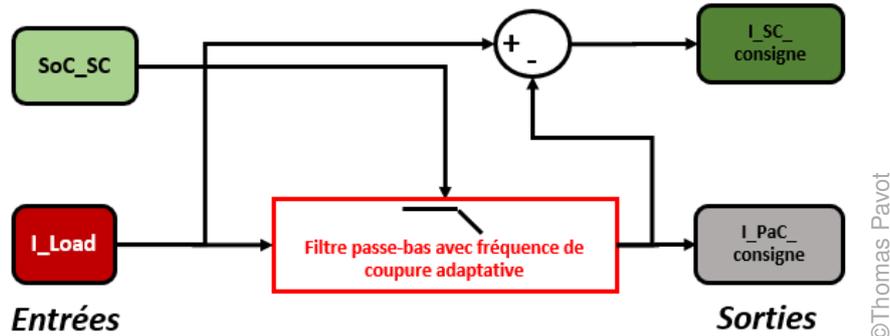


Figure 4.9: EMS : Principe de la stratégie fréquentielle adaptative

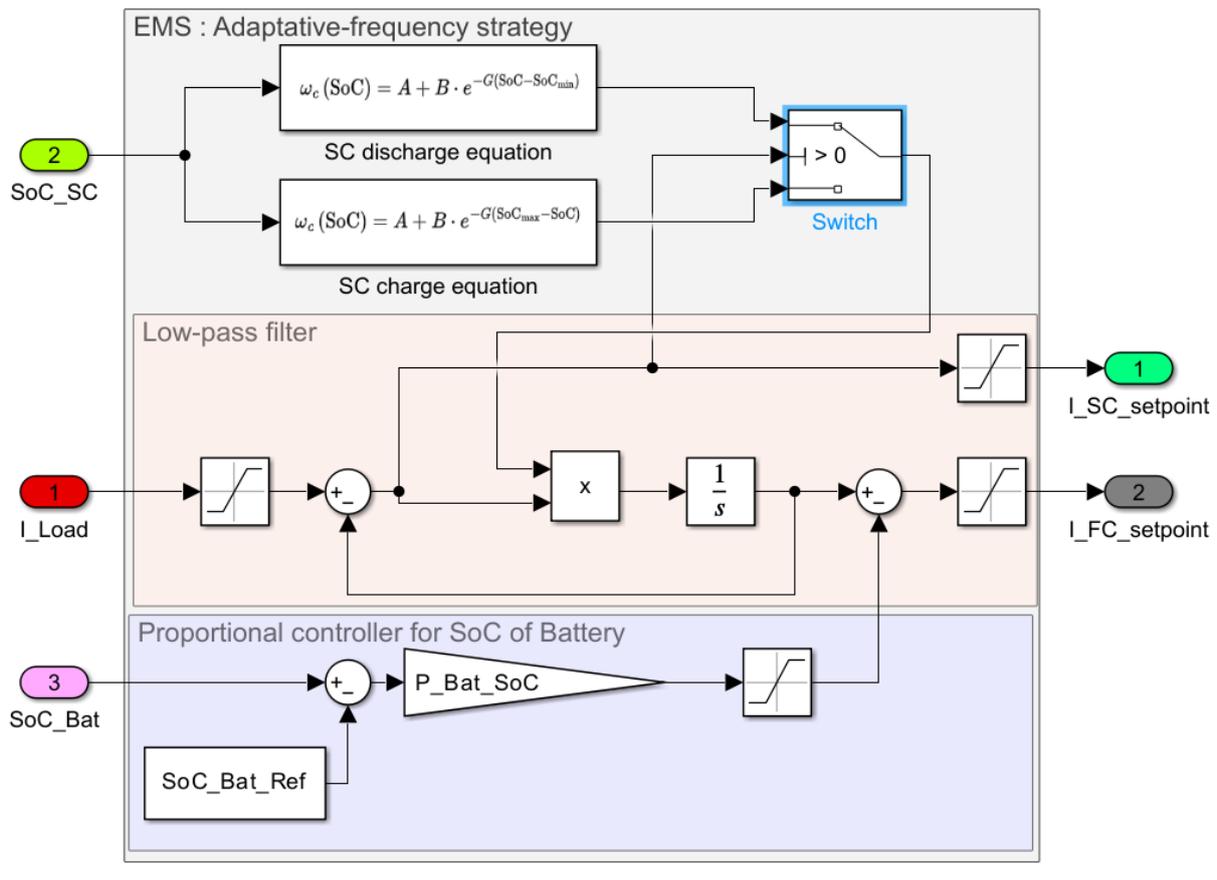
L'idée est solliciter au maximum le SC de manière à ce qu'il puisse "amortir" un appel de courant le plus longtemps possible. D'autres travaux ont proposé des solutions similaires :

- Neffati et al. [141] proposent un EMS du même type utilisant la logique floue pour faire varier la fréquence sur un véhicule hybride avec une PaC et un SC.
- Florescu et al. [127] proposent une stratégie similaire pour un véhicule électrique embarquant une source hybride composée d'une batterie et d'un SC. Pour adapter la fréquence de coupure, une table de correspondance (look-up table) permet de relier l'état de charge du SC à une fréquence de coupure.

Ce même principe va être employé pour le drone Stork mais cette fois-ci en utilisant une relation mathématique paramétrable pour lier le SoC à la fréquence de coupure.

4.2.2.1 Principe de la fréquence adaptative adaptée au drone Stork

La stratégie fréquentielle adaptative consiste à ajuster dynamiquement la fréquence de coupure du filtre en fonction de l'état de charge (SoC_{sc}) du SC. L'idée principale est de maximiser la dynamique sur une large plage de SoC du SC, tout en la limitant sévèrement lorsque le SoC s'approche de ses limites de charge et de décharge. Lors de la décharge du SC, tant qu'il y a suffisamment d'énergie stockée, le SC doit être utilisé autant que possible avec la fréquence de coupure la plus basse possible. Cependant, lorsque le SoC s'approche de $SoC_{min} = 25\%$, la



©Thomas Pavot

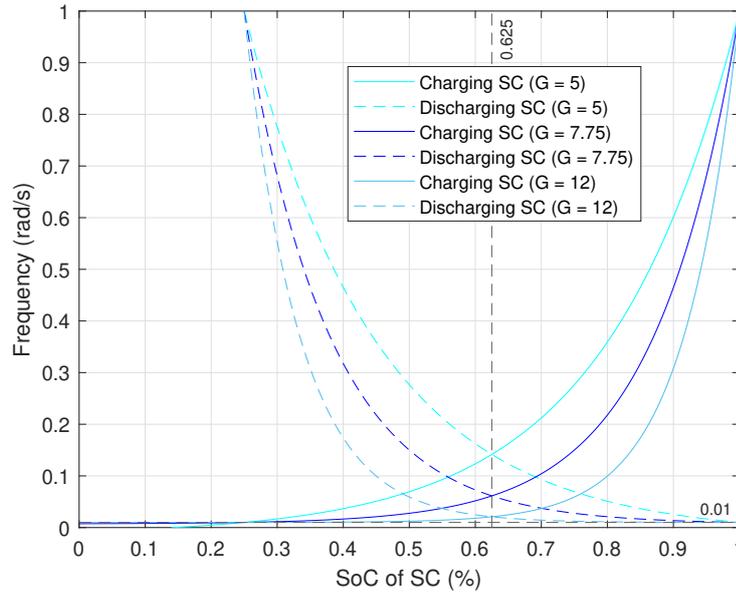
Figure 4.10: EMS : Stratégie fréquentielle adaptative adaptée au drone Stork

fréquence de coupure augmente pour restreindre son utilisation et éviter une décharge profonde. Le même principe s'applique lors de la charge avec $SoC_{max} = 100\%$.

La relation choisie pour lier le SoC à la fréquence de coupure est une idée provenant de l'expérience du modélisme pour contrôler un avion radio-télécommandé. En effet sur la radio-commande, il y a un mode de vol nommé "exp" (pour exponentielle) qui règle la sensibilité du manche en fonction de la gouverne. La relation n'est plus proportionnelle mais exponentielle. Le principe est de permettre aux pilotes d'avoir des réactions douces sur les gouvernes autour des neutres des manches (cas de pilotes nerveux ou de modèles sensibles) mais également de fortes réactions sur les gouvernes si les manches sont fortement actionnés.

Ce principe est repris dans la stratégie fréquentielle adaptative comme relation mathématique entre le SoC et la fréquence de coupure.

Pour implémenter cette idée, deux équations symétriques sont choisies suivant une loi exponentielle, permettant à ω_c de varier entre $[\omega_{min}; \omega_{max}]$ tandis que le SoC du SC varie entre



©Thomas Pavot

Figure 4.11: Représentation graphique de l'équation de ω_c en fonction du SoC du SC pour 3 différentes valeurs de G

[SoC_{min}; SoC_{max}]. La première équation (4.3) s'applique lors de la charge du SC, tandis que la seconde (4.4) s'applique lors de la décharge. Par construction, ces deux équations fournissent des valeurs symétriques par rapport à $\frac{1}{2}(\text{SoC}_{\min} + \text{SoC}_{\max}) = 62,5\%$. Le schéma bloc de la stratégie est illustré par la figure 4.10. La régulation lente du SoC de la batterie est conservée comme pour la stratégie précédente.

$$\omega_c(\text{SoC}) = A + B \cdot e^{-G(\text{SoC}_{\max} - \text{SoC})} \quad \text{si } I_{SC} \geq 0 \quad (4.3)$$

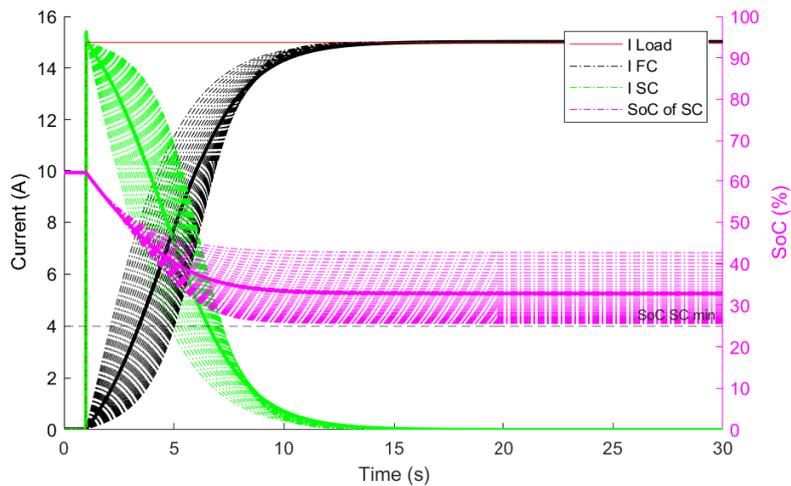
$$\omega_c(\text{SoC}) = A + B \cdot e^{-G(\text{SoC} - \text{SoC}_{\min})} \quad \text{si } I_{SC} < 0 \quad (4.4)$$

Le paramètre G détermine la pente de l'exponentielle, comme il est possible de le voir dans la figure 4.11 avec trois valeurs différentes. Plus ce paramètre est grand, plus la pente est élevée. Une fois G choisi, les paramètres A et B sont obtenus en résolvant les équations $\omega_c(\text{SoC}_{\min}) = \omega_{\min}$ et $\omega_c(\text{SoC}_{\max}) = \omega_{\max}$ avec l'équation (4.3).

4.2.2.2 Méthode de réglage de la fréquence adaptative

Cette stratégie nécessite une méthode de réglage pour déterminer les trois paramètres (ω_{\min} , ω_{\max} et G) des deux équations.

L'intervalle encadrant la fréquence de coupure a été fixé entre $\omega_{\min} = 0.01$ rad/s et $\omega_{\max} = 1$ rad/s (soit deux décades) pour assurer la compatibilité avec le temps de réponse de la PaC. La limite haute en fréquence, de 1 rad/s, correspond au pire des cas pour la PaC correspondant à un temps de réponse de quelques secondes. Inversement, la limite basse en fréquence de



©Thomas Pavot

Figure 4.12: Réponse à un échelon de courant avec différentes valeurs de G et notamment celle de $G = 7.75$

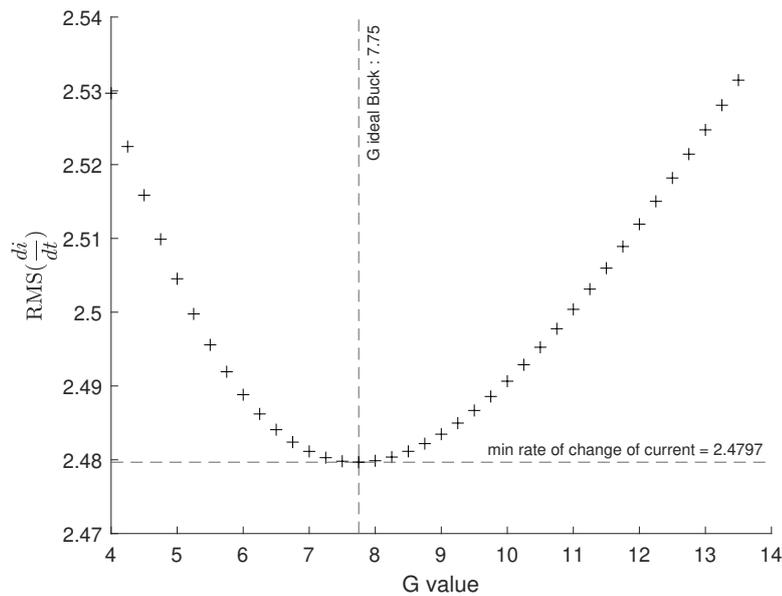
0,01 rad/s permet au SC et à son convertisseur de gérer une large plage de fréquences, tout en restant dans une plage dynamique supportable. Notons que cet intervalle inclut la fréquence de coupure fixe de 0.172 rad/s vue dans la stratégie précédente.

Les limites de SoC du SC utilisées pour cette application sont comprises entre 25 % et 100 %. Si le SoC est inférieur à 25% (particulièrement au démarrage du système), la fréquence de coupure appliquée est saturée aux limites ω_{\max} et ω_{\min} .

Pour évaluer l'effet du paramètre G permettant de modifier la pente de l'exponentielle, des simulations ont été effectuées avec les mêmes conditions que pour la fréquence fixe. Un échelon de courant allant de 0 A au courant maximal que peut supporter le convertisseur est alors demandé à la source hybride. L'objectif est de déterminer la valeur optimale de G qui limite au maximum les variations de courant de la PaC. L'indicateur choisi pour mesurer l'efficacité est la moyenne quadratique de la dérivée du courant fourni par la PaC durant toute la simulation. Pour évaluer l'effet de ce paramètre, des simulations ont été réalisées pour différentes valeurs de G , comme le montre la figure 4.12. Les différentes simulations permettent d'identifier la valeur optimale de G illustrée dans la figure 4.13. Un minimum apparaît pour $G = 7.75$, correspondant à la pente de l'exponentielle permettant à l'hybridation de minimiser les variations de courant de la PaC durant les simulations du système hybride du drone Stork. A partir de cette valeur de G , en résolvant les équations (4.3) et (4.4), les constantes $A = 0.007$ et $B = 0.993$ sont obtenues.

4.2.2.3 Simulation de la stratégie fréquentielle adaptative

Le résultat de la simulation est visible sur la figure 4.14 en appliquant la stratégie fréquentielle adaptative avec $G = 7.75$.



©Thomas Pavot

Figure 4.13: Évolution du paramètre G en fonction de la moyenne quadratique de la dérivée du courant demandée à la PaC

- La figure 4.14.A représente le courant consommé par le drone durant le vol de référence. La limite de 16 A en pointillée correspond toujours à la limite de 500 W des convertisseurs DC-DC pour une tension du bus continu de la batterie de 32 V. Le partage fréquentiel effectué par la stratégie d'hybridation est alors limité à ces 500 W.
- La figure 4.14.B correspond à la courbe du courant fourni par la PaC en sortie du convertisseur. Il s'agit de la composante basse fréquence. La saturation à 16 A due aux convertisseurs est visible.
- La figure 4.14.C donne la composante haute fréquence correspondant au courant provenant du SC.
- La figure 4.14.D montre le courant de la batterie qui complète bien la demande lors des phases d'ascension.
- Enfin, la dernière courbe (Fig. 4.14.E) permet de visualiser l'évolution du SoC du SC durant tout le vol. Les limites fixées entre [25%; 100%] sont bien respectées.

Cette simulation montre que la stratégie répond bien au cahier des charges. Il est intéressant de constater que les variations du SoC sont plus importantes que pour la fréquence fixe.

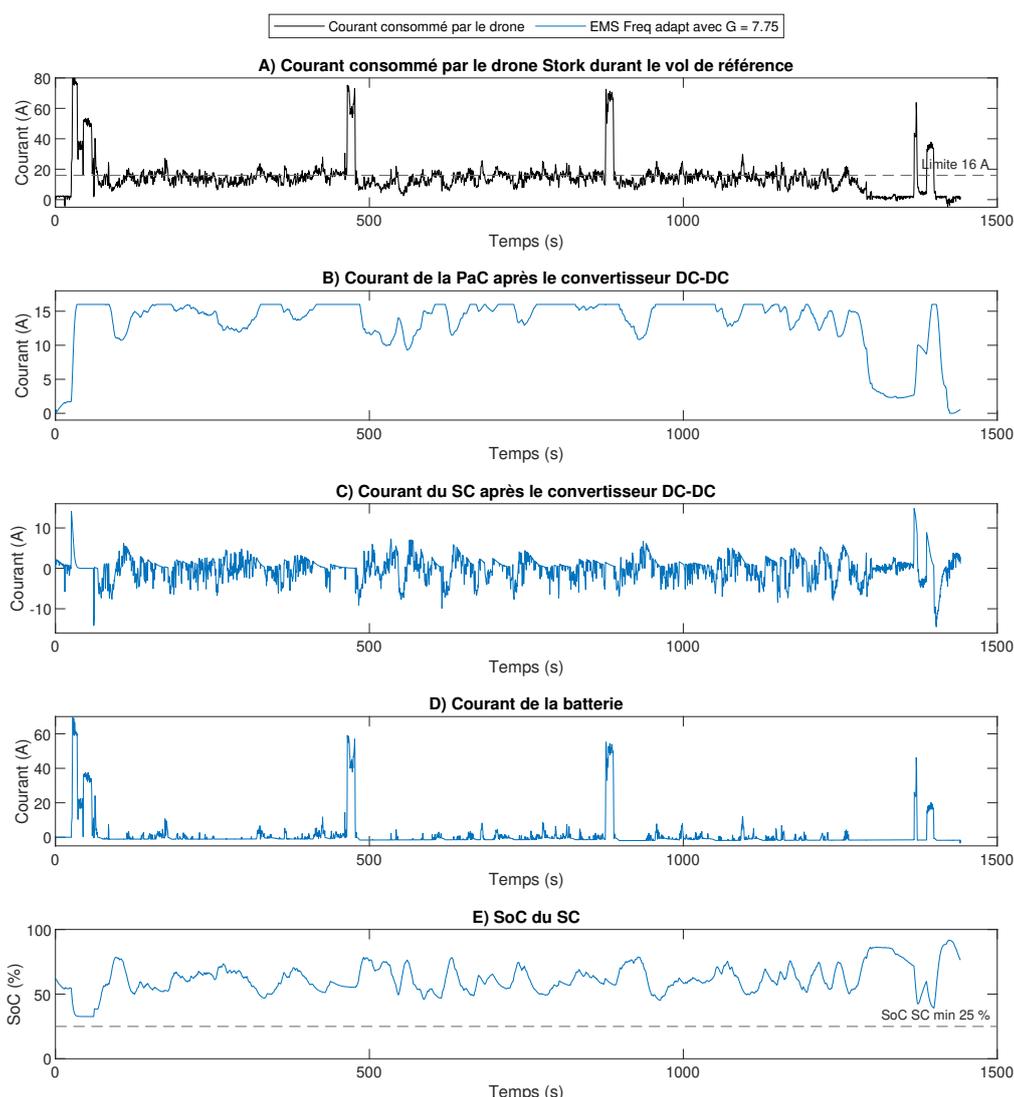


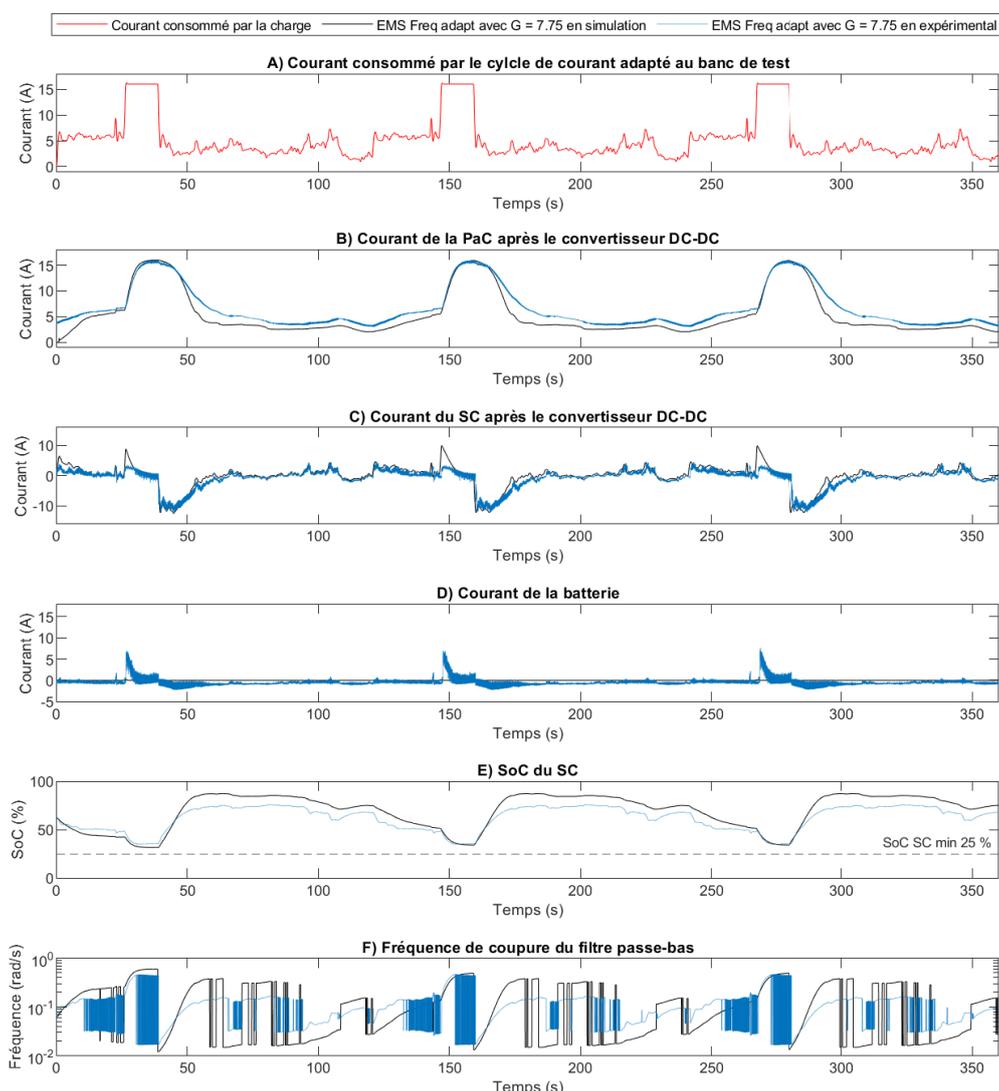
Figure 4.14: Résultats de la simulation en appliquant la stratégie fréquentielle adaptative avec $G = 7.75$

4.2.2.4 Résultat expérimental de la stratégie fréquentielle adaptative sur le banc de test

La stratégie fréquentielle adaptative a été testée expérimentalement sur le banc de test. Le cycle de courant appliqué est le même que pour la stratégie fréquentielle fixe (Fig. 4.15.A)

La figure 4.15 montre une comparaison entre la simulation et le résultat expérimental. Les conditions initiales étaient un SoC de la batterie à 70 % et un SoC du SC d'environ 62 % au début de l'essai.

Les courbes montrent un résultat similaire entre la simulation et le résultat expérimental, validant ainsi la modélisation. Les mêmes différences entre la simulation et le résultat expérimental



©Thomas Pavot

Figure 4.15: Comparaison entre la simulation et le résultat expérimental appliquant la stratégie fréquentielle adaptative avec $G = 7.75$

sont présentes que lors de l'essai de la fréquence fixe.

Seule la figure 4.15.F est différente. Elle montre la fréquence de coupure appliquée au filtre. La forme générale coïncide entre la simulation et le résultat expérimental. Cependant, le résultat expérimental est beaucoup plus haché que la simulation. Le bruit de la mesure du courant de la charge entraîne de fréquentes commutations de la situation de charge à celle de décharge, provoquant des variations de la fréquence de coupure. Ces variations apparaissent au moment où la consigne de la PaC est constante, hésitant entre croissante et décroissante.

La stratégie fréquentielle adaptative est donc opérationnelle sur le banc de test et valide la

modélisation. Cette fois-ci, aucun paramètre n'a été changé entre la simulation et le résultat expérimental pour obtenir ce résultat.

4.2.3 Comparaison entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative

Afin d'apporter une comparaison entre les deux stratégies, elles ont été testées dans un premier temps en simulation sur différents cycles de courant provenant du drone. Des indicateurs de performance sont présentés afin d'apporter des éléments de réflexion sur la pertinence d'une stratégie par rapport à l'autre. Dans un second temps, les deux stratégies ont été comparées de manière expérimentale sur le banc de test.

4.2.3.1 Comparaison entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative en simulation

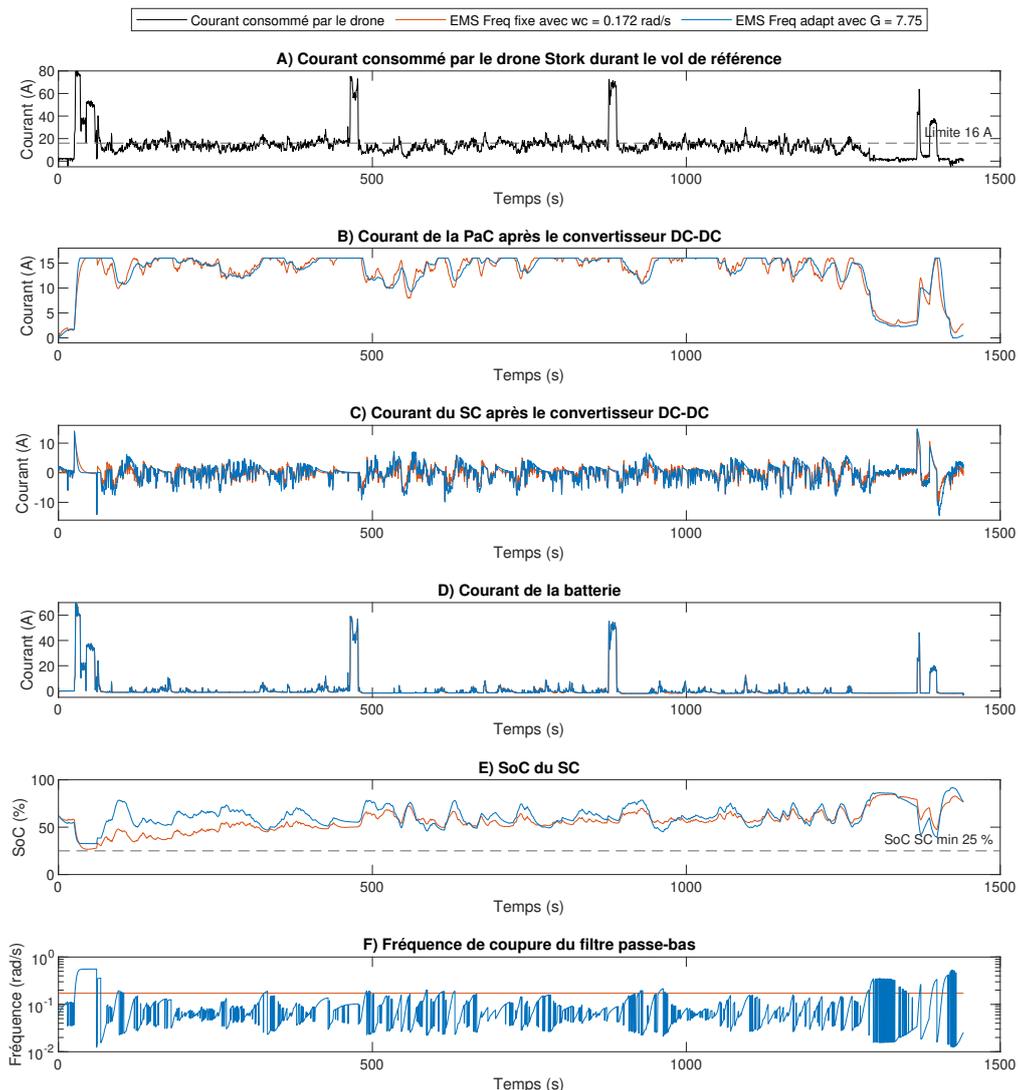
Les deux stratégies ont été comparées sur trois cycles de courant différents qui ont chacun une durée équivalente :

- **Cycle n°1 : Cycle de courant du vol de référence** : Il s'agit du cycle provenant d'un vol réel effectué en 2019 décrit dans le chapitre 1. Le vol comprend une phase de décollage, trois phases de vol en palier, deux prises d'altitude et une phase d'atterrissage.
- **Cycle n°2 : Cycle de courant du vol constant** : Ce cycle correspond à un vol classique dans l'aéronautique, comprenant la phase de décollage, le vol de croisière et enfin l'atterrissage. Ce cycle a été créé à partir du vol de référence en reprenant ses phases de décollage et d'atterrissage. Pour le vol de croisière, il s'agit d'une répétition d'une des phases de vol de croisière pour permettre d'obtenir le même temps de vol.
- **Cycle n°3 : Cycle de courant du vol variable** : Ce cycle a été créé pour simuler un vol avec de fréquents changements d'altitude et des phases de plané. Comme pour le cycle précédent, il a été construit à partir d'éléments du cycle de référence reprenant les phases de décollage et d'atterrissage. Concernant le vol, il s'agit de 6 répétitions avec pour chacune une phase de vol de croisière, une phase de plané et une phase d'ascension.

Résultats de simulation sur le cycle de courant du vol de référence

Les résultats obtenus (Fig. 4.16) sur le cycle de courant du vol du drone Stork mettent en évidence les différences entre la stratégie à fréquence fixe avec une fréquence de coupure de 0,172 rad/s et la stratégie à fréquence de coupure adaptative avec une valeur de paramètre de $G = 7,75$:

- La première courbe (Fig. 4.16.A) représente le courant consommé par la charge, qui doit être réparti entre les trois sources.



©Thomas Pavot

Figure 4.16: Résultats de la simulation sur le cycle de référence avec une fréquence fixe et une fréquence adaptative

- Les deux courbes suivantes (Fig. 4.16.B&C) correspondent aux courants provenant de la PaC et du SC aux sorties des convertisseurs.
- La quatrième courbe (Fig. 4.16.D) désigne le courant de la batterie.
- Les deux dernières courbes (Fig. 4.16.E&F) illustrent l'évolution du SoC du SC et de la fréquence de coupure tout au long du cycle de vol.

Chacune des deux stratégies lisse le courant demandé par la PaC, permettant au SC de gérer les variations de courant. Notons que le courant de la batterie n'est pas affecté par

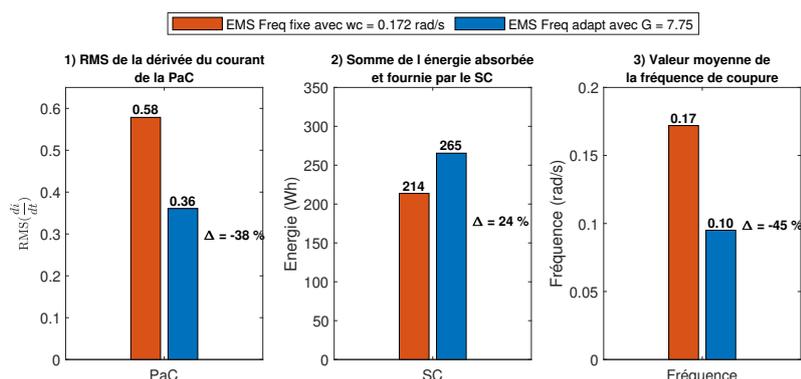


Figure 4.17: Indicateurs de performance pour comparer la stratégie de fréquence fixe et de fréquence adaptative

le choix des stratégies de fréquence.

Les indicateurs de performance (Fig. 4.17) permettent d'évaluer les deux stratégies. Sur l'ensemble du vol, la stratégie à fréquence adaptative entraîne une diminution de 38 % de la moyenne quadratique (RMS) des variations de courant (Fig. 4.17.1) par rapport à la stratégie à fréquence fixe. En conséquence, la PaC présente un courant plus lisse dans la Fig. 4.16.B. De plus, l'énergie traversant le SC a augmenté de 24 % (Fig. 4.17.2) avec la stratégie à fréquence adaptative, ce qui montre une utilisation plus significative de cette source. Cet effet est illustré par la courbe dans la Fig. 4.16.C, qui montre des pics de courant plus élevés par rapport à ceux observés avec la stratégie à fréquence fixe.

Comme il est possible de le voir dans la figure 4.16.F, l'effet de la stratégie adaptative est illustré par les variations de la fréquence de coupure tout au long du vol, avec une valeur moyenne inférieure à la valeur choisie pour la fréquence de coupure fixe de 45 % (Fig. 4.17.3). Il est à noter que les seuls moments où la fréquence dépasse la valeur fixe sont ceux où les convertisseurs subissent une variation brusque de courant (décollage et atterrissage).

Résultats de simulation sur les cycles de courant du vol constant et variable

Deux autres simulations ont été réalisées en créant deux cycles de courant distincts à partir d'extraits du vol de référence :

- Le cycle n°2 (Fig. 4.18.1.a) vise à maintenir un courant relativement constant tout au long de l'essai, simulant ainsi le vol classique d'un avion.
- Le cycle n°3 (Fig. 4.18.2.a) présente des variations plus importantes du courant demandé par le moteur. Ce cycle simule un vol plus acrobatique avec des phases d'ascensions, de croisières et de planés.

Ces deux cycles montrent la flexibilité et l'intérêt des stratégies, peu importe le type de cycle. L'évolution du SoC du SC (Fig. 4.18.1.b et 2.b) est un premier indicateur visuel de l'effet

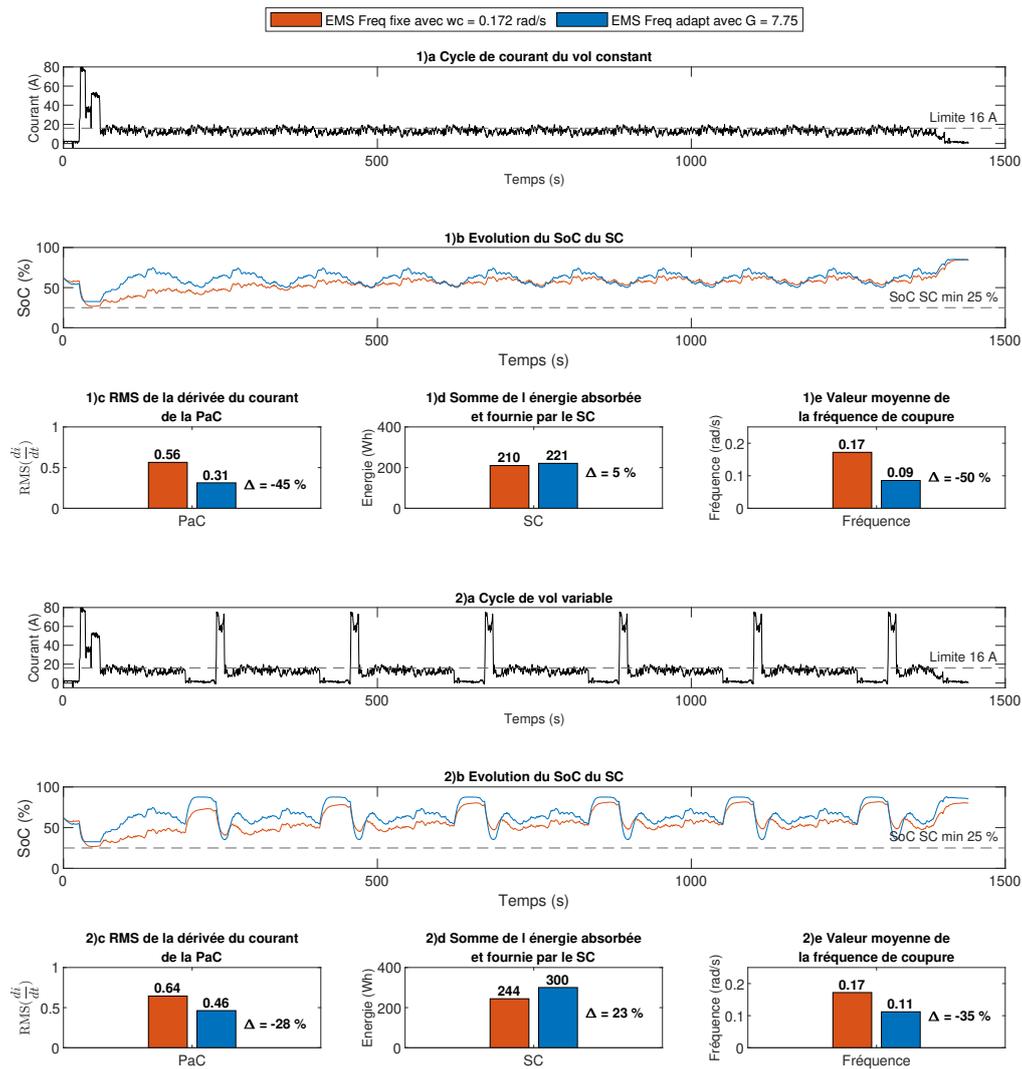


Figure 4.18: Résultats de la simulation sur le cycle de courant du vol constant et variable avec une fréquence fixe et une fréquence adaptative

de chacune des stratégies. La stratégie fréquentielle adaptative permet d'avoir une oscillation avec des amplitudes plus importantes de l'évolution du SoC du SC, montrant un résultat bien différent de la stratégie fréquentielle fixe.

Comparée à l'approche à fréquence fixe, la stratégie adaptative améliore nettement les indicateurs d'utilisation du SC, quel que soit le cycle de vol. Cela est particulièrement évident dans les profils typiques de l'aviation, où un décollage énergivore précède une phase de vol de croisière à puissance constante. Le cycle n°2 confirme cette tendance, avec une réduction de 45 % de la moyenne quadratique des variations de courant de la PaC (Fig. 4.18.1.c). Même dans un vol plus dynamique, avec plusieurs phases de montée et de descente, la stratégie

adaptative reste plus avantageuse, bien que la réduction de la moyenne quadratique soit moins significative, avec 28 % (Fig. 4.18.2.c).

La fréquence de coupure moyenne de la stratégie adaptative sur l'ensemble du vol reste inférieure, quel que soit le cycle de vol, avec une valeur d'environ 0.10 rad/s (Fig. 4.18.1.e et 2.e). Il est à noter que cette valeur ne peut pas être appliquée à la stratégie à fréquence fixe sans provoquer une décharge profonde du SC lors du décollage. En conséquence, l'utilisation du SC est ainsi plus importante pour la stratégie adaptative que pour la stratégie à fréquence fixe comme le montre l'indicateur de la somme d'énergie absorbée et fournie par le SC (Fig. 4.18.1.d et 2.d).

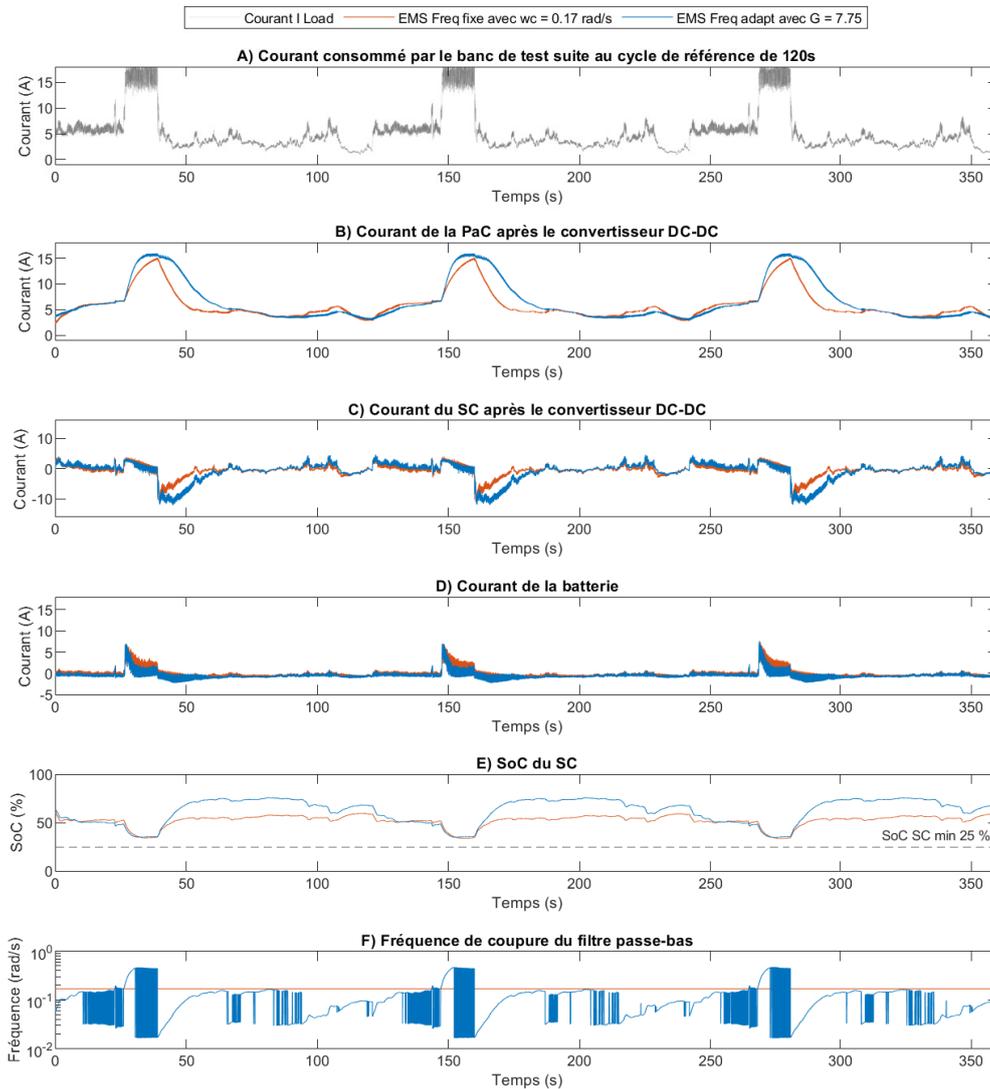
4.2.3.2 Comparaison expérimentale entre la stratégie fréquentielle fixe et adaptative

Cette section présente une analyse comparative des stratégies fréquentielles fixes et adaptatives à travers les indicateurs présentés précédemment mais aussi par l'utilisation de la transformée de Fourier rapide (FFT). En examinant les spectres de fréquence des courants de la charge, de la PaC, du SC et de la batterie, nous pouvons évaluer comment chaque stratégie influence la répartition des composantes fréquentielles et, par conséquent, la performance globale du système.

Ces résultats sont obtenus à partir des essais sur le banc de test des deux stratégies évoquées au chapitre 4 dans les sections 4.2.1.4 et 4.2.2.4 du manuscrit.

Les résultats obtenus entre les deux stratégies sur le banc de test sont représentés sur la figure 4.19.

- La figure 4.19.A représente le cycle de courant consommé par le banc de test. Il s'agit d'un cycle de 120 s répété 3 fois provenant du vol de référence. Ce cycle est adapté au banc de test qui est limité à 500 W. Nous avons donc divisé le cycle de test réel par 3 pour le ramener à cette limite en puissance.
- La figure. 4.19.B correspond à la courbe du courant fourni par la PaC en sortie du convertisseur. Il s'agit bien de la composante basse fréquence. La saturation à 16 A à cause des convertisseurs est visible.
- La figure. 4.19.C, quant à elle, présente la composante haute fréquence correspondant au courant fourni par le SC.
- La batterie fournit l'énergie restante. Ce comportement est illustré par la Fig. 4.19.D qui montre le courant fourni par la batterie.
- La courbe (Fig. 4.19.E) permet de visualiser l'évolution du SoC du SC. Il est possible



©Thomas Pavot

Figure 4.19: Comparaison des courants mesurés sur le banc de test provenant de chacune des sources en fonction de la stratégie employée (fixe et adaptative).

d'observer que les limites fixées sont bien respectées.

- La dernière courbe (Fig. 4.19.F) permet de visualiser l'évolution de la fréquence de coupure.

La comparaison entre les stratégies permet de voir l'effet de la stratégie fréquentielle adaptative sur le courant demandé à la PaC. L'effet permettant de lisser le courant y est clairement visible. Les indicateurs de performances sur la figure 4.20 ne montrent pas de différences conséquentes sur la moyenne quadratique des variations de courant de la PaC. En revanche, les deux autres indicateurs montrent une utilisation accrue du SC par notamment la

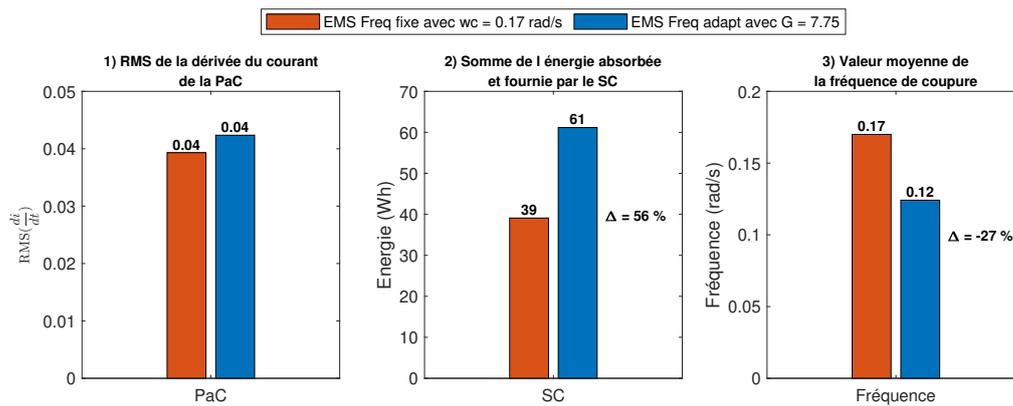
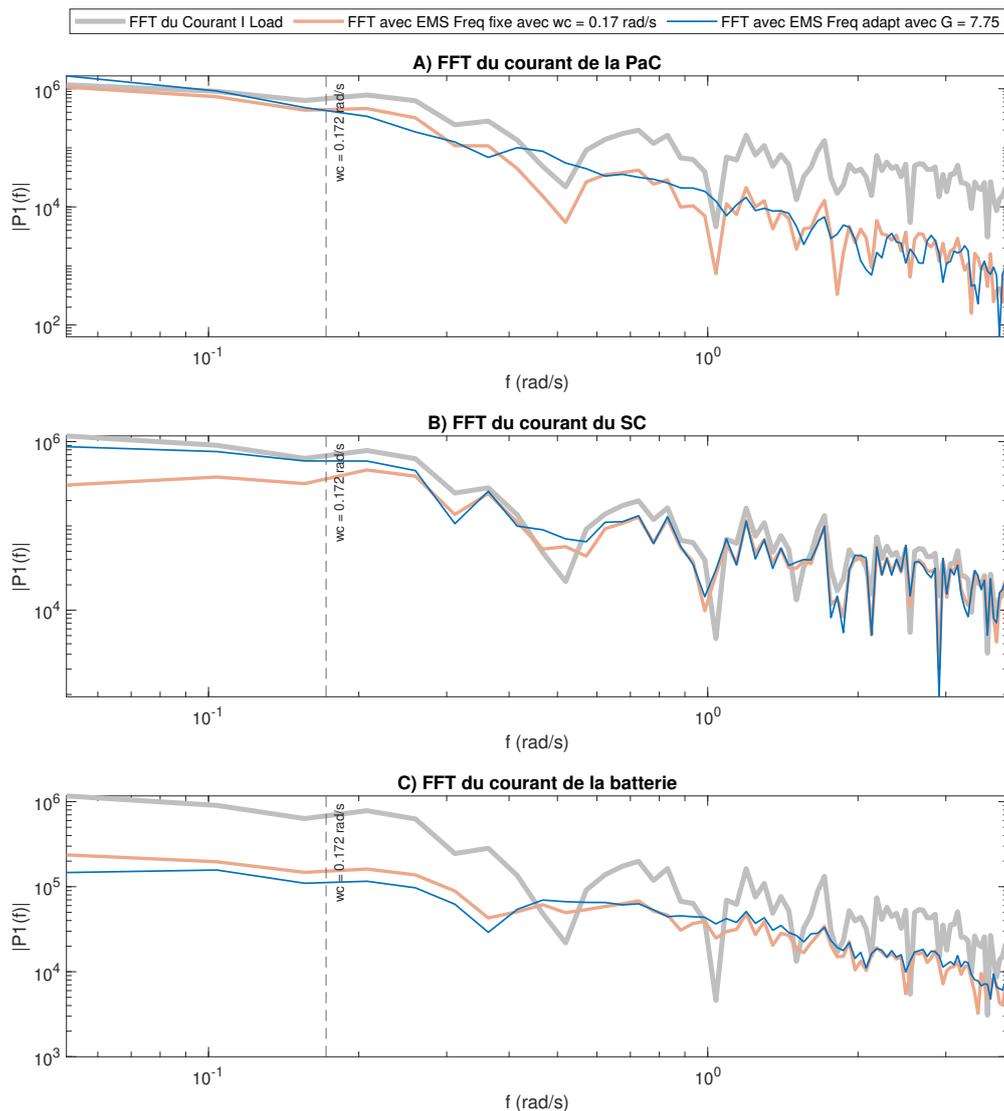


Figure 4.20: Indicateurs de performance pour comparer la stratégie de fréquence fixe et de fréquence adaptative sur les essais expérimentaux

présence d'une fréquence de coupure moyenne plus faible que la stratégie fréquentielle fixe.

Afin d'apporter une analyse complémentaire, une analyse fréquentielle a été réalisée. Plus précisément, la figure 4.21 présente la transformée de Fourier rapide (FFT) des différents courants du système hybride du drone Stork. L'intervalle de fréquence observé va de 0.05 rad/s à 4 rad/s pour visualiser l'effet des différentes stratégies. La fréquence de coupure de la stratégie fréquentielle fixe de 0.172 rad/s est indiquée afin d'en comprendre l'effet sur les sources. Cette ligne va servir également de point de comparaison avec la stratégie fréquentielle adaptative. Les FFT du courant de chacune des sources sont comparées avec le spectre du courant de la charge:

- La figure 4.21.A représente la FFT du courant de la PaC en fonction des deux stratégies fréquentielles avec en fond la FFT de la charge. Pour les deux stratégies, la composante basse fréquence (inférieure à 0.172 rad/s) est prise en charge par la PaC. L'effet du filtre passe-bas est visible puisque la composante haute fréquence (supérieure à 0.172 rad/s) est atténuée. Il est difficile d'identifier des différences notoires entre les deux stratégies.
- La figure. 4.21.B correspond à la FFT du courant du SC pour les deux stratégies fréquentielles, avec en fond la FFT de la charge. Pour les deux stratégies, la composante haute fréquence (supérieur à 0.172 rad/s) est bien prise en charge par le SC. Pour la composante basse fréquence, avec la stratégie fréquentielle fixe, l'effet du filtre passe-haut est visible avec une atténuation pour les fréquences inférieurs à 0.172 rad/s. Pour la stratégie fréquentielle adaptative, ce résultat est moins présent, montrant ainsi une utilisation du SC renforcée pour les basses fréquences.
- La figure. 4.21.C, représente la FFT du courant de la batterie en fonction des deux stratégies fréquentielles, avec en fond la FFT de la charge. Quelques soient les stratégies,



©Thomas Pavot

Figure 4.21: Comparaison des spectres fréquentielles des courants provenant de chacune des sources en fonction de la stratégie employée (fixe et adaptative).

la batterie est peu mobilisée sur toute la plage de fréquence.

L'utilisation de la FFT permet d'observer l'effet des deux stratégies fréquentielles sur le comportement du système hybride. Il est intéressant de constater que la stratégie fréquentielle adaptative provoque une utilisation plus importante du SC sur les basses fréquences tout en conservant son rôle sur les hautes fréquences par rapport à la stratégie fréquentielle fixe. La PaC profite de cet effet en répondant à des fréquences plus basses. Cependant, il est difficile par l'utilisation de la FFT de départager les deux stratégies. La fréquence d'échantillonnage des signaux sur le banc de test est de 2 kHz, la résolution obtenue sur les très basses fréquences

est, de ce fait, très faible. Le résultat temporel semble plus probant afin de comprendre l'effet d'une stratégie par rapport à l'autre.

4.2.3.3 Conclusion de la comparaison entre les stratégies fréquentielles fixe et adaptative

Les deux stratégies proposées ont été paramétrées pour s'adapter à tout cycle de vol du drone Stork. La stratégie à fréquence adaptative présente un avantage notable par rapport à la stratégie à fréquence fixe, grâce à une réduction significative des variations de courant de la PaC, quel que soit le cycle de vol. Cela permet d'envisager une amélioration de la durée de vie de la PaC. En aéronautique, et plus particulièrement pour les avions, cette approche est particulièrement adaptée. Un vol typique comporte en effet des phases distinctes : décollage, vol de croisière, et atterrissage. Seul le décollage est très énergivore, entraînant une décharge rapide du SC et nécessitant une adaptation rapide de la fréquence de coupure. Durant la phase de croisière, la fréquence peut être ajustée avec généralement une valeur moyenne inférieure à celle de la fréquence fixe pour maximiser l'utilisation du SC et minimiser les variations de courant de la PaC. De plus, cette stratégie ne requiert aucun équipement supplémentaire par rapport à la stratégie à fréquence fixe, ce qui la rend encore plus avantageuse.

4.2.4 EMS : Stratégie par commande H_∞

La dernière stratégie développée dans le cadre de cette thèse est d'appliquer les méthodes de la synthèse H_∞ pour obtenir un nouvel EMS qui pilote l'architecture hybride du drone Stork. La synthèse H_∞ offre une méthode rigoureuse pour concevoir des commandes qui minimisent les effets des incertitudes et des perturbations sur la stabilité et la performance d'un système. Dans cette section, l'objectif est de développer une stratégie de commande qui assure non seulement la robustesse du système face aux incertitudes, mais qui optimise également la gestion de l'énergie entre les différentes sources, tout en respectant les contraintes de sécurité et de performance. La méthode H_∞ permet de formaliser ces objectifs dans un cadre mathématique, où l'on cherche à minimiser la norme H_∞ d'un transfert correspondant au canal de performance, garantissant ainsi la réduction maximale des effets indésirables des perturbations sur le système.

Cette section commence par une présentation des principes fondamentaux de la synthèse H_∞ et des outils mathématiques sous-jacents. Nous appliquons ensuite ces concepts à la commande du système énergétique hybride du Stork, en mettant l'accent sur la gestion optimale des flux d'énergie entre les sources. Les résultats de simulations montrent que la commande H_∞ permet de maintenir la stabilité du système tout en maximisant l'efficacité énergétique, même en présence de conditions de vol sévèrement perturbées.

4.2.4.1 Principe de la synthèse H_∞

La synthèse H_∞ est une approche de commande robuste développée pour concevoir des régulateurs capables de maintenir les performances d'un système, même en présence d'incertitudes et de perturbations. Elle est particulièrement adaptée aux systèmes où les dynamiques sont complexes et où les paramètres peuvent varier ou être mal connus. L'objectif principal de la synthèse H_∞ est de minimiser l'impact d'un certain nombre d'entrées, comme par exemple les perturbations extérieures, sur la sortie du système, en garantissant une réponse stable et robuste, quelle que soit la source de l'incertitude. Pour comprendre les mécanismes de cette commande, le livre *La synthèse H-infini en pratique (Méthode et cas d'application)* [142] écrit par Gilles Duc est un bon point d'entrée pour assimiler les différents concepts.

L'approche standard consiste à poser le problème de synthèse comme le réglage d'un transfert de manière à minimiser la norme d'un canal de performance. La synthèse H_∞ correspond au choix de la norme H_∞ . La norme H_2 est également populaire, correspondant à une reformulation de la commande LQG (*Linéaire Quadratique Gaussienne*).

L'application de la synthèse H_∞ suit plusieurs étapes clés :

1. **Modélisation du système** : Le système dynamique est décrit par des équations d'état. Les incertitudes et perturbations sont modélisées de manière à capturer les comportements indésirables possibles. Un schéma de commande permet de représenter les signaux de mesure, les entrées de référence, les entrées de perturbations et les signaux de commande appliqués au système.
2. **Formulation du problème H_∞** : Choix d'un canal de performance et des pondérations dont les inverses correspondent à des gabarits pour les différents signaux du canal de performance.
3. **Conception du correcteur** : Un correcteur est synthétisé de manière à satisfaire les critères de performance et de robustesse. La résolution peut se faire par deux méthodes classiques : Riccati et LMI (*Linear matrix inequality*).
4. **Validation** : Le correcteur est ensuite testé par simulation ou expérimentation pour vérifier qu'il répond aux spécifications de robustesse et de performance. La simulation peut intégrer des non-linéarités qui devront être adaptées à la commande.

La synthèse H_∞ a trouvé de nombreuses applications dans divers domaines tels que la robotique [143]–[145], l'automobile [146] mais aussi les systèmes énergétiques [147], en raison de sa capacité à gérer des systèmes complexes et incertains. Les travaux de thèse de Waleed Nwesaty [148] ont permis d'appliquer cette méthode de contrôle pour un système hybride

comprenant une batterie et un SC, dans le cas d'un véhicule électrique. La méthode proposée pour l'application du drone Stork suit les spécificités techniques de l'architecture semi-active pour une triple hybridation PaC, SC et batterie.

4.2.4.2 Modélisation linéaire du système

Pour utiliser les principes de la synthèse H_∞ , il est nécessaire de disposer d'un modèle linéaire. Sur la base des modèles déjà présentés, une linéarisation autour d'un point de fonctionnement a été effectuée, notamment pour évaluer le SoC de la batterie et du SC.

Modélisation linéaire de la PaC

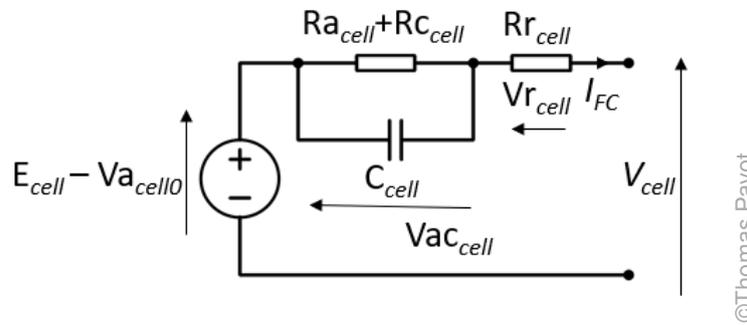


Figure 4.22: Schéma électrique équivalent du modèle simplifié de la PaC

La modélisation de la PaC a été simplifiée en considérant le schéma électrique équivalent représenté sur la figure 4.22. Les résistances ont été considérées comme constantes. Le modèle est linéarisé en ne considérant que le terme constant de la tension provenant de l'équation de Nernst et des premières composantes des chutes de tension par activation.

Les variations de la tension V_{FC} en fonction de I_{FC} sont représentées par l'équation (4.5) :

$$v_{FC} = n \cdot \left(E_{cell} - Va_{cell0} - Rr_{cell} \cdot i_{FC} - \frac{1}{C_{cell}} \int \left(i_{FC} - \frac{E_{cell} - Va_{cell0} - Rr_{cell} \cdot i_{FC} - v_{FC}}{Ra_{cell} + Rc_{cell}} \right) dt \right) \quad (4.5)$$

En éliminant les termes constants, la fonction de transfert de V_{FC} en fonction de I_{FC} apparaît dans (4.6) :

$$\frac{v_{FC}}{i_{FC}} = -n \left(\frac{Ra_{cell} + Rc_{cell} + Rr_{cell} + (Ra_{cell} + Rc_{cell}) \cdot Rr_{cell} \cdot C_{cell} \cdot s}{1 + (Ra_{cell} + Rc_{cell}) \cdot C_{cell} \cdot s} \right) \quad (4.6)$$

Modélisation linéaire de la batterie

Le modèle de la batterie est le même que celui présenté précédemment et reprend le schéma électrique équivalent (Fig. 4.23). L'équation (4.7) permet de lier le courant I_{bat} à

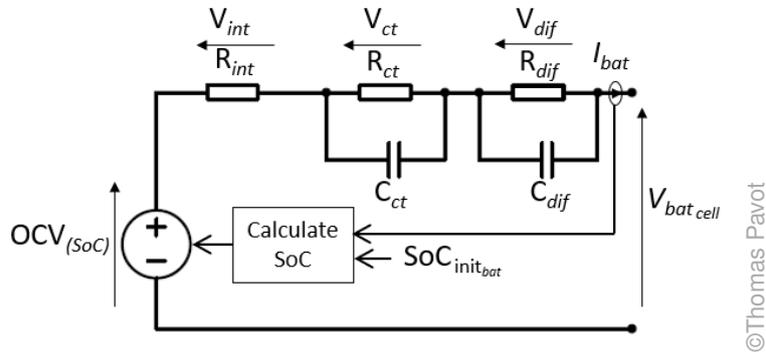


Figure 4.23: Schéma électrique équivalent du modèle de la batterie

la tension V_{bat} :

$$v_{bat} = OCV(SoC_{bat}) - R_{int} \cdot i_{bat} - \frac{1}{C_{ct}} \cdot \int (i_{bat} - \frac{v_{ct}}{R_{ct}}) dt - \frac{1}{C_{dif}} \cdot \int (i_{bat} - \frac{v_{dif}}{R_{dif}}) dt \quad (4.7)$$

Le point qui change concerne la linéarisation de la tension OCV en fonction du SoC de la batterie. La relation liant le SoC à la tension OCV est ici assimilée à une droite de coefficient directeur $K_{OCV} = 0.65$. La tension OCV est alors représentée par l'équation (4.8):

$$OCV(SoC_{bat}) = K_{OCV} \cdot \left(SoC_{init} - \int \frac{i_{bat}}{Q_{bat} \cdot 3600} dt \right) \quad (4.8)$$

La fonction de transfert s'écrit alors (4.9) :

$$\frac{v_{bat}}{i_{bat}} = -\frac{K_{OCV}}{Q_{bat} \cdot 3600 \cdot s} - R_{int} - \frac{R_{ct}}{1 + R_{ct}C_{ct} \cdot s} - \frac{R_{dif}}{1 + R_{dif}C_{dif} \cdot s} \quad (4.9)$$

La fonction de transfert du SoC de la batterie s'écrit (4.10) :

$$\frac{SoC_{bat}}{i_{bat}} = -\frac{1}{Q_{bat} \cdot 3600 \cdot s} \quad (4.10)$$

Modélisation linéaire du SC

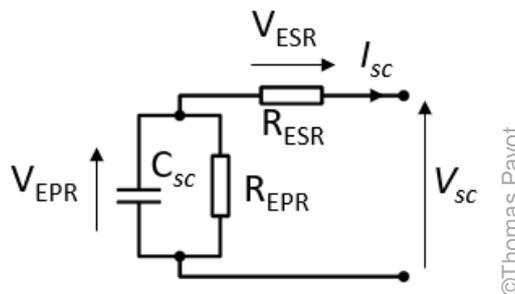


Figure 4.24: Schéma électrique équivalent du modèle du SC

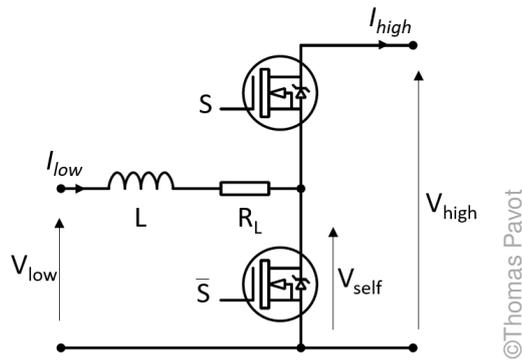


Figure 4.25: Schéma électrique équivalent du modèle des convertisseurs DC-DC

Le modèle du SC est le même que celui présenté précédemment et reprend le schéma électrique équivalent (Fig. 4.24). L'équation (4.11) permet de lier le courant I_{SC} à la tension V_{SC} :

$$v_{SC} = -(V_{SCinit} + \frac{1}{C_{SC}} \int (i_{SC} - \frac{v_{SC} - R_{ESR} \cdot i_{SC}}{R_{EPR}} dt) + R_{ESR} \cdot i_{SC}) \quad (4.11)$$

La fonction de transfert du SC est alors (4.12) :

$$\frac{v_{SC}}{i_{SC}} = -\frac{R_{ESR} + R_{EPR} + R_{ESR} \cdot R_{EPR} \cdot C_{SC} \cdot s}{1 + R_{EPR} \cdot C_{SC} \cdot s} \quad (4.12)$$

Modélisation linéaire des convertisseurs DC-DC

La modélisation des convertisseurs reprend à l'identique celle présentée précédemment (Fig. 4.25) avec les deux équations (4.13) :

$$\begin{cases} L \frac{dI_{low}}{dt} = V_{low} - \alpha V_{high} - R_L I_{low} \\ I_{high} = \alpha I_{low} \end{cases} \quad (4.13)$$

Cependant, ces modèles ont besoin d'être linéarisés pour être employés dans la synthèse H_∞ . La linéarisation s'effectue en faisant une première hypothèse considérant la tension de la batterie comme constante. Dans le cas de l'architecture semi active du drone Stork, la batterie correspond au côté basse tension du convertisseur de la PaC alors qu'elle correspond au côté haute tension du convertisseur du SC.

Pour linéariser, il est nécessaire de transformer chaque variable sous la forme d'un développement limité. Il est alors possible de réécrire les équations (4.14) :

$$\begin{cases} L(\frac{di_{low0}}{dt} + \delta \frac{di_{low}}{dt}) = (v_{low0} + \delta v_{low}) - V_{high}(\alpha_0 + \delta \alpha) - R_L (i_{low0} + \delta i_{low}) \\ i_{high0} + \delta i_{high} = (\alpha_0 + \delta \alpha) (i_{low0} + \delta i_{low}) \end{cases} \quad (4.14)$$

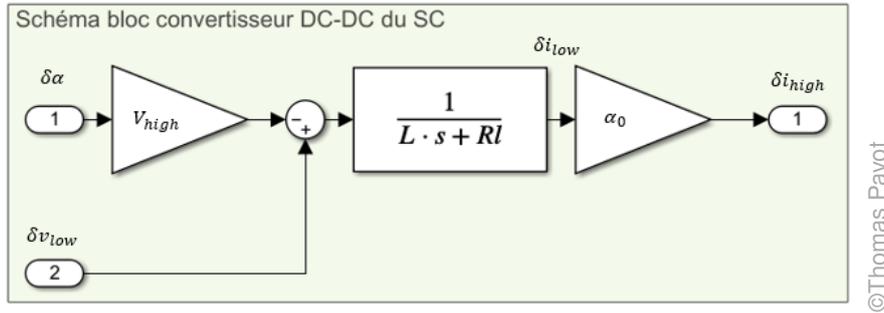


Figure 4.26: Schéma bloc linéarisé du convertisseur DC-DC du SC

Pour linéariser, nous allons définir comme point de fonctionnement un courant nul passant à travers le convertisseur soit $i_{low} = 0$ et $i_{high} = 0$. L'équation devient alors (4.15) :

$$\begin{cases} L \cdot \delta \frac{di_{low}}{dt} = v_{low0} + \delta v_{low} - V_{high} \cdot \alpha_0 - V_{high} \cdot \delta\alpha - R_L \delta i_{low} \\ \delta i_{high} = \alpha_0 \cdot \delta i_{low} + \delta\alpha \delta i_{low} \end{cases} \quad (4.15)$$

En éliminant les termes constants, en négligeant le terme $\delta\alpha \delta i_{low}$ et en effectuant la transformée de Laplace nous obtenons l'équation finale du transfert des entrées en fonction des sorties (4.16) :

$$\begin{cases} \delta i_{low} = \frac{1}{R_L + Ls} (\delta v_{low} - V_{high} \delta\alpha) \\ \delta i_{high} = \alpha_0 \delta i_{low} \end{cases} \quad (4.16)$$

Ces équations sont représentées par le schéma bloc de la figure 4.26.

Dans un second temps, nous allons considérer le convertisseur de la PaC afin d'en déduire son modèle linéarisé. La linéarisation reprend le même principe sauf que la batterie se retrouve du côté basse tension du convertisseur. V_{low} est donc considérée comme une constante car elle correspond à la tension de la batterie. Pour linéariser, on remplace chaque variable par un développement limité du premier ordre. Il est alors possible de réécrire les équations (4.17) :

$$\begin{cases} L \left(\frac{di_{low0}}{dt} + \delta \frac{di_{low}}{dt} \right) = V_{low} - (\alpha_0 + \delta\alpha) (v_{high0} + \delta v_{high}) - R_L (i_{low0} + \delta i_{low}) \\ i_{high0} + \delta i_{high} = (\alpha_0 + \delta\alpha) (i_{low0} + \delta i_{low}) \end{cases} \quad (4.17)$$

Nous choisissons comme point de fonctionnement un courant nul passant à travers le convertisseur, soit $i_{low} = 0$ et $i_{high} = 0$. L'équation devient alors (4.18) :

$$\begin{cases} L \delta \frac{di_{low}}{dt} = V_{low} - v_{high0} \alpha_0 - v_{high0} \delta\alpha - \alpha_0 v_{high} - \delta v_{high} \delta\alpha - R_L \delta i_{low} \\ \delta i_{high} = \alpha_0 \delta i_{low} + \delta\alpha \delta i_{low} \end{cases} \quad (4.18)$$

En éliminant les termes constants, en négligeant les termes $\delta v_{high} \delta\alpha$ et $\delta\alpha \delta i_{low}$ et en effectuant la transformée de Laplace, nous obtenons l'équation finale du transfert des entrées en

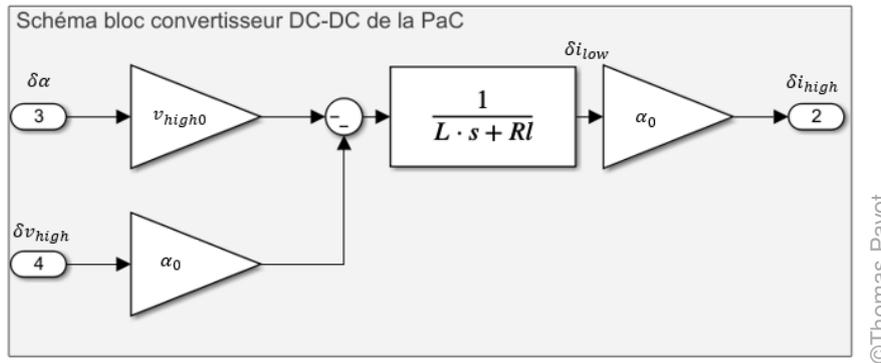


Figure 4.27: Schéma bloc linéarisé du convertisseur DC-DC de la PaC

fonction des sorties (4.19) :

$$\begin{cases} \delta i_{low} = \frac{1}{R_L + Ls} (-v_{high} \delta \alpha - \alpha_0 \delta v_{high}) \\ \delta i_{high} = \alpha_0 \delta i_{low} \end{cases} \quad (4.19)$$

Ces équations sont représentées par le schéma bloc de la figure 4.27.

Chaque convertisseur est asservi, permettant de convertir une consigne en courant en rapport cyclique de pilotage. L'asservissement est effectué avec un régulateur PI (Proportionnel Intégral) en considérant l'équations (4.20) :

$$\alpha = \left(Kp + \frac{Ki}{s} \right) \cdot (i_{consigne} - i_{DCDCout}) \quad (4.20)$$

Modèle d'état de l'hybridation

En utilisant la toolbox matlab de commande robuste, il est possible d'assembler chaque fonction de transfert pour obtenir un modèle d'état complet comprenant la modélisation des trois sources et des deux convertisseurs DC-DC.

Le modèle d'état comporte alors 13 variables d'états, 3 entrées et 10 sorties.

- Les entrées du système :
 1. d_I_Load : Correspond à l'entrée de perturbation, il s'agit du courant demandé par la charge.
 2. $u1_I_PaC_Commande$: Consigne en courant du convertisseur de la PaC
 3. $u2_I_SC_Commande$: Consigne en courant du convertisseur du SC
- Les sorties du système :
 1. $I_DCDCout_BuckBoost$: Courant en sortie du convertisseur DC-DC du SC
 2. $I_DCDCout_Buck$: Courant en sortie du convertisseur DC-DC de la PaC

3. V_{SC} : Tension du SC
4. V_{Bat} : Tension de la batterie
5. V_{PaC} : Tension de la PaC
6. I_{SC} : Courant du SC
7. I_{Bat} : Courant de la batterie
8. I_{PaC} : Courant de la PaC
9. $y1_{SoC_SC}$: Etat de charge du SC
10. $y2_{SoC_Bat}$: Etat de charge de la batterie

Ce modèle linéaire du système hybride du drone Stork $G(s)$ va permettre de mettre en œuvre une synthèse H_∞ pour déterminer un correcteur qui donne la possibilité de commander le système.

4.2.4.3 Synthèse H_∞ appliquée au drone Stork

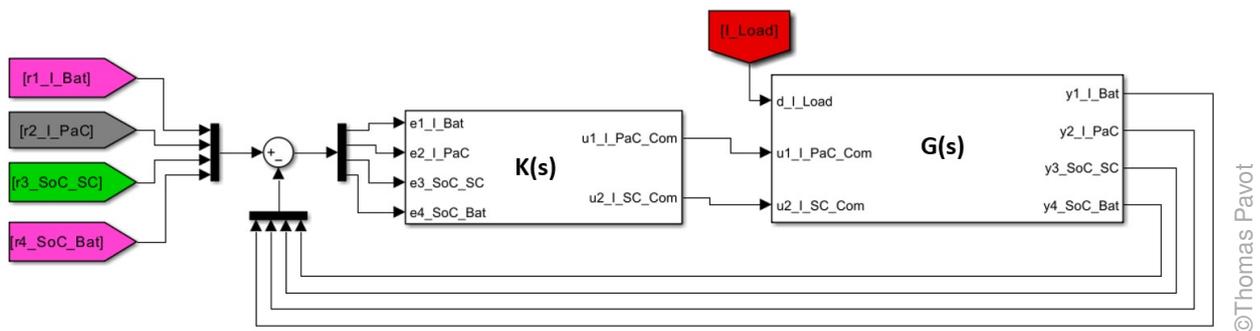
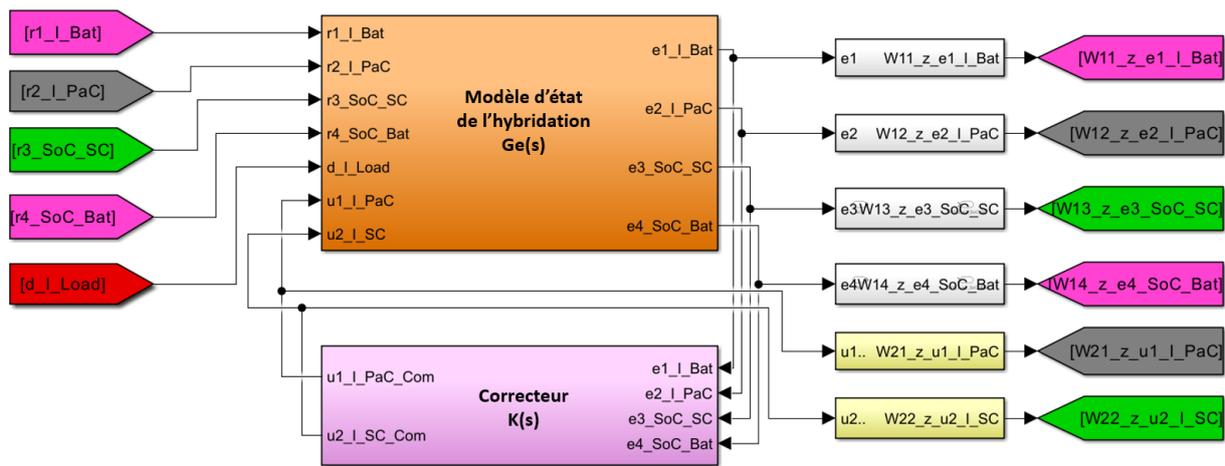


Figure 4.28: Schéma bloc de commande pour la synthèse H_∞

Pour appliquer la synthèse H_∞ , la première chose à déterminer est le schéma de commande qui va être utilisé. Dans le cas du système énergétique du drone Stork, l'idée est de considérer chaque variation du courant provenant de la charge comme une perturbation sur le système qui va entraîner une modification du SoC de la batterie et du SC. Le système asservi devra alors chercher à rétablir le régime permanent en commandant avec différentes dynamiques un asservissement pour maintenir le SoC de la batterie et du SC à une valeur de référence tout en minimisant l'utilisation du courant de la batterie. Le schéma est représenté sur la figure 4.28 et permet d'identifier les signaux utiles à la commande :

- I_{Bat} : correspond au courant de la batterie
- I_{PaC} : correspond au courant de la PaC en sortie du convertisseur DC-DC
- SoC_SC : correspond au SoC du SC
- SoC_Bat : correspond au SoC de la batterie

Ces signaux vont faire partie du canal de commande reliant le système modélisé $G(s)$ au correcteur $K(s)$.



©Thomas Pavot

Figure 4.29: Schéma de synthèse H_∞ appliqué au drone Stork

Pour appliquer la synthèse H_∞ , il est nécessaire de définir un schéma général de synthèse H_∞ représenté sur la figure 4.29 permettant d'identifier un canal de performance. Il s'agit de l'ensemble des transferts d'intérêt pour lesquels un gabarit peut être appliqué à l'aide d'une pondération. Le choix des transferts d'intérêt revient au concepteur du schéma de synthèse. Dans le cas du système hybride du drone Stork, 30 transferts composent ce canal liant les 5 entrées ($r1_I_Bat$, $r2_I_PaC$, $r3_SoC_SC$, $r4_SoC_Bat$, et d_I_Load) aux 6 sorties ($W11_e1_I_Bat$, $W12_e2_I_PaC$, $W13_e3_SoC_SC$, $W14_e4_SoC_Bat$, $W21_u1_I_PaC$ et $W22_u2_I_SC$)

Les entrées du schéma de synthèse sont composées de signaux de références et de perturbations. Le principe de notre commande se base sur le rejet de la perturbations (d_I_Load) en permettant aux signaux de références ($r1_I_Bat$, $r2_I_PaC$, $r3_SoC_SC$ et $r4_SoC_Bat$) de revenir en régime permanent à leurs valeurs de références.

Tout l'art de la synthèse H_∞ est de choisir les différentes pondérations qui vont permettre de déterminer un correcteur $H_\infty K(s)$. Les pondérations jouent un rôle crucial pour définir les objectifs de performance et de robustesse du système.

Le réglage des pondérations a pour objectif de définir la dynamique concernant la commande du courant de la PaC et du SC. L'idée recherchée est de minimiser l'utilisation de la batterie en privilégiant l'utilisation de la PaC pour compenser les basses fréquences de la perturbation (I_Load) et de laisser les hautes fréquences au SC. Ces pondérations doivent également tenir compte de l'état de charge de la batterie et du SC afin de les faire varier autour de la valeur de référence pour éviter une surcharge ou une décharge profonde pouvant endommager le système. À partir des 4 signaux d'erreur ($e1_I_Bat$, $e2_I_PaC$, $e3_SoC_SC$ et $e4_SoC_Bat$), le correcteur $H_\infty K(s)$ doit fournir 2 commandes ($u1_I_PaC$ et $u2_I_SC$) en tenant compte des critères spécifiés précédemment.

Dans le cas de l'application du drone Stork, deux types de pondérations ont été appliquées, à l'image de celles de la thèse de Waleed Nwesaty [148] :

- **Pondération de sensibilité** $W_1(s)$: Cette pondération permet de gérer la bande passante, la marge de stabilité et la précision de l'asservissement, à partir du transfert $T_{er}(s) = S_y(s)$. La pondération utilisée est représentée par l'équation (4.21) :

$$W_1(s) = \frac{s + a}{k(s + b)} \quad (4.21)$$

avec $b < a$ et $k \geq 1$. Ce transfert présente un gain statique de $\frac{a}{kb}$, un gain minimal de $\frac{1}{k}$ et présente un gain à 3 dB à la pulsation (4.22) [149]:

$$w_c = \sqrt{\frac{a^2 + 2k^2b^2}{2k^2 - 1}} \quad (4.22)$$

- **Pondération de commande** $W_2(s)$: Deux pondérations différentes permettant d'avoir un effet passe-bas et passe-bande sur les différents canaux du transfert $T_{ur}(s) = S_y(s)$. La première pondération est appliquée à la commande de la PaC et la seconde à la commande du SC (4.23) et (4.24) :

$$W_{21}(s) = \frac{s + \frac{w_c}{M}}{e \cdot s + w_c} \quad (4.23)$$

avec w_c la pulsation de coupure, e le gain à haute fréquence et M le gain statique

$$W_{22} = \left(\frac{s + \frac{w_{c1}}{M}}{e \cdot s + w_{c1}} \cdot \frac{\frac{s}{M} + w_{c2}}{s + w_{c2} \cdot e} \right)^2 \quad (4.24)$$

avec w_{c1} et w_{c2} les deux fréquences de coupure du filtre passe bande.

Concernant les pondérations de sensibilité, la première concerne l'erreur du courant de la batterie que nous cherchons à minimiser avec une forte dynamique pour limiter l'utilisation de la batterie. La pondération appliquée utilise un filtre passe-haut de fréquence de coupure 5 rad/s. Pour la pondération appliquée au courant de la PaC, seul le gain est limité. Pour les pondérations concernant le SoC du SC et de la batterie, l'objectif est de permettre aux SoC de rester autour de la valeur de référence. Les pondérations appliquées sont de type passe-haut avec des fréquences de coupure de 100 rad/s pour le SC et 0.01 rad/s pour la batterie.

Quant aux pondérations de commande, elles ont été choisies pour laisser les basses fréquences à la PaC en utilisant une pondération qui va agir comme un filtre passe-bas avec une fréquence de coupure de 0.17 rad/s, correspondant à la fréquence de coupure de la stratégie

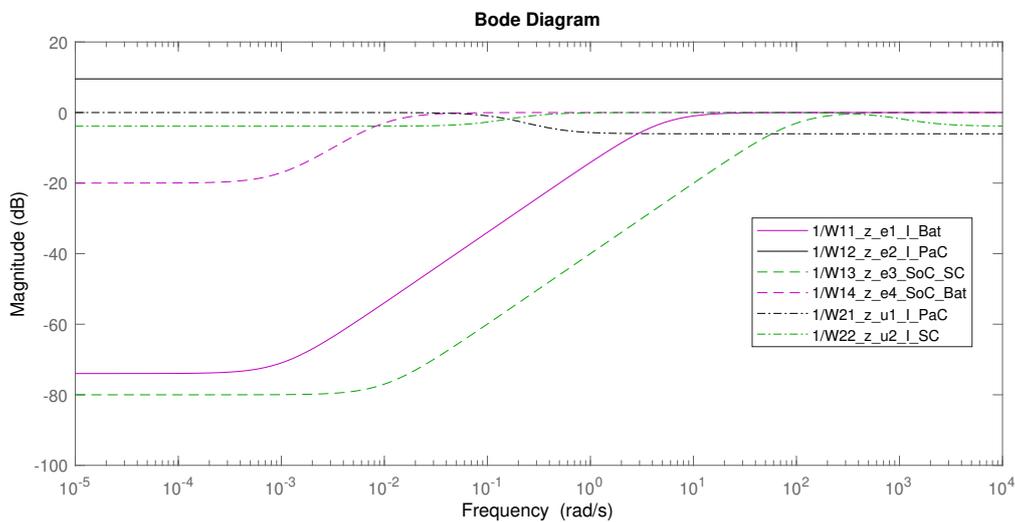
fréquentielle fixe. Les hautes fréquences sont traitées par le SC avec une pondération de type passe-bande ayant comme fréquence de coupure 0.17 rad/s et 1000 rad/s. Par conséquence, les très hautes fréquences sont traitées par la batterie.

Le réglage de ces pondérations est inspiré des travaux de la thèse de Waleed Nwesaty [148]. Les valeurs des différentes pondérations ont été ajustées afin de correspondre à l'architecture semi-active du drone Stork.

Les différents gabarits (inverse des pondérations) sont définis par les équations (4.25):

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{1}{W_{11_e1_I_Bat}} = \frac{k_{11}(s+b_{11})}{s+a_{11}} = \frac{s+0.01}{s+5} \\ \frac{1}{W_{12_e2_I_PaC}} = \frac{1}{k_{12}} = \frac{1}{3} \\ \frac{1}{W_{13_e3_SoC_SC}} = \frac{k_{13}(s+b_{13})}{s+a_{13}} = \frac{s+0.01}{s+100} \\ \frac{1}{W_{14_e4_SoC_Bat}} = \frac{k_{14}(s+b_{14})}{s+a_{14}} = \frac{s+0.001}{s+0.01} \\ \frac{1}{W_{21_u1_I_PaC}} = \frac{e_{21} \cdot s + w_{c21}}{s + \frac{w_{c21}}{M_{21}}} = \frac{s+0.34}{2s+0.34} \\ \frac{1}{W_{22_u2_I_SC}} = \left(\frac{e_{22} \cdot s + w_{c22_1}}{s + \frac{w_{c22_1}}{M_{22}}} \cdot \frac{s + w_{c22_2} \cdot e_{22}}{\frac{s}{M_{22}} + w_{c22_2}} \right)^2 = \frac{s^4 + 2500s^3 + 1.563 \cdot 10^6 s^2 + 4.25 \cdot 10^5 s + 28900}{1.562s^4 + 3126s^3 + 1.564 \cdot 10^6 s^2 + 5.313 \cdot 10^5 s + 4.516 \cdot 10^4} \end{array} \right. \quad (4.25)$$

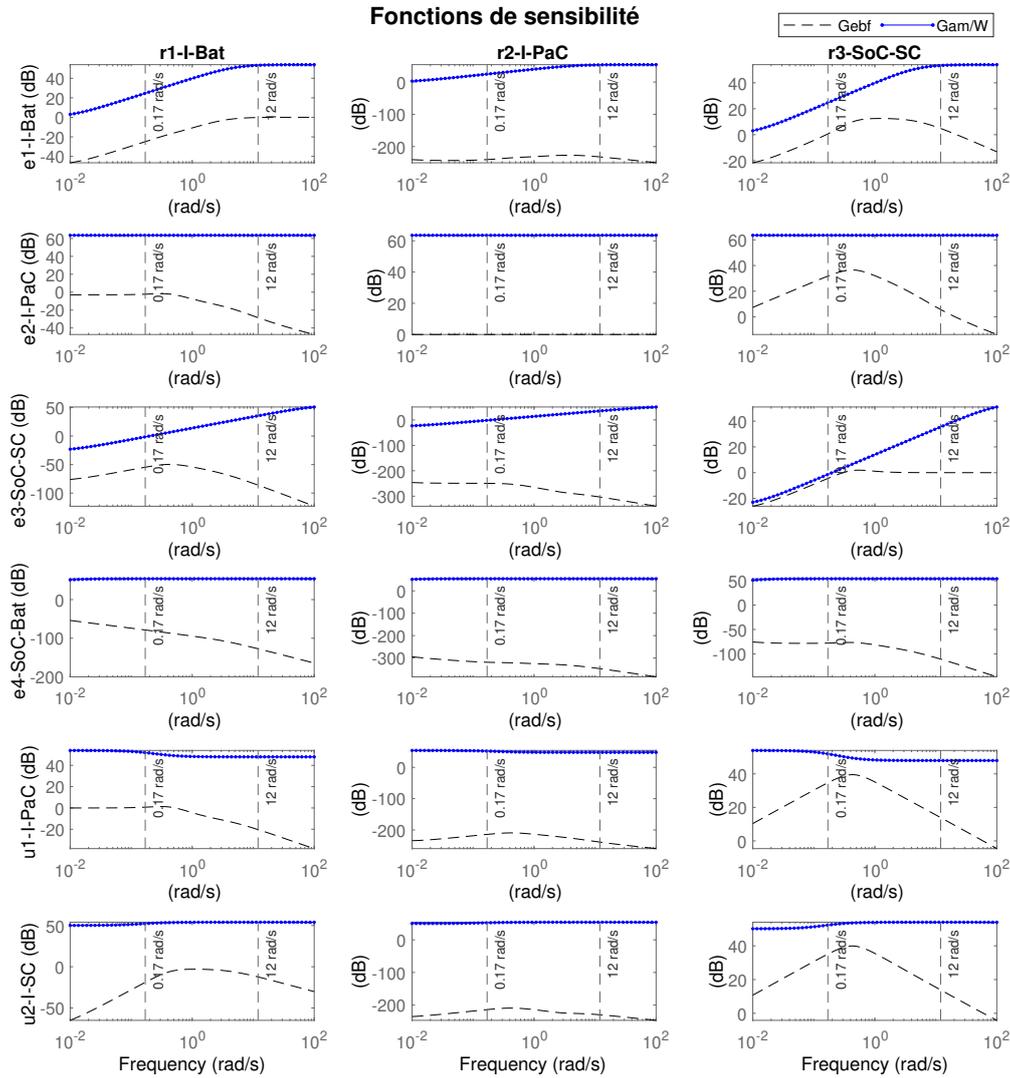
Le diagramme de Bode représenté sur la figure 4.30 permet de visualiser les différents gabarits.



©Thomas Pavot

Figure 4.30: Diagramme de Bode des différents gabarits appliqués pour obtenir le correcteur H_∞

Les fonctions de sensibilité permettent de voir pour chaque transfert la réponse fréquentielle en boucle fermée du système qui respecte le gabarit défini par la pondération précédemment

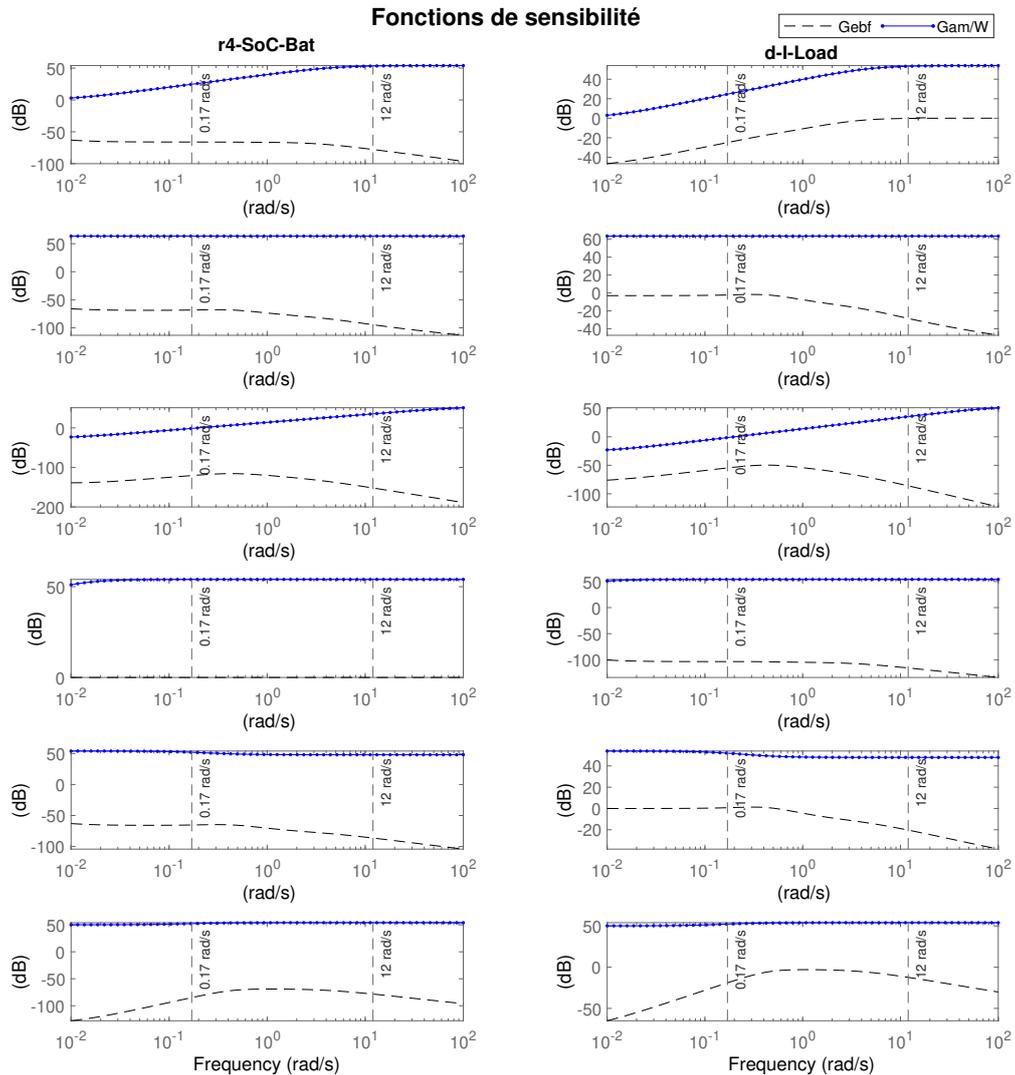


©Thomas Pavot

Figure 4.31: Fonctions de sensibilité entre les références $r1_I_Bat$, $r2_I_PaC$, $r3_SoC_SC$ et les signaux $e1_I_Bat$, $e2_I_PaC$, $e3_SoC_SC$, $e4_SoC_Bat$, $u1_I_PaC$ et $u2_I_SC$

présentée. Les graphiques sur la figure : 4.31 et la figure : 4.32 permettent de visualiser tous les transferts définis par la synthèse H_∞ .

Une fois ces pondérations appliquées, la synthèse peut être effectuée pour déterminer le correcteur H_∞ avec l'outil Matlab utilisant la fonction $hinf\text{syn}()$. Cette fonction est utilisée pour concevoir un contrôleur H_∞ qui minimise la norme H_∞ , tout en maintenant la stabilité du système bouclé.



©Thomas Pavot

Figure 4.32: Fonctions de sensibilité entre les références $r4_SoC_Bat$, d_I_Load et les signaux $e1_I_Bat$, $e2_I_PaC$, $e3_SoC_SC$, $e4_SoC_Bat$, $u1_I_PaC$ et $u2_I_SC$

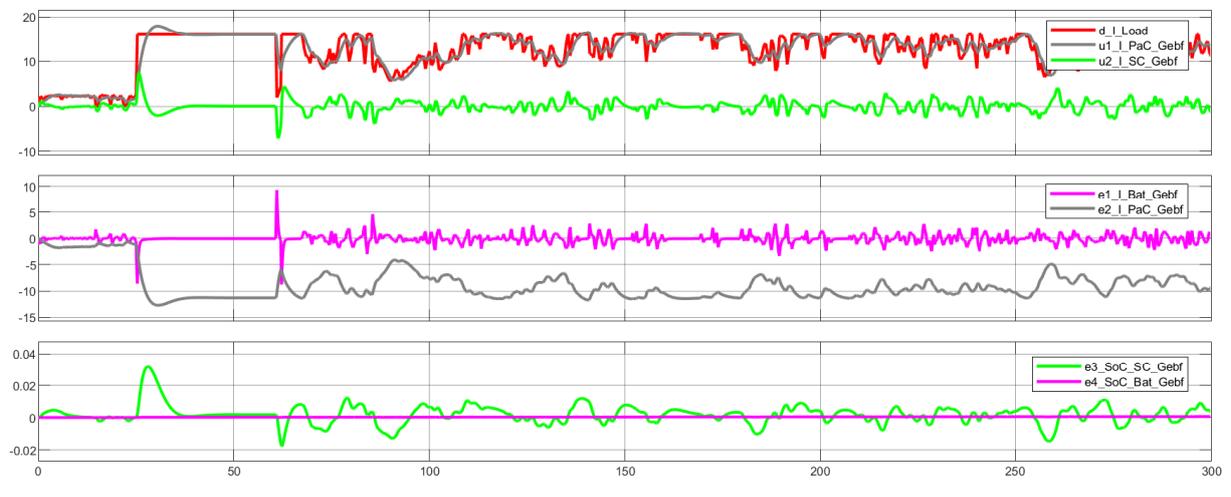
L'objectif est de minimiser la norme H_∞ donnée par l'indicateur γ donné par la fonction $hinf_{syn}()$ de Matlab, c'est-à-dire la norme H_∞ atteinte. Si cette norme est inférieure à 1 alors le système est dit robuste vis-à-vis des perturbations. Si cette valeur est supérieure à 1 alors cela indique que le contrôleur synthétisé n'a pas réussi à atteindre la performance robuste visée. Pour le correcteur conçu pour le drone Stork, cette valeur s'élève à environ 500, principalement en raison du transfert en très basse fréquence de la référence du courant de la batterie vers son erreur, ainsi que du transfert de la référence du SoC du SC vers son erreur. Cela s'explique par la nécessité d'utiliser le courant de la PaC pour amener le SoC du SC à sa valeur de

référence, tout en évitant de solliciter la batterie.

Malgré ce mauvais indicateur, un correcteur $H_\infty K(s)$ est synthétisé. Ce correcteur est d'abord testé sur le modèle linéaire en boucle fermée $Gebf(s)$ illustré par la figure 4.33. Il s'agit de la réponse en boucle fermée de $Gebf(s)$ aux perturbations (I_{Load}) durant 300 s et saturée à 16 A.

Les trois graphiques correspondent à :

1. Courant provenant de la perturbation I_{Load} et les courants de consigne appliqués à $u1_{I_{PaC}}$ et $u2_{I_{SC}}$;
2. Erreur du courant de la batterie et de la PaC de $e1_{I_{Bat}}$ et $e2_{I_{PaC}}$;
3. Erreur du SoC du SC et de la batterie provenant de $e3_{SoC_{SC}}$ et $e4_{SoC_{Bat}}$.



©Thomas Pavot

Figure 4.33: Réponse en boucle fermée de $Gebf(s)$ aux perturbations (I_{Load}) durant 300 s et saturée à 16 A

Cette simulation permet de comprendre l'influence des différentes pondérations sur la dynamique du système. Le comportement voulu est retrouvé avec une commande du courant de la PaC correspondant aux basses fréquences et une commande du courant du SC correspondant aux hautes fréquences. La batterie est très peu utilisée comme le montre l'erreur sur le courant de la batterie, seulement sur les très hautes fréquences. Le SoC du SC et de la batterie sont également asservis, évitant ainsi une surcharge ou une décharge profonde. Les gains ont été ajustés itérativement de manière à s'assurer que le SoC du SC reste dans ses limites (entre 25 % et 100 %).

Il s'agit d'un premier réglage obtenu grâce à l'expérience et aux essais successifs, aboutissant à un résultat cohérent avec les attentes. Cependant, une méthode de réglage rigoureuse

sera nécessaire pour permettre d'obtenir un réglage aussi fin que pour les deux autres stratégies fréquentielles avec pour objectif de limiter les variations du courant demandé à la PaC.

4.2.4.4 Simulation de la stratégie H_∞

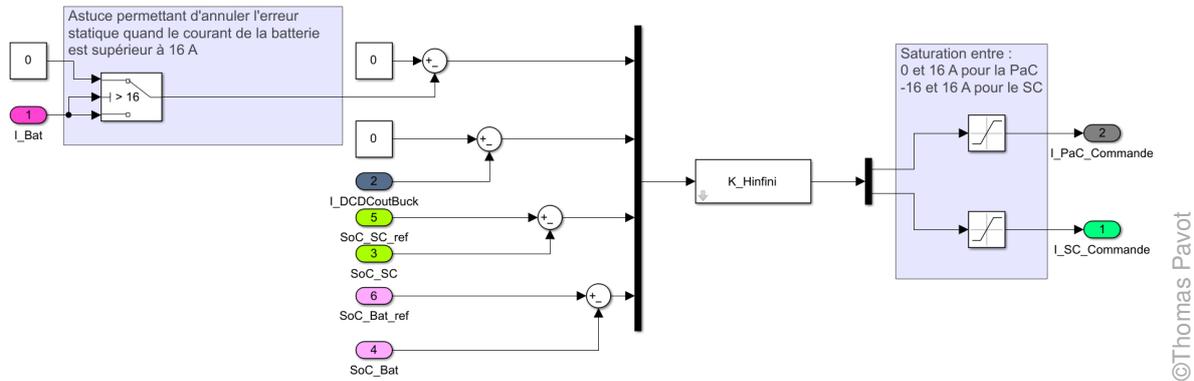


Figure 4.34: Correcteur H_∞ appliqué au modèle non-linéaire

Bien que le correcteur H_∞ ait été testé en boucle fermée sur le modèle linéaire, il est nécessaire d'apporter des aménagements pour pouvoir l'utiliser sur la modélisation non-linéaire. Deux phases de vol n'ont pas été prises en compte lors de la synthèse du correcteur. Lors de la phase de décollage, la consommation du drone est largement supérieure à 500 W. Or les convertisseurs ne peuvent pas dépasser cette limite. Une saturation est donc essentielle pour ne pas endommager le système. Cependant, lors de la saturation, un phénomène d'emballement apparaît, provoquant un dépassement des consignes de courant de la PaC et du SC au dessus de 500 W, ce qui entraîne notamment une décharge complète du SC. Du fait de cet emballement, une fois la phase d'ascension terminée, lorsque la puissance demandée est inférieure à 500 W, l'emballement provoque un délai très important avant de retrouver le fonctionnement de l'asservissement. La solution typique à ce type de problème est d'utiliser un "anti windup". Cependant, sur un système MIMO (Multi Input Multi Output), ce type de correcteur est difficile à implémenter [150], [151]. L'astuce employée pour contourner cette problématique a été d'utiliser une condition annulant l'erreur statique sur le courant de la batterie lorsque ce courant dépasse 16 A correspondant aux 500 W des convertisseurs. La figure 4.34 illustre sous forme de schéma-bloc cette méthode.

Avec l'ajout de cette condition sur le courant de la batterie et de saturations sur les consignes de courant de la PaC et du SC, le correcteur $H_\infty K(s)$ a pu être simulé sur le vol réel du drone. La figure 4.35 met en évidence le résultat de la simulation. Elle permet de voir que le principe de séparation fréquentielle est bien appliqué entre le courant demandé à la PaC et au SC. Concernant la batterie, elle prend bien le relai lors des phases nécessitant plus de 500 W et agit sur les hautes fréquences. Pour le SoC du SC, son évolution est davantage limitée en amplitude, revenant rapidement autour de sa valeur de référence de 62.5 %. À noter qu'en fin

de simulation, la valeur du SoC descend légèrement en dessous de 25 %.

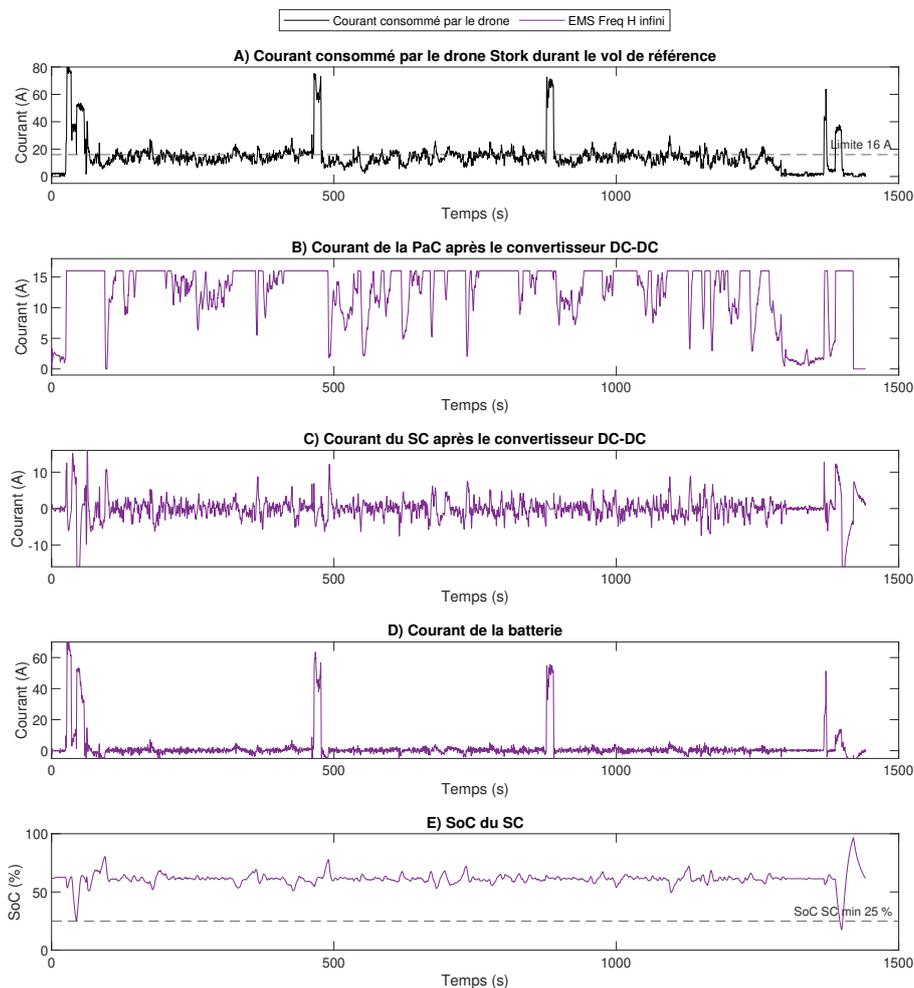


Figure 4.35: Résultats de la simulation en appliquant la stratégie H_∞

©Thomas Pavot

4.2.4.5 Comparaison de la stratégie H_∞ avec les stratégies fréquentielles fixe et adaptative

Bien que le réglage de la commande H_∞ mériterait davantage d'efforts, une comparaison entre les trois stratégies est possible en simulation sur le cycle de courant issu du vol réel du drone StorK. La figure 4.36 permet de superposer les trois stratégies. Les deux stratégies fréquentielles reprennent les mêmes paramètres déterminés par leur méthode de réglage : une fréquence de coupure fixe de 0.17 rad/s et un paramètre G d'une valeur de 7.75 pour la stratégie fréquentielle adaptative. Le résultat montre clairement que le courant de la PaC est moins lisse que pour les deux autres stratégies. Ce résultat est illustré par l'évolution du SoC qui est relativement constant autour de la valeur de référence (62.5 %), en ne variant qu'avec une faible amplitude.

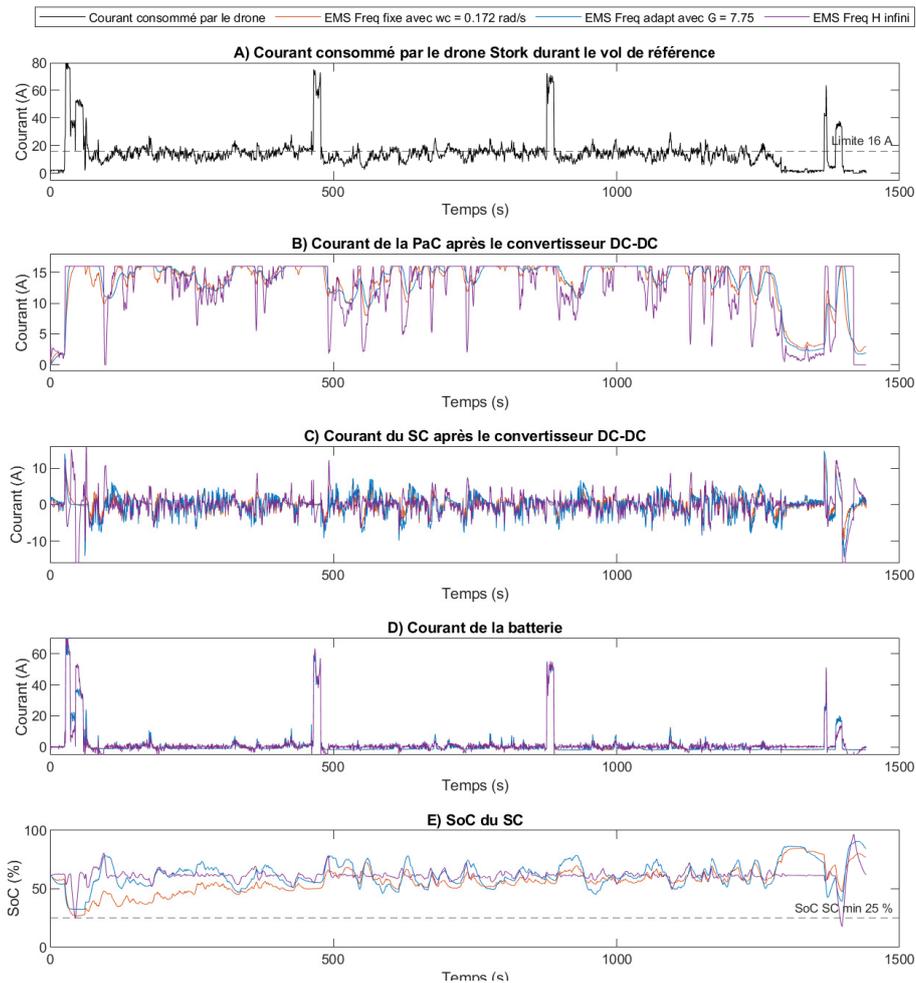
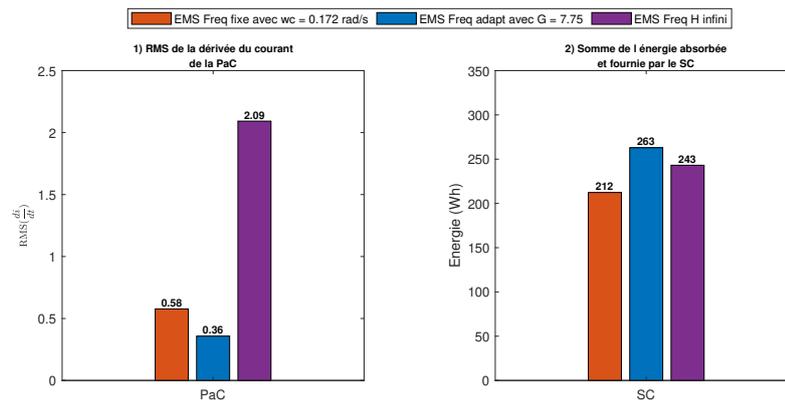


Figure 4.36: Résultats de la simulation pour les trois stratégies : fréquence fixe, fréquence adaptative et H_∞

La figure 4.37 permet de comparer les stratégies selon deux critères. Le premier concerne la moyenne quadratique des variations de courant demandées à la PaC et le second la somme de l'énergie transitant par le SC. Clairement, avec ce premier réglage, la stratégie H_∞ est inférieure aux deux autres en ne limitant pas autant les variations de courant de la PaC. Cependant, en termes d'énergie transitant dans le SC, la stratégie H_∞ se situe dans l'ordre de grandeur des deux autres (environ 250 Wh). Une part de l'explication provient de l'asservissement du SoC du SC qui est plus rapide dans la stratégie H_∞ , provoquant une utilisation plus importante de la PaC pour maintenir le SC à sa valeur de référence.

La simulation ne permet pas de montrer que ce réglage H_∞ apporte une amélioration qui vise à limiter les variations de courant de la PaC. Cependant, le réglage proposé n'est clairement pas abouti. Définir une méthode de réglage des pondérations en fonction d'un objectif sera l'étape suivante, permettant de montrer tout l'intérêt de la commande H_∞ pour



©Thomas Pavot

Figure 4.37: Indicateurs de performance pour comparer la stratégie de fréquence fixe, la stratégie de fréquence adaptative et la stratégie H_∞

ce type d'application.

4.3 Conclusion du chapitre 4

La structure de commande du système hybride du drone Stork, organisée en deux niveaux a été détaillé dans le chapitre 4.

- Une commande bas niveau : axée sur l'asservissement en courant des convertisseurs
- Une commande haut niveau : correspondant à l'algorithme de gestion d'énergie (EMS)

Après avoir effectué un état de l'art des différentes stratégies d'EMS, trois stratégies basées sur la méthode fréquentielle sont introduites : la stratégie à fréquence fixe, la stratégie à fréquence adaptative ainsi que la stratégie de commande H_∞ .

Les résultats des simulations et des essais sur le banc de test ont montré que la stratégie à fréquence adaptative se démarque par une meilleure gestion des variations de courant de la PaC, peu importe le cycle de courant présenté, augmentant ainsi sa durée de vie. Elle est particulièrement bien adaptée aux cycles de vol typiques des applications aéronautiques, avec des phases distinctes telles que le décollage et le vol de croisière, permettant une baisse de 45 % des variations de courant demandées à la PaC. La stratégie à fréquence adaptative comparée à la stratégie à fréquence fixe augmente l'utilisation du SC et n'exige pas d'équipement supplémentaire.

Enfin, la stratégie de commande H_∞ a également été testée, bien que le réglage ne soit pas optimal dans les simulations effectuées. Des ajustements futurs seront nécessaires pour exploiter pleinement le potentiel de cette méthode.

Conclusion générale et perspectives

Résumé de la thèse

Dans le cadre de cette thèse, une source hybride composée d'une pile à combustible (PaC), d'un supercondensateur (SC) et d'une batterie a été étudiée pour une application de drone de grande endurance. L'axe principal de cette thèse est porté autour des stratégies de gestion d'énergie (EMS) fréquentielles ayant pour objectif de limiter les variations de courant demandées à la PaC. Ainsi, tout au long du manuscrit, l'étude des différentes sources, de l'architecture d'hybridation et le développement des EMS ont été pensés dans un cadre aéronautique pour que le système soit embarquable dans le drone Stork développé à l'INSA Strasbourg.

Le premier chapitre examine les enjeux énergétiques, notamment dans le secteur du transport et plus particulièrement dans le transport aérien. Une des solutions pour la transition énergétique de l'aéronautique est d'utiliser l'hydrogène comme moyen de stockage d'énergie. Il s'agit de l'alternative écologique avec la meilleure densité énergétique (33 kWh/kg). Cependant les défis liés à l'intégration de l'hydrogène (notamment à cause de sa faible densité volumique) et à son utilisation en terme de sécurité sont des freins au développement de cette technologie. Ce chapitre propose ensuite un état de l'art des projets de recherche sur le développement ou l'utilisation de drones équipés de PaC. Le record d'autonomie en vol de 24 h avec de l'hydrogène stocké à l'état gazeux et de 48 h avec de l'hydrogène stocké à l'état liquide est détenu par le Ion Tiger développé par le Naval Research Laboratory aux USA de 2007 à 2013. La fin du chapitre se concentre sur le drone Stork conçu à l'INSA Strasbourg pour être propulsé avec une PaC associée à une batterie. Un de ses vols d'essai a servi de cycle de courant de référence utilisé tout au long du manuscrit. Les problématiques entre la PaC et la batterie observées sur le banc ont amené à repenser l'architecture d'hybridation du drone.

Le deuxième chapitre explore diverses architectures d'hybridation combinant PaC, batteries et SC, tout en tenant compte des contraintes de masse et de volume. Le choix d'ajouter un SC à l'hybridation est fait en fonction de sa forte dynamique et de sa forte densité de puissance. L'objectif est d'optimiser la gestion énergétique du drone pour prolonger la durée de vie de la PaC. Dans cette optique, l'architecture semi-active a été sélectionnée puisqu'elle permet de garder le contrôle sur le courant demandé à la PaC et au SC, tout en économisant un convertisseur.

La seconde partie du chapitre se concentre sur le fonctionnement de chacune des sources (PaC, batterie et SC). La PaC apparaît comme la source la plus fragile avec une dynamique lente de l'ordre de la seconde et une durée de vie courte de l'ordre de 4000 h. Un des facteurs de vieillissement identifié provient de la dynamique des cycles de courant appliqués à la PaC, provoquant une usure deux fois plus rapide [61]. La batterie est une source souvent utilisée en complément d'une PaC pour permettre de lancer le système et d'assurer les pics de puissance. La technologie de batterie LiPo, couramment employée dans le monde du modélisme et des drones, correspond à la technologie LCO (*Lithium Cobalt Oxide* $LiCoO_2$). Elle a une durée de vie relativement limitée (entre 500 et 1000 cycles de charges et décharges) notamment en fonction des conditions d'utilisation et de stockage. Le SC est une source d'énergie électrique capable de fournir une importante puissance instantanée sans subir d'usure importante. Sa forte dynamique et sa grande durée de vie (supérieure à 30000 h [43]) en font une source intéressante à associer avec la PaC. Ce chapitre explore les atouts et les inconvénients de chacune de ces sources montrant ainsi l'intérêt de l'hybridation.

Le troisième chapitre porte sur la modélisation des différentes sources d'énergie et des convertisseurs DC-DC utilisés dans le système hybride du drone. Les modèles utilisés sont des modèles électriques équivalents qui permettent d'obtenir une modélisation générale de l'architecture d'hybridation et des flux énergétiques suffisamment pertinents pour tester des stratégies de gestion d'énergie. Ce chapitre présente dans un second temps les choix de configuration en fonction des besoins énergétiques du drone Stork et notamment le choix des convertisseurs DC-DC qui sont ici limités à 500 W, correspondant ainsi à la puissance du vol de croisière du drone, afin de limiter la masse et le volume de la PaC, du SC et des convertisseurs. Le surplus de puissance lors des phases d'ascension sera alors assuré par la batterie. Enfin, la mise en place d'un banc de test pour valider les résultats des simulations est présentée.

Quant au quatrième chapitre, il se concentre sur le développement de la structure de commande du système hybride. Une commande bas-niveau permettant d'asservir en courant les convertisseurs DC-DC est d'abord présentée avant de développer un état de l'art des EMS servant de commande haut niveau au système.

L'étude de ce manuscrit porte sur trois EMS utilisant le principe de la stratégie fréquentielle, pour effectuer le partage de l'énergie entre les trois sources. Le principe est d'appliquer un filtre au signal du courant provenant de la charge afin d'en séparer la composante basses fréquences de la composante hautes fréquences. Ces composantes deviennent alors les consignes de courant pour chaque convertisseur. Cette stratégie permet de limiter les variations de courant demandées à la PaC en commandant le système pour que le convertisseur de la PaC ne reçoive que la composante basses fréquences. A l'inverse, le convertisseur du SC va recevoir la composante hautes fréquences, permettant de profiter de sa forte dynamique pour amortir toutes les variations de courant provenant de la charge. La batterie n'a qu'un rôle

auxiliaire apportant le surplus d'énergie lors de certaines phases de vol et venant suppléer le système en cas de panne d'une autre source.

La première EMS proposée est la stratégie fréquentielle fixe. Cette méthode est très classique dans la littérature. Le principe est d'appliquer une fréquence de coupure constante qui sépare les basses fréquences des hautes. Une méthode de réglage est proposée afin de trouver la meilleure fréquence de coupure pour exploiter au maximum l'énergie stockée dans le SC.

La deuxième EMS est la stratégie fréquentielle adaptative. Cette fois-ci, le principe est de faire varier la fréquence de coupure en fonction de l'état de charge (SoC) du SC avec deux relations exponentielles symétriques l'une de l'autre, dans le cas de la charge ou de la décharge. Le choix de la relation sélectionnée dépend du sens de variation du courant de consigne de la PaC. Une méthode de réglage est proposée pour déterminer les paramètres des équations, afin de minimiser les variations de courant demandées à la PaC.

La troisième EMS est la stratégie par commande H_∞ . À partir d'une modélisation linéaire des convertisseurs DC-DC et des trois sources, il est possible de définir un canal de performance sur lequel des pondérations vont être appliquées. L'inverse de ces pondérations donnent la possibilité de choisir des gabarits contraignant les transferts du canal de performances. La synthèse H_∞ déterminera un correcteur qui va commander le système en fonction des contraintes définies. L'objectif de ces pondérations est de reproduire le principe de la stratégie fréquentielle en définissant des bandes de fréquences affectées à chacune des sources, tout en intégrant la régulation des SoC du SC et de la batterie.

Les deux premières stratégies ont pu être expérimentées sur le banc de test avec leurs limites en puissance permettant une comparaison avec la simulation. Pour chaque stratégie, les résultats sont conformes à la simulation.

En simulation, les trois stratégies ont été testées avec des conditions initiales identiques. Le critère utilisé pour cette évaluation est la moyenne quadratique des variations de courant demandées à la PaC tout au long du cycle de vol. La stratégie basée sur la commande H_∞ s'est avérée la moins performante sur ce critère. Le réglage proposé manque de finesse et ne permet pas d'atteindre des performances comparables aux deux autres stratégies. Des améliorations seront certainement possibles avec davantage d'efforts.

La stratégie à fréquence adaptative se démarque par une réduction notable des variations de courant demandées à la PaC, quel que soit le cycle utilisé. Sur le cycle de vol de référence, elle permet une baisse de 38 % par rapport à la stratégie à fréquence fixe. Ce résultat est encore plus marqué sur un cycle typique de l'aéronautique, composé du décollage, du vol de croisière et de l'atterrissage, avec une réduction atteignant 45 %. Enfin, sur un cycle plus dynamique, comprenant plusieurs phases d'ascensions, de croisières et de descentes, une réduction de 28 % a également été observée.

Un premier indicateur permet d'illustrer l'impact du SC sur ce critère. Quel que soit le cycle de vol, la quantité d'énergie traversant le SC est plus élevée, démontrant ainsi son rôle d'amortisseur face aux variations de courant de la charge. Le second indicateur concerne la

fréquence de coupure moyenne appliquée dans la stratégie à fréquence adaptative, comparée à celle à fréquence fixe. Sur les différents cycles, une réduction de 35 % à 55 % est observée par rapport à la fréquence de coupure utilisée dans la stratégie à fréquence fixe.

La stratégie fréquentielle adaptative est donc la stratégie qui limite au mieux les variations de courant de la PaC, permettant ainsi de la faire fonctionner plus longtemps avec l'architecture d'hybridation proposée pour le drone Stork. Il n'est cependant pas encore possible d'évaluer le gain de temps d'utilisation gagné par cette stratégie. Une modélisation fine du vieillissement serait nécessaire, tenant compte de la dynamique comme critère d'usure et surtout d'avoir une validation expérimentale en faisant vieillir plusieurs PaC.

Originalité et principales contributions

Cette thèse propose plusieurs contributions dans le domaine de la gestion d'énergie (EMS) pour un drone de grande endurance fonctionnant avec une source hybride composée d'une PaC, d'un SC et d'une batterie.

L'une des principales innovations de cette thèse réside dans l'application d'une architecture hybride, combinant une PaC, un SC, et une batterie, pour un drone de grande endurance. Alors que les drones à hydrogène sont encore en phase d'expérimentation dans l'industrie aéronautique, cette recherche apporte une solution hybride efficace, capable de gérer les besoins énergétiques variables d'un drone durant des vols prolongés. Cette architecture permet d'exploiter les avantages de chaque composant : la haute densité énergétique de la PaC, la capacité du SC à gérer les pics de puissance, et le rôle auxiliaire de la batterie pour équilibrer le système et pallier les insuffisances énergétiques temporaires.

Afin de permettre une comparaison objective des différentes stratégies de gestion d'énergie, un cycle de courant de référence a été proposé. Ce cycle est basé sur un vol d'essai du drone Stork, conçu à l'INSA Strasbourg. Il prend en compte les différents moments clés du vol, notamment le décollage, le vol de croisière, et l'atterrissage. Ce cycle de référence a servi à tester et valider les performances des EMS dans des conditions réalistes, en comparant les stratégies en termes de réduction des variations de courant appliquées à la PaC.

Une contribution importante est le développement d'une stratégie de gestion d'énergie basée sur une approche fréquentielle fixe. Une attention particulière a été portée à la méthode de réglage de la fréquence de coupure, afin de maximiser l'exploitation de l'énergie stockée dans le SC tout en réduisant les variations de courant de la PaC. Cette approche, classique dans la littérature, a servi de base de comparaison pour évaluer l'efficacité des autres stratégies développées dans le cadre de cette recherche.

La contribution majeure de cette thèse est le développement d'une stratégie de gestion d'énergie fréquentielle adaptative [152]. Cette approche améliore la gestion des variations de courant demandées à la PaC en adaptant dynamiquement la fréquence de coupure en fonction du SoC du SC. Grâce à une méthode de réglage fine des paramètres de cette stratégie, les résultats obtenus montrent des réductions de variations de courant de l'ordre de 38 % à 45 %, selon les cycles de vol, par rapport à la stratégie à fréquence fixe. Cette innovation ouvre la voie à une amélioration de la durée de vie des PaC dans les systèmes hybrides.

Enfin, une autre contribution significative est l'élaboration d'une stratégie de gestion d'énergie basée sur la commande H_∞ . Cette approche, plus théorique, nécessite la linéarisation du modèle d'hybridation et permet de définir des contraintes de performances en passant par des pondérations. La synthèse H_∞ détermine ensuite un correcteur qui ajuste la distribution de l'énergie entre les sources en fonction de ces contraintes, tout en reproduisant le principe de séparation fréquentielle. Cette stratégie a été mise en œuvre pour tester une approche plus sophistiquée de la gestion d'énergie. Bien que ses performances aient été inférieures à celles de la stratégie fréquentielle adaptative dans les tests réalisés, elles offrent un cadre méthodologique solide pour des améliorations futures et présentent un fort potentiel, à condition d'être améliorées.

Ces contributions permettent d'approfondir la gestion d'énergie dans les systèmes hybrides, notamment pour des applications aéronautiques. La stratégie fréquentielle adaptative se distingue comme l'approche la plus prometteuse pour prolonger la durée de vie des PaC, tandis que la stratégie de commande H_∞ offre une perspective théorique intéressante pour le contrôle optimal des systèmes hybrides.

Perspectives de recherche

Les travaux réalisés au cours de cette thèse ouvrent des perspectives pour l'amélioration et la validation des EMS, ainsi que pour l'intégration complète du système hybride dans un drone de grande endurance.

La première étape consistera en l'intégration complète du système hybride (PaC, SC et batterie) dans le drone Stork afin de valider le fonctionnement de l'architecture d'hybridation et de ses EMS développés dans ce manuscrit. La concrétisation de cette étape permettra de mieux évaluer les performances des EMS et d'apporter d'éventuelles adaptations nécessaires pour répondre aux exigences d'un vol.

Une autre perspective concernera l'amélioration de la modélisation pour inclure le vieillissement des sources. La prise en compte de ce facteur, notamment pour la PaC et les batteries, permettra de mieux estimer la durabilité du système à long terme. En intégrant des modèles

de vieillissement précis, basés sur les variations de courant, les cycles de charge/décharge, et les températures de fonctionnement, il sera possible d'affiner les stratégies d'EMS de manière à prolonger la durée de vie des sources tout en maintenant des performances énergétiques optimales. Pour valider ces modèles de vieillissement, des essais prolongés seront nécessaires. Ces tests permettront de quantifier l'impact des différentes stratégies EMS sur le vieillissement de la PaC et des autres composants. En obtenant des données expérimentales fiables, il sera possible d'évaluer les bénéfices concrets en termes de durabilité et de performance.

Une autre perspective sera d'améliorer la stratégie fréquentielle adaptative, notamment concernant l'effet d'oscillation de la fréquence sélectionnée en fonction de la charge ou de la décharge du SC. Ce problème est visible sur la figure 4.15.F. En effet, lorsque le courant de la charge est constant, la stratégie est sensible au bruit de mesure pour déterminer le sens de variation du courant demandé à la PaC et ainsi le choix de l'équation appliquée. Une première solution sera de proposer un système de type trigger de Schmitt permettant de définir des seuils pour faire basculer la stratégie d'une solution à l'autre.

En intégrant ces perspectives, les travaux futurs permettront de perfectionner les stratégies développées et d'assurer leur viabilité pour une application concrète dans les drones mais aussi potentiellement pour d'autres applications.



Annexe A : Détermination de la puissance électrique nécessaire au vol du drone Stork

Sommaire

| | | |
|-------|---|-----|
| A.1 | Dimensionnement de tous les éléments mécaniques du drone Stork afin d'estimer la puissance électrique nécessaire au vol | 174 |
| A.1.1 | Cahier des charges initial | 174 |
| A.1.2 | Dimensionnement de l'aile | 175 |
| A.1.3 | Dimensionnement du stabilisateur | 176 |
| A.1.4 | Dimensionnement du fuselage | 178 |
| A.1.5 | Paramètres d'efficacité du profil NM32 | 179 |
| A.1.6 | Calage d'aile et de stabilisateur, calcul du centre de gravité | 180 |
| A.1.7 | Choix de l'angle d'incidence à partir des coefficients de portance et de traînée (C_z et C_x) | 182 |
| A.2 | Estimation de la puissance nécessaire au vol du drone Stork | 185 |
| A.2.1 | Puissance lors du vol en palier | 185 |
| A.2.2 | Puissance lors de la phase ascensionnelle | 188 |

Cette annexe est issue de mes travaux de projet de fin d'étude en 2017 lors du projet ELCOD (de 2017 à 2020) où l'objectif était de déterminer la puissance électrique nécessaire afin de sélectionner la PaC adaptée aux besoins du drones Stork

A.1 Dimensionnement de tous les éléments mécaniques du drone Stork afin d'estimer la puissance électrique nécessaire au vol

Cette première partie permet de comprendre le dimensionnement de tous les éléments mécaniques du drone Stork.

A.1.1 Cahier des charges initial

La première limite du cahier des charges à ne pas franchir est une masse totale maximale de 25 kg. Cette masse a été choisie en fonction des normes européennes sur les drone afin de limiter les contraintes en termes de sécurité et d'autorisation. Suite aux différentes réunions durant le projet ELCOD, il a été décidé que le drone devait être capable de voler jusqu'à une vitesse de 130 km/h.

En ce qui concerne le choix du profil de l'aile, l'intérêt s'est porté sur le profil NM32. Ce profil est utilisé par les grands planeurs de modèles réduits et une conception se rapprochant à ce type d'appareil est recherchée. Concernant le profil du stabilisateur, un profil symétrique a été retenu : le HD800.

Pour choisir les premières dimensions et suite à un état de l'art des drones d'endurance existants, le choix a été fait d'obtenir une charge alaire maximale de 150 g/dm² et un allongement d'aile de 14. Ces chiffres sont assez génériques. En regardant les documentations de drones de la même taille, il a été constaté que ces valeurs restent dans l'ordre de grandeur. Pour le stabilisateur, un allongement de 6 a été retenu (environ 50 % de celui de l'aile). Une forme d'aile proche d'une ellipse a été choisie pour des raisons de performance et d'esthétique.

Ces premières valeurs permettent d'obtenir un avion endurant et de fixer un point de départ pour la suite des calculs.

| Paramètre | Symbole | Valeur |
|---|-------------|--------|
| Masse / Mass (kg) | m | 25 |
| Allongement aile / Wing Aspect Ratio | λ_a | 14 |
| Charge alaire / Wing Loading (g/dm ²) | CH_a | 150 |
| Allongement stab / Stabilizer Aspect Ratio | λ_s | 6 |

Table A.1: Paramètres initiaux du drone

En s'appuyant sur ces premiers critères et en suivant les recommandations du livre de

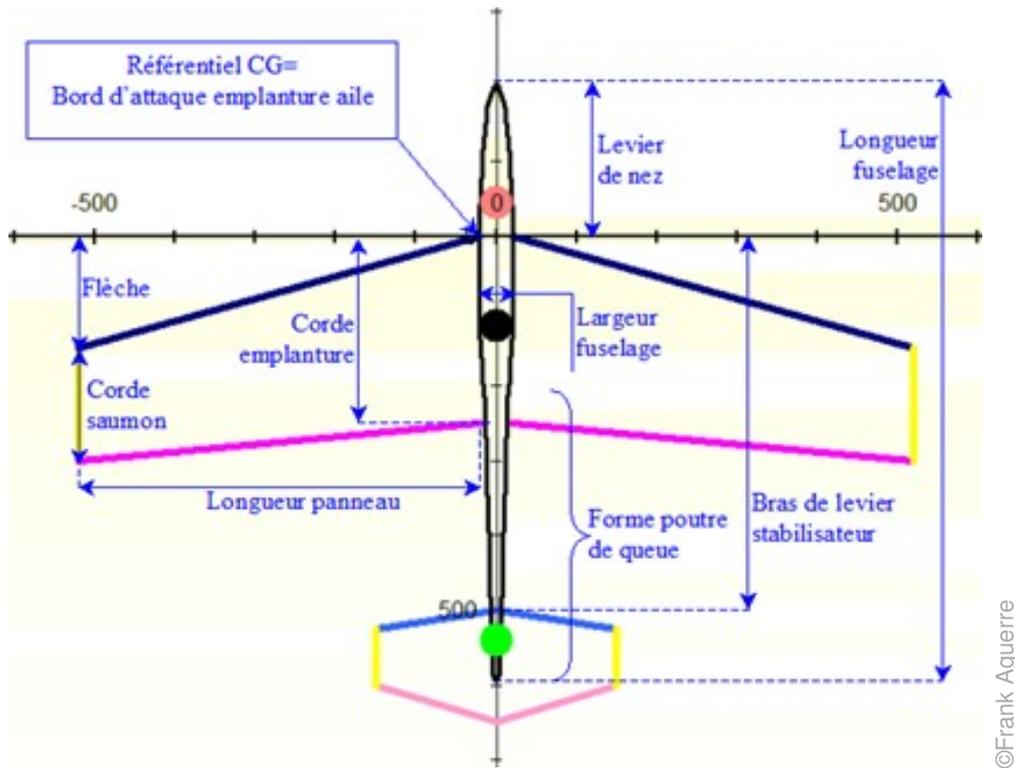


Figure A.1: Nomenclature des différents éléments de dimensionnement d'un avion

Franck AGUERRE [114], il est possible de dimensionner de nombreux paramètres afin d'obtenir une structure apte à voler dès le premier essai avec de bonnes performances.

Une pré-étude sera d'abord réalisée avec une aile de forme trapézoïdale, celle-ci nécessitant peu de modifications pour aboutir au design final de l'aile elliptique. La figure A.1 permet de rappeler la nomenclature des différents éléments du dimensionnement d'un drone.

A.1.2 Dimensionnement de l'aile

Premièrement, les différentes valeurs de l'aile sont paramétrées comme suit :

Calcul de la surface de l'aile (S_a) :

$$S_a = \frac{m \times 1000}{CH_a} = 166.67 \text{ dm}^2 \quad (\text{A.1})$$

Le facteur 1000 est utilisé pour convertir la masse en grammes.

Calcul de l'envergure (E_a) :

$$E_a = 100 \times \sqrt{S_a \times \lambda_a} = 4830.5 \text{ mm} \quad (\text{A.2})$$

Le facteur 100 est utilisé pour convertir les décimètres en millimètres.

Calcul des cordes d'emplanture (CE_a) et de saumon (CS_a) :

$$CS_a + CE_a = \frac{2 \times S_a}{E_a} = 690 \text{ mm} \quad (\text{A.3})$$

Un effilement (Eff_a) de 0.56 est choisi afin de limiter la traînée induite :

$$Eff_a = \frac{CE_a}{CS_a} \quad (\text{A.4})$$

Ce qui donne :

$$CS_a = 248 \text{ mm}, \quad CE_a = 440 \text{ mm} \quad (\text{A.5})$$

Calcul de la corde moyenne aérodynamique (CMA_a) :

$$CMA_a = \frac{2}{3} \times \frac{CE_a^2 + CE_a \times CS_a + CS_a^2}{CE_a + CS_a} = 352.9 \text{ mm} \quad (\text{A.6})$$

Calcul de la flèche du bord d'attaque à la corde moyenne ($FLcmax_a$) :

$$FLcmax_a = \frac{FL_a}{3} \times \frac{CE_a + 2 \times CS_a}{CE_a + CS_a} = 66.7 \text{ mm} \quad (\text{A.7})$$

Calcul de la distance entre le foyer de l'aile et le bord d'attaque à l'emplanture (XF_a) :

$$XF_a = FLcmax_a + 0.25 \times CMA_a = 154.9 \text{ mm} \quad (\text{A.8})$$

Récapitulatif des valeurs calculées

| Paramètre | Symbole | Valeur |
|--|------------|---------|
| Surface aile / Wing surface (dm ²) | S_a | 166.667 |
| Envergure / Wingspan (mm) | E_a | 4830.45 |
| Effilement | Eff_a | 0.564 |
| Corde emplanture aile / Root chord (mm) | CE_a | 440 |
| Corde saumon aile / Tip chord (mm) | CS_a | 248 |
| Corde moyenne aérodynamique / Root mean chord (mm) | CMA_a | 352.930 |
| Flèche BA C _{moy} / BA emp | $FLcmax_a$ | 66.663 |
| Distance foyer aile / bord d'attaque emplanture (mm) | XF_a | 154.895 |

Table A.2: Paramètres calculés pour l'aile

A.1.3 Dimensionnement du stabilisateur

Deuxièmement, le stabilisateur est paramétré comme suit :

Calcul de la surface du stabilisateur (S_s) :

$$S_s = 0.2 \times S_a = 33.3 \text{ dm}^2 \quad (\text{A.9})$$

Le choix du facteur de 20% par rapport à la surface de l'aile correspond à celui d'un avion (généralement compris entre 15% et 25%).

Détermination du volume du stabilisateur (V_s) : Pour obtenir le volume du stabilisateur, une table générique donnée par Franck AGUERRE est utilisée. En considérant un coefficient de moment du profil à portance nulle (C_{m0}) de -0.067 et un coefficient de portance de réglage (C_z) de 0.30 (valeur courante en modélisme), un volume de stabilisateur de 0.8 est obtenu :

$$V_s = 0.8 \quad (\text{A.10})$$

Calcul du bras de levier du stabilisateur (BL_s) :

$$BL_s = \frac{S_a}{S_s} \times CMA_a \times V_s = 1412.8 \text{ mm} \quad (\text{A.11})$$

Calcul de l'envergure du stabilisateur (E_s) :

$$E_s = 100 \times \sqrt{\lambda_s \times S_s} = 1414.2 \text{ mm} \quad (\text{A.12})$$

Le facteur 100 permet de convertir les décimètres en millimètres.

Calcul de la corde d'emplanture du stabilisateur (CE_s) :

$$CE_s = \frac{S_s \times 10000}{0.8 \times E_s} = 294.6 \text{ mm} \quad (\text{A.13})$$

Le facteur 10 000 permet de convertir les dm² en mm².

Calcul de la corde de saumon du stabilisateur (CS_s) :

$$CS_s = \frac{S_s \times 10000}{1.33 \times E_s} = 177.2 \text{ mm} \quad (\text{A.14})$$

Le facteur 10 000 permet de convertir les dm² en mm².

Calcul de l'effilement du stabilisateur (Eff_s) :

$$Eff_s = \frac{CS_s}{CE_s} = 0.6 \quad (\text{A.15})$$

Cet effilement est choisi afin de limiter la traînée induite additionnelle d'une aile trapézoïdale par rapport à une aile elliptique, permettant ainsi de se rapprocher au mieux de l'aile elliptique visée.

Récapitulatif des valeurs calculées

| Paramètre | Symbole | Valeur |
|--|---------|---------|
| Surface stabilisateur (dm ²) | S_s | 33.333 |
| Volume de stabilisateur | V_s | 0.8 |
| Bras de levier du stabilisateur (mm) | BL_s | 1412.8 |
| Envergure stabilisateur (mm) | E_s | 1414.21 |
| Corde emplanture stabilisateur / Root chord (mm) | CE_s | 294.628 |
| Corde saumon stabilisateur / Tip chord (mm) | CS_s | 177.220 |
| Effilement / Taper | Eff_s | 0.602 |

Table A.3: Paramètres calculés pour le stabilisateur

A.1.4 Dimensionnement du fuselage

Troisièmement, la dérive ainsi que le fuselage sont dimensionnés comme suit :

Calcul de la surface de la dérive (S_d) :

$$S_d = 0.6 \times S_s = 20 \text{ dm}^2 \quad (\text{A.16})$$

Le facteur 0.6 est choisi en fonction de la surface du stabilisateur, correspondant à environ la moitié de celle-ci.

Détermination des dimensions du fuselage : Les dimensions du fuselage sont définies en tenant compte des contraintes liées à l'intégration du moteur thermique *STIHL FS130* ainsi que de la pile à combustible *HES 1000 W*. Les valeurs retenues sont :

- **Largeur du fuselage :** $Lar_f = 200 \text{ mm}$
- **Longueur du fuselage :** $Lon_f = 2503 \text{ mm}$
- **Hauteur du fuselage :** $H_f = 250 \text{ mm}$

Ces dimensions peuvent être ajustées si une réduction de la longueur est nécessaire.

Choix du coefficient de forme du fuselage (k_{ff}) : Un coefficient de forme k_{ff} de 1.5 est adopté, représentant une valeur intermédiaire entre 1 (fuselage profilé) et 2 (fuselage présentant des angles vifs).

Calcul de la surface mouillée du fuselage (S_{mf}) :

$$S_{mf} = 0.65 \times \pi \times \frac{(Lar_f + H_f)}{2} \times Lon_f \times k_{ff} \times 0.0001 = 172.5 \text{ dm}^2 \quad (\text{A.17})$$

| Paramètre | Symbole | Valeur |
|---|------------|--------|
| Surface de la dérive (dm ²) | S_d | 20 |
| Largeur du fuselage (mm) | L_{ar_f} | 200 |
| Longueur du fuselage (mm) | L_{on_f} | 2503 |
| Hauteur du fuselage (mm) | H_f | 250 |
| Coefficient de forme du fuselage | k_{ff} | 1.5 |
| Surface mouillée du fuselage (dm ²) | S_{mf} | 172.5 |

Table A.4: Paramètres calculés pour la dérive et le fuselage

Récapitulatif des valeurs calculées

A.1.5 Paramètres d'efficacité du profil NM32

Quatrièmement, les paramètres d'efficacité ainsi que les caractéristiques du profil *NM32* issus de la simulation *XFOIL* (soufflerie numérique) sont obtenus sur la figure A.2.

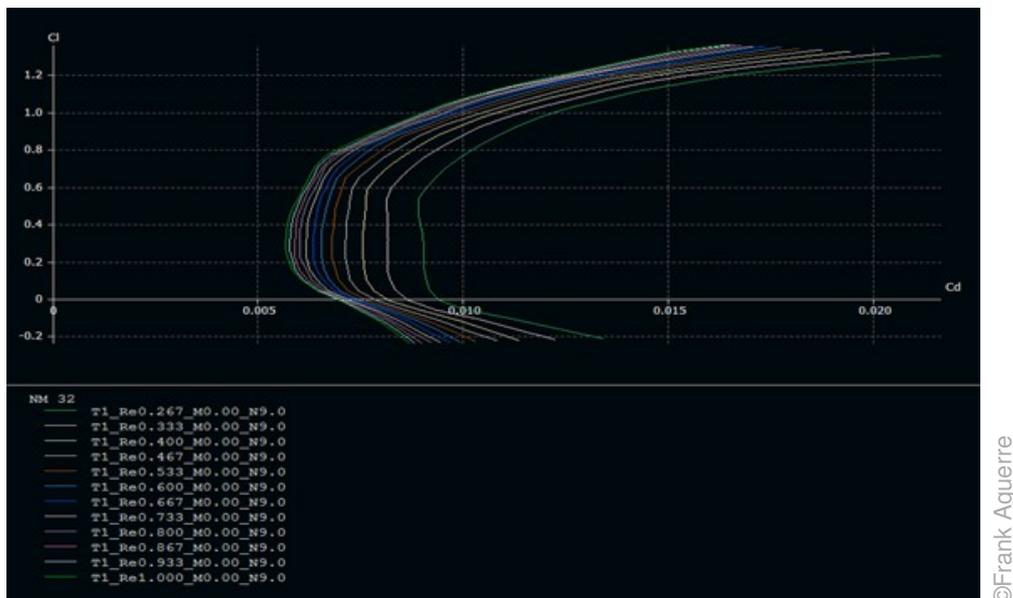


Figure A.2: Polaire du profil NM32 aux Reynolds correspondant de 40 km/h à 150 km/h avec une corde moyenne de 353 mm

Calcul du coefficient de déflexion (ϵ') :

$$\epsilon' = \frac{4}{2 + \lambda_a} = 0.25 \quad (\text{A.18})$$

Ce coefficient permet de calculer l'angle de déflexion (utile à la section suivante).

Calcul du coefficient d'efficacité propre de l'aile (A_a) :

$$A_a = \frac{\lambda_a}{2 + \lambda_a} = 0.875 \quad (\text{A.19})$$

Calcul du coefficient d'efficacité propre du stabilisateur (A_s) :

$$A_s = \frac{\lambda_s}{2 + \lambda_s} = 0.75 \quad (\text{A.20})$$

Ces deux derniers coefficients correspondent à l'efficacité de la portance de la voilure. Il est observé que plus l'allongement est élevé, plus le coefficient se rapproche de 1.

Caractéristiques du profil NM32 issues de XFOIL

| Paramètre | Symbole | Valeur |
|--|----------------|--------|
| Angle de portance nul (°) | α_0 | -2.9 |
| Coefficient de moment | C_{m0} | -0.067 |
| Marge statique (%) | ms | 0.05 |
| Coefficient d'Oswald aile (%) | e_{oa} | 0.95 |
| Coefficient d'Oswald stabilisateur (%) | e_{os} | 0.9 |
| Coefficient de déflexion | ε' | 0.25 |
| Coefficient d'efficacité aile | A_a | 0.875 |
| Coefficient d'efficacité stabilisateur | A_s | 0.75 |

Table A.5: Caractéristiques du profil NM32 obtenues par simulation XFOIL

Définitions des paramètres :

- α_0 correspond à l'angle d'incidence du profil à portance nulle.
- C_{m0} représente le coefficient de moment du profil à portance nulle.
- La marge statique (ms) est définie comme la distance entre le foyer global de l'avion et le centre de gravité (5% étant une valeur courante).
- Les coefficients e_{oa} et e_{os} sont les coefficients d'Oswald, représentant le rendement comparé à une aile elliptique de même allongement et de même surface.

A.1.6 Calage d'aile et de stabilisateur, calcul du centre de gravité

Cinquièmement, le calage approximatif de l'appareil doit être défini. Un C_z de réglage de 0.3 a déjà été choisi, ce choix étant classique pour de nombreux avions intermédiaires entre rapides et endurants.

Calcul du calage d'aile (α_{ka}) :

$$\alpha_{ka} = \frac{9.1 \times C_{z_{rglage}}}{A_a} + \alpha_0 = 0.22^\circ \quad (\text{A.21})$$

Calcul de la position du centre de gravité par rapport à la corde moyenne (%) (x_{CG}) :

$$x_{CG} = 0.225 + 0.37 \times V_s - m_s = 0.47\% \quad (\text{A.22})$$

Calcul du coefficient de portance du stabilisateur en tenant compte du volume de stabilisateur ($Cz_{srglage}$) :

$$Cz_{srglage} = \frac{Cz_{rglage} \times (x_{CG} - 0.25) + C_{m0}}{V_s} = -0.0013 \quad (\text{A.23})$$

Calcul de l'angle stabilisateur par rapport au flux d'air local (dévié par l'aile) en $^\circ$ (α_s) :

$$\alpha_s = \frac{9.1 \times Cz_{srglage}}{A_s} = -0.02^\circ \quad (\text{A.24})$$

Calcul de la déflexion de sillage local en $^\circ$ (α_{dfl}) :

$$\alpha_{dfl} = \varepsilon' \times \frac{9.1 \times Cz_{srglage}}{A_a} = 0.78^\circ \quad (\text{A.25})$$

À partir de ces deux angles, l'angle de calage du stabilisateur en $^\circ$ (α_{stab}) est obtenu :

$$\alpha_{stab} = \alpha_s + \alpha_{dfl} = 0.76^\circ \quad (\text{A.26})$$

Les deux angles de calage de l'aile et du stabilisateur sont pris par rapport à l'axe du fuselage.

Calcul du Vé longitudinal (V_{longi}) :

$$V_{longi} = \alpha_{ka} - \alpha_{stab} = -0.23^\circ \quad (\text{A.27})$$

Rappel des différentes valeurs :

| Paramètre | Symbole | Valeur |
|---|-----------------|---------|
| Cz choisi pour tendre à 90 km/h à 0° | Cz_{rglage} | 0.3 |
| Calage aile ($^\circ$) | α_{ka} | 0.220 |
| Centre de gravité par rapport à la corde moyenne (%) | x_{CG} | 0.47 |
| Cz de stab | $Cz_{srglage}$ | -0.0013 |
| Angle stabilisateur par rapport au flux d'air local ($^\circ$) | α_s | -0.02 |
| Angle de déflexion de sillage local ($^\circ$) | α_{dfl} | 0.780 |
| Angle d'incidence du stabilisateur par rapport à l'axe du fuselage ($^\circ$) | α_{stab} | 0.76 |
| Vé longitudinal ($^\circ$) | V_{longi} | -0.54 |

Table A.6: Valeurs des paramètres de calage de l'appareil

Définitions des paramètres :

- $C_{z_{rqlage}}$ correspond au coefficient de portance choisi pour tendre à 90 km/h à 0°.
- α_{ka} est l'angle de calage de l'aile.
- x_{CG} représente la position du centre de gravité par rapport à la corde moyenne en pourcentage.
- $C_{z_{s_{rqlage}}}$ est le coefficient de portance du stabilisateur ajusté en tenant compte du volume de stabilisateur.
- α_s est l'angle du stabilisateur par rapport au flux d'air local dévié par l'aile.
- α_{dfl} est l'angle de déflexion du sillage local.
- α_{stab} est l'angle de calage du stabilisateur par rapport à l'axe du fuselage.
- V_{longi} est l'angle longitudinal.

A.1.7 Choix de l'angle d'incidence à partir des coefficients de portance et de traînée (Cz et Cx)

Sixièmement, l'angle d'incidence du profil choisi par rapport au vent relatif doit être confirmé, ce qui permet de fixer l'aile sur le fuselage en tenant compte des effets des différentes traînées sur le drone.

La polaire au Reynolds de 600 100 sur la figure A.3, correspondant à l'aile dimensionnée précédemment pour une vitesse d'écoulement de l'air d'environ 90 km/h, a été examinée, en fonction du C_z et du C_x .

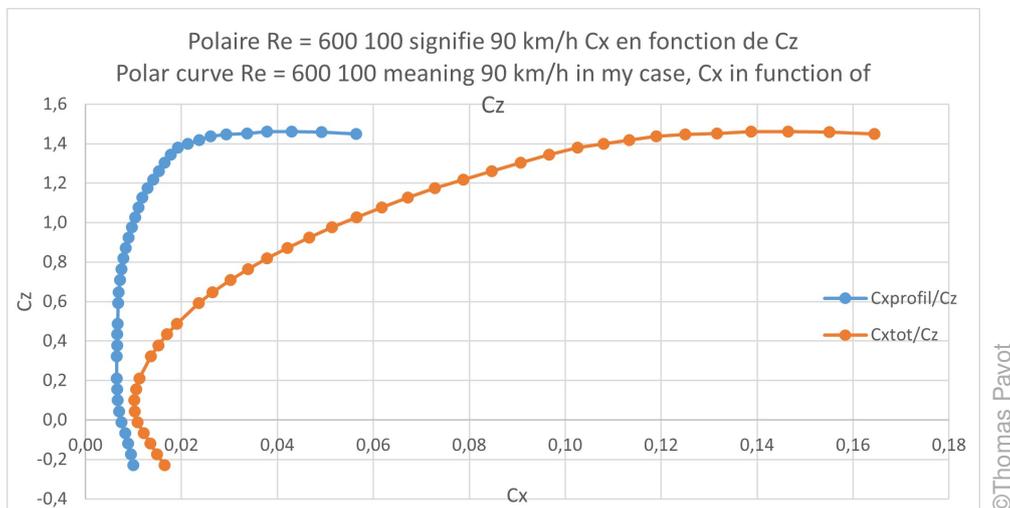


Figure A.3: Polaires pour un Reynolds de 600 100 de notre drone

La courbe bleue considère uniquement le profil de l'aile. Cette courbe provient uniquement des données XFOIL calculées à partir du logiciel XFLR5. En orange, le calcul de la traînée inclut le profil de l'aile ainsi que celui du fuselage, de la dérive et du stabilisateur.

Calcul de la traînée totale (C_{xtot}) :

$$C_{xtot} = 1.1 \times \left(C_x + C_{xia} + (C_x + C_{xis}) \times \frac{S_s}{S_a} + C_x \times \frac{S_d}{S_a} + (C_{xfsm} + C_{xfc}) \times \frac{S_{mf}}{S_a} \right) \quad (\text{A.28})$$

Dans ce calcul, la traînée provenant des accessoires (train d'atterrissage, etc.) n'est pas prise en compte. Tous les coefficients sont normalisés par rapport à la surface de l'aile. Le facteur 1.1 est ajouté pour légèrement surdimensionner les frottements. Le coefficient C_x correspond à la traînée du profil NM32, qui devra être modifié par la suite pour être remplacé par la traînée du HD800 pour le stabilisateur et la dérive.

Calcul des différentes traînées :

- La traînée induite de l'aile (C_{xia}) :

$$C_{xia} = \frac{C_z^2}{\pi \times \lambda_a \times e_{oa}} \quad (\text{A.29})$$

- La traînée induite du stabilisateur (C_{xis}) :

$$C_{xis} = \frac{C_z^2}{\pi \times \lambda_s \times e_{os}} \quad (\text{A.30})$$

- La traînée de surface mouillée pour le fuselage (C_{xfsm}) :

$$C_{xfsm} = \frac{0.074}{(68 \times L_{onf} \times Vitesse)^{1/5}} \quad (\text{A.31})$$

- La traînée de contournement sous incidence (C_{xfc}) :

$$C_{xfc} = 0.006 \times L_{arf}/H_f \times k_{ff} \times \left(\frac{9.1}{A_a} \times \left(C_z - \frac{0.11}{A_a \times (\alpha_{ka} - \alpha_0)} \right) \right)^2 \quad (\text{A.32})$$

En raison d'un résultats aberrant pour la traînée de contournement sous incidence (environ 10 fois supérieurs au résultat attendu), cette dernière a été négligée, et seule la traînée de surface mouillée a été considérée. De plus, Franck AGUERRE mentionne dans son livre que la formule elle-même n'est pas exacte : « Pour la traînée de contournement sous incidence, je vous propose une formulation empirique personnelle qui donne, au premier ordre, des résultats assez satisfaisants. »

Afin de confirmer l'ordre de grandeur du C_x total, une comparaison a été effectuée avec le logiciel PredimRC, paramétré avec les résultats précédents.

Il a été constaté que pour un C_z de 0.3, le C_{xtot} est largement inférieur à 0.1, plutôt proche de 0.01 ou 0.02. En revanche, avec nos calculs, une valeur de 0.1, voire supérieure, a été obtenue. En négligeant la traînée de contournement sous incidence, le résultat est compris

entre 0.01 et 0.02, ce qui montre une similitude avec le résultat obtenu sur PredimRC. Cela confirme le choix de ne pas tenir compte de cette dernière traînée.

Pour choisir le meilleur angle d'incidence, un compromis a été recherché entre la finesse maximale et la puissance minimale pour maintenir l'altitude tout en ayant une traînée faible.

Calcul de la finesse maximale :

$$\text{Finesse max} = \frac{C_z}{C_{xtot}} \quad (\text{A.33})$$

Calcul de la puissance minimale :

$$\text{Puissance minimale} = \frac{C_z}{\sqrt{C_{xtot}^3}} \quad (\text{A.34})$$

Tableau des coefficients de portance et de traînée en fonction de l'angle d'incidence

| Alpha | Cz | Cx | Cxia | Cxis | Cxtot | Finesse max | Puissance minimale |
|-------|--------|-------|-------|-------|-------|-------------|--------------------|
| -5 | -0.229 | 0.010 | 0.001 | 0.003 | 0.016 | -13.915 | -108.371 |
| -4.5 | -0.175 | 0.009 | 0.001 | 0.002 | 0.015 | -11.714 | -95.896 |
| -4 | -0.120 | 0.009 | 0.000 | 0.001 | 0.013 | -8.917 | -76.767 |
| -3.5 | -0.066 | 0.008 | 0.000 | 0.000 | 0.012 | -5.402 | -48.978 |
| -3 | -0.011 | 0.008 | 0.000 | 0.000 | 0.011 | -1.045 | -10.004 |
| -2.5 | 0.044 | 0.007 | 0.000 | 0.000 | 0.010 | 4.252 | 41.995 |
| -2 | 0.099 | 0.007 | 0.000 | 0.001 | 0.010 | 9.769 | 96.851 |
| -1.5 | 0.155 | 0.007 | 0.001 | 0.001 | 0.011 | 14.694 | 142.885 |
| -1 | 0.211 | 0.007 | 0.001 | 0.003 | 0.011 | 18.739 | 176.430 |
| 0 | 0.323 | 0.007 | 0.002 | 0.006 | 0.014 | 23.707 | 203.101 |
| 0.5 | 0.379 | 0.007 | 0.003 | 0.008 | 0.015 | 24.952 | 202.594 |
| 1 | 0.434 | 0.007 | 0.005 | 0.011 | 0.017 | 25.486 | 195.344 |
| 1.5 | 0.488 | 0.007 | 0.006 | 0.014 | 0.019 | 25.627 | 185.672 |
| 2.5 | 0.591 | 0.007 | 0.008 | 0.021 | 0.024 | 25.013 | 162.707 |
| 3 | 0.647 | 0.007 | 0.010 | 0.025 | 0.026 | 24.409 | 149.984 |
| 3.5 | 0.708 | 0.007 | 0.012 | 0.030 | 0.030 | 23.466 | 135.059 |
| 4 | 0.764 | 0.008 | 0.014 | 0.034 | 0.034 | 22.556 | 122.552 |
| 4.5 | 0.819 | 0.008 | 0.016 | 0.040 | 0.038 | 21.664 | 111.401 |
| 5 | 0.872 | 0.008 | 0.018 | 0.045 | 0.042 | 20.730 | 101.060 |

Table A.7: Tableau des coefficients de portance et de traînée en fonction de l'angle d'incidence du profil par rapport au vent relatif à 90 km/h.

En rouge, la meilleure valeur parmi les deux ratios est indiquée. Sur cette base, un angle d'incidence de 0,5° est retenu comme le meilleur compromis. Il permet de limiter la traînée tout en maintenant une bonne finesse, assurant ainsi un comportement intermédiaire entre celui d'un planeur et d'un avion. À des angles d'incidence plus élevés, les frottements

augmentent considérablement, entraînant une surconsommation d'énergie. Ce choix optimise donc l'efficacité énergétique, permettant un vol à 90 km/h avec une consommation réduite.

A.2 Estimation de la puissance nécessaire au vol du drone Stork

À partir des calculs théoriques, il est possible d'estimer les besoins énergétiques nécessaires à l'alimentation du moteur. Tout d'abord, la puissance requise pour maintenir un vol en palier doit être évaluée. Ensuite, celle nécessaire lors de la phase d'ascension sera déterminée.

A.2.1 Puissance lors du vol en palier

Pour estimer la puissance requise en vol palier, c'est-à-dire à altitude constante, un fichier Excel a été créé intégrant toutes les formules précédentes. Il permet ainsi d'estimer la puissance consommée en fonction de divers paramètres d'entrée.

Ces paramètres incluent l'ensemble des données calculées précédemment, ainsi que les résultats des simulations de profil XFOIL pour le NM32 avec différents volets à un angle d'incidence de 0.5° . Ces informations ont permis d'évaluer la traînée totale, en prenant en compte le fuselage, le stabilisateur et la dérive, à l'aide des formules précédemment établies.

Une fois tous ces paramètres structuraux saisis dans le fichier Excel, il est possible d'y entrer les conditions de vol à respecter, telles que la température, l'altitude et la vitesse cible.

Enfin, pour obtenir un ordre de grandeur de la puissance requise, la courbe présentée sur la figure A.4, dans l'onglet motorisation de Predim RC, a été analysée.

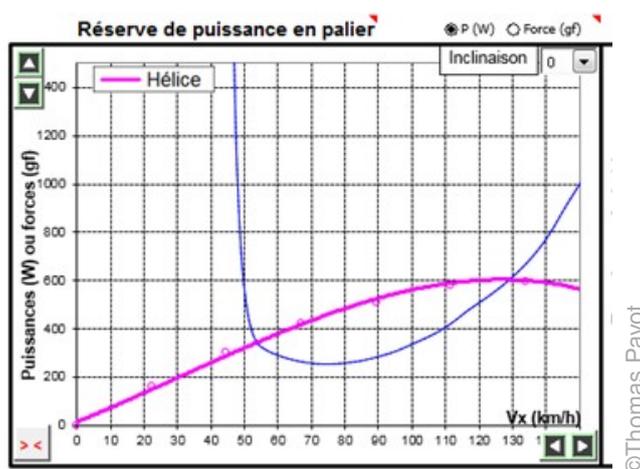


Figure A.4: Puissance aérodynamique en palier de notre drone selon PredimRC en bleu

Il est important de noter que la puissance requise doit être supérieure à la courbe bleue. Concrètement, cela signifie qu'à 50 km/h, au moins 500 W sont nécessaires pour assurer

la sustentation, tandis qu'à 90 km/h, environ 300 W suffisent, et à 110 km/h, environ 400 W. Toutefois, ces valeurs correspondent à un vol à altitude constante.

L'angle d'incidence α est choisi de manière à garantir un coefficient de portance (C_z) positif. Dans notre cas, cet angle est fixe, et seuls les volets pourront être ajustés pour augmenter le C_z , ce qui limite les performances à basse vitesse. Il sera donc indispensable d'atteindre rapidement une vitesse de 55 km/h avec un volet réglé à 10° pour permettre le décollage.

Enfin, la courbe rose, présente à titre indicatif, ne doit pas être prise en compte dans l'analyse.

Pour calculer la puissance, les résultantes aérodynamiques R_x (la traînée) et R_z (la portance) doivent être obtenues en N.

$$R_x = \frac{1}{2} \rho S_a C_{x_{tot}} V^2$$

$$R_z = \frac{1}{2} \rho S_a C_{z_\alpha} V^2$$

Avec :

- ρ : masse volumique de l'air en kg/m^3
- S_a : surface d'aile en m^2
- V : vitesse en m/s
- $C_{x_{tot}}$: coefficient de traînée
- C_{z_α} : coefficient de portance

Une fois que ces résultantes aérodynamiques ont été obtenues, il suffit de calculer la force de traction :

$$T = R_x + mg \sin(\gamma)$$

Avec :

- m : masse du drone en kg
- g : intensité de la pesanteur
- γ : angle de montée de l'avion. Ici, comme nous sommes en vol en palier, l'angle est de 0° .

Enfin, pour calculer la puissance nécessaire au vol :

$$P_n = T \cdot V$$

La figure A.5 illustre la puissance nécessaire, en W, pour assurer la sustentation en fonction

de la vitesse en km/h. Les valeurs commencent à 60 km/h, car en dessous de cette vitesse, le drone risque de décrocher.

Ces calculs ont été réalisés pour une altitude de 150 m et une température de 20°C. Cette altitude a été choisie en raison de la réglementation française, qui autorise le vol jusqu'à cette hauteur sans nécessiter d'autorisation spécifique.

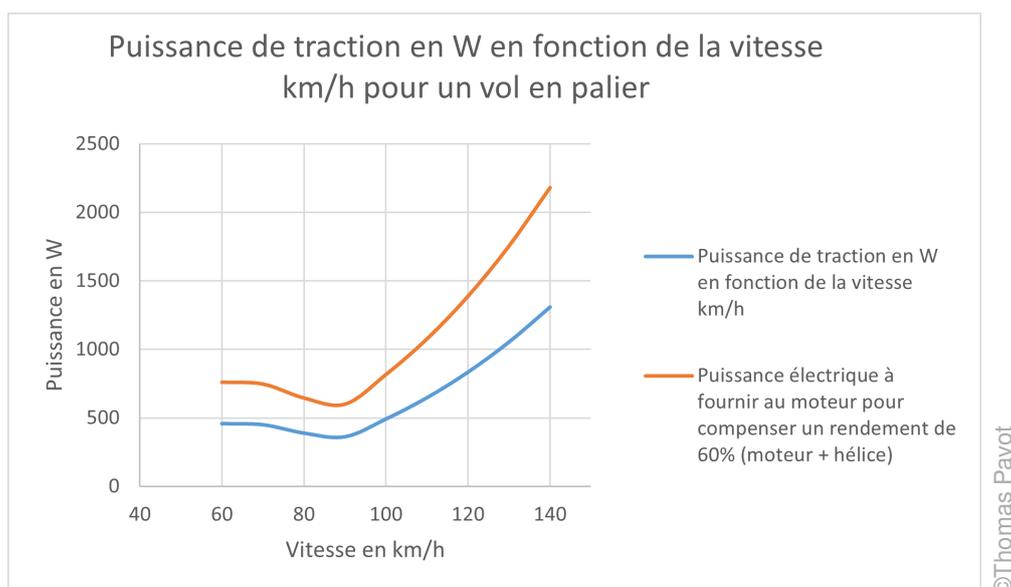


Figure A.5: Courbes de la puissance de traction nécessaire à notre drone avec une incidence de 5°

À partir de 90 km/h, la puissance semble augmenter de manière linéaire par rapport à la vitesse. En dessous de 90 km/h, le drone a besoin de volets pour assurer sa sustentation :

- À 60 km/h, 8° de volet sont nécessaires.
- À 70 km/h, 5° de volet sont nécessaires.
- À 80 km/h, 3° de volet sont nécessaires.
- Pour des vitesses au-dessus de 90 km/h, aucun volet n'est nécessaire.

L'ajout de volets augmente les frottements engendrés par la traînée, entraînant un besoin supplémentaire de puissance compris entre 600 et 700 W. Il est observé que la courbe bleue se rapproche de celle de PredimRC en termes d'ordre de grandeur et de forme.

Pour affiner l'estimation de la puissance requise, un rendement de 60 % a été pris en compte pour le moteur et l'hélice, ce qui correspond à la courbe orange. Cette marge de sécurité permet de garantir un fonctionnement optimal.

On remarque qu'en vol en palier, à une vitesse inférieure à 100 km/h, la puissance maximale nécessaire ne dépasse pas 800 W. Cependant, si une vitesse plus élevée est recherchée, la consommation d'énergie augmente. Par exemple, à 118 km/h, la puissance requise atteint 1000 W.

En conclusion, le graphique indique qu'il n'est pas particulièrement avantageux de dépasser 100 km/h. Ainsi, une puissance de référence de 800 W peut être retenue, avec un point optimal à 600 W pour un vol à 90 km/h. Cela servira de base pour le choix de la pile à combustible, qui devra être capable de fournir cette puissance en continu. Il est désormais possible de déterminer les besoins en puissance pour la phase ascensionnelle.

A.2.2 Puissance lors de la phase ascensionnelle

Pour la phase de montée, les mêmes formules que celles utilisées pour le vol en palier sont reprises, en y ajoutant l'angle de montée.

L'équation précédente est ainsi utilisée :

$$P_n = (R_x + mg \sin(\gamma))V$$

La figure A.6 représente les puissances nécessaires en W en fonction de la vitesse horizontale en km/h, à différents angles de montée et différents volets. Pour des raisons de lisibilité, le nombre de courbes a été limité à 10 :

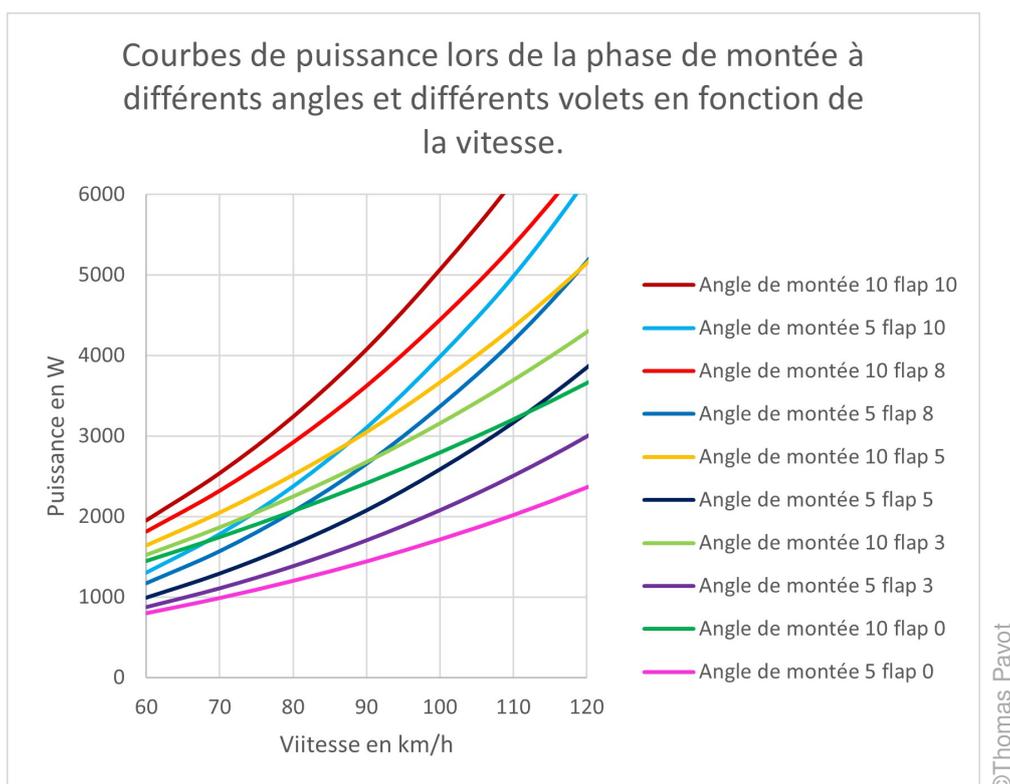


Figure A.6: Courbes des puissances de traction en phase ascensionnelle pour le profil NM32 avec un volet positionné à 70 % du profil

Il est observé que la puissance requise entre 60 et 80 km/h est généralement inférieure ou égale à 2000 W. Bien entendu, selon la vitesse du drone, il est possible de basculer d'une courbe

à l'autre en fonction de la puissance disponible. Toutes ces courbes permettent d'atteindre une vitesse ascensionnelle supérieure à 2 m/s.

Conclusion

En conclusion, il a été établi que le drone nécessitera un minimum de 600 W en continu et devra être capable de fournir jusqu'à 2000 W lors de la phase de montée ou en cas d'urgence. Il est donc essentiel de choisir une pile à combustible répondant à ces exigences.

Les premiers vols du drone Stork ont confirmé la pertinence de ce dimensionnement. Toutefois, le coefficient prenant en compte le rendement du groupe motopropulseur s'est révélé légèrement surestimé. En effet, en vol de croisière à 90 km/h, la puissance requise est d'environ 500 W pour maintenir cette vitesse.

Bibliographie

Liste des Travaux

Articles de conférences internationales

- **T. Pavot**, R. Kiefer, T. Mesbahi and E. Laroche, "Adaptive frequency control strategy for the propulsion management of a long-endurance drone using hybrid power sources" International micro air vehicle conference (IMAV) 2023, Aachen, Germany, septembre 2023
- Y. Ghoulam, L. Mamouri, **T. Pavot**, T. Mesbahi, S. Durand, R. Kiefer, C. Lallement, E. Laroche, "Energy Management Strategy with Adaptive Cut-off Frequency for Hybrid Energy Storage System in Electric Vehicles" IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC 2022), Merced California, United States, novembre 2022
- M. Lefebvre, **T. Pavot**, R. Kiefer, M. Vedrines, N. Bahlouli, "Recyclable bio-based composite flax/elium for uav applications" International micro air vehicle conference (IMAV) 2022, Delft, Netherlands, septembre 2022
- **T. Pavot**, M. Lefebvre, R. Kiefer, T. Mesbahi, E. Laroche, "Frequency based strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle" International micro air vehicle conference (IMAV) 2022, Delft, Netherlands, septembre 2022
- A. Dos Santos Paulino, A. Murie, **T. Pavot**, M. Lefebvre, R. Kiefer, E. Laroche, S. Durand, "Experimental versus computational determination of the dynamical model of a glider" International micro air vehicle conference (IMAV) 2019, Madrid, Spain, octobre 2019

Articles de conférences nationales

- **T. Pavot**, R. Kiefer, T. Mesbahi and E. Laroche, "Stratégie fréquentielle adaptative pour une alimentation hybride à base de pile à combustible, supercondensateurs et batteries pour un drone de grande endurance" Conférence de Génie Electrique francophone, SGE 2023, Lille, France, page 5, SGE (Eds.), juillet 2023.

Références

- [1] R. Mezzi, N. Yousfi-Steiner, M. C. Péra, D. Hissel, and L. Larger, “An Echo State Network for fuel cell lifetime prediction under a dynamic micro-cogeneration load profile,” *Applied Energy*, vol. 283, no. November 2020, 2021.
- [2] Z. Hua, Z. Zheng, E. Pahon, M. C. Péra, and F. Gao, “A review on lifetime prediction of proton exchange membrane fuel cells system,” *Journal of Power Sources*, vol. 529, no. January, 2022.
- [3] T. Benjamin, R. Borup, G. Garland, *et al.*, “Fuel Cell Technical Team Roadmap Hydrogen Storage Technologies Roadmap,” US Drive, Tech. Rep. June, 2017, pp. 4–8.
- [4] H. Lee and J. Romero, “Climate change 2023: synthesis report. contribution of working groups i, ii and iii to the sixth assessment report of the intergovernmental panel on climate change,” IPCC, Tech. Rep., 2023.
- [5] “How have the world’s energy sources changed over the last two centuries ?” (2021), [Online]. Available: <https://ourworldindata.org/global-energy-200-years>.
- [6] “World energy outlook 2023,” IEA International Energy Agency, Tech. Rep., 2023. [Online]. Available: www.iea.org/terms.
- [7] “Chiffres clés du climat l’édition 2022 : France, Europe et Monde,” *Ministère de la transition écologique*, 2022.
- [8] “European environment agency 2022,” EEA European Environment Agency, Tech. Rep., 2022. [Online]. Available: <https://www.europarl.europa.eu/topics/en/article/20190313ST031218/co2-emissions-from-cars-facts-and-figures-infographics>.
- [9] A. Arias, C. E. Nika, V. Vasilaki, G. Feijoo, M. T. Moreira, and E. Katsou, *Assessing the future prospects of emerging technologies for shipping and aviation biofuels: a critical review*, Jun. 2024.
- [10] “Global electric car stock, 2013-2023,” IEA International Energy Agency, Tech. Rep., 2024. [Online]. Available: <https://www.iea.org/reports/global-ev-outlook-2024/trends-in-electric-cars>.
- [11] S. Orangi, N. Manjong, D. P. Clos, L. Usai, O. S. Burheim, and A. H. Strømman, “Historical and prospective lithium-ion battery cost trajectories from a bottom-up production modeling perspective,” *Journal of Energy Storage*, vol. 76, Jan. 2024.
- [12] Y. Huo, “Optimisation du trafic aérien à l’arrivée dans la zone terminale et dans l’espace aérien étendu,” Ph.D. dissertation, Université de Toulouse, 2022.

- [13] S. Delbecq, N. Gourdain, and H. Mugnier, "Aviation and climate," ISAE SUPAERO, Tech. Rep., 2021. [Online]. Available: www.stac.aviation-civile.gouv.fr.
- [14] A. R. Gnadt, R. L. Speth, J. S. Sabnis, and S. R. Barrett, "Technical and environmental assessment of all-electric 180-passenger commercial aircraft," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 105, no. July 2018, pp. 1–30, 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.11.002>.
- [15] "The future of hydrogen," IEA International Energy Agency, Tech. Rep., 2019. [Online]. Available: <https://www.iea.org/reports/the-future-of-hydrogen>.
- [16] F. FUSALBA and J. ORIOL, *L'électrification des aéronefs*, 2018.
- [17] S. Behdad, N. Gholamhassan, and Y. Talal, "A review of hydrogen as a fuel in internal combustion engines," *Energies*, vol. 16, 6 2021.
- [18] K. Wróbel, J. Wróbel, W. Tokarz, J. Lach, K. Podsadni, and A. Czerwiński, "Hydrogen Internal Combustion Engine Vehicles: A Review," *Energies*, vol. 15, no. 23, pp. 1–13, 2022.
- [19] Y. Qiu, T. Zeng, C. Zhang, *et al.*, "Progress and challenges in multi-stack fuel cell system for high power applications: architecture and energy management," *Green Energy and Intelligent Transportation*, vol. 2, 2 Apr. 2023.
- [20] E. J. Adler and J. R. Martins, "Hydrogen-powered aircraft: Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 141, p. 100 922, 2023.
- [21] Z. Stepien, "A comprehensive overview of hydrogen-fueled internal combustion engines: Achievements and future challenges," *Energies*, vol. 14, no. 20, 2021.
- [22] R. Mezzi, "Contrôle tolérant au vieillissement dans des systèmes pile à combustible pemfc," Ph.D. dissertation, Université de Franche-Comte, 2019.
- [23] R. Sadoun, "Intérêt d'une source d'énergie électrique hybride pour véhicule électrique urbain – dimensionnement et tests de cyclage," Ph.D. dissertation, Ecole Centrale de Lille, 2014.
- [24] T. Mesbahi, "Influence des stratégies de gestion d'une source hybride de véhicule électrique sur son dimensionnement et sa durée de vie par intégration d'un modèle multi-physique," Ph.D. dissertation, Ecole Central de Lille, 2017.
- [25] Renault, "Document d'enregistrement universel 2021 Renault Group," *Autorité des Marchés Financiers*, p. 586, 2022.
- [26] L. Guo, P. Hu, and H. Wei, "Development of supercapacitor hybrid electric vehicle," *Journal of Energy Storage*, vol. 65, no. March, p. 107 269, 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.est.2023.107269>.
- [27] M. Wiczorek, M. Lewandowski, and W. Jefimowski, "Cost comparison of different configurations of a hybrid energy storage system with battery-only and supercapacitor-only storage in an electric city bus," *Bulletin of the Polish Academy of Sciences: Technical Sciences*, vol. 67, no. 6, pp. 1095–1106, 2019.

- [28] K. Swider-Lyons, R. Stroman, G. Page, J. Mackrell, J. Rodgers, and M. Schuette, "The Ion Tiger Fuel Cell Unmanned Air Vehicle," *44th Power Sources Conference*, no. January, pp. 561–563, 2010. [Online]. Available: https://www.researchgate.net/publication/264543084_The_Ion_Tiger_Fuel_Cell_Unmanned_Air_Vehicle.
- [29] K. Swider-Lyons, J. Mackrell, J. Rodgers, G. Page, M. Schuette, and R. Stroman, "Hydrogen fuel cell propulsion for long endurance small UAVs," *AIAA Centennial of Naval Aviation Forum "100 Years of Achievement and Progress"*, no. September, 2011.
- [30] R. O. Stroman, M. W. Schuette, K. Swider-Lyons, J. A. Rodgers, and D. J. Edwards, "Liquid hydrogen fuel system design and demonstration in a small long endurance air vehicle," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 39, no. 21, pp. 11 279–11 290, 2014. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.05.065>.
- [31] M. N. Boukoberine, Z. Zhou, and M. Benbouzid, *A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: solutions, strategies, and prospects*, Dec. 2019.
- [32] J. Apeland, D. Pavlou, and T. Hemmingsen, *State-of-technology and barriers for adoption of fuel cell powered multirotor drones*, 2020.
- [33] A. Gong and D. Verstraete, "Flight Test of a Fuel-Cell / Battery / Supercapacitor Triple Hybrid," *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, pp. 1–10, 2018.
- [34] C. D. Wagter, B. Remes, E. Smeur, *et al.*, "The nederdrone: a hybrid lift, hybrid energy hydrogen uav," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 46, pp. 16 003–16 018, 29 Apr. 2021.
- [35] C. De Wagter, B. Remes, R. Ruisink, F. Van Tienen, and E. Van Der Horst, "Design and Testing of a Vertical Take-Off and Landing UAV Optimized for Carrying a Hydrogen Fuel Cell with a Pressure Tank," *Unmanned Systems*, vol. 8, no. 4, pp. 279–285, 2020.
- [36] C. Andrikopoulou, S. L. Calvé, C. Sutter, *et al.*, *Development of an air-quality sensors monitoring system for integration inside a drone*. [Online]. Available: <https://hal.science/hal-02398507>.
- [37] M. Lefebvre, R. Kiefer, M. Vedrines, and H. Chibane, *Carbon fibre/pvc foam sandwich composite modelization for mavs & long range drones structures*, 2018. [Online]. Available: <https://www.facebook.com/equipecigogne/>;
- [38] M. Lefebvre, "Sur une approche multi-échelle de l'influence de la vitesse sur le comportement mécanique d'un composite biosourcé lin/elium," Ph.D. dissertation, Université de Strasbourg, 2022. [Online]. Available: <https://theses.hal.science/tel-04085678>.
- [39] T. Pavot, "Rapport de projet de fin d'études : dimensionnement d'une pile à combustible pour un drone de grande endurance," *INSA Strasbourg*, p. 42, 2015.
- [40] A. E. Scholz, D. Trifonov, and M. Hornung, "Environmental life cycle assessment and operating cost analysis of a conceptual battery hybrid-electric transport aircraft," *CEAS*

- Aeronautical Journal*, vol. 13, no. 1, pp. 215–235, 2022. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00556-0>.
- [41] R. ABDELHEDI, “Optimisation d’un système de stockage hybride de l’énergie électrique avec batterie et supercondensateurs pour véhicule électrique,” Ph.D. dissertation, Université de Lyon, 2018.
- [42] T. Donato, “Simulation approaches and validation issues for open-cathode fuel cell systems in manned and unmanned aerial vehicles,” *Energies*, vol. 17, 4 2024.
- [43] W. Raza, F. Ali, N. Raza, *et al.*, *Recent advancements in supercapacitor technology*, 2018.
- [44] N. E. Ghossein, “Étude et modélisation du fonctionnement et du vieillissement des “lithium-ion capacitors” (lic),” Ph.D. dissertation, Université de Lyon, 2019.
- [45] T. Paul, “Dimensionnement et gestion intelligente d’un système de stockage d’énergie hybride pour un chariot élévateur dans l’industrie 4.0,” Ph.D. dissertation, Université de Strasbourg, 2022.
- [46] B. Wang, D. Zhao, W. Li, *et al.*, “Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 116, no. May, 2020.
- [47] B. Morin, “Hybridation d’une pile à combustible par des supercondensateurs : vers une solution passive et directe,” Ph.D. dissertation, Université de Toulouse, 2023.
- [48] A. Gong, R. MacNeill, D. Verstraete, and J. L. Palmer, “Analysis of a fuel-cell/battery/supercapacitor hybrid propulsion system for a uav using a hardware-in-the-loop flight simulator,” *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium, EATS 2018*, 2018, Simulation HWIL d’un UAV avec pile/batt/supercapa.
- [49] H. Rezk, A. M. Nassef, M. A. Abdelkareem, A. H. Alami, and A. Fathy, “Comparison among various energy management strategies for reducing hydrogen consumption in a hybrid fuel cell/supercapacitor/battery system,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 46, no. 8, pp. 6110–6126, 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.11.195>.
- [50] V. S. Bagotsky, *Fuel cells*, "<https://knowledge.electrochem.org/encycl/art-f03-fuel-cells.htm>", 2009.
- [51] S. Abbou, “Phénomènes locaux instationnaires dans les piles à combustible à membrane (pemfc) fonctionnant en mode bouché (dead-end),” Ph.D. dissertation, Université de Lorraine, 2015. [Online]. Available: <http://www.theses.fr/2015LORR0208>.
- [52] T. Gaumont, G. Maranzana, O. Lottin, *et al.*, “Measurement of protonic resistance of catalyst layers as a tool for degradation monitoring,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 42, no. 3, pp. 1800–1812, 2017.
- [53] T. Gaumont, “Résistance protonique d’électrodes de piles à combustible à membrane (pemfc) : effets de l’humidité et des dégradations,” Ph.D. dissertation, Université de Lorraine, 2017.

- [54] F. Gao, B. Blunier, and A. Miraoui, *Proton exchange membrane fuel cell modeling*. ISTE, 2012, p. 239.
- [55] A. Lamibrac, “Etude des dégradations dans les piles à combustible pemfc pendant les phases de démarrage/arrêt,” Ph.D. dissertation, Université de Lorraine, 2013.
- [56] T. Zhang, P. Wang, H. Chen, and P. Pei, “A review of automotive proton exchange membrane fuel cell degradation under start-stop operating condition,” *Applied Energy*, vol. 223, no. May, pp. 249–262, 2018. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2018.04.049>.
- [57] B. Randrianarizafy, P. Schott, M. Gerard, and Y. Bultel, “Modelling carbon Corrosion during a PEMFC startup: Simulation of mitigation strategies,” *Energies*, vol. 13, no. 9, pp. 10–16, 2020.
- [58] A. Jacome, “Estimation précise et robuste de l’état de vieillissement de piles pemfc par observateurs bayésiens dans le cadre d’une approche basée modèle,” Ph.D. dissertation, Université Bourgogne Franche-Comte, 2022.
- [59] H. Chen, X. Zhao, T. Zhang, and P. Pei, “The reactant starvation of the proton exchange membrane fuel cells for vehicular applications: A review,” *Energy Conversion and Management*, vol. 182, no. September 2018, pp. 282–298, 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2018.12.049>.
- [60] N. Yousfi-Steiner, P. Moçotéguy, D. Candusso, D. Hissel, A. Hernandez, and A. Aslanides, “A review on PEM voltage degradation associated with water management: Impacts, influent factors and characterization,” *Journal of Power Sources*, vol. 183, no. 1, pp. 260–274, 2008.
- [61] E. Pahon, S. Jemei, N. Steiner, and D. Hissel, “Effect of load cycling on the performance of fuel cell stacks,” *2019 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, VPPC 2019 - Proceedings*, 2019.
- [62] T. Fletcher, R. Thring, and M. Watkinson, “An Energy Management Strategy to concurrently optimise fuel consumption & PEM fuel cell lifetime in a hybrid vehicle,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 41, no. 46, pp. 21 503–21 515, 2016. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2016.08.157>.
- [63] R. Stropnik, M. Sekavcnik, A. Loric, and M. Mori, “Life Cycle Assessment of 1kW PEMFC system with the focus on critical materials,” *7th International Youth Conference on Energy, IYCE 2019*, 2019.
- [64] Wikipedia, *La jamais contente - caractéristiques techniques*, Accessed: 2024-06-17, 2017.
- [65] P. Kuntz, “Evolution du comportement sécuritaire de batterie lithium-ion pendant leur vieillissement,” Ph.D. dissertation, Université Grenoble Alpes, 2021.
- [66] P. Blondel, “Estimation de l’état interne d’une batterie lithium-ion à l’aide d’un modèle électrochimique,” Ph.D. dissertation, Université de Lorraine, 2019.

- [67] Q. Lemarié, "Développement et caractérisation in situ d'électrodes positives pour batteries lithium / soufre," Ph.D. dissertation, Université de Lyon, 2020.
- [68] N. Takami, H. Inagaki, Y. Tatebayashi, H. Saruwatari, K. Honda, and S. Egusa, "High-power and long-life lithium-ion batteries using lithium titanium oxide anode for automotive and stationary power applications," *Journal of Power Sources*, vol. 244, pp. 469–475, 2013.
- [69] D. Yetim, "Développement d'un procédé innovant pour la récupération en boucle fermée des matériaux cathodiques usagés provenant de batteries lithium-ion.," Ph.D. dissertation, Université Grenoble Alpes, 2023.
- [70] C. R. Birkl, M. R. Roberts, E. McTurk, P. G. Bruce, and D. A. Howey, "Degradation diagnostics for lithium ion cells," *Journal of Power Sources*, vol. 341, pp. 373–386, Feb. 2017.
- [71] E. Iglesias, "Étude du vieillissement des batteries lithium-ion dans les applications "véhicule électrique" : Combinaison des effets de vieillissement calendaire et de cyclage.," Ph.D. dissertation, Université Claude Bernard Lyon 1, 2017. [Online]. Available: <https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-01668529>.
- [72] S. Cailliez, "Modélisation du comportement et du vieillissement d'une batterie utilisée en propulsion automobile," Ph.D. dissertation, Ecole Centrale de Nantes, 2023.
- [73] J. Vetter, P. Novák, M. R. Wagner, *et al.*, "Ageing mechanisms in lithium-ion batteries," *Journal of Power Sources*, vol. 147, no. 1-2, pp. 269–281, 2005.
- [74] M. Wohlfahrt-Mehrens, C. Vogler, and J. Garche, "Aging mechanisms of lithium cathode materials," *Journal of Power Sources*, vol. 127, no. 1-2, pp. 58–64, 2004.
- [75] L. V. Thomas, O. Schmidt, A. Gambhir, S. Few, and I. Staffell, "Comparative life cycle assessment of lithium-ion battery chemistries for residential storage," *Journal of Energy Storage*, vol. 28, no. January, 2020.
- [76] X. Xia and P. Li, "A review of the life cycle assessment of electric vehicles: Considering the influence of batteries," *Science of the Total Environment*, vol. 814, p. 152 870, 2022. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.scitotenv.2021.152870>.
- [77] R. German, "Étude du vieillissement calendaire des supercondensateurs et impact des ondulations de courant haute fréquence," Ph.D. dissertation, Université Claude Bernard Lyon 1, 2014.
- [78] C. Neto, "Supercondensateurs carbone / carbone dans des électrolytes aqueux très concentrés . effet de la concentration et du sel dans le mécanisme de charge.," Ph.D. dissertation, Université d'Orléans, 2023.
- [79] L. Mamouri, T. Mesbahi, P. Bartholomeus, and T. Paul, "Design of a DC/DC power converter for li-ion battery/supercapacitor hybrid energy storage system in electric vehicles," *2020 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, VPPC 2020 - Proceedings*, 2020.
- [80] E. Marcerou, "Étude du vieillissement calendaire de supercondensateurs carbone-carbone en électrolyte organique," Ph.D. dissertation, Université de Toulouse, 2023.

- [81] M. Cossutta, V. Vretenar, T. A. Centeno, P. Kotrusz, J. McKechnie, and S. J. Pickering, "A comparative life cycle assessment of graphene and activated carbon in a supercapacitor application," *Journal of Cleaner Production*, vol. 242, p. 118 468, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2019.118468>.
- [82] J. C. Amphlett, "Performance Modeling of the Ballard Mark IV Solid Polymer Electrolyte Fuel Cell," *Journal of The Electrochemical Society* 142(1), 9, 1995.
- [83] J. Kim, S.-M. Lee, S. Srinivasan, and C. E. Chamberlin, "Modeling of Proton Exchange Membrane Fuel Cell Performance with an Empirical Equation," *Journal of The Electrochemical Society*, vol. 142, no. 8, pp. 2670–2674, 1995.
- [84] J. Larminie and A. Dicks, *Fuel Cell Systems Explained*, 2nd ed. Hoboken, NJ: Wiley, 2003.
- [85] A. Saadi, M. Becherif, A. Aboubou, and M. Y. Ayad, "Comparison of proton exchange membrane fuel cell static models," *Renewable Energy*, vol. 56, pp. 64–71, 2013. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.renene.2012.10.012>.
- [86] A. Saadi, M. Becherif, D. Hissel, and H. S. Ramadan, "Dynamic modeling and experimental analysis of PEMFCs: A comparative study," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 42, no. 2, pp. 1544–1557, 2017. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2016.07.180>.
- [87] Ö. ATLAM and G. DÜNDAR, "A practical Equivalent Electrical Circuit model for Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC) systems," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 46, no. 24, pp. 13 230–13 239, 2021.
- [88] A. I. Maswood and S. Nandakumar, "Developing a PEM fuel cell electrical equivalent circuit," *2008 IEEE International Conference on Sustainable Energy Technologies, ICSET 2008*, pp. 1166–1171, 2008.
- [89] A. Mohammadi, G. Cirrincione, A. Djerdir, and D. Khaburi, "A novel approach for modeling the internal behavior of a PEMFC by using electrical circuits," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 43, no. 25, pp. 11 539–11 549, 2018. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.08.151>.
- [90] M. Jouin, R. Gouriveau, D. Hissel, M. C. Péra, and N. Zerhouni, "Degradations analysis and aging modeling for health assessment and prognostics of PEMFC," *Reliability Engineering and System Safety*, vol. 148, pp. 78–95, 2016. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ress.2015.12.003>.
- [91] R. F. Mann, J. C. Amphlett, M. A. I. Hooper, H. M. Jensen, B. A. Peppley, and P. R. Roberge, "Development and application of a generalised steady-state electrochemical model for a PEM fuel cell," *Journal of Power Sources*, pp. 173–180, 2000.
- [92] M. W. Fowler, R. F. Mann, J. C. Amphlett, B. A. Peppley, and P. R. Roberge, "Incorporation of voltage degradation into a generalised steady state electrochemical model for a PEM fuel cell," *Journal of Power Sources*, vol. 106, pp. 274–283, 2002.

- [93] T. Lan and K. Strunz, "Modeling of multi-physics transients in PEM fuel cells using equivalent circuits for consistent representation of electric, pneumatic, and thermal quantities," *International Journal of Electrical Power and Energy Systems*, vol. 119, no. August 2019, p. 105 803, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ijepes.2019.105803>.
- [94] Y. Wang, J. Tian, Z. Sun, *et al.*, "A comprehensive review of battery modeling and state estimation approaches for advanced battery management systems," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 131, no. June, p. 110 015, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2020.110015>.
- [95] K. A. Smith, C. D. Rahn, and C. Y. Wang, "Control oriented 1D electrochemical model of lithium ion battery," *Energy Conversion and Management*, vol. 48, no. 9, pp. 2565–2578, 2007.
- [96] G. Fan, "Systematic parameter identification of a control-oriented electrochemical battery model and its application for state of charge estimation at various operating conditions," *Journal of Power Sources*, vol. 470, no. June, p. 228 153, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2020.228153>.
- [97] S. Li, H. He, C. Su, and P. Zhao, "Data driven battery modeling and management method with aging phenomenon considered," *Applied Energy*, vol. 275, no. June, p. 115 340, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2020.115340>.
- [98] I. Baccouche, S. Jemmali, B. Manai, A. Nikolian, N. Omar, and N. Essoukri Ben Amara, "Li-ion battery modeling and characterization: An experimental overview on NMC battery," *International Journal of Energy Research*, vol. 46, no. 4, pp. 3843–3859, 2022.
- [99] Z. Tao, Z. Zhao, C. Wang, *et al.*, "State of charge estimation of lithium batteries: Review for equivalent circuit model methods," *Measurement: Journal of the International Measurement Confederation*, vol. 236, no. April, p. 115 148, 2024. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2024.115148>.
- [100] I. Jorge, "Machine-learning-based predictive maintenance for lithium-ion batteries in electric vehicles," Ph.D. dissertation, Université de Strasbourg, 2023.
- [101] B. Chen, Y. Liu, and B. Xiao, "A novel hybrid neural network-based SOH and RUL estimation method for lithium-ion batteries," *Journal of Energy Storage*, vol. 98, no. PB, p. 113 074, 2024. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.est.2024.113074>.
- [102] Y. Ghoulam, "Modélisation multi-physique et gestion intelligente de l'énergie d'un système de stockage hybride de type batterie li-ion/supercondensateur pour des applications de véhicules électriques," Ph.D. dissertation, Université de Strasbourg, 2023.
- [103] L. Zhang, X. Hu, Z. Wang, F. Sun, and D. G. Dorrell, "A review of supercapacitor modeling, estimation, and applications: A control/management perspective," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 81, no. June 2017, pp. 1868–1878, 2018. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2017.05.283>.

- [104] F. Naseri, S. Karimi, E. Farjah, and E. Schaltz, "Supercapacitor management system: A comprehensive review of modeling, estimation, balancing, and protection techniques," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 155, no. October 2021, p. 111 913, 2022. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2021.111913>.
- [105] Q. A. Huang, Y. Li, K. C. Tsay, *et al.*, "Multi-scale impedance model for supercapacitor porous electrodes: Theoretical prediction and experimental validation," *Journal of Power Sources*, vol. 400, no. August, pp. 69–86, 2018.
- [106] R. L. Spyker, "Classical equivalent circuit parameters for a double-layer capacitor," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 36, no. 3 PART 1, pp. 829–836, 2000.
- [107] S. Buller, E. Karden, D. Kok, and R. W. De Doncker, "Modeling the dynamic behavior of supercapacitors using impedance spectroscopy," *IEEE Transactions on Industry Applications*, vol. 38, no. 6, pp. 1622–1626, 2002.
- [108] Y. Ghoulam, T. Paul, T. Mesbahi, and S. Durand, "Modeling, Identification and Simulation of Hybrid Battery/Supercapacitor Storage System Used in Vehicular Applications," *ICEVT 2019 - Proceeding: 6th International Conference on Electric Vehicular Technology 2019*, no. November, pp. 156–162, 2019.
- [109] Y. Zhang and H. Yang, "Modeling and characterization of supercapacitors for wireless sensor network applications," *Journal of Power Sources*, vol. 196, no. 8, pp. 4128–4135, 2011. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jpowsour.2010.11.152>.
- [110] G. Krishnan, S. Das, and V. Agarwal, "An Online Identification Algorithm to Determine the Parameters of the Fractional-Order Model of a Supercapacitor," *IEEE Transactions on Industry Applications*, vol. 56, no. 1, pp. 763–770, 2020.
- [111] B. S. Reddy, P. L. Narayana, A. K. Maurya, *et al.*, "Modeling capacitance of carbon-based supercapacitors by artificial neural networks," *Journal of Energy Storage*, vol. 72, no. PD, p. 108 537, 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.est.2023.108537>.
- [112] M. E. Glavin, P. K. Chan, S. Armstrong, and W. G. Hurley, "A stand-alone photovoltaic supercapacitor battery hybrid energy storage system," *2008 13th International Power Electronics and Motion Control Conference, EPE-PEMC 2008*, pp. 1688–1695, 2008.
- [113] R. H. Tan and L. Y. Hoo, "DC-DC converter modeling and simulation using state space approach," *2015 IEEE Conference on Energy Conversion, CENCON 2015*, pp. 42–47, 2015.
- [114] F. Aguerre, *Mécanique du vol & conception aérodynamique*. Isofac, 2013.
- [115] W. Chen, B. Chen, K. Meng, H. Zhou, and Z. Tu, "Experimental study on dynamic response characteristics and performance degradation mechanism of hydrogen-oxygen PEMFC during loading," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 48, no. 12, pp. 4800–4811, 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.11.036>.

- [116] T. Lei, Z. Yang, Z. Lin, and X. Zhang, *State of art on energy management strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle*, 2019.
- [117] X. Zhao, L. Wang, Y. Zhou, *et al.*, “Energy management strategies for fuel cell hybrid electric vehicles: classification, comparison, and outlook,” *Energy Conversion and Management*, vol. 270, p. 116 179, August 2022. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2022.116179>.
- [118] A. S. Mohammed, S. M. Atnaw, A. O. Salau, and J. N. Eneh, *Review of optimal sizing and power management strategies for fuel cell/battery/super capacitor hybrid electric vehicles*, Dec. 2023.
- [119] L. Xu, Y. Huangfu, R. Ma, *et al.*, “A Comprehensive Review on Fuel Cell UAV Key Technologies: Propulsion System, Management Strategy, and Design Procedure,” *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, vol. 8, no. 4, pp. 4118–4139, 2022.
- [120] Q. Li, H. Yang, Y. Han, M. Li, and W. Chen, “A state machine strategy based on droop control for an energy management system of PEMFC-battery-supercapacitor hybrid tramway,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 41, no. 36, pp. 16 148–16 159, 2016.
- [121] B. G. Gang and S. Kwon, “Design of an energy management technique for high endurance unmanned aerial vehicles powered by fuel and solar cell systems,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 43, no. 20, pp. 9787–9796, 2018. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2018.04.049>.
- [122] Q. Li, W. Chen, Y. Li, S. Liu, and J. Huang, “Energy management strategy for fuel cell/battery/ultracapacitor hybrid vehicle based on fuzzy logic,” *International Journal of Electrical Power and Energy Systems*, vol. 43, no. 1, pp. 514–525, 2012.
- [123] X. Zhang, L. Liu, Y. Dai, and T. Lu, “Experimental investigation on the online fuzzy energy management of hybrid fuel cell/battery power system for UAVs,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 43, no. 21, pp. 10 094–10 103, 2018. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2018.04.075>.
- [124] E. Ozatay, B. Zile, J. Anstrom, and S. Brennan, “Power distribution control coordinating ultracapacitors and batteries for electric vehicles,” *American Control Conference*, 2004.
- [125] Z. Cabrane, J. Kim, K. Yoo, and M. Ouassaid, “HESS-based photovoltaic batteries supercapacitors: Energy management strategy and DC bus voltage stabilization,” *Solar Energy*, vol. 216, no. February, pp. 551–563, 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.solener.2021.01.048>.
- [126] A. Florescu, S. Bacha, I. Munteanu, and A. I. Bratcu, “Frequency-separation-based energy management control strategy of power flows within electric vehicles using ultracapacitors,” *IECON Proceedings (Industrial Electronics Conference)*, pp. 2957–2964, 2012.
- [127] A. Florescu, S. Bacha, I. Munteanu, A. I. Bratcu, and A. Rumeau, “Adaptive frequency-separation-based energy management system for electric vehicles,” *Journal of Power*

- Sources, vol. 280, pp. 410–421, 2015. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jpowsour.2015.01.117>.
- [128] A. L. Allègre, A. Bouscayrol, and R. Trigui, “Flexible real-time control of a hybrid energy storage system for electric vehicles,” *IET Electrical Systems in Transportation*, vol. 3, no. 3, pp. 79–85, 2013.
- [129] A. Castaings, W. Lhomme, R. Trigui, and A. Bouscayrol, “Comparison of energy management strategies of a battery/supercapacitors system for electric vehicle under real-time constraints,” *Applied Energy*, vol. 163, pp. 190–200, Feb. 2016.
- [130] C. C. Chan, A. Bouscayrol, and K. Chen, “Electric, hybrid, and fuel-cell vehicles: Architectures and modeling,” *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol. 59, no. 2, pp. 589–598, 2010.
- [131] A. Tani, M. Camara, and B. Dakyo, “Energy management based on frequency approach for hybrid electric vehicle applications: fuel-cell/lithium-battery and ultracapacitors,” *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol. 61, no. 8, pp. 3375–3386, 2012.
- [132] M. N. Boukoberine, Z. Zhou, M. Benbouzid, and T. Donato, “Frequency separation-based power management strategy for a fuel cell-powered drone,” *2020 2nd International Conference on Smart Power and Internet Energy Systems, SPIES 2020*, pp. 209–214, 2020.
- [133] T. H. Bradley, B. A. Moffitt, D. E. Parekh, T. F. Fuller, and D. N. Mavris, “Energy management for fuel cell powered hybrid-electric aircraft,” *7th International Energy Conversion Engineering Conference*, pp. 1–22, 2009.
- [134] Amin, R. T. Bambang, A. S. Rohman, C. J. Dronkers, R. Ortega, and A. Sasongko, “Energy management of fuel cell/battery/supercapacitor hybrid power sources using model predictive control,” *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 10, no. 4, pp. 1992–2002, 2014.
- [135] C. Sun, X. Hu, S. J. Moura, and F. Sun, “Velocity Predictors for Predictive Energy Management in Hybrid Electric Vehicles,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 23, no. 3, pp. 1197–1204, 2015.
- [136] P. García, J. P. Torreglosa, L. M. Fernández, and F. Jurado, “Viability study of a FC-battery-SC tramway controlled by equivalent consumption minimization strategy,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 11, pp. 9368–9382, 2012.
- [137] H. Li, “Energy consumption minimization strategy for fuel cell hybrid electric vehicles,” Ph.D. dissertation, Université de technologie Belfort-Montbéliard, 2018.
- [138] S. Caux, W. Hankache, M. Fadel, and D. Hissel, “On-line fuzzy energy management for hybrid fuel cell systems,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 35, no. 5, pp. 2134–2143, 2010. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2009.11.108>.
- [139] S. Ahmadi and S. M. Bathaee, “Multi-objective genetic optimization of the fuel cell hybrid vehicle supervisory system: Fuzzy logic and operating mode control strategies,”

- International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 40, no. 36, pp. 12 512–12 521, 2015. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.06.160>.
- [140] H. A. Yavasoglu, Y. E. Tetik, and H. G. Ozcan, “Neural network-based energy management of multi-source (battery/uc/fc) powered electric vehicle,” *International Journal of Energy Research*, vol. 44, pp. 12 416–12 429, 15 Dec. 2020.
- [141] A. Neffati, “Stratégie de gestion de l’énergie électrique d’un système multi-source: décision floue optimisée pour véhicule électrique hybride,” Ph.D. dissertation, Université de Toulouse, 2013.
- [142] D. Gilles, *La synthèse H-infini en pratique (Méthode et cas d’application)*. Dunod, 2022.
- [143] H. Halalchi, E. Laroche, and G. Bara, “Flexible-link robot control using a linear parameter varying systems methodology,” *International Journal of Advanced Robotic Systems*, vol. 11, no. 46, pp. 1–12, Mar. 2014. [Online]. Available: <http://publis.icube.unistra.fr/2-HLB14>.
- [144] N. Abroug, X. Lamy, and E. Laroche, “Human force augmentation: optimal control parameters tuning using structured h_∞ synthesis,” in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Oct. 2016. [Online]. Available: <http://publis.icube.unistra.fr/4-ALL16>.
- [145] R. Chellal, L. Cu villon, and E. Laroche, “Model identification and vision-based h_∞ position control of 6-dof cable-driven parallel robots,” *International Journal of Control*, vol. 90, no. 4, pp. 684–701, 2017. [Online]. Available: <http://publis.icube.unistra.fr/2-CCL17>.
- [146] S. E. Li, F. Gao, K. Li, L. Y. Wang, K. You, and D. Cao, “Robust longitudinal control of multi-vehicle systems - a distributed h-infinity method,” *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, vol. 19, pp. 2779–2788, 9 Sep. 2018.
- [147] R. Wang, Q. Sun, J. Han, *et al.*, “Energy-management strategy of battery energy storage systems in dc microgrids: a distributed dynamic event-triggered h-infinity consensus control,” *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 52, pp. 5692–5701, 9 Sep. 2022.
- [148] W. Nwesaty, “LPV/ HH_∞ control design of on-board energy management systems for electric vehicles,” Ph.D. dissertation, Université Grenoble Alpes, 2015.
- [149] E. Laroche, *Commande Robuste Master IRIV-Option Automatique Robotique*, 2011.
- [150] C.-Y. Chen and M. Perng, *An optimal anti-windup scheme for saturating mimo systems*, 1996.
- [151] L. Yu, R. Wang, W. Xia, and W. Wang, “An anti-windup method for a class of uncertain mimo systems subject to actuator saturation with ladrc,” *Information Sciences*, vol. 462, pp. 417–429, Sep. 2018.
- [152] T. Pavot, R. Kiefer, T. Mesbahi, and E. Laroche, “Adaptive frequency control strategy for the propulsion management of a long-endurance drone using hybrid power sources,” *14th annual International Micro Air Vehicle Conference and Competition*, pp. 142–147, 2023.

Commande avancée d'une source d'énergie hybride pile à combustible / batterie / supercondensateur pour un drone de longue endurance

Résumé :

Cette thèse traite de la gestion d'énergie (EMS) pour une source hybride composée d'une pile à combustible (PaC), d'un supercondensateur (SC) et d'une batterie, destinée à un drone de grande endurance. L'objectif principal est de limiter les variations de courant demandées à la PaC. Après avoir analysé les enjeux énergétiques dans l'aéronautique et les technologies d'hybridation, l'étude explore différentes architectures et modèles énergétiques afin d'optimiser la durée de vie des sources, notamment de la PaC.

Trois stratégies EMS ont été examinées. La première est la stratégie fréquentielle fixe, qui utilise une fréquence de coupure constante pour séparer les basses et hautes fréquences. La deuxième stratégie, dite adaptative, fait varier la fréquence de coupure en fonction de l'état de charge du SC, permettant une meilleure gestion des variations de courant de la charge. Enfin, la stratégie de commande H_∞ ajuste la répartition énergétique entre les sources selon des contraintes de performance spécifiques.

Les résultats montrent que la stratégie fréquentielle adaptative permet de réduire significativement les variations de courant demandées à la PaC, avec une diminution allant jusqu'à 45 % sur certains cycles, ce qui peut prolonger sa durée de vie. Les premiers essais de réglage avec la méthode H_∞ n'ont pas permis d'améliorer davantage les résultats. Les tests en simulation et sur banc confirment les résultats, mais une étude plus approfondie sur le vieillissement des PaC serait nécessaire pour estimer précisément les gains en termes de durée de vie.

Mots clés : Pile à combustible, Supercondensateur, Batteries, Drone, EMS, Commande fréquentielle, Commande H-infini.

Abstract :

This thesis addresses energy management strategies (EMS) for a hybrid source composed of a fuel cell (FC), a supercapacitor (SC), and a battery, intended for a long-endurance drone. The main objective is to limit the current variations requested from the FC. After analyzing the energy challenges in the aviation sector and hybridization technologies, the study explores different architectures and energy models to optimize the lifetime of the sources, particularly the FC.

Three EMS strategies were examined. The first is the fixed-frequency strategy, which uses a constant cutoff frequency to separate low and high frequencies. The second, known as the adaptive strategy, varies the cutoff frequency based on the SC's state of charge, allowing better management of current variations from the load. Finally, the H_∞ control strategy adjusts the energy distribution between the sources according to specific performance constraints.

The results show that the adaptive frequency strategy significantly reduces the current variations demanded from the FC, with a reduction of up to 45 % on certain cycles, potentially extending its lifespan. On the other hand, the H_∞ control strategy proved to be less efficient and requires further optimization. Tests in both simulation and on a test bench confirm these findings, but a more detailed study on FC aging would be necessary to accurately estimate the gains in lifetime.

Keywords: Fuel cell, Supercapacitor, Batteries, Drone, EMS, Frequency control, H-infinity control.