RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
Liberté Égalité Fraternité

Université de Toulouse

Doctorat de l'Université de Toulouse

préparé à l'ISAE-SUPAERO

Une approche pragmatique dans la définition de scénarios énergétiques visant à décarboner le transport aérien

---

Thèse présentée et soutenue, le 17 avril 2026 par

Yri KAMBIRI

École doctorale
MEGEP - Mécanique, Energétique, Génie civil, Procédés

Spécialité
Energétique et transferts

Unité de recherche
ISAE-ONERA EDyF Energétique et Dynamique des Fluides

Thèse dirigée par
Xavier CARBONNEAU et Pascal ROCHES

Composition du jury
M. Pierre-Alain BOUCARD, Président, École normale supérieure Paris-Saclay
M. Robin GIRARD, Rapporteur, Mines Paris - PSL
M. Laurent DALA, Rapporteur, Northumbria University Newcastle
Mme Géraldine CASAUX-GINESTET, Examinatrice, ENAC
M. Xavier CARBONNEAU, Directeur de thèse, ISAE-SUPAERO
M. Pascal ROCHES, Co-directeur de thèse, ENAC

Membres invités
M. Thierry DRUOT, ENAC

Garde la foi.
Never give up.
Yri Amandine

Remerciements

C'est avec beaucoup d'émotion que j'écris ces mots, qui seront les premiers que vous lirez, mais pour moi les derniers de ce parcours extraordinaire. Ces années de thèse n'ont pas été un long fleuve tranquille, mais j'y suis arrivée, et c'est grâce à toutes les personnes qui m'ont entourée.

Je tiens tout d'abord à remercier mes directeurs de thèse, Xavier Carbonneau et Pascal Roches. Vous avez été d'un soutien inestimable durant ces années. Vous êtes tous les deux très différents, mais chacun, dans sa singularité, m'a apporté les conseils nécessaires pour faire de moi la chercheuse que je suis aujourd'hui. Vous m'avez accompagnée avec une ténacité infatigable, et je vous en remercie sincèrement.

Je souhaite également remercier l'équipe encadrante de ma thèse : Thierry Druot, Nicolas Peteilh et Nicolas Monrolin. Merci pour vos conseils et votre appui tout au long de ces années. Thierry, je me souviendrai que tu es celui grâce à qui j'ai appris à faire du vélo, même si je ne suis pas encore une experte.

Je remercie ensuite l'ensemble des membres du jury. Merci au professeur Géraldine Casaux-Ginestet et au professeur Pierre-Alain Boucard d'avoir accepté d'être examinateurs de cette thèse. Un merci plus particulier au professeur Laurent Dala et au professeur Robin Girard, qui ont pris le temps de rapporter ce manuscrit. Toutes vos remarques m'ont permis de progresser et d'enrichir les perspectives de ce travail.

Je tiens également à remercier Anne Gazaix, Nicolas Gourdain et François Gaillard, grâce à qui j'ai pu vivre cette expérience extraordinaire. Merci aussi à Vincent Vimard et Thierry Klein pour le temps que vous m'avez accordé lorsque j'avais des questions sur certains aspects de mon sujet.

Je remercie toutes les personnes qui ont rendu ces années de thèse agréables et enrichissantes. Je pense notamment à Adrianna, Anne, Dascal, Yann, Dajung, Spurthy, Loetitia, ainsi qu'à toutes celles et ceux que j'ai pu oublier.

Je souhaite maintenant remercier ma famille, et en particulier ma mère, pour le soutien indéfectible qu'elle m'a apporté depuis le début de mes études. Elle m'a appris le sens du courage et de la résilience. Merci également à mes frères et sœurs pour leur présence et leur appui. Je remercie Madame Goude d'avoir cru en moi dès le début. Merci

aussi à ma belle-famille et à mes amis pour leur soutien et leurs prières.

Enfin, le meilleur pour la fin. Je souhaite remercier mon époux, mon binôme, pour son soutien constant et tous les sacrifices qu'il a faits pour me permettre de réaliser ce rêve. Merci pour ta simplicité, tes conseils et tes prières qui m'ont accompagnée tout au long de cette aventure. J'ai énormément de chance de t'avoir dans ma vie.

Resumé

Face au réchauffement climatique et à la dépendance aux énergies fossiles, cette thèse s'intéresse à la décarbonation du transport aérien. Elle propose une méthodologie visant à évaluer les besoins en énergie et en matières premières liés à l'introduction d'avions bas carbone et à l'usage de vecteurs alternatifs tels que les électrocarburants, biocarburants, hydrogène ou électricité.

La première partie de cette thèse a mis en évidence les avantages et les défis technologiques propres à chaque vecteur énergétique. Des modèles de production ont ensuite été développés afin de quantifier les besoins énergétiques associés, révélant que l'électrocarburant est le plus énergivore, suivi de l'hydrogène liquide. Dans un second temps, l'analyse de leur impact sur le dimensionnement des avions a montré deux effets principaux : (i) le système propulsif, qui dépend du vecteur utilisé (propulsion électrique pour les batteries, thermique ou hybride pour l'hydrogène, et thermique classique pour le kérosène de synthèse) ; (ii) l'intégration de réservoirs spécifiques, induisant une pénalité de masse, contrairement au kérosène dont le réservoir est intégré à la structure. Ces deux effets influencent considérablement le dimensionnement des avions, en particulier dans l'estimation de la masse de structure et des systèmes non propulsifs, pour laquelle les méthodes classiques se révèlent limitées. Afin de dépasser ces contraintes, une nouvelle approche a été proposée : elle permet d'estimer la masse de structure et des systèmes non propulsifs à partir de la seule masse maximale au décollage, et ainsi de déduire la masse à vide opérationnelle des avions bas carbone. Dans la continuité, une analyse de sensibilité a été menée sur chaque avion bas carbone étudié. Elle a permis d'identifier les paramètres technologiques les plus déterminants sur deux critères clés : la masse maximale au décollage et l'énergie consommée par passager-kilomètre sur la mission de conception. Les résultats ont montré que l'indice gravimétrique du réservoir est le facteur critique pour l'hydrogène liquide thermique, que la densité énergétique de la batterie est déterminante pour l'avion tout électrique, et que, pour l'avion à pile à combustible, les paramètres les plus influents sont l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène, la puissance spécifique de la pile et son rendement global.

La dernière partie a introduit un modèle de couplage entre la production des vecteurs énergétiques et le dimensionnement des avions, afin d'évaluer leurs performances globales, de la production d'énergie jusqu'à l'utilisation en vol. Les résultats ont montré que les avions tout électriques et à pile à combustible étaient les plus performants pour l'aviation générale et le segment *commuter*, tandis que les avions à électrocarburants et à hydrogène liquide thermique s'avéraient mieux adaptés aux segments régional, court-moyen et long-courrier. Sur cette base, un modèle d'affectation de flotte a été développé,

optimisé sur le critère de performance énergétique, afin d'estimer les besoins énergétiques globaux liés à l'exploitation d'avions bas carbone. En parallèle, une méthodologie d'évaluation des besoins en matières premières a été proposée, couvrant la construction des avions, les infrastructures aéroportuaires, les centrales électriques et les usines de production des vecteurs énergétiques. Les résultats ont mis en évidence une forte dépendance à certains matériaux critiques et terres rares, tels que le nickel, le néodyme, le dysprosium, le molybdène, l'yttrium, le platine et le manganèse. Enfin, trois études de cas ont illustré l'application de la méthodologie développée dans cette thèse, permettant de quantifier, à différentes échelles de demande en transport aérien, les besoins globaux en énergie et en matières premières nécessaires à la transition vers une aviation décarbonée.

Abstract

Climate change, largely attributed to human activities, challenges our reliance on fossil fuels and calls for a profound transformation of our energy systems. This thesis focuses on the significantly impacted aviation sector and aims to develop a methodology for assessing the energy and raw material requirements to decarbonize the sector. The methodology relies on two main levers : the integration of low-carbon aircraft fleets and the use of alternative energy vectors (electrofuels, biofuels, hydrogen, and electricity)

The first part of the study highlights the advantages of using energy vector. Following this, the production models developed to quantify the associated energy requirements are presented. It was identified that electrofuels, followed by liquid hydrogen, are the most energy-intensive. Subsequently, their impact on aircraft design was analyzed, revealing two main effects : (i) the propulsion system, which depends on the energy vector used (electric propulsion for batteries, thermal or hybrid for hydrogen, and conventional thermal for synthetic kerosene) ; and (ii) the integration of specialized fuel tanks, which introduces significant mass penalties compared to kerosene, whose tank is seamlessly incorporated into the aircraft structure. These factors play a critical role in aircraft design, especially when estimating the mass of structures and non-propulsive systems, a process where traditional methods have limitations. To address these constraints, a new approach was proposed that enables the estimation of the mass of structures and non-propulsive systems based solely on the maximum takeoff weight. This method facilitates the derivation of the operational empty weight for low-carbon aircraft. In addition, a sensitivity analysis was carried out for each low-carbon aircraft studied, identifying the most influential technological parameters affecting two key criteria : maximum takeoff weight and energy consumption per passenger-kilometer for the design mission. The analysis demonstrated that the tank gravimetric index is the critical factor for thermal liquid hydrogen aircraft, battery energy density is decisive for fully electric aircraft, and for fuel cell aircraft, the most influential parameters are the hydrogen tank gravimetric index, the specific power of the fuel cell, and its overall efficiency.

The final part of the study introduced a coupled model linking energy vector production with aircraft design, enabling an evaluation of overall performance from energy generation to in-flight consumption. The findings showed that fully electric and fuel cell aircraft are the most energy-efficient options for general aviation and commuter segments, whereas electrofuel and thermal liquid hydrogen aircraft are better suited for regional, short- to medium-haul, and long-haul segments. Building on these insights, a fleet assignment model was developed and optimized for energy performance to estimate the total energy requirements for operating low-carbon aircraft. In parallel, a methodology for as-

sessing raw material needs was proposed, encompassing aircraft construction, airport infrastructure, power plants, and energy vector production facilities. The results highlighted a significant dependence on certain critical materials and rare earth elements, including nickel, neodymium, dysprosium, molybdenum, yttrium, platinum, and manganese. Lastly, three case studies demonstrated the application of the methodology developed in this thesis, making it possible to quantify, at various scales of air transport demand, the total energy and raw material requirements necessary for transitioning to low-carbon aviation.

Publications

Journal papers

— **Y. A. Kambiri**, T. Druot, P. Roches, N. Peteilh, N. Monrolin, & X. Carbonneau. Energy consumption of aircraft with new propulsion systems and storage media. *Journal of Aircraft, 2025*.

— Ian Costa-Alves, N. Gourdain, F. Gallard, A. Gazaix, **Y. A. Kambiri**, & T. Druot. Numerical optimization of aviation decarbonization scenarios : balancing traffic and emissions with maturing energy carriers and aircraft technology. *Applied Energy, 2026*.

Presentations at international conferences

— **Y. A. Kambiri**, T. Druot, P. Roches, N. Peteilh, N. Monrolin, & X. Carbonneau. Towards energy self-sufficiency for a regional air- port thanks to local production of new energy carriers. *In ISABE, 2024*.

— **Y. A. Kambiri**, T. Druot, P. Roches, N. Peteilh, N. Monrolin, & X. Carbonneau. Energy consumption of aircraft with new propul- sion systems and storage media. *In AIAA SCITECH 2024 Forum, 2024*.

Contribution

— N.Monrolin, T.Druot, N.Peteilh, P.Roches, & **Y. A. Kambiri**. CADO airplane database, *2024*.

Nomenclature

E	=	Énergie (J)
$E_{Mission}$	=	Énergie requise pour la mission nominale (J)
F_T	=	Poussée (N)
K_r	=	Proportion du carburant de la mission destinée à la réserve
L/D	=	Rapport portance/ traînée
P	=	Puissance (W)
$\mathcal{P}_i$	=	Pression interne initiale du réservoir (Pa)
R	=	Rayon d'action (m)
SFC	=	Consommation spécifique de carburant
SFC_P	=	Consommation spécifique de carburant d'un moteur à hélice (kg/W/s)
SFC_T	=	Consommation spécifique de carburant d'un *turbofan* (kg/N/s)
V	=	Vitesse de l'avion, vitesse réelle (m/s)
V_0	=	Vitesse initiale (m/s)
V_{2min}	=	Vitesse minimale au décollage à 10,668 mètre (m/s)
V_{app}	=	Vitesse d'approche (m/s)
V_{ref}	=	Vitesse d'approche minimale (m/s)
V_{s1g}	=	Vitesse de décrochage (m/s)
$\mathcal{V}_i$	=	Volume interne du réservoir (m^3)
fhv	=	Pouvoir calorifique du combustible (J/kg)
g	=	Accélération de la pesanteur (m/s^2)
α	=	La richesse
m_{Bat}	=	Masse de la batterie (kg)
m_{Elec}	=	Masse du système de propulsion électrique (kg)
m_{Fuel}	=	Masse totale du carburant (kg)
m_{Fcs}	=	Masse du système de pile à combustible (kg)
m_{MEM}	=	Masse à vide du fabricant (kg)
$m_{Std.Opt}$	=	Masse de l'aménagement cabine et soute des avions (kg)
$m_{Structure}$	=	Masse de la structure et des systèmes non propulsifs (kg)
$m_{Propulsion}$	=	Masse du système de propulsion (kg)
$m_{Furnishing}$	=	Masse des articles d'ameublement (kg)
$m_{Mission}$	=	Masse de carburant requis pour la mission (kg)
m_{MTOM}	=	Masse maximale au décollage (kg)
m_{OEM}	=	Masse vide opérationnelle (kg)
$m_{Payload}$	=	Masse de la charge marchande (kg)

m_{Tank}	=	Masse du réservoir vide (kg)
m_{Eng}	=	Masse du moteur (kg)
$m_{Thruster}$	=	Masse du propulseur (hélice ou *fan*) (kg)
$\dot{m}$	=	Débit de masse de carburant dans la chambre de combustion (kg/s)
n_{Eng}	=	Nombre de moteurs de l'avion
n_{pax}	=	Nombre de passagers
r	=	Taux de carburant
η	=	Rendement global du système de propulsion
η_{elec}	=	Rendement du moteur électrique et des électroniques de puissance
η_{fcs}	=	Rendement du système de piles à combustible
η_h	=	Rendement de l'hélice
η_p	=	Rendement du propulseur (hélice ou *fan*)
η_f	=	Rendement du *fan*
η_{pw}	=	Rendement des turbopropulseurs et des moteurs à piston
η_{th}	=	Rendement thermique des *turbofans*
κ	=	Indice de performance
ξ	=	Indice gravimétrique
ξ_{LH_2}	=	Indice gravimétrique des réservoirs d'hydrogène liquide
ξ_{LCH_4}	=	Indice gravimétrique des réservoirs de méthane liquide
ξ_{gas}	=	Indice gravimétrique des réservoirs de gaz
$\rho_{Bat.E}$	=	Densité énergétique des batteries (Wh/kg)
ρ_{gas}	=	Densité du gaz à $\mathcal{P}_i$ (kg/m^3)
V_{cs}	=	Vitesse d'éjection des gaz du cœur moteur (s)
V_{fs}	=	Vitesse d'éjection du *fan* (s)
$\dot{m}_c$	=	Débit de masse d'air du cœur (kg/s)
$\dot{m}_f$	=	Débit de masse d'air du *fan* (kg/s)
$\dot{m}_a$	=	Débit de masse d'air total (kg/s)

Table des matières

Remerciements ii

Resumé iii

Abstract v

Publications vii

Nomenclature ix

Liste des figures xix

Liste des tableaux xxii

Introduction 1
- 0.1 Contexte . . . 1
  - 0.1.1 Le réchauffement climatique . . . 1
    - 0.1.1.1 Les contributions du secteur du transport aérien au réchauffement climatique . . . 4
    - 0.1.1.2 Vers un transport aérien durable . . . 5
  - 0.1.2 Positionnement de la thèse . . . 7
  - 0.1.3 Motivation des travaux de thèse . . . 9
    - 0.1.3.1 Problématique . . . 9
    - 0.1.3.2 Objectif & Plan de thèse . . . 9

1 Vecteurs énergétiques décarbonés 11
- 1.1 État de l'art sur les vecteurs énergétiques décarbonés . . . 11
  - 1.1.1 Kérosène . . . 12
  - 1.1.2 Les principaux vecteurs énergétiques décarbonés . . . 13
    - 1.1.2.1 L'électricité . . . 13
    - 1.1.2.2 L'hydrogène . . . 15
    - 1.1.2.3 Les carburants de synthèse . . . 17
- 1.2 Modèles de production d'énergie . . . 18
  - 1.2.1 Électricité . . . 18
    - 1.2.1.1 Energie éolienne . . . 19
    - 1.2.1.2 Énergie solaire . . . 20

1.2.2 Hydrogène liquide . . . 21
1.2.2.1 L'hydrogène . . . 21
1.2.2.2 Liquéfaction de l'hydrogène . . . 22
1.2.3 Les carburants de synthèse . . . 24
1.2.3.1 Biocarburant . . . 24
1.2.3.2 Analyse de la disponibilité de la biomasse . . . 25
1.2.3.3 Électrocarburant . . . 26
1.2.3.4 Besoin électrique pour la consommation mondiale de kérosène en 2019 . . . 28
1.3 Bilan des ressources en matériaux . . . 29
1.3.1 Centrale de production électrique . . . 30
1.3.1.1 Éolienne . . . 31
1.3.1.2 Panneau photovoltaïque . . . 32
1.3.2 Usine de production de vecteurs énergétiques . . . 33
1.3.2.1 Électrolyseurs . . . 34
1.3.2.2 Autres types d'unités de production . . . 35
1.4 Conclusion . . . 35

2 Dimensionnement des avions bas carbone 37
2.1 État de l'art sur les systèmes de propulsion . . . 38
2.1.1 Les moteurs à piston . . . 38
2.1.2 Les moteurs à turbine à gaz . . . 38
2.1.3 Les systèmes de propulsion électrique . . . 42
2.1.3.1 Chaîne de propulsion électrique . . . 43
2.1.3.2 Analyse des défis liés aux systèmes entièrement électriques 44
2.2 Méthodologie de dimensionnement des avions et adaptation aux spécifications 45
2.2.1 Bouclage Masse-Mission . . . 47
2.2.1.1 Avions conventionnels . . . 49
2.2.1.2 Adaptation du bouclage Masse-Mission aux avions bas carbone . . . 52
2.3 Generic Airplane Model : un outil de dimensionnement des avions bas carbone [1] . . . 55
2.3.1 Présentation de la base de données . . . 56
2.3.2 Estimation de la masse de structure et des systèmes non propulsifs 58
2.3.2.1 Estimation de la masse des éléments d'ameublement cabine et soute . . . 59
2.3.2.2 Estimation de la masse du système propulsif thermique . 60
2.3.2.3 Conclusion . . . 63
2.3.2.4 Intégration des matériaux composites dans l'estimation des masses de structure et des systèmes non propulsifs . . 65
2.3.3 Bouclage Masse-Mission pour les avions bas carbone . . . 66

2.3.3.1 Les carburants de synthèse ou fossiles 66
2.3.3.2 L'électricité 73
2.3.3.3 L'hydrogène liquide 75
2.3.4 Validations 77
2.3.4.1 Avions conventionnels 77
2.3.4.2 Avion tout électrique 80
2.4 Analyse paramétrique des avions bas carbone 83
2.4.1 Analyse de sensibilité 84
2.4.1.1 Indice de sensibilité basé sur la variance 84
2.4.1.2 Méthodes d'estimation des indices de sensibilité basés sur la variance 86
2.4.2 Avion tout électrique 88
2.4.3 Avion à pile à combustible 89
2.4.3.1 Performance des avions *commuters* 91
2.4.4 Avion à hydrogène liquide thermique 92
2.4.4.1 Performances des avions *commuters* 94
2.5 Couplage production de vecteur énergétique et avions bas carbone 96
2.5.1 Scénario de performance énergétique en 2030 97
2.5.2 Scénario de performance énergétique à l'horizon 2050 100
2.6 Matériaux pour avions bas carbone 101
2.6.1 La structure de l'avion et les systèmes non propulsif 102
2.6.2 Le système de propulsion 104
2.6.2.1 Système de propulsion thermique 104
2.6.2.2 Système de propulsion électrique 104
2.6.3 Le système de stockage de l'énergie 106
2.6.3.1 Réservoir cryogénique 107
2.6.3.2 Batterie 107
2.7 Conclusion 110

3 Affectation d'une flotte d'avions bas carbone sur un réseau de routes aériennes 113
3.1 État de l'art sur le problème d'affectation de flotte d'avions bas carbone . . 115
3.1.1 Présentation du problème d'affectation de flotte 115
3.1.2 Critères d'affectation d'une flotte bas carbone 116
3.2 Vers une optimisation énergétique de l'affectation de flotte aérienne 117
3.2.1 Présentation du problème simplifié 118
3.2.1.1 Fonction objectif 119
3.2.1.2 Contrainte d'équilibre 120
3.2.1.3 Contrainte de *payload-range* 121
3.2.1.4 Variables de décision 122

3.2.2 Formulation du problème comme une programmation linéaire en nombres entiers . . . 122
3.2.3 Résolution du problème . . . 124
3.2.4 Application . . . 125
3.2.4.1 Évaluation de la demande en transport . . . 125
3.2.4.2 Définition de la flotte d'avions . . . 126
3.2.4.3 Résultats . . . 127
3.3 Matériaux pour les aéroports . . . 130
3.3.1 La piste . . . 131
3.3.1.1 Longueur de la piste . . . 131
3.3.1.2 Largeur de la piste . . . 132
3.3.1.3 Matériaux pour les pistes . . . 133
3.4 Conclusion . . . 133

4 Scénarios de décarbonation du transport aérien 135
4.1 Aéroport de Carcassonne . . . 136
4.1.1 Évaluation de la demande en transport . . . 138
4.1.2 Définition de la flotte . . . 138
4.1.3 Évaluation du besoin énergétique de l'aéroport de Carcassonne . . . 139
4.1.4 Scénarios d'autonomisation en énergie . . . 140
4.1.4.1 Ressources énergétiques de l'aéroport de Carcassonne . . . 140
4.1.4.2 Ressources énergétiques du département de l'Aude . . . 143
4.2 Aéroport de Toulouse . . . 147
4.2.1 Définition de la flotte . . . 148
4.2.2 Évaluation du besoin énergétique de l'aéroport de Toulouse Blagnac 149
4.2.2.1 Scénario 1 : flotte électrocarburant . . . 150
4.2.2.2 Scénario 2 : flotte hydrogène liquide . . . 151
4.2.2.3 Scénario 3 : flotte biocarburant . . . 151
4.2.2.4 Scénario 4 : flotte multi-énergie . . . 152
4.3 Réseau cumulé de 6 aéroports . . . 154
4.3.1 Définition de la flotte . . . 154
4.3.2 Évaluation du besoin énergétique . . . 155
4.3.2.1 Scénario 1 : flotte électrocarburant . . . 155
4.3.2.2 Scénario 2 : flotte hydrogène liquide . . . 156
4.3.2.3 Scénario 3 : flotte biocarburant . . . 157
4.3.2.4 Scénario 4 : flotte multi-énergie . . . 157
4.4 Conclusion . . . 158

5 Conclusions et perspectives 161
5.1 Conclusions . . . 161
5.1.1 Synthèse . . . 161

5.1.2 Résultats 162
5.2 Perspectives 163

Table des figures

1 Trajectoires climatiques . . . 3
2 Vue d'ensemble schématique des processus par lesquels les émissions de l'aviation et l'augmentation de la nébulosité des cirrus affectent le système climatique [2]. . . . 5
3 Scénario «Aspirational and agressive technology perspective» proposé par l'ATAG [3]. . . . 7
4 Vision globale de l'approche dévéloppée. . . . 10

1.1 Avion tout électrique. . . . 13
1.2 Diagramme de phase de l'hydrogène [4]. . . . 16
1.3 Représentation du processus de production d'hydrogène liquide. . . . 23
1.4 Représentation du processus de production de biocarburant. . . . 26
1.5 Voie Fischer-Tropsch. . . . 27
1.6 Représentation du processus de production de l'électrocarburant. . . . 28

2.1 configuration *tube and wing* [5]. . . . 37
2.2 Turbopropulseur [6]. . . . 39
2.3 *Turboshaft* [6]. . . . 39
2.4 *Turbojet* [6]. . . . 40
2.5 *Turbofan* [6]. . . . 40
2.6 Rendement thermique des *turbofans* en croisière [7]. . . . 41
2.7 Rendement propulsive des *turbofans* en croisière [7]. . . . 42
2.8 Systèmes de propulsion électrique. . . . 43
2.9 Exigences de performances des systèmes de propulsion électriques [8]. . . . 44
2.10 Diagramme du bouclage Masse-Mission [9]. . . . 47
2.11 Décomposition de la masse maximale au décollage. . . . 48
2.12 Bouclage Masse-Mission. . . . 48
2.13 Profil de mission d'un avion arbitraire. . . . 50
2.14 Répartition des différentes catégories d'avions de la base données. . . . 57
2.15 Corrélation entre m_{MTOM} et m_{OEM}. . . . 58
2.16 Corrélation entre m_{MTOM} et GPI. . . . 61
2.17 Corrélation entre GPI et masse du *turbofan*. . . . 62
2.18 Corrélation entre GPI et masse du turbopropulseur. . . . 63
2.19 Corrélation entre GPI et masse du moteur à piston. . . . 63
2.20 Corrélation entre m_{MTOM} et $m_{Structure}$. . . . 64
2.21 Profil de mission. . . . 66

2.22 Finesse estimée. 68
2.23 Corrélation entre la $SFC_{P,turboprop}$ et le GPI. 70
2.24 Comparaison entre les m_{MTOM} estimées et les m_{MTOM} publiées et distribution de l'erreur relative 78
2.25 Comparaison entre les m_{OEM} estimées et les m_{OEM} publiées et distribution de l'erreur relative 79
2.26 Trade : Aero-Structure. 81
2.27 Rayon d'action en fonction de la densité énergétique de la batterie pour différentes fractions de masse de la batterie [10]. 88
2.28 Évaluation des contributions des paramètres technologiques à la performance des avions tout électrique selon Sobol (échelle 0–1, sp : *specific power*, taille de l'échantillon : 1024). 89
2.29 Évaluation des contributions des paramètres technologiques à la performance des avions à pile à combustible selon Sobol (échelle 0–1, sp : *specific power*, taille de l'échantillon : 1024). 90
2.30 Rayon d'action en fonction du rendement et de la puissance spécifique des piles à combustible pour un avion de 19 passagers avec une masse maximale au décollage fixée à 8 600 kg. 92
2.31 Évaluation des contributions des paramètres technologiques à la performance des avions à hydrogène liquide selon Sobol (échelle 0–1, taille de l'échantillon : 1024). 93
2.32 Rayon d'action en fonction de l'indice gravimétrique pour différents nombres de passagers à m_{MTOM} fixée à 8 600 kg (courbe noire). Compromis entre masse au décollage et énergie par passager-kilomètre selon l'indice gravimétrique, le nombre de passagers et le rayon d'action (courbes en couleurs). 94
2.33 L'espace *capacity–design range* est coloré en fonction de la technologie (en 2030) présentant la plus faible consommation d'électricité primaire par passager. 98
2.34 Analyse fine de la consommation d'électricité primaire par passager des avions bas carbone. 99
2.35 L'espace capacity–design range est coloré en fonction de la technologie (en 2050) présentant la plus faible consommation d'électricité primaire par passager. 101
2.36 Matrice d'évaluation des matériaux critiques et des terres rares, réalisée par le Bureau de Recherches Géologiques et Minières (BRGM) [11]. 109

3.1 Scénarios de choix de routes. 114
3.2 Exemple d'enveloppe de vol pour un avion *commuter* 19 passagers. 122
3.3 Histogramme de consommation électrique par tranche de distance (supérieure à 900 km) sur le réseau Air France. 128

3.4 Histogramme de consommation électrique par tranche de distance (entre 200 et 900 km) sur le réseau Air France. 129
3.5 Corrélation entre la longueur du champs de référence (m) et la masse maximale au décollage (kg). 132

4.1 Représentation schématique de l'aviation décarbonée. (source : Safran) . . 135
4.2 Nombre annuel de passagers par aéroport en 2016 (échelle logarithmique). . 137
4.3 Reseau de routes au depart de Carcassonne en 2022. 138
4.4 Réseau de routes au départ de Toulouse Blagnac en 2023. 147
4.5 Types d'avions opérant sur le réseau de Toulouse en 2023. 148
4.6 Vision globale de l'approche dévéloppée. 159

Table des figures

Liste des tableaux

1.1 Comparaison entre l'essence aviation et le kérosène [12, 13]. 12
1.2 Besoins électriques du transport aérien en 2019. 29
1.3 Besoin en matériaux en tonne/MW pour la construction de différentes éoliennes [14]. 31
1.4 Besoin en matériaux en tonne/MW pour un panneau photovoltaïque [14, 15, 16]. 33
1.5 Matériaux critiques pour les électrolyseurs [17]. 35
1.6 Coût énergétique pour la production d'un mégajoule soit 278 Wh de vecteur énergétique. 36

2.1 Coefficients (A, B) pour l'équation (2.3) [18]. 49
2.2 Quelques données de référence [19]. 51
2.3 Allocation de masse de l'ameublement. 59
2.4 Densité de puissance des moteurs thermiques. 62
2.5 Densité de puissance du propulseur. 62
2.6 Allocation de masse des passagers. 66
2.7 Interpolation du rapport entre la portance et la traînée. 68
2.8 Spécifications de l'avion Alice de Eviation. 80
2.9 Évolution des paramètres technologiques des avions bas carbone [20, 21, 22, 23]. 83
2.10 Caractérisation des catégories d'avions. 84
2.11 Paramètres technologiques des avions bas carbone et efficacité de production des vecteurs énergétiques [20, 21, 22, 23, 24]. 96
2.12 Couple capacité/rayon d'action. 99
2.13 Principaux matériaux de la structure (proportions massiques). 103
2.14 Proportion des matériaux du GE CF6-E1 [25]. 104
2.15 Proportion ($r_{t_{Emotor}}$) des matériaux du moteur électrique de la Nissan Leaf 2012 [26]. 105
2.16 Proportion ($r_{t_{fcs}}$) des matériaux de la pile à combustible et ses périphériques [27]. 106
2.17 Proportion ($r_{t_{Bat}}$) des matériaux de la batteries lithium-ion (LIB) basées sur la NMC [28]. 108

3.1 Caractéristiques de l'A320. 125
3.2 Masses caractéristiques et masse de carburant en kg. 127

3.3 Paramètres technologiques des avions bas carbone. 127

4.1 Caractéristiques du Boeing 737-800. 139
4.2 Masses caractéristiques et masse de carburant en kg. 139
4.3 Quantités de matériaux en tonne pour les PV. 141
4.4 Quantités de matériaux en tonne. 142
4.5 Quantités de matériaux en tonne pour les électrolyseurs. 142
4.6 Production d'électricité dans le département de l'Aude (GWh). 146
4.7 Résumé des besoins en énergie pour la production d'électrocarburant. . . . 150
4.8 Résumé des besoins en énergie pour la production d'hydrogène liquide. . . 151
4.9 Résumé des besoins en énergie pour la production de biocarburant. 152
4.10 Flotte optimisée. 152
4.11 Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte électrocarburant. 156
4.12 Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte hydrogène liquide. 156
4.13 Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte biocarburant. 157
4.14 Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte multi-énergie. 157
4.15 Équivalent du besoin électrique en surface de panneaux photovoltaïques . . 158
4.16 Consommation électrique (GWh) selon les scénarios de flotte et les cas d'étude. 159

Introduction

0.1 Contexte

0.1.1 Le réchauffement climatique

En 2024, de nombreux pays ont été confrontés à des événements météorologiques extrêmes aux conséquences humaines, matérielles et économiques importantes. En France, des pluies diluviennes ont provoqué d'importants dégâts dans le Tarn ; au Portugal, l'île de Madère a été ravagée par des incendies de grande ampleur ; en Espagne, la région de Valence a subi des pluies meurtrières inédites. Ces événements, qualifiés par certains médias européens et internationaux de "sans précédent", sont largement associés au réchauffement climatique. Mais qu'en est-il réellement ?

Afin de mieux comprendre les causes profondes et les impacts potentiels du réchauffement climatique, le Groupe d'experts intergouvernemental sur l'évolution du climat (GIEC) a été créé en novembre 1988. Cet organisme scientifique international, mandaté par les Nations Unies, est structuré en trois groupes de travail. Le groupe 1 évalue les bases scientifiques du système climatique et de son évolution. Le groupe 2 se concentre sur la vulnérabilité des systèmes naturels et humains face aux changements climatiques, en identifiant les impacts et les capacités d'adaptation. Enfin, le groupe 3 explore les solutions d'atténuation visant à réduire les émissions de gaz à effet de serre (GES) à l'échelle mondiale.

Depuis sa création, les travaux du GIEC ont permis d'établir plusieurs constats majeurs. D'une part, le réchauffement climatique est désormais sans équivoque : l'élévation de la température moyenne mondiale est clairement observée et mesurée [29, 30]. D'autre part, les principales causes de ce réchauffement sont les émissions anthropiques de gaz à effet de serre, notamment le CO_2, le CH_4 et les oxydes d'azote (NO_x), issues principalement des activités humaines telles que l'industrie, les transports et la production d'énergie [31]. Ainsi, le lien entre émissions anthropiques et réchauffement climatique est aujourd'hui clairement établi par la communauté scientifique.

Face à ce constat, plusieurs trajectoires climatiques se dessinent (Fig. 1a), que l'on peut regrouper en trois grandes options de réduction des émissions de gaz à effet de serre (GES).

1. La première option, caractérisée par une absence de régulation ou une poursuite des politiques actuelles, correspond aux scénarios SSP [1]3-7.0 et SSP5-8.5. Dans ce cas,

1. Shared Socioeconomic Pathways

la température moyenne mondiale pourrait augmenter de 4°C à 5°C d'ici 2100 par rapport aux niveaux préindustriels.

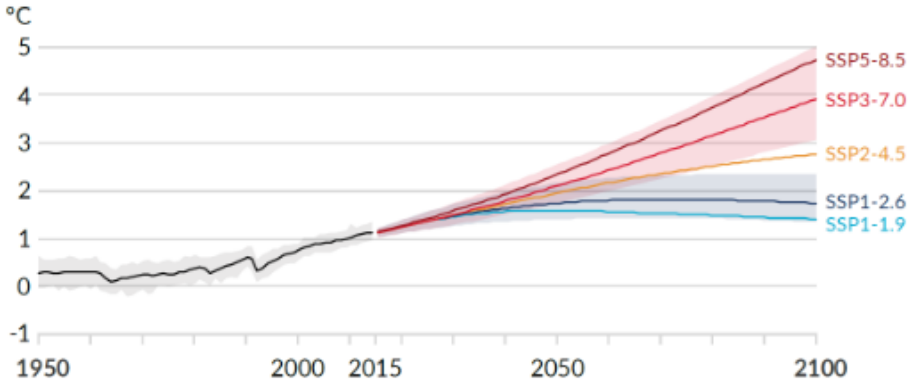
2. La deuxième option, plus modérée, repose sur un ralentissement progressif des émissions (scénario SSP2-4.5). Elle conduirait à une élévation d'environ 3°C d'ici 2100.
3. Enfin, la troisième option consiste à engager des actions fortes de décarbonation (scénarios SSP1-1.9 et SSP1-2.6). Ces actions permettraient de limiter le réchauffement à moins de 2°C à l'horizon 2100.

Chaque option est associée à cinq principaux motifs de préoccupation présentée dans l'ordre comme sur la Fig. 1b :

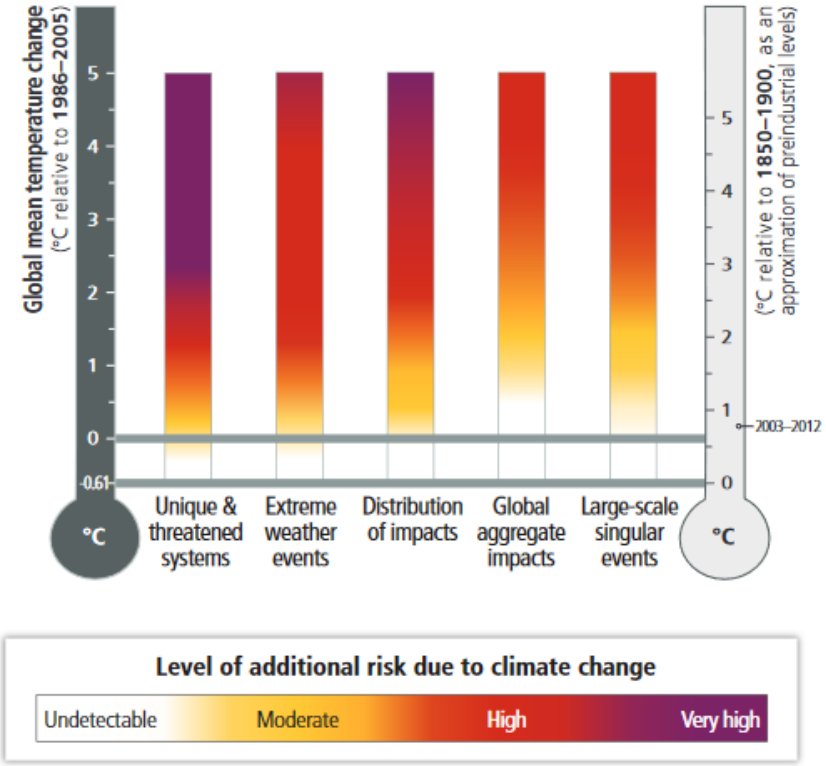
- la menace sur les systèmes écologiques et humains comme la perte des écosystèmes marins, terrestres et côtiers, de la biodiversité ;
- les phénomènes météorologiques extrêmes comme la sécheresse, les fortes précipitations, les vagues de chaleur, des inondations côtières et de l'élévation du niveau de la mer etc ;
- la répartition disproportionnée des impacts touche particulièrement les personnes et les communautés défavorisées, quel que soit le niveau de développement des pays. Par exemple, la baisse du rendement agricole affecte la production alimentaire ;
- les impacts globaux au niveau mondial tels que les impacts sur la biodiversité de la Terre et sur l'économie mondiale ;
- les phénomènes particuliers de grande échelle dus aux changements brusques et irréversibles de certains systèmes physiques ou écosystèmes.

L'intensité de ces cinq principaux motifs de préoccupations varie en fonction de la température moyenne globale en prenant pour référence les niveaux pré-industriels. Une élévation de la température moyenne mondiale de plus de 2°C serait extrêmement nuisible pour les conditions de vie humaines, engendrant des événements sans précédent, bien pires que ceux observés en 2024.

La prise de conscience de la dangerosité du réchauffement climatique a conduit à la mise en place des différents COP (Conference of the Parties) dont celle de Paris en 2021 qui a aboutit à un accord. Son objectif primordial est de maintenir « l'augmentation de la température moyenne mondiale bien en dessous de 2°C au-dessus des niveaux pré-industriels » et de poursuivre les efforts « pour limiter l'augmentation de la température à 1.5°C au-dessus des niveaux pré-industriels ».



(a) Évolution de la température moyenne de la planète pour cinq scénarios [32].



(b) Présentation des principaux risques associés au réchauffement climatique, *source : cinquième rapport du GIEC [33].*

FIGURE 1 – Trajectoires climatiques

0.1.1.1 Les contributions du secteur du transport aérien au réchauffement climatique

Dans ce contexte de lutte contre le changement climatique, il est essentiel de comprendre le rôle des différents secteurs émetteurs, en particulier celui du transport aérien. Depuis la révolution industrielle amorcée vers 1760, les sociétés agraires et artisanales ont évolué vers des structures industrielles et commerciales, soutenues par l'exploitation massive des énergies fossiles (charbon, pétrole, gaz naturel). L'invention du moteur à combustion interne, à la fin du XIXe siècle, a transformé le secteur du transport, en plaçant le pétrole au cœur de la mobilité moderne.

Cette transformation s'est traduite par une généralisation des transports motorisés, devenus incontournables dans les modes de vie contemporains, en particulier dans les pays développés. En Europe et aux États-Unis, plus de 75% des déplacements sont effectués en voiture ou à moto, suivis par les déplacements aériens, en constante augmentation [2]. En Chine, dès 2006, les mégalopoles affichaient une forte dépendance au transport routier, suivi par l'aérien [34]. En Afrique, en revanche, la marche reste le principal mode de déplacement, représentant environ 78% des trajets quotidiens [35], suivie du transport routier et aérien.

Or, cette dépendance généralisée au pétrole dans le secteur des transports, et en particulier dans l'aviation, contribue significativement aux émissions de gaz à effet de serre. En 2018, le transport aérien représentait environ 3% des émissions mondiales de CO_2 [2]. La contribution de l'aérien est de deux natures : les effets CO_2 et non-CO_2, (Fig. 2).

- Les effets CO_2 sont principalement dus à la combustion du kérosène en vol [36, 37, 38]. Le kérosène d'origine fossile à une intensité carbone comprise entre 85 et 95 g de CO_2 équivalent par megajoule (g CO2e/MJ) de carburant [39, 40], dont plus de 76% [41, 39] est attribuable à la combustion du kérosène et le reste à l'extraction du pétrole, son raffinage et son transport [42].
- Les effets non-CO_2. La combustion du kérosène n'émet pas uniquement que du CO_2, elle émet également de la vapeur d'eau, des suies, du sulfate et des NO_x. La vapeur d'eau, les suies et le sulfate favorisent la formation de traînées de condensation. La traînée de condensation est un nuage qui se forme à l'arrière d'un avion lorsque celui-ci est en vol. Ces traînées de condensation sont dans certaines conditions responsables de la formation de cirrus [3] qui accentuent le réchauffement climatique. Il existe d'autres effets non-CO_2 de l'aviation [2], parmi lesquels, les effets de NO_x et de la vapeur d'eau sur la concentration d'autres gaz à effet de serre [43, 44, 45].

Dès lors que l'on prend conscience de l'impact de l'aviation sur le climat, une question essentielle se pose : que faire ? Plusieurs approches sont débattues, et nous en présenterons ici quelques-unes. Certaines prônent une suppression pure et simple des voyages en avion,

2. Source : DG MOVE et Bureau of Transportation Statistics
3. Un type de nuage de cristaux de glace présent dans la couche supérieure de la troposphère

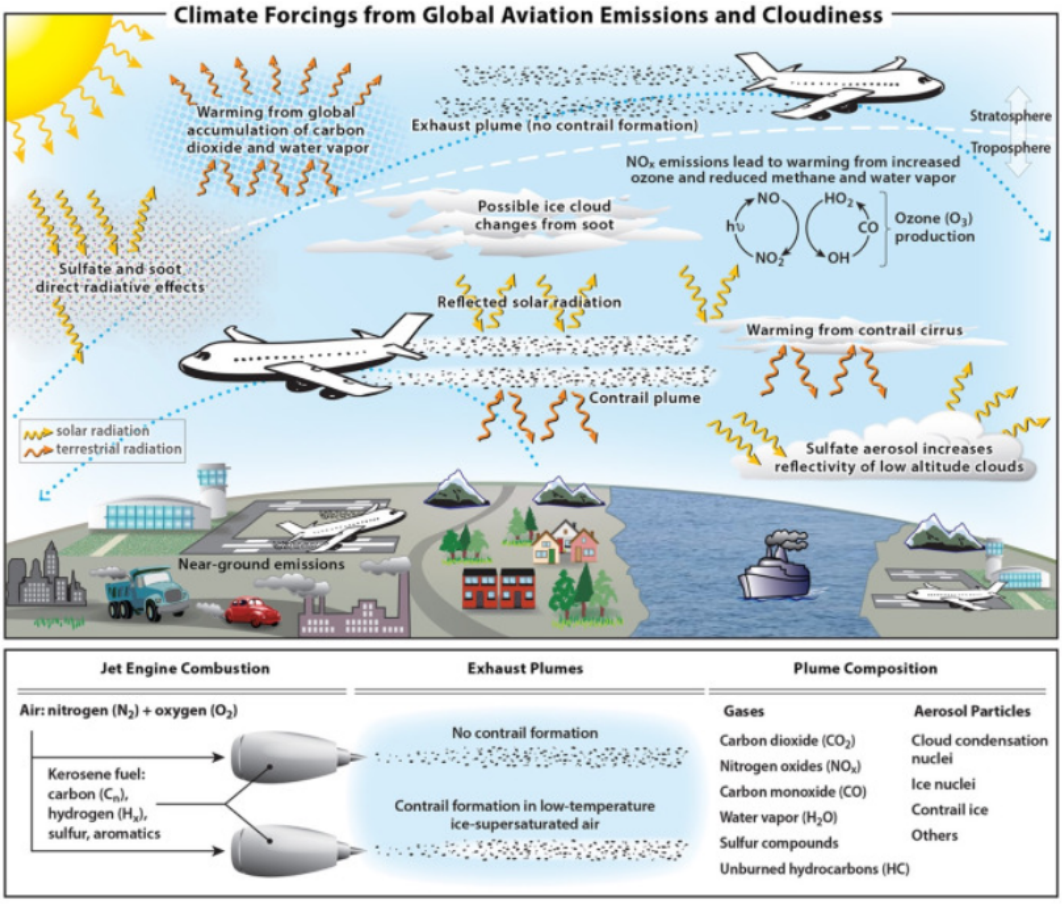


FIGURE 2 – Vue d'ensemble schématique des processus par lesquels les émissions de l'aviation et l'augmentation de la nébulosité des cirrus affectent le système climatique [2].

arguant que «les principaux usagers du transport aérien sont les populations les plus aisées, tandis que les premières victimes du changement climatique sont et resteront des personnes qui, pour la plupart, ne prendront jamais l'avion». D'autres suggèrent une réduction du trafic aérien par l'instauration d'un quota de vols par personne. Enfin, une autre perspective consiste à réorienter l'aviation vers une plus grande durabilité.

0.1.1.2 Vers un transport aérien durable

L'aviation durable fait l'objet de définitions variées dans la littérature. Selon l'OACI [4], elle désigne une aviation capable de satisfaire les besoins du présent sans compromettre la capacité des générations futures à répondre aux leurs. Cette définition implique que toute action entreprise aujourd'hui doit être évaluée à l'aune de ses impacts futurs, et qu'aucune

4. Organisation de l'aviation civile internationale

décision ne doit compromettre la viabilité économique, sociétale et environnementale à long terme.

Sur le plan environnemental, la durabilité exige notamment le respect de la biodiversité, la gestion responsable et durable des ressources minérales, ainsi que la préservation des écosystèmes. Elle suppose également de limiter les émissions nocives, en particulier les gaz à effet de serre (GES), afin de contribuer à la lutte contre le changement climatique.

Dans cette perspective, plusieurs études et rapports ont proposé des scénarios prospectifs visant principalement à réduire les émissions de CO_2 à différents horizons temporels [46, 47, 48, 49, 50]. Si ces efforts permettent de diminuer une partie des émissions nocives, des actions complémentaires seront nécessaires pour réduire également les autres gaz à effet de serre, tels que les NO_x et la vapeur d'eau, qui ont un impact non négligeable sur le déséquilibre climatique. Parmi ces études, les scénarios élaborés par l'*Air Transport Action Group* (ATAG) [3] comptent parmi les plus connus. L'ATAG est une coalition internationale regroupant des organisations et entreprises du secteur aérien, engagées dans la réflexion et la mise en œuvre de solutions pour un développement durable de l'aviation. Elle propose plusieurs trajectoires vers la neutralité carbone à l'horizon 2050, reposant sur quatre grands leviers de décarbonation [3] :

1. l'utilisation des carburants de synthèse : les biocarburants et les électrocarburants ;
2. la transition technologique à travers l'introduction des avions bas carbone tels que les avions tout électrique, à pile à combustible, à hydrogène et des avions hybrides ;
3. les améliorations des opérations et des infrastructures telles que l'amélioration du taux de remplissage des compagnies aériennes ;
4. la mise en place de mesures basées sur le marché tels que les mesures regulatoires de CORSIA [5].

L'impact de chaque levier dépend du scénario choisi. Par exemple, le scénario *Aspirational and Aggressive Technology Perspective* (Fig. 3), mis en avant par plusieurs industriels, mise sur l'utilisation des carburants de synthèse et l'innovation technologique pour atteindre la neutralité carbone d'ici 2050. Face à ce positionnement des industriels, plusieurs questions émergent :

- viabilité énergétique et technologique : Les carburants de synthèse et l'hydrogène sont-ils réellement viables à grande échelle ? Quel est le coût énergétique de leur production ? Quelles sont les limites en termes d'autonomie et de capacité des avions bas carbone ?
- impact économique : Quels investissements seront nécessaires pour intégrer ces avions bas carbone dans la flotte aériennes ? Quels sont les coûts de conversion des infrastructures aéroportuaires pour accueillir ces avions ?

5. Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation

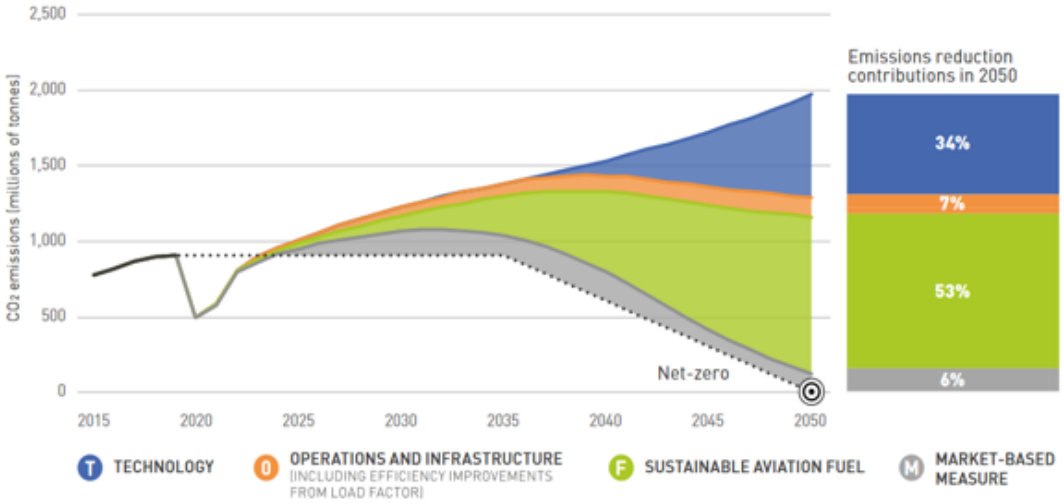


FIGURE 3 – Scénario «Aspirational and agressive technology perspective» proposé par l'ATAG [3].

- logistique : Comment organiser l'approvisionnement en carburants de synthèse et en hydrogène ? Quelles solutions pour le stockage sécurisé de l'hydrogène dans les aéroports ?

Ces interrogations mettent en évidence quelques défis à relever pour assurer la décarbonation du transport aérien.

0.1.2 Positionnement de la thèse

Cette thèse s'inscrit dans le cadre des travaux visant la décarbonation du transport aérien. Elle se focalise particulièrement sur la viabilité énergétique et technologique de l'aviation. Elle est financée par la fédération de recherche ONERA-ISAE Supaero-ENAC. L'objectif de la fédération est de contribuer au développement d'un transport aérien du 21e siècle sûr, intelligent et durable.

La décarbonation du secteur aérien s'appuie sur plusieurs leviers, parmi lesquels les leviers 1 et 2 énumérés précédemment dans la Sec. 0.1.1.2. L'efficacité de ces deux leviers repose sur l'utilisation de ressources énergétiques primaires (biomasse et électricité), qui entreront en concurrence avec d'autres secteur au fur et à mesure que d'autres industries l'utiliseront pour décarboner leurs activités. En 2019, le secteur aérien a consommé plus de 350 milliards de litres de kérosène [51], un carburant d'origine fossile dont le processus de raffinage est aujourd'hui optimisé, avec un rendement élevé et un faible coût énergétique. La question qui se pose est de savoir quelle sera la consommation de ressources énergétiques primaires une fois que les leviers 1 et 2 seront mis en œuvre. Et comment l'évaluer ?

Plusieurs chercheurs se sont penchés sur cette problématique à travers diverses approches, visant à estimer la demande énergétique induite par l'aviation décarbonée et à en analyser la faisabilité.

Adler et al. [52] ont travaillé sur le besoin énergétique pour un avion tout électrique, à pile à hydrogène, à électrocarburant et à hydrogène (combustion directe), pour une mission donnée, dans le but de les comparer. Leur méthodologie se base sur le dimensionnement de ces avions et sur des modèles de production d'hydrogène liquide, d'électrocarburant et de chargement de la batterie. Cette approche, bien que précise, reste limitée à des cas isolés de missions et ne prend pas en compte un fonctionnement sur un réseau global de routes aériennes. Leurs résultats mettent en évidence, pour différentes combinaisons de distance et de vitesse, les technologies les plus sobres. Par exemple, les avions à batterie sont les plus performants pour des distances inférieures à 185 km, mais leur autonomie est rapidement limitée par la masse des batteries.

Dans une perspective plus globale, Breyer et al. [53] ont évalué les besoins mondiaux en électricité solaire photovoltaïque (PV) nécessaires pour décarboner le secteur des transports, aviation comprise, conformément aux objectifs de l'Accord de Paris à l'horizon 2050. Leur méthode repose sur la conversion de la demande de transport en demande d'énergie finale (électricité, hydrogène, carburants synthétiques), puis en électricité primaire nécessaire. Ils estiment que la consommation d'électricité du secteur des transports pourrait atteindre environ 50 000 TWh en 2050, contre moins de 2 000 TWh en 2022.

Dans une étude plus sectorielle, Gaubatz et al. [54] ont développé une méthode d'évaluation de la demande électrique pour un réseau de transport aérien long-courrier exclusivement propulsé à l'hydrogène liquide. Le modèle considère un réseau de 100 aéroports, pour lesquels la demande journalière en hydrogène liquide est d'abord estimée, puis convertie en besoin électrique via un modèle de production d'hydrogène liquide. Ils concluent que le fonctionnement d'un tel réseau nécessiterait 2,91 TWh d'électricité renouvelable par jour, soit environ 36% de la production mondiale actuelle d'énergie renouvelable, ou 30% de la production nucléaire mondiale.

Enfin, Costa et al. [55] proposent une méthodologie systémique pour estimer la consommation de ressources énergétiques dans l'aviation bas carbone. Leur approche repose sur la modélisation de la demande en transport selon une fonction logistique, intégrant l'évolution technologique de la flotte (avions bas carbone) et le déploiement progressif d'énergies alternatives au kérosène.

Pour conclure, ces travaux montrent la diversité des approches possibles pour estimer la demande énergétique du transport aérien décarboné, qu'elles soient centrées sur une mission isolée, sur un réseau donné, ou à l'échelle mondiale. Néanmoins, l'estimation de la consommation de ressources énergétiques à travers une approche multidisciplinaire prenant en compte à la fois la demande en transport aérien, le dimensionnement des avions bas carbone, l'optimisation du réseau de routes aériennes, la production des vecteurs énergétique demeure encore peu développée dans la littérature.

0.1.3 Motivation des travaux de thèse

0.1.3.1 Problématique

Cette thèse s'inscrit dans le contexte des recherches portant sur l'évaluation des besoins en énergie et en matériaux pour garantir la durabilité du transport aérien. La problématique principale de cette thèse est la suivante :

Quels budgets énergétiques et de matières premières faudra t-il allouer à l'aviation pour répondre à la future demande en transport durable ?

Comme expliqué précédemment, l'évaluation de la consommation des ressources énergétiques primaires reste un enjeu. Mais la transition énergétique du transport aérien n'impacte pas uniquement que les ressources énergétiques ; elle nécessite également une attention particulière sur les matériaux requis pour la fabrication des avions bas carbone, des usines de production d'énergies alternatives et centrales de production d'électricité renouvelable, ainsi que les matériaux pour adapter les infrastructures aéroportuaires, qu'elles soient existantes ou nouvelles, à l'utilisation des avions bas carbone.

0.1.3.2 Objectif & Plan de thèse

La définition de la problématique permet de mettre en avant l'objectif principal de cette thèse. Il s'agit de dresser le portrait d'une aviation durable en définissant différents scénarios de mix énergétique à partir de deux critères : le besoin global en énergie et le flux de matières premières.

Pour estimer ces deux critères, plusieurs composantes du système de transport aérien sont prises en compte, notamment l'avion, le réseau de routes aériennes, les infrastructures aéroportuaires et les filières de production des énergies alternatives. La Fig. 4 illustre la démarche méthodologique adoptée dans cette thèse, ainsi que les liens entre les différents sous-systèmes considérés.

La première étape (brique verte, Fig.(4)) consiste à évaluer la demande en transport aérien à partir de la base de données OAG (*Official Airline Guide*), qui fournit pour chaque route d'un réseau de routes aériennes, le nombre de sièges offerts ainsi que la liste des avions utilisés. Sur cette base, un catalogue d'avions est constitué, soit à partir des appareils existants dans la base OAG, soit en construisant de nouveaux profils d'avions. L'ensemble des avions du catalogue est ensuite dimensionné selon les modèles présentés au chapitre 2, le plus dense de cette thèse. Ce chapitre ne se limite pas au dimensionnement : il analyse également la faisabilité technologique des nouvelles technologies d'avions, en mettant en lumière leurs avantages, leurs limites et leurs performances potentielles.

Dans la deuxième étape (brique bleu ciel et bleu foncé, Fig.(4)), les avions du catalogue sont affectés aux différentes routes du réseau. Les modèles d'affectation, présentés au chapitre 3, introduisent un nouveau critère d'optimisation (fonction objectif). Une fois

cette affectation réalisée, le besoin global en énergie nécessaire pour satisfaire la demande est estimé à l'aide des modèles de production d'énergie détaillés au chapitre 1. Ce chapitre ne se limite pas à la description des modèles : il met également en évidence les avantages et les défis associés à l'utilisation de vecteurs énergétiques alternatifs au kérosène fossile. L'articulation de ces deux étapes permet ainsi de répondre à une question centrale : quelle quantité d'énergie est requise pour satisfaire la demande en transport aérien ?

Parallèlement, les modèles d'estimation des besoins en matériaux (brique orange, Fig.(4)) permettent d'évaluer les quantités nécessaires, depuis la phase de construction des avions jusqu'à leur exploitation. Les modèles mobilisés, décrits dans les chapitres 1, 2 et 3, restent volontairement simples afin de mettre en lumière l'impact de la décarbonation sur les matériaux, un aspect souvent négligé dans les études existantes.

Dans l'ensemble, la méthodologie adoptée repose sur des blocs modulaires, évolutifs et flexibles, pouvant être adaptés et enrichis pour répondre à d'autres problématiques liées au transport aérien durable. Afin d'illustrer concrètement cette approche, le chapitre 4 présente trois cas d'étude, qui démontrent sa pertinence et son intérêt pratique dans l'analyse de scénarios de décarbonation.

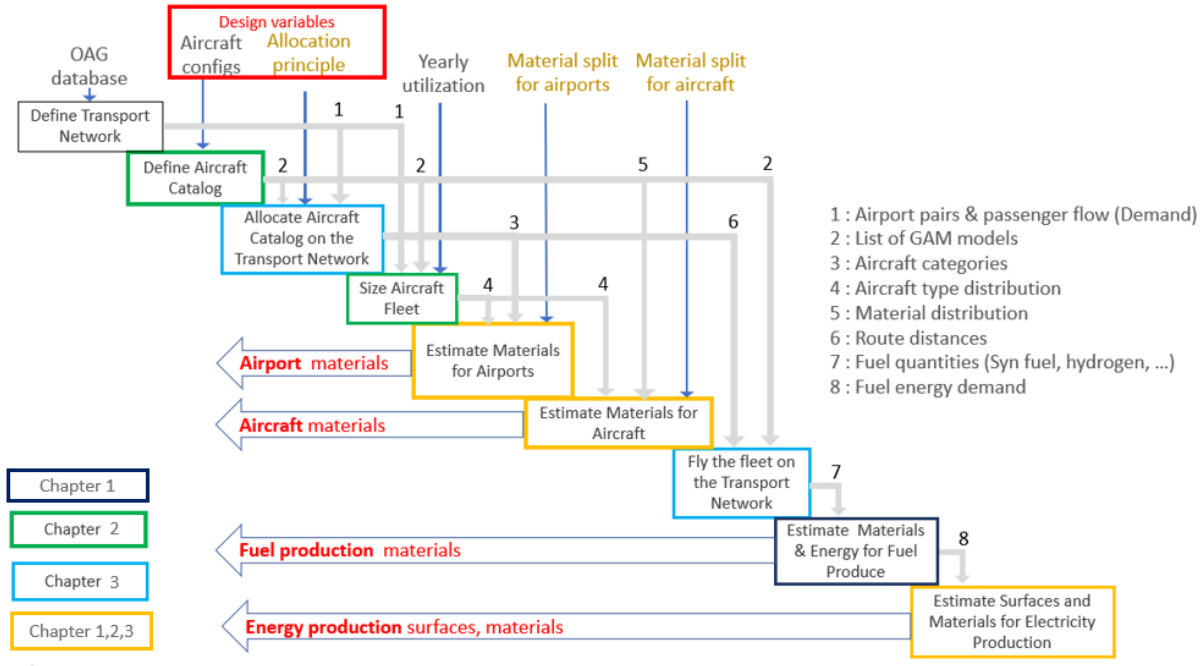


FIGURE 4 – Vision globale de l'approche dévéloppée.

Chapitre 1

Vecteurs énergétiques décarbonés

Face à l'urgence climatique, comme décrit précédemment, les vecteurs énergétiques décarbonés apparaissent comme une solution pour limiter l'impact environnemental de l'aviation tout en maintenant l'accessibilité du transport aérien. En effet, un vecteur énergétique décarboné se définit comme une forme d'énergie qui génère peu ou pas d'émissions de CO_2 sur l'ensemble de son cycle de vie (production, transport et stockage, utilisation finale, fin de vie et recyclage).

Dans cette perspective, l'objectif de ce chapitre est, dans un premier temps, d'analyser les avantages et les limites propres à chaque vecteur énergétique décarboné, en mettant en évidence les compromis technologiques et énergétiques qu'implique leur intégration dans l'aviation. Dans un second temps, nous présenterons les modèles de production correspondants, ainsi que le coût énergétique associé à leur production. Enfin, nous aborderons les besoins en matériaux indispensables à la mise en œuvre de ces vecteurs.

1.1 État de l'art sur les vecteurs énergétiques décarbonés

Cette section s'organise en trois parties principales. Tout d'abord, une rétrospective sur l'introduction du kérosène dans l'aviation sera réalisée, mettant en perspective son rôle historique, ses performances et ses limites environnementales. Ensuite, une analyse des vecteurs énergétiques alternatifs permettra d'examiner leurs propriétés physiques, leur viabilité technique ainsi que leur impact environnemental. Enfin, une présentation des systèmes de propulsion compatibles avec ces vecteurs énergétiques viendra compléter cette étude.

1.1.1 Kérosène

Avant les années 1950, l'aviation commerciale reposait essentiellement sur des avions équipés de moteurs à piston fonctionnant à l'essence aviation (AVGAS 100LL). Ces moteurs, adaptés aux vols à basse altitude et à des vitesses modérées, généralement inférieures à 300-400 km/h en raison des contraintes aérodynamiques liées à l'hélice, nécessitaient un carburant spécifique répondant aux exigences de leur mode de fonctionnement.

L'essor des moteurs à turbine à gaz (*turbojet*) après la Seconde Guerre mondiale a marqué une rupture technologique majeure, initiant une transition vers une aviation plus performante, qui s'est ensuite poursuivie avec le développement des moteurs *turbofan*. Capables d'atteindre des altitudes plus élevées et des vitesses bien supérieures, souvent au-delà de 700 km/h, ces moteurs nécessitaient un carburant offrant une meilleure stabilité thermique et une volatilité maîtrisée. Or, l'AVGAS 100LL, avec son large intervalle de température d'ébullition (Tab. 1.1) et son point d'inflammation très bas de -40°C, s'est révélé inadapté aux nouvelles exigences. À haute altitude, où les pressions chutent drastiquement, son évaporation rapide pouvait entraîner des dysfonctionnements, tandis que sa volatilité accrue augmentait considérablement les risques d'incendie. Ces contraintes ont conduit à l'adoption d'un carburant mieux adapté aux turbines à gaz : le kérosène, dont les propriétés thermophysiques (Tab. 1.1) garantissaient à la fois sécurité et efficacité dans les environnements extrêmes des vols à haute altitude [12].

Propriété	Essence aviation	Kérosène	Unité
Type de moteur	Moteurs à piston[1]	Moteurs à réaction[2]	
Plage de vitesse	$<$ 300-400	$>$700	km/h
Densité énergétique	44,65	43,1	MJ/kg
Masse volumique à 15°C	721-748	775-840	kg/m^3
Température d'ébullition	30 - 170	150 - 300	°C
Point d'inflammation	-40	$>$ 38	°C

Table 1.1 – Comparaison entre l'essence aviation et le kérosène [12, 13].

Grâce à ses propriétés (Tab. 1.1) et son faible coût de production et d'approvisionnement, le kérosène d'origine fossile s'est imposé comme le principal vecteur énergétique des aéronefs modernes, offrant une densité énergétique élevée et une compatibilité optimale avec les moteurs à turbine à gaz. De plus le kérosène, stable à pression et température ambiante, est directement stocké dans la structure de l'avion, notamment dans les ailes, sans nécessiter de structures supplémentaires. Cependant son utilisation présente un inconvénient majeur : la combustion du kérosène dans les systèmes de propulsion thermique entraîne des émissions de gaz à effet de serre et de vapeur d'eau, contribuant ainsi au réchauffement climatique.

1. Avant 1950
2. Après la 2ème guerre mondiale

Pour répondre à cet enjeu environnemental, plusieurs solutions sont étudiées dans la littérature [46, 47, 48, 49, 50, 3], notamment l'utilisation de vecteurs énergétiques décarbonés en remplacement du kérosène d'origine fossile.

1.1.2 Les principaux vecteurs énergétiques décarbonés

Parmi les alternatives au kérosène d'origine fossile, plusieurs vecteurs énergétiques sont explorés, notamment le méthane, l'ammoniac, l'électricité, l'hydrogène et les carburants de synthèse. Chacun présente des avantages et des contraintes en matière de performance, de stockage, de production, d'infrastructure et d'impact environnemental. Cependant, les efforts en faveur de la neutralité carbone du transport aérien à l'horizon 2050 sont mis prioritairement sur l'électricité, l'hydrogène et les carburants de synthèse. Ainsi, dans cette Sec. 1.1.2, nous examinerons les avantages et les limites de ces trois vecteurs énergétiques et leur potentiel de substitution au kérosène d'origine fossile.

1.1.2.1 L'électricité

L'électricité s'impose aujourd'hui comme un vecteur énergétique particulièrement prometteur pour la décarbonation de l'aviation, notamment en raison, de l'absence totale d'émissions de CO_2 et de NO_x en phase de vol pour les avions alimentés par ce vecteur [56, 57].

Son usage dans l'aviation repose sur différents systèmes de stockage [58], parmi lesquels les batteries occupent une place centrale. Ces dernières représentent actuellement la principale solution de stockage d'énergie pour l'aviation électrique, comme en témoignent les avions tels que Alice de la société Eviation (Fig.(1.1a)) ou encore eDA40 du constructeur Diamond Aircraft (Fig.(1.1b)), spécifiquement conçus pour fonctionner exclusivement grâce à cette technologie. Ces avions présentent par ailleurs un rendement énergétique élevé, puisqu'environ 90% de l'énergie contenue dans les batteries est effectivement utilisée pour la propulsion et les systèmes de bord.



(a) Alice.



(b) eDA40.

FIGURE 1.1 – Avion tout électrique.

Les performances de l'électricité en tant que vecteur énergétique dépendent directement des caractéristiques de la batterie qui la stocke. Celles-ci s'évaluent au travers plusieurs paramètres clés : la densité énergétique massique, la densité de puissance, la durée de vie du système, ainsi que les performances en matière de charge et de décharge. Lorsque le contexte est clair et sans ambiguïté, le terme "densité énergétique" suffira. Dans le cas contraire, il conviendra de préciser "densité énergétique massique" pour éviter toute confusion.
La densité énergétique de la batterie (γ_{Bat}), qui mesure la quantité d'énergie stockée par unité de masse, est un critère essentiel pour assurer une autonomie suffisante tout en minimisant la masse de batterie embarquée. Elle est généralement exprimée en Wh/kg ou MJ/kg. Aujourd'hui, les batteries lithium-ion, qui dominent le marché des applications de stockage d'énergie, affichent une densité énergétique comprise entre 0,72 et 1,44 MJ/kg (200 et 400 Wh/kg). Comparée au kérosène, la batterie présente un handicap majeur en matière de masse. Pour un contenu énergétique équivalent à 43 MJ (à titre d'exemple), il faut en effet une batterie de 60 kg (à 0,72 MJ/kg) ou de 30 kg (à 1,44 MJ/kg), contre seulement 1 kg de carburant dans le cas du kérosène. Cette contrainte constitue un défi majeur pour l'aviation, où la masse embarquée impacte directement l'autonomie et la consommation énergétique des avions.
La densité de puissance, quant à elle, détermine la capacité de la batterie à fournir rapidement l'énergie nécessaire au décollage et aux phases de vol nécessitant une forte puissance. Le rendement énergétique influence directement les performances globales du système propulsif, en optimisant la conversion et l'utilisation de l'énergie disponible.
Enfin, la durée de vie des batteries joue un rôle fondamental dans la viabilité opérationnelle des avions alimentés par les batteries (avions tout électrique), impactant leur fréquence de remplacement. Elle varie pour les batteries lithium-ion entre 500 et 3000 cycles, un cycle correspondant à une décharge complète suivie d'une recharge. Les performances de décharge de la batterie, elles, sont réduites lorsque les avions tout électrique sont confrontés à des températures extrêmement basses (une perte de puissance de décharge jusqu'à 50% à -20°C) [59].

En conclusion, l'usage de l'électricité dans l'aviation reste aujourd'hui contraint par les performances limitées des batteries, en particulier leur faible densité énergétique. Cette limitation impacte directement l'autonomie des avions électriques, restreignant leur rayon d'action à des distances relativement courtes. À titre d'exemple, l'avion Alice, l'un des modèles les plus avancés dans ce domaine, affiche une autonomie d'environ 450 km, ce qui illustre bien les défis actuels pour une utilisation à plus grande échelle. Toutefois, les progrès attendus en matière de densité énergétique pourraient modifier cette perspective : des recherches en cours prévoient en effet d'atteindre une densité de 5,76 MJ/kg (1600 Wh/kg) à l'horizon 2050 [23], ouvrant ainsi la voie à une extension du champ d'application de l'aviation électrique.

1.1.2.2 L'hydrogène

L'hydrogène représente une possibilité prometteuse face au kérosène pour la décarbonation de l'aviation. Il peut être exploité de deux façons distinctes : soit comme source d'énergie dans une pile à combustible, soit comme combustible dans un moteur thermique. Dans les deux cas, son utilisation n'entraîne aucune émission de CO_2 en vol. Toutefois, lorsqu'il est brûlé dans un moteur thermique, il génère des émissions de NO_x et de la vapeur d'eau, tandis que l'utilisation en pile à combustible ne produit que de la vapeur d'eau [60, 56, 57].

Au-délà de ces avantages, l'hydrogène se distingue également par sa densité énergétique massique élevée, atteignant 120 MJ/kg, soit environ 2,8 fois celle du kérosène. À masse égale, il renferme donc une quantité d'énergie bien supérieure. Cependant, cet atout est contrebalancé par sa faible densité énergétique volumique qui dépend des conditions de température et de pression. À pression et température ambiantes (1bar, 15°C), l'hydrogène est un gaz extrêmement peu dense, avec une densité énergétique volumique d'environ 0,01 MJ/litre . À ce stade, son stockage est difficilement praticable pour les applications aéronautiques, car il nécessiterait un volume beaucoup trop important. Cependant, comprimer l'hydrogène à 700 bars permet d'augmenter sa densité énergétique volumique à 5,6 MJ/litre, ce qui représente une amélioration significative. Néanmoins, cette valeur reste largement inférieure à celle du kérosène, qui atteint 34,6 MJ/litre. Si cette technologie est utilisée pour les véhicules terrestres, son application en aviation demeure contraignante en raison du volume et de la masse des réservoirs nécessaires pour son utilisation. Liquéfier l'hydrogène à -253°C améliore encore cette densité énergétique volumique, atteignant 8,6 MJ/litre. Bien qu'elle reste inférieure à celle du kérosène (pour stocker 43 MJ, il faut environ 5 litres d'hydrogène liquide contre seulement 1,17 litre de kérosène), cette forme est aujourd'hui privilégiée pour l'aviation. En effet, elle permet de réduire significativement le volume de stockage et la masse des réservoirs par rapport à l'hydrogène gazeux ou comprimé.

Les défis du stockage de l'hydrogène liquide

À une température de 20 K (-253°C), l'hydrogène est à l'état liquide. Toute élévation de température au-delà de ce seuil provoque son évaporation progressive (*boil-off*), tandis qu'une descente en dessous de 10 K entraîne sa solidification (Fig. 1.2).

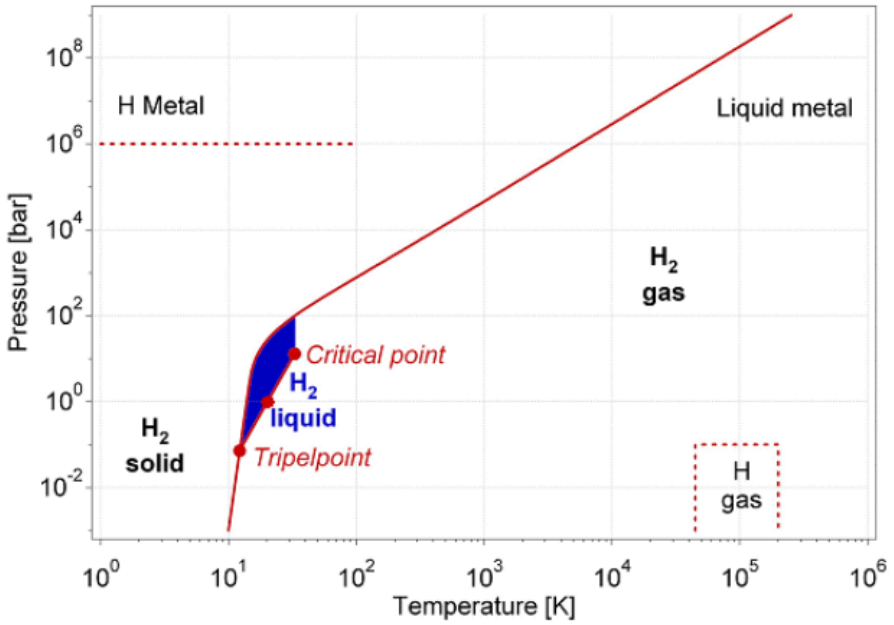


FIGURE 1.2 – Diagramme de phase de l'hydrogène [4].

En raison de cette extrême sensibilité thermique, le stockage de l'hydrogène liquide nécessite des réservoirs cryogéniques spécialement conçus pour maintenir la température cryogénique et minimiser les pertes énergétiques. L'un des enjeux de ces réservoirs est leur masse et leur forme, qui influence directement la performance globale du système. Pour évaluer leur efficacité en termes de rapport masse-stockage, on utilise l'indice gravimétrique du réservoir (ξ), un paramètre clé qui mesure la proportion de la masse d'hydrogène liquide stockée par rapport à la masse totale du système de stockage.

$$\xi = \frac{m_{LH_2}}{m_{LH_2} + m_{TankSystem_{LH_2}}} \tag{1.1}$$

Où m_{LH_2}, $m_{TankSystem_{LH_2}}$ représentent respectivement la masse de l'hydrogène liquide et la masse du réservoir. Une valeur élevée de ξ est préférable, car elle indique que le système de stockage est plus léger par rapport à la masse d'hydrogène liquide transportée, ce qui réduit la masse maximale au décollage et améliore la performance énergétique de l'avion.

Actuellement, les réservoirs cryogéniques pleins affichent un indice gravimétrique d'environ 20%, tandis que celui des réservoirs d'hydrogène comprimé à 700 bars est encore plus faible, avoisinant 5% [60, 61].

Enjeux associés à l'intégration de l'hydrogène dans les infrastructures aéroportuaires.
Historiquement, l'utilisation de l'essence aviation ne nécessitait pas d'infrastructures spé-

cifiques, car ce carburant était relativement simple à manipuler. Le ravitaillement s'effectuait généralement à l'aide de barils ou de camions-citernes, dans des conditions logistiques peu contraignantes et avec des exigences de sécurité limitées [62].

L'augmentation du trafic aérien et la croissance des besoins en carburant particulièrement en kérosène dans les années 80-90, ont marqué une rupture majeure dans la chaîne logistique aéroportuaire. Les aéroports ont dû développer des infrastructures de stockage, de distribution et de ravitaillement. Ces installations ont été conçues pour répondre à des exigences de plus en plus strictes : «garantir la qualité du carburant en respectant les normes de production et la conformité de sa composition, assurer un approvisionnement fiable et continu, réduire les temps de ravitaillement, se conformer aux réglementations environnementales, notamment celles relatives à la protection de la qualité des eaux souterraines, et surtout, maintenir un haut niveau de sécurité opérationnelle afin de prévenir tout risque d'explosion ou d'incendie» [62].

Dans cette perspective, l'introduction de l'hydrogène liquide comme vecteur énergétique pour l'aviation bas carbone s'inscrit dans la continuité de ces enjeux logistiques et sécuritaires, mais en les complexifiant. Contrairement au kérosène, l'hydrogène liquide possède des propriétés physiques et chimiques particulières : il est extrêmement inflammable, nécessite un stockage à très basse température, et requiert des normes de sécurité strictes pour limiter les risques d'explosion, de fuites ou de brûlures. Ces contraintes pourraient exiger la mise en place de nouvelles infrastructures spécifiques de stockage et de ravitaillement, avec un impact direct sur l'organisation spatiale de la plateforme aéroportuaire, notamment en terme de surface mobilisée.

En conclusion, bien que l'hydrogène liquide constitue une option prometteuse pour répondre aux besoins en transport aérien tout en réduisant les émissions, son déploiement reste aujourd'hui freiné par plusieurs défis majeurs. Parmi ceux-ci figurent les contraintes liées au stockage embarqué dans les avions ainsi que les exigences techniques et logistiques du stockage et du ravitaillement en hydrogène liquide dans les aéroports.

1.1.2.3 Les carburants de synthèse

Les carburants de synthèse désignent principalement le kérosène produit soit à partir de biomasse, auquel cas on parle de biocarburant, soit à partir de dioxyde de carbone capté, soit directement dans l'atmosphère (DAC – *Direct Air Capture*), soit à la sortie d'installations industrielles. Dans ce second cas, on parle alors d'électrocarburants.

La différence fondamentale entre les carburants de synthèse et le kérosène fossile réside dans l'origine du carbone. Le kérosène fossile libère dans l'atmosphère un carbone fossile stocké depuis des millions d'années, augmentant ainsi la concentration nette de CO_2 dans l'atmosphère. En revanche, les carburants de synthèse peuvent, sous certaines conditions, s'inscrire dans un cycle fermé du carbone : le CO_2 libéré lors de leur combustion correspond alors au CO_2 préalablement capté, soit par la biomasse dans le cas des biocarburants, soit

par capture directe dans l'air pour les électrocarburants [42].

Plusieurs études d'analyse du cycle de vie ont mis en évidence une réduction significative des émissions de CO_2, ainsi que des effets non-CO_2 liés à la combustion des carburants de synthèse [63, 64, 65, 66, 67].

Un autre atout majeur des carburants de synthèse, en comparaison avec l'hydrogène, réside dans leur compatibilité avec les infrastructures et les technologies existantes. Lorsqu'ils répondent à certaines normes de composition et de performance (densité énergétique, point d'inflammation, teneur en aromatiques et en hydrocarbures cycliques etc...), ils peuvent être utilisés directement dans les moteurs actuels, sans modification des systèmes de propulsion, des procédures de ravitaillement ou des installations de stockage. On les qualifie alors de carburants *drop-in*.

Cependant, tous les carburants de synthèse ne présentent pas toujours une composition parfaitement équivalente à celle du kérosène. Certains peuvent être déficients en composés aromatiques, qui jouent un rôle dans l'étanchéité des circuits de carburant. Dans de tels cas, ces carburants peuvent être mélangés au kérosène fossile afin que le mélange final respecte les spécifications *drop-in*, ou bien des adaptations des moteurs peuvent être réalisées pour permettre leur utilisation directe.

Ces résultats positionnent ces carburants comme une alternative particulièrement intéressantes, notamment ceux de type *drop-in*, car ils sont compatibles avec les infrastructures aéroportuaires existantes et ne nécessitent pas de modifications sur la conception des avions. Cela contraste avec les autres vecteurs énergétiques évoqués précédemment, qui impliquent des adaptations majeures au niveau de l'avion. L'impact de ces différents vecteurs sur la conception des avions sera approfondi dans le chapitre 2.

Cependant, si ces carburants de synthèse présentent des avantages indéniables, une question essentielle demeure : leur production est-elle aujourd'hui suffisante pour répondre aux besoins du transport aérien à grande échelle ?

Nous allons à présent examiner la capacité de production associée à chacun des vecteurs énergétiques étudiés, ainsi que les enjeux énergétiques qui en découlent.

1.2 Modèles de production d'énergie

1.2.1 Électricité

Dans un contexte de transition énergétique, l'objectif de neutralité carbone implique que l'électricité soit issue, dans la mesure du possible, de sources renouvelables. Le déploiement massif des énergies renouvelables est ainsi présenté comme un levier central pour décarboner les systèmes de transport en particulier l'aviation.

Cependant, le concept même d'énergies renouvelables peut prêter à confusion. Par définition, l'énergie renouvelable désigne toute forme d'énergie issue de ressources naturelles considérées comme inépuisables à l'échelle humaine et capables de se régénérer naturel-

lement sur une période courte. Contrairement aux énergies fossiles, qui nécessitent des millions d'années pour se former, les sources renouvelables se renouvellent à un rythme suffisant pour permettre une exploitation soutenable [68].

Selon la directive européenne RED II (2018/2001/UE) [68], les sources d'énergies renouvelables comprennent notamment l'énergie solaire (photovoltaïque et thermique), l'énergie éolienne (à la fois terrestre et *offshore*), l'énergie hydraulique (grande et petite hydroélectricité), l'énergie géothermique, ainsi que la biomasse, incluant les résidus agricoles et forestiers, les déchets organiques et les cultures énergétiques dédiées. S'ajoutent également les énergies marines, telles que la houle, les marées et les gradients thermiques ou salins.

Dans le cadre de cette thèse, chaque fois que l'électricité est requise, qu'il s'agisse de l'alimentation des batteries, ou d'un usage indirect pour la production d'hydrogène ou de carburants de synthèse, elle est systématiquement considérée comme issue de sources renouvelables. Une attention particulière est portée à l'électricité d'origine solaire et éolienne, deux sources à la fois abondantes, technologiquement matures et particulièrement adaptées à une logique de déploiement local.

Ce choix vise à garantir une cohérence géographique entre les sites de production d'électricité renouvelable et ceux de conversion énergétique, un paramètre essentiel pour limiter les coûts logistiques et optimiser les infrastructures.

L'approche localisée poursuit un double objectif : réduire, d'une part, les pertes physiques et environnementales liées au transport longue distance des vecteurs énergétiques (ces pertes représentent, selon le Réseau de Transport d'Électricité [1] entre 2% et 3% de l'électricité acheminée) et, d'autre part, renforcer la résilience énergétique des territoires en valorisant leurs ressources renouvelables locales.

1.2.1.1 Energie éolienne

L'énergie éolienne correspond à l'énergie du vent qui sera convertie en électricité au travers d'une éolienne. Cette énergie est intermittente c'est-à-dire qu'elle n'est pas produite à la demande mais selon les conditions météorologiques.

L'éolienne constitue le dispositif technologique chargé d'assurer cette conversion. Elle commence généralement à produire de l'électricité lorsque la vitesse du vent dépasse environ 10 km/h, soit environ 2,8 m/s [69]. Deux paramètres principaux caractérisent son fonctionnement : la puissance nominale, également appelée puissance crête, et le rendement. La puissance nominale correspond à la puissance électrique maximale que l'éolienne peut fournir lorsque les conditions de vent sont optimales (entre 10 et 15 m/s [69]). Elle s'exprime à l'aide de la formule suivante [70] :

$$P_{c,eo} = \eta_{\text{eol}} \times \frac{1}{2}\pi R^2 \rho v^3 \tag{1.2}$$

1. https ://www.rte-france.com/riverains/deperditions-denergies-ou-pertes-en-ligne-un-phenomene-naturel

où $P_{c,eo}$ est la puissance crête en Watts, η_{eol} le rendement global de conversion de l'éolienne, R le rayon du rotor, ρ la masse volumique de l'air (en général 1,225 kg/m^2 au niveau de la mer), et v la vitesse du vent.

En pratique, une éolienne ne fonctionne pas toujours à sa puissance maximale. Sa production réelle dépend notamment des conditions locales de vent et, comme tout système, ainsi que des arrêts pour maintenance et des pertes techniques liées au rendement des systèmes. Pour estimer cette production effective, on utilise le facteur de charge, noté $\eta_{\text{fdc}_{eo}}$, qui représente le rapport entre l'énergie effectivement produite sur une période donnée, généralement une année, et l'énergie qu'elle aurait pu produire si elle avait fonctionné à puissance nominale en continu. Ainsi, la puissance produite $P_{p,eo}$ peut s'estimer selon l'équation suivante :

$$P_{p,eo} = \eta_{\text{fdc}_{eo}} \times P_c \tag{1.3}$$

Le facteur de charge varie fortement en fonction du type d'éolienne et de son implantation géographique. Les éoliennes installées sur terre, dites *onshore*, affichent généralement une puissance nominale comprise entre 1,8 et 3 MW. En comparaison, les éoliennes offshore, installées en mer ont une puissance nominale allant de 8 à 15 MW.

Ce qu'il faut retenir 1.2.1.1

La production d'électricité annuelle E_{eo} (en Wh) à partir d'une **éolienne** est calculée à l'aide de l'équation (1.4)

$$E_{eo} = P_{p,eo} \times 24 \times 365 \quad \text{avec} \quad P_{p,eo} = \eta_{\text{fdc}_{eo}} \times P_c \tag{1.4}$$

1.2.1.2 Énergie solaire

L'énergie solaire désigne l'énergie provenant du rayonnement électromagnétique émis par le Soleil et reçu sur la Terre. Elle peut être exploitée selon deux grandes voies technologiques : la conversion directe en électricité à l'aide de panneaux photovoltaïques, ou la transformation en chaleur via des systèmes de solaire thermique ou thermodynamique à concentration. Dans le cadre de cette thèse, nous nous concentrons exclusivement sur la production d'électricité à partir de panneaux photovoltaïques.

Ce choix s'explique par plusieurs raisons. D'une part, les technologies photovoltaïques présentent un niveau élevé de maturité, une modularité et une flexibilité d'installation qui les rendent particulièrement adaptées à une production d'électricité décentralisée et locale. D'autre part, elles peuvent être déployées rapidement, avec des infrastructures relativement légères, ce qui permet une intégration directe à proximité des lieux de transformation énergétique, comme les sites de production de vecteurs énergétiques.

Panneau photovoltaïque

Les panneaux photovoltaïques (PV) sont des technologies permettant de convertir l'énergie lumineuse issue du rayonnement solaire en électricité grâce à des cellules spécifiques.

Les PV sont définis principalement par leur rendement, noté η_{pv}, ainsi que par leur puissance crête, $P_{c,pv}$. Cette dernière représente la puissance maximale que le panneau peut produire dans des conditions standardisées (irradiance de 1000 W/m^2 et température de cellule de 25°C). Elle s'exprime selon la relation :

$$P_{c,pv} = \eta_{pv} \times A \times G \tag{1.5}$$

où A est la surface du panneau exprimée en mètres carrés, et G l'irradiance solaire standard (1000 W/m^2). Toutefois, dans des conditions réelles, la puissance effectivement produite, notée $P_{p,pv}$, dépend d'un paramètre important : le facteur de charge $\eta_{\text{fdc}_{pv}}$ (compris entre 0 et 1), qui exprime le rapport entre la production réelle sur une période donnée (généralement annuelle) et la production théorique si le panneau avait fonctionné en continu à sa puissance maximale. Cette production réelle s'exprime donc par :

$$P_{p,pv} = \eta_{\text{fdc}_{pv}} \times P_{c,pv} \tag{1.6}$$

Ce qu'il faut retenir 1.2.1.2

La production d'électricité annuelle E_{pv} (en Wh) à partir d'un **panneau photovoltaïque** est calculée à l'aide de l'équation (1.7)

$$E_{pv} = P_{p,pv} \times 24 \times 365 \quad \text{avec} \quad P_{p,pv} = \eta_{\text{fdc}_{pv}} \times P_{c,pv} \tag{1.7}$$

1.2.2 Hydrogène liquide

La production de l'hydrogène liquide est obtenu au travers un processus en deux étapes : la production initiale d'hydrogène sous forme gazeuse, suivie de sa liquéfaction à très basse température (environ –253°C). Dans ce chapitre, sauf mention explicite, le terme hydrogène fera référence à sa forme gazeuse dès lors qu'aucune ambiguïté ne subsiste.

1.2.2.1 L'hydrogène

L'hydrogène est une ressource que l'on retrouve dans diverses sources naturelles, notamment l'eau, la biomasse et les hydrocarbures fossiles. Sa production repose sur plusieurs procédés, que la littérature classe en cinq grandes catégories [71, 72, 73, 74]. Le premier procédé est l'électrolyse, qui consiste à convertir l'énergie électrique en énergie chimique en décomposant une substance, le plus souvent de l'eau douce, de l'eau salée, du méthane ou des hydrocarbures, en ses éléments constitutifs grâce à un courant électrique. Le rendement énergétique de ce procédé, défini comme le rapport entre l'énergie chimique

stockée dans l'hydrogène produit et l'énergie électrique consommée, se situe entre 50 et 70% [75, 76, 77, 78, 79]. Le second procédé, la photolyse, repose sur une réaction chimique de décomposition déclenchée par l'absorption de lumière (généralement dans le spectre visible ou ultraviolet) [80]. L'énergie lumineuse permet de rompre les liaisons chimiques d'une molécule, comme celle de l'eau, pour produire de l'hydrogène. L'efficacité de conversion de l'énergie lumineuse en énergie chimique lors de ce processus reste toutefois très faible, inférieure à 1% [81, 75, 82, 83]. Une troisième voie est la biolyse (par exemple la fermentation sombre), qui mobilise certaines bactéries (comme celles du genre Clostridium) ou microalgues capables de décomposer l'eau ou la biomasse en conditions contrôlées, pour générer de l'hydrogène par voie biologique. Le rendement énergétique de ce procédé, défini comme le rapport entre l'énergie contenue dans l'hydrogène produit et l'énergie investie (lumineuse, thermique ou électrique), est inférieure ou égale à 80% [81, 75, 82, 83]. Une quatrième voie est la thermolyse, qui repose sur la décomposition de substances telles que l'eau, la biomasse ou les combustibles fossiles à très haute température. Cette réaction thermique, réalisée sans oxygène ni catalyseur, permet de produire de l'hydrogène par rupture des liaisons chimiques sous l'effet de la chaleur. Le rendement énergétique de la thermolyse se définit comme le rapport entre l'énergie chimique contenue dans l'hydrogène produit et l'énergie thermique fournie pour provoquer la décomposition. Enfin, une autre voie proche est le procédé thermochimique, qui fonctionne selon un principe similaire à la thermolyse mais avec l'ajout de catalyseurs et parfois de cycles chimiques pour améliorer l'efficacité. Parmi les procédés thermochimiques couramment utilisés, on peut citer le reformage à la vapeur (steam reforming), le reformage autothermal (autothermal reforming) et le reformage par plasma (plasma reforming). Le rendement énergétique d'un procédé thermochimique se définit comme le rapport entre l'énergie contenue dans l'hydrogène produit et l'énergie totale fournie au procédé (chaleur, électricité ou autres formes d'énergie nécessaires à la réaction), et il est généralement inférieur ou égal à 85% [81, 75, 82, 83].

Parmi ces différentes voies de production d'hydrogène, l'électrolyse de l'eau apparaît comme la plus respectueuse de l'environnement, en particulier lorsqu'elle est alimentée par de l'électricité issue de sources renouvelables. Contrairement aux procédés conventionnels fondés sur les combustibles fossiles, qui émettent du CO_2, l'électrolyse ne génère que de l'oxygène comme sous-produit. Elle constitue donc une option stratégique pour la décarbonation des transports, en particulier dans le secteur aérien. Dans ce contexte, le modèle de production d'hydrogène adopté repose sur le procédé d'électrolyse de l'eau, en considérant le rendement énergétique du système comme principal paramètre de modélisation. Ce rendement est fixé à 66,5%, correspondant à la valeur estimée pour l'année 2020 par Soler [24].

1.2.2.2 Liquéfaction de l'hydrogène

La liquéfaction de l'hydrogène est un processus permettant de transformer l'hydrogène gazeux en hydrogène liquide en le refroidissant en dessous de son point d'ébullition,

fixé à -253°C à pression atmosphérique. Ce procédé nécessite un apport électrique important : les meilleures installations industrielles actuelles consomment environ 36 MJ/kg de LH_2 [84], soit près d'un tiers du pouvoir calorifique de l'hydrogène, ce qui constitue un frein à son développement. Pour limiter cette consommation, plusieurs concepts ont été développés, permettant théoriquement de réduire l'énergie spécifique nécessaire jusqu'à 25,2 MJ/kg [85, 86], soit environ 20% du pouvoir calorifique de l'hydrogène. Cette consommation électrique spécifique constitue donc un indicateur clé de performance des unités de liquéfaction. Elle est utilisée pour modéliser les besoins électriques liés à la liquéfaction de l'hydrogène gazeux, et nous retenons la valeur de 36 MJ/kg, correspondant aux performances des meilleures installations industrielles. Par ailleurs, nous supposons qu'une perte par évaporation équivalente à 0,5% de l'hydrogène produit survient au cours du processus. Cette hypothèse tient compte des limitations techniques actuelles liées à la cryogénie, notamment les pertes thermiques inévitables lors de la compression, du refroidissement et du stockage à très basse température.

Ce qu'il faut retenir 1.2.2

La production d'un mégajoule (1 MJ soit 278 Wh) d'hydrogène liquide, soit environ 0,00833 kg de LH_2, **requiert** 1,01 MJ d'hydrogène gazeux et **1,82 MJ d'électricité**. Parmi cette énergie, 1,52 MJ est utilisée pour produire l'hydrogène gazeux par électrolyse de l'eau, et 0,3 MJ pour sa liquéfaction. Durant cette dernière étape, environ 0,01 MJ d'hydrogène s'évapore. Le rendement énergétique global s'établit ainsi à 55,4%, défini comme le rapport entre l'énergie contenue dans l'hydrogène liquide produit et l'énergie électrique consommée (Fig.(1.3)).

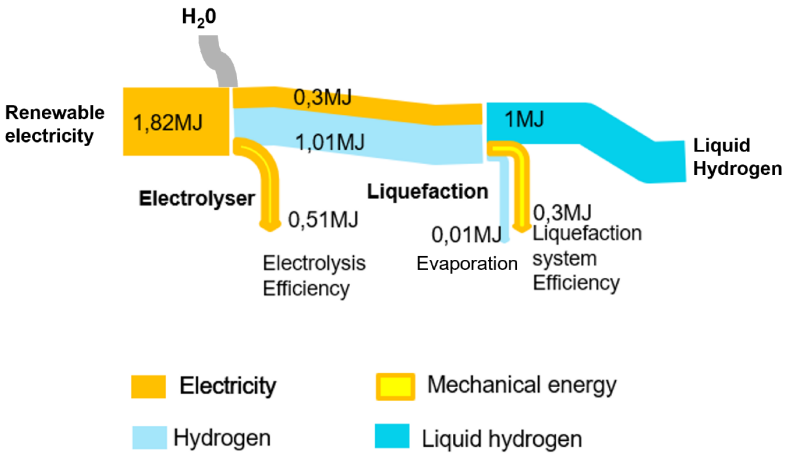


FIGURE 1.3 – Représentation du processus de production d'hydrogène liquide.

1.2.3 Les carburants de synthèse

1.2.3.1 Biocarburant

Il existe plusieurs voies technologiques pour la production de biocarburants. Parmi l'ensemble de ces procédés, seuls quatre sont actuellement certifiés par l'ASTM (American Society for Testing and Materials) pour une utilisation dans l'aviation : les voies HEFA, FT, ATJ et CH.

La voie HEFA (Hydrogenated Esters and Fatty Acids) est «un procédé d'hydrotraitement des triglycérides, des acides gras saturés ou insaturés des huiles végétales, des huiles de cuisson usagées, des graisses animales» [87] ainsi que les huiles extraites de micro-algues pour produire des biocarburant [88]. C'est également la technologie de conversion la plus mature [89, 90].

La voie Fischer-Tropsch (FT) s'applique également à la production de biocarburants à partir de gaz de synthèse (mélange de plusieurs éléments dont les principaux sont l'hydrogène (H_2) et le monoxyde de carbone(CO)), obtenu par gazéification de la biomasse (résidus agricoles, biomasse forestière et déchets ménagers solides). Outre le kérosène, cette synthèse de Fischer-Tropsch génère également d'autres hydrocarbures comme le diesel. Afin d'augmenter la part de kérosène dans le mélange final, le procédé est généralement complété par une étape d'hydrotraitement, en particulier par hydrocraquage [87].

La voie CH (Catalytic Hydrothermolysis) est une voie de conversion des algues ou des plantes oléagineuses en biocarburant [87].

Enfin, la voie ATJ (Alcohol to Jet) transforme directement les alcools issus de la biomasse en biocarburant, en passant par une série de réactions chimiques et de traitements catalytiques [87].

Parmi les quatre filières de production, les voies HEFA et FT sont aujourd'hui les plus matures sur le plan technologique. Notre modélisation se concentrera donc sur ces deux procédés.

La voie HEFA se distingue par un rendement énergétique particulièrement élevé, défini comme le rapport entre l'énergie contenue dans le biocarburant produit et l'énergie contenue dans la biomasse initialement utilisée. Ce rendement atteint en moyenne 86% lorsque la biomasse de départ est une huile végétale, dont le pouvoir calorifique est d'environ 37 MJ/kg [91, 92, 93, 94]. En termes de consommation énergétique, la production d'un mégajoule (MJ) de biocarburant via la voie HEFA nécessite en moyenne seulement 0,005 MJ d'électricité. De plus, les besoins en hydrogène sont également très limités : il suffit d'apporter 0,0000097 MJ d'H_2 par MJ de biocarburant soit 34 mg de H_2 pour 1 kg de biocarburant [92].

À l'inverse, la voie Fischer-Tropsch présente un rendement massique de 36,4% [24]. Ce rendement est calculé comme le rapport entre la masse de carburant produit et la masse de gaz de synthèse consommée. La performance du procédé FT dépend fortement de la composition du gaz de synthèse, en particulier du rapport molaire H_2/CO, c'est-à-dire le rapport entre le nombre de moles d'hydrogène et de monoxyde de carbone dans le mélange.

Ce rapport influence directement la conversion des gaz en hydrocarbures lors des réactions de synthèse FT. Dans notre étude, le rapport choisi est de 2 :1, proportion considérée comme optimale pour maximiser la conversion du gaz de synthèse en carburant [95]. En termes d'énergie, la production d'un MJ de biocarburant par voie FT requiert en moyenne 0,0161 MJ d'électricité, ainsi qu'une quantité d'hydrogène dont l'énergie interne équivaut à 0,0121 MJ par MJ de biocarburant produit [24]. Il est important de noter que ce besoin électrique ne prend pas en compte la gazéification de la biomasse en gaz de synthèse, étape qui constituera une perspective pour la suite de ces travaux.

1.2.3.2 Analyse de la disponibilité de la biomasse

L'évaluation de la viabilité des biocarburants repose sur plusieurs critères essentiels, dont la sécurité alimentaire constitue l'un des plus critiques [96].

Selon la Banque mondiale, la sécurité alimentaire se définit comme «un accès stable et durable à une alimentation suffisante, nutritive et saine, indispensable au maintien de la santé des populations» [97]. Cette sécurité peut être menacée lorsque certaines biomasses, telles que les huiles de palme ou de soja, le sucre, le maïs, le blé ou l'amidon, sont réorientées vers la production de biocarburants. Ces matières premières, en entrant en concurrence directe avec les cultures alimentaires, risquent d'aggraver l'insécurité alimentaire, en particulier dans les régions déjà vulnérables [98]. Pour cette raison, leur usage pour la production de biocarburants est désormais proscrit dans de nombreuses réglementations.

Face à ces enjeux, les biocarburants issus de matières premières alternatives, comme les huiles de cuisson usagées, les graisses animales, les résidus forestiers, les déchets solides ou encore certaines plantes non alimentaires telles que la caméline, le carthame ou le jatropha, apparaissent comme des solutions plus durables [99]. Toutefois, un défi majeur demeure : produire cette biomasse sans compromettre l'utilisation des terres agricoles destinées à l'alimentation ni celle des espaces naturels.

L'une des pistes étudiées consiste à exploiter les terres dites marginales, des zones inadaptées à l'agriculture conventionnelle mais potentiellement utilisables pour cultiver des biomasses énergétiques. Cette approche soulève cependant des questions : quelle est l'étendue réelle de ces terres à l'échelle mondiale ? Et surtout, leur exploitation est-elle suffisante et soutenable pour répondre à la demande croissante en biocarburants, sans générer de nouveaux déséquilibres sociaux ou environnementaux ?

Dans ce contexte, les algues se positionnent comme une alternative de plus en plus étudiée et prometteuse [100, 101, 102]. Ces organismes photosynthétiques présentent de nombreux atouts : une croissance rapide, une productivité lipidique élevée, une capacité à capturer le CO_2, une faible exigence en ressources agricoles (eau douce, engrais, terres arables) et l'absence de concurrence avec les filières alimentaires. En outre, les algues peuvent être cultivées dans des milieux impropres à l'agriculture (eaux usées, bassins salins, effluents industriels), ce qui en fait une solution pour une production durable de

biocarburants à grande échelle.

Pour conclure, de nombreuses pistes de recherche sont actuellement en cours de développement afin de rendre possible la production de biocarburants à grande échelle, de manière durable. Ces efforts visent à surmonter les limites liées à la disponibilité des ressources, à l'utilisation des terres agricoles, ainsi qu'aux impacts environnementaux potentiels.

Ce qu'il faut retenir 1.2.3.1

La production d'un mégajoule de biocarburant (soit 0,023 kg) **nécessite**, comme illustré à la Fig. 1.4 :

- **Voie HEFA** : **0,00514 MJ d'électricité**, 1,162 MJ d'huile végétale et 0,000097 MJ d'hydrogène gazeux ;
- **Voie FT** : **0,034 MJ d'électricité** et 0,0121 MJ d'hydrogène gazeux. À noter que la consommation électrique liée à la gazéification de la biomasse n'est pas prise en compte dans ce calcul.

Ainsi, du point de vue de la consommation électrique, la voie HEFA apparaît comme moins énergivore que la voie FT.

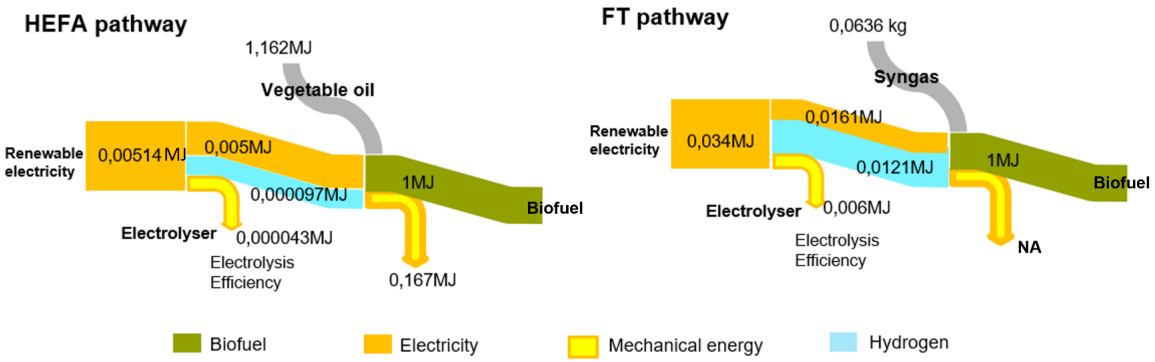


FIGURE 1.4 – Représentation du processus de production de biocarburant.

1.2.3.3 Électrocarburant

La production d'électrocarburants repose principalement sur deux voies technologiques : la voie Fischer-Tropsch et la voie méthanol. Ces deux procédés suivent une chaîne de transformation en trois étapes : la capture du CO_2, la production d'hydrogène par électrolyse de l'eau, le processus Reverse Water Gas Shift (RWGS), puis la synthèse du carburant. Dans le cas de la voie Fischer-Tropsch, les deux premières étapes permettent de générer un gaz de synthèse, qui est ensuite converti en kérosène (Fig.1.5). En revanche,

dans la voie méthanol, le CO_2 et l'hydrogène sont directement utilisés pour produire du méthanol(CH_3OH), qui est ensuite transformé en kérosène.

Dans le cadre de cette thèse, l'attention se portera exclusivement sur la voie FT, en raison de sa maturité technologique bien établie, acquise notamment au travers son utilisation dans la production de biocarburants.

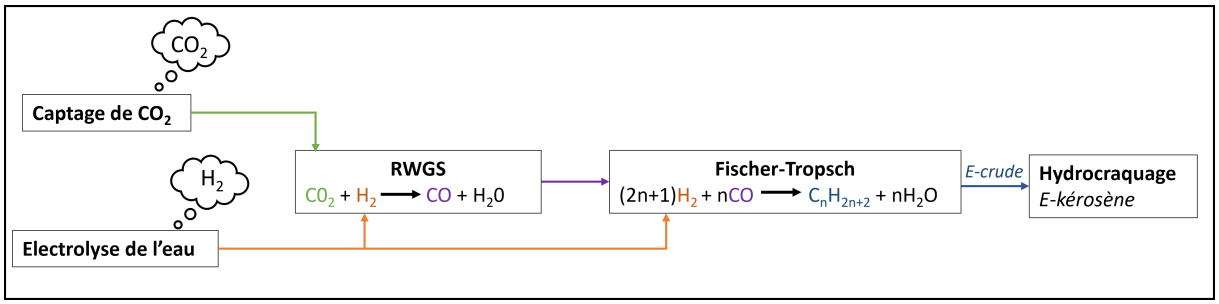


FIGURE 1.5 – Voie Fischer-Tropsch.

Le captage du dioxyde de carbone

Le captage du CO_2 à la sortie d'installations industrielles, représente aujourd'hui l'option la moins énergivore sur le plan expérimental, avec une consommation électrique estimée à environ 720 MJ par tonne de CO_2 captée [103]. Toutefois, cette approche présente plusieurs limites structurelles. D'une part, les sites industriels susceptibles de fournir du CO_2 se trouvent souvent éloignés des zones propices à la production d'hydrogène à partir d'électricité renouvelable, ce qui engendre des coûts logistiques élevés liés au transport, que ce soit de l'hydrogène ou du CO_2. D'autre part, la décarbonation progressive des procédés industriels réduira, à long terme, la disponibilité de ces émissions concentrées de CO_2, rendant cette source de captage de moins en moins accessible. En conséquence, bien que pertinente à court terme, cette solution ne saurait constituer une stratégie durable pour l'approvisionnement en CO_2.

À l'inverse, le captage direct dans l'air (DAC), bien que plus énergivore selon les données expérimentales actuelles (environ 1800 $MJ_{élec}/tCO_2$) [103], offre une flexibilité géographique. Cette technologie permettrait aux sites de production d'électrocarburants de s'implanter là où l'électricité renouvelable est abondante et bon marché, indépendamment de la proximité d'une source de CO_2 industrielle. Elle ouvre ainsi la voie à une production décentralisée et géographiquement optimisée, capable de s'adapter à la répartition mondiale des ressources énergétiques renouvelables. Selon Breyer et al. [104], à long terme, les coûts supplémentaires liés à l'utilisation de la technologie DAC pourraient être compensés par les économies réalisées sur l'acheminement de l'hydrogène et du CO_2, ainsi que par la simplification des infrastructures logistiques. C'est dans cette perspective que s'inscrit le choix, de se concentrer spécifiquement sur la technologie DAC pour l'approvisionnement en CO_2.

Le processus Reverse Water Gas Shift

Le processus Reverse Water Gas Shift (RWGS) est une réaction chimique qui consiste à réduire le dioxyde de carbone en monoxyde de carbone grâce à l'hydrogène. Le CO produit est ensuite combiné à l'hydrogène pour former un gaz de synthèse (Fig. 1.5).

Ce qu'il faut retenir 1.2.3.3

La production d'un mégajoule (soit 0,023 kg) d'électrocarburant nécessite 2,6582 MJ d'électricité, répartis de la manière suivante : **2,1288 MJ** pour la production **d'hydrogène gazeux**, **0,4854 MJ** pour la **capture du CO_2**, et **0,0441 MJ** pour les processus **Reverse Water Gas Shift** et **Fischer-Tropsch** (Fig. 1.6). Ces valeurs s'appuient sur les travaux de Soler et al. [24].

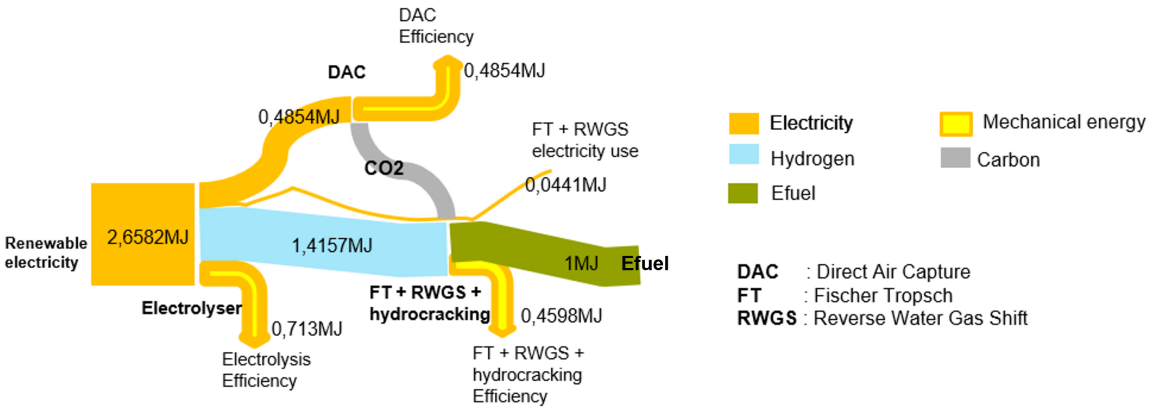


FIGURE 1.6 – Représentation du processus de production de l'électrocarburant.

Contrairement aux autres modèles, les modèles de production de carburants de synthèse permettent d'estimer la consommation électrique nécessaire pour répondre aux besoins de l'aviation à partir de sa consommation en kérosène. Comme indiqué précédemment, le kérosène fossile et le kérosène synthétique sont chimiquement équivalents, seule leur source de production diffère. Sur cette base, il devient possible d'évaluer le coût électrique lié à la production de kérosène synthétique pour satisfaire une demande donnée. Cette analyse est essentielle pour comprendre l'ampleur des ressources énergétiques requises à la décarbonation du transport aérien.

1.2.3.4 Besoin électrique pour la consommation mondiale de kérosène en 2019

L'année 2019 a marqué un niveau élevé de trafic aérien avant la chute liée à la pandémie de COVID-19. Au cours de cette année, le secteur aérien a transporté environ 4,5 milliards de passagers [105] et consommé près de 350 milliards de litres de kérosène fossile, soit

environ 280 millions de tonnes [51]. Pour évaluer le coût électrique si cette consommation avait été assurée par des carburants de synthèse, deux scénarios ont été considérés.

1. **Scénario 1 : production d'électrocarburant**
   La production de **280 millions de tonnes d'électrocarburant** nécessiterait environ **8 920 195 GWh (8 920 TWh) d'électricité**. Ce besoin représente près de **29% de la production mondiale d'électricité (31 153 TWh)** et environ **89% de la production mondiale d'électricité renouvelable (9 992 TWh)** en 2024 [106].
2. **Scénario 2 : production de biocarburants**
   — Pour la filière **Fischer-Tropsch**, la production exigerait environ **114 559 GWh (114 TWh)**, soit à peine **1% de la production mondiale d'électricité renouvelable** en 2024.
   — Pour la filière **HEFA**, le besoin électrique serait encore plus faible, avec **18 577 GWh (18 TWh)**, mais cela nécessiterait en contrepartie près de **2,3 milliards de tonnes d'huiles végétales** comme intrant.

Production de 280 millions de tonnes			
Filière	**Besoin électrique (GWh)**	**% production mondiale**	**% production mondiale renouvelable**
Électrocarburant	8 920 195	29%	89%
Biocarburant FT	114 559	0,4%	1%
Biocarburant HEFA	18 577	0,06%	0,2%

Table 1.2 – Besoins électriques du transport aérien en 2019.

Ces résultats soulignent que, si la transition énergétique de l'aviation devait reposer uniquement sur les électrocarburants, une augmentation massive de la capacité de production électrique, principalement issue des énergies renouvelables, serait nécessaire. À l'inverse, les biocarburants sont moins consommateurs d'électricité, mais nécessitent une quantité importante de biomasse, ce qui pose des contraintes sur les ressources disponibles.

1.3 Bilan des ressources en matériaux

Les sections précédentes ont permis d'évaluer le coût énergétique lié à la production des vecteurs énergétiques décarbonés. Toutefois, la faisabilité réelle de leur déploiement ne se limite pas à la seule dimension énergétique : elle repose également sur la disponibilité et la mobilisation de ressources en matériaux. En effet, la mise en œuvre de ces filières exige des quantités de matériaux, tant pour la construction des infrastructures de production d'électricité (centrales renouvelables) que pour le développement des filières d'hydrogène liquide et de carburants de synthèse.

L'objectif de cette section est de proposer une méthodologie d'estimation des besoins en matériaux pour les systèmes de production d'énergie, et mettre en lumière la criticité de certains matériaux clés, susceptibles de constituer des points de tension dans les chaînes d'approvisionnement.

1.3.1 Centrale de production électrique

Une centrale de production d'électricité est principalement caractérisée par sa capacité de production annuelle, notée E_p. Cette production dépend de la puissance crête P_c des installations telles que les éoliennes ou les panneaux photovoltaïques, du facteur de charge η_{fd} propre à la localisation de la centrale. Ce facteur reflète notamment les conditions météorologiques locales qui influencent la disponibilité et la performance des installations. La production annuelle tient également compte du nombre total d'heures de fonctionnement sur une année, soit 24 heures par jour pendant 365 jours, comme détaillé dans le chapitre 1. Dans cette étude, le stockage de l'électricité en période de surproduction n'est pas pris en compte. Toutefois, cette dimension représente une perspective importante, susceptible d'améliorer la gestion de l'intermittence et d'optimiser la valorisation de l'énergie produite. La production annuelle E_{p_j} d'une installation j (qu'il s'agisse d'une éolienne ou d'un panneau photovoltaïque) peut s'exprimer selon le modèle suivant :

$$E_{p_j} = \eta_{fd} \times P_{c_j} \times 24 \times 365$$

où P_{c_j} désigne la puissance crête de l'installation j. Ainsi, pour une centrale composée de n installations, la production annuelle totale E_p s'écrit :

$$E_p = \eta_{fd} \times 24 \times 365 \times P_{c_g} \quad \text{avec} \quad P_{c_g} = \sum_{j}^{n} P_{c_j}$$

où P_{c_g} représente la puissance crête cumulée de l'ensemble des n installations. Dans le cas où l'objectif est de couvrir une demande annuelle d'électricité donnée, notée $E_{annualDemand}$, la puissance crête requise P_{c_r} pour satisfaire cette demande peut être estimée par :

$$P_{c_r} = \frac{E_{annualDemand}}{\eta_{fd} \times 24 \times 365}$$

À partir de la puissance crête requise P_{c_r}, on peut estimer la masse m_{t_i} du matériau t nécessaire à la construction d'une centrale i (qu'il s'agisse d'un parc éolien ou d'une centrale photovoltaïque) à l'aide de la relation suivante :

$$m_{t_i} = k_{t_i} \times P_{c_r} \tag{1.8}$$

où k_{t_i} représente la masse spécifique du matériau t par unité de puissance crête (exprimée par exemple en kg/MW) pour la centrale i. Cette approche permet d'évaluer les besoins en

matériaux en fonction des capacités installées, tout en intégrant les rendements techniques des technologies utilisées et les conditions météorologiques propres au site d'implantation de la centrale.

L'étape suivante consiste à déterminer la valeur du facteur k_{t_i} pour une centrale éolienne et pour une centrale photovoltaïque.

1.3.1.1 Éolienne

Une éolienne est un assemblage complexe composé d'environ 25 000 éléments, répartis entre plusieurs sous-systèmes essentiels tels que la tour, la nacelle et le rotor [107]. Ces composants nécessitent une large gamme de matières premières issues de ressources métalliques, minérales et composites (Tab. 1.3).

Matériau t	$Value_{t_{eol}}$ (tonne/MW)
Béton	328,25
Acier	619,5
Polymère	4,6
Verre / composites de carbone	8,05
Aluminium	1,05
Bore	0,003
Chrome	0,525
Cuivre	2,975
Dysprosium	0,0095
Fer	19,4
Manganèse	0,79
Molybdène	0,109
Néodyme	0,096
Nickel	0,34
Praséodyme	0,0175
Terbium	0,0035
Zinc	5,5

TABLE 1.3 – Besoin en matériaux en tonne/MW pour la construction de différentes éoliennes [14].

On y retrouve des matériaux courants comme l'aluminium, le cuivre, le fer, l'acier ou le béton, mais aussi des métaux critiques tels que le chrome, le cobalt, le manganèse, le nickel et le molybdène. Les terres rares, notamment le néodyme, le praséodyme, le dysprosium et le terbium, jouent un rôle clé dans les générateurs à aimants permanents, en particulier pour les turbines les plus récentes et performantes [14].

Afin d'estimer la masse $m_{t_{eol}}$ (Eq. (1.8)) d'un matériau t utilisé dans la construction d'une éolienne, le coefficient $k_{t_{eol}}$ est déterminé (Eq. (1.9)). Ce coefficient est calculé

à partir des données présentées dans la Tab. 1.3, initialement exprimées en tonne par mégawatt, selon la formule suivante :

$$k_{t_{eol}} = Value_{t_{eol}} \times 0,001 \tag{1.9}$$

La durée de vie d'une éolienne est estimée à environ 20 ans [108]. Cela signifie que les matériaux nécessaires à sa construction devront être recyclés, réutilisés ou remplacés à chaque cycle de renouvellement, soit tous les vingt ans. Cette périodicité doit donc être prise en compte dans toute évaluation à long terme des besoins en matériaux.

1.3.1.2 Panneau photovoltaïque

La technologie photovoltaïque est aujourd'hui principalement dominée par les panneaux à base de silicium cristallin (c-Si), qu'ils soient monocristallins ou multicristallins. Cette domination s'explique par leur performance supérieure en matière de rendement, qui varie généralement entre 15 et 21%, comparée à celle des technologies à couches minces telles que le tellurure de cadmium (CdTe), le diséléniure de cuivre, d'indium et de gallium (CIGS), ou encore le silicium amorphe (a-Si), dont les rendements énergétiques (rapport entre l'énergie électrique produite par le PV et l'énergie solaire qu'il reçoit sur sa surface) se situent plutôt entre 12 et 15%. Le silicium cristallin reste ainsi la technologie la plus répandue, en particulier dans les installations nécessitant un espace limité [109].

Nous nous focaliserons uniquement sur les panneaux photovoltaïques à base de silicium cristallin, en raison de leur maturité technologique, de leur rendement supérieur et de leur large prédominance sur le marché. Ces technologies reposent sur l'assemblage de multiples matériaux qui jouent chacun un rôle essentiel dans leur fonctionnement et leur structure. Ces technologies nécessitent notamment du béton et de l'acier pour le support et la structure, du plastique et du verre pour l'encapsulation, ainsi que divers métaux pour assurer la conduction électrique et la conversion de l'énergie solaire en électricité. Parmi les matériaux clés figurent l'aluminium, employé dans les cadres ; le cuivre, utilisé pour les connexions électriques et l'argent, indispensable aux contacts conducteurs en raison de sa haute conductivité. Quant au silicium, il constitue le cœur actif des cellules photovoltaïques [14].

Certains matériaux utilisés (Tab. 1.4), peuvent être qualifiés de rares ou critiques. Par exemple, l'argent, bien que présent dans la croûte terrestre, est considéré comme critique en raison de sa demande croissante dans l'électronique et les technologies solaires, combinée à une production relativement limitée. Le cuivre, essentiel pour les connexions électriques, est soumis à une pression similaire en raison de son rôle dans l'électrification massive des usages. Quant au silicium, s'il est abondant à l'état naturel, sa transformation en matériau photovoltaïque de qualité requiert des procédés énergivores et complexes qui peuvent devenir un goulot d'étranglement.

Comme pour les éoliennes, l'estimation de la masse $m_{t_{pv}}$ d'un matériau t utilisé dans les panneaux photovoltaïques repose sur le coefficient $k_{t_{pv}}$. Ce coefficient est déterminé

à partir des données présentées dans la Tab. 1.4, initialement exprimées en tonne par mégawatt.

Matériau	Verre	Aluminium	Cuivre	Plastique	Silicium	Argent
$Value_{t_{pv}}$	46,4	7,5	4,6	8,6	4	0,02

TABLE 1.4 – Besoin en matériaux en tonne/MW pour un panneau photovoltaïque [14, 15, 16].

1.3.2 Usine de production de vecteurs énergétiques

Les usines de production de vecteurs énergétiques jouent un rôle central dans le développement d'un système énergétique décarboné. Elles assurent la transformation des sources d'énergie primaires en vecteurs énergétiques utilisables, tels que les électrocarburants, les biocarburants ou encore l'hydrogène. Ces infrastructures industrielles sont complexes et se composent de plusieurs unités fonctionnelles, chacune remplissant un rôle spécifique dans la chaîne de production. Parmi les éléments clés figurent les unités de conversion ou de production, telles que les électrolyseurs, les réacteurs Fischer-Tropsch ou HEFA, ainsi que les dispositifs de capture du CO_2.

Ces unités peuvent être caractérisées par leur capacité de production annuelle E_p, qui dépend de leur puissance nominale P_n (énergie électrique consommée par l'unité), de leur rendement énergétique η et du facteur de disponibilité de l'unité η_{dis}. Ce dernier est défini comme le rapport entre le nombre d'heures de fonctionnement effectif de l'unité et le nombre total d'heures sur une année. Il intègre notamment les périodes d'arrêt liées à la maintenance, aux pannes ou encore aux contraintes imposées par la source d'électricité (par exemple l'intermittence des énergies renouvelables).

La production annuelle E_{p_g} pour une unité q peut alors s'exprimer par la relation suivante :

$$E_{p_g} = \eta_q \times P_{n_q} \times 24 \times 365 \times \eta_{dis_q}$$

Ainsi, pour une demande de production annuelle donnée $E_{annualDemand}$ de l'unité q, la puissance nominale globale P_g requise pour cette unité est estimée à l'aide de la relation suivante :

$$P_g = \frac{E_{annualDemand}}{\eta_q \times 24 \times 365 \times \eta_{dis_q}}$$

Une fois la puissance nominale totale P_g connue, la masse m_{t_q} du matériau t_q nécessaire à la construction de l'unité q peut être estimée à l'aide du coefficient k_{t_q} (exprimé en kg/MW), selon la relation suivante :

$$m_{t_q} = k_{t_q} \times P_g$$

En ce qui concerne les bâtiments qui abritent ces unités de production, ils sont majoritairement construits en acier et en aluminium. Toutefois, la composition précise des

matériaux utilisés pour ces structures, ainsi que leur dimensionnement détaillé, n'ont pas été abordés. Ces éléments feront l'objet de travaux ultérieurs et constituent des perspectives pour affiner l'évaluation globale des besoins en matériaux associés à l'implantation de ces infrastructures.

Nous abordons à présent l'évaluation des matériaux nécessaires à la construction des différentes unités de production, lorsque les données sont disponibles. Cette étape inclut également le calcul du coefficient spécifique k_{t_q} associé à chaque matériau t_q, exprimant la masse de matériau par unité de puissance installée.

1.3.2.1 Électrolyseurs

Il existe aujourd'hui trois principales technologies d'électrolyse pour la production d'hydrogène : l'électrolyse alcaline (AEL), l'électrolyse à membrane échangeuse de protons (PEM) et l'électrolyse à oxyde solide (SOEC). Chacune d'elles présente des caractéristiques techniques et environnementales distinctes, qui influencent leur pertinence selon les contextes d'usage.

L'électrolyse alcaline constitue la technologie la plus mature et historiquement la plus répandue pour la production d'hydrogène à grande échelle. Elle fonctionne à des températures modérées, généralement comprises entre 70 et 90°C, et affiche un rendement énergétique variant de 60 à 80% [77]. Son principal atout réside dans son faible coût de fabrication, notamment grâce à l'utilisation de catalyseurs à base de nickel, un matériau toutefois considéré comme critique [78].

À l'inverse de l'électrolyse alcaline, la technologie à membrane échangeuse de protons (PEM), déjà commercialisée, présente un rendement énergétique supérieur, généralement compris entre 70 et 90% [78]. Elle fonctionne à des températures plus basses, allant typiquement de 50 à 80°C [77, 79]. En termes de durabilité, les électrolyseurs PEM affichent une durée de vie estimée entre 50 000 et 80 000 heures, soit légèrement supérieure à celle des systèmes alcalins, dont la durée de fonctionnement atteint environ 60 000 heures [79, 77, 78, 79]. Néanmoins, cette amélioration technologique s'accompagne d'une plus forte dépendance à des matériaux critiques. Contrairement à l'électrolyse alcaline, qui utilise des catalyseurs à base de nickel, la technologie PEM nécessite du platine pour catalyser les réactions électrochimiques. Elle fait également appel à d'autres métaux rares, comme l'iridium et le titane, qui assurent respectivement la résistance à la corrosion et la robustesse mécanique des composants [17]. La Tab. 1.5 indique l'intensité des matériaux critiques nécessaire à la fabrication des différents types d'électrolyseurs. Enfin, l'électrolyse à oxyde solide (SOEC) représente une technologie émergente, encore en phase de recherche et développement, mais au potentiel particulièrement prometteur. Fonctionnant à des températures très élevées, allant de 500 à 1000°C, elle permet de bénéficier d'un avantage thermodynamique important, en réduisant la quantité d'énergie électrique nécessaire à la dissociation de l'eau.

	$k_{t_{electrolyzer}}$(kg/MW)		
Matériaux	ALK	SOEC	PEM
Nickel	150	-	-
Yttrium	-	5,2	-
Zirconium	-	40	-
Platine	-	-	1,3
Iridium	-	-	1,7
Titane	-	-	414

TABLE 1.5 – Matériaux critiques pour les électrolyseurs [17].

Ainsi, le rendement énergétique global peut atteindre des niveaux exceptionnels au dessus de 85% [77]. Ce fonctionnement à haute température permet également d'exploiter la chaleur résiduelle issue de procédés industriels, renforçant le rendement énergétique du système. Toutefois, la technologie SOEC s'appuie sur des matériaux rares tels que le zirconium et l'yttrium, utilisés dans la fabrication des électrolytes solides [17].

Toutes les technologies d'électrolyseurs présentées ont en commun l'utilisation de matériaux classiques tels que l'acier, le cuivre ou encore le caoutchouc [17]. En complément de ces matériaux courants, certains composants font appel à des matériaux critiques dont l'estimation est possible. Ainsi, la valeur du coefficient $k_{t_{electrolyzer}}$, utilisée pour évaluer la masse de ces matériaux critiques nécessaires à la fabrication des électrolyseurs, est récapitulée dans la Tab. 1.5.

1.3.2.2 Autres types d'unités de production

Les données concernant les matériaux nécessaires à la construction des autres unités de production, telles que les dispositifs de capture du CO_2, les installations de production de carburants de synthèse (par exemple via Fischer-Tropsch ou HEFA), ainsi que les infrastructures de liquéfaction de l'hydrogène, n'ont pas été prises en compte dans ce travail. Leur intégration dans l'estimation des besoins en matériaux pour les usines de production de vecteurs énergétiques représente ainsi une perspective en vue de compléter et d'enrichir cette étude.

1.4 Conclusion

Ce chapitre a présenté les principaux vecteurs énergétiques décarbonés actuellement envisagés pour l'aviation : les carburants de synthèse (électrocarburants et biocarburants), l'hydrogène liquide et l'électricité. Il a mis en évidence leurs avantages respectifs en matière de réduction des émissions de CO_2, tout en soulignant les défis technologiques et logistiques associés à leur mise en œuvre. Les biocarburants, par exemple, sont confrontés

à la problématique de la disponibilité durable de la biomasse, tandis que les carburants de synthèse produits à partir d'énergie renouvelable (électrocarburants) nécessitent des processus de fabrication à forte intensité énergétique. En ce qui concerne l'électricité et l'hydrogène liquide, les principaux défis résident dans le stockage embarqué : la faible densité énergétique des batteries pour l'électricité, et les contraintes liées à la masse des réservoirs de l'hydrogène liquide.

Des modèles de production ont été introduits pour chacun de ces vecteurs, permettant d'estimer les besoins énergétiques liés à leur fabrication (Tab. 1.6). Ces analyses ont montré que, si tous ces vecteurs permettent d'envisager une aviation à faibles émissions, leur rendement énergétique varient considérablement. En particulier, les électrocarburants apparaissent comme les plus intensifs en énergie.

Parallèlement, des modèles ont été élaborés pour estimer les besoins en matériaux nécessaires à la mise en œuvre des filières de production de ces vecteurs. Cette analyse a mis en évidence l'importance de certains matériaux critiques, tels que le chrome, le cobalt, le manganèse, le nickel et le molybdène, ainsi que des terres rares, notamment le néodyme, le praséodyme, le dysprosium et le terbium dans la fabrication des éoliennes.

Vecteur énergétique	Consommation électrique (MJ)
Hydrogène liquide	1,82
Electrocarburant	2,6582
Biocarburant via *Hydrogenated Esters and Fatty Acids*	0,00514
Biocarburant via Fischer-Tropsch	0,034

TABLE 1.6 – Coût énergétique pour la production d'un mégajoule soit 278 Wh de vecteur énergétique.

Ainsi, après avoir analysé le potentiel de ces vecteurs énergétiques à se substituer au kérosène fossile ainsi que les contraintes associées à leur utilisation, une question essentielle demeure : comment ces nouveaux vecteurs influencent-ils la conception des avions ? Le chapitre suivant s'attachera à explorer cette problématique.

Chapitre 2

Dimensionnement des avions bas carbone

Les avions bas carbone occupent aujourd'hui une place centrale dans les trajectoires envisagées pour la décarbonation du transport aérien à moyen et long terme [110, 111, 112, 66]. Leur conception vise à réduire significativement les émissions de CO_2 tout au long du cycle d'exploitation, par rapport aux avions conventionnels. Cette réduction repose d'abord sur l'emploi de vecteurs énergétiques décarbonés. Elle implique également le développement de systèmes propulsifs adaptés à ces vecteurs.

Parallèlement, l'optimisation aérodynamique et structurelle des avions bas carbone à travers des designs plus performants, tels que les configurations *tube and wing* (Fig. 2.1) optimisées, permettent de réduire la traînée et la consommation énergétique.

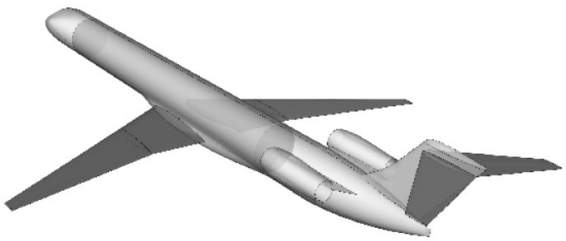


FIGURE 2.1 – configuration *tube and wing* [5].

Dans cette perspective, chaque avion bas carbone peut être défini selon trois éléments clés : sa configuration aérodynamique, le vecteur énergétique qu'il utilise, et le type de propulsion embarqué.

C'est sur cette base que s'organise le présent chapitre. Il débute par une présentation des principaux systèmes propulsifs envisagés pour les avions bas carbone, en mettant en lumière les défis technologiques associés. Ensuite, l'intégration des vecteurs énergétiques décarbonés dans le processus de conception des avions est examinée à travers une revue des

approches identifiées dans la littérature. Enfin, les modèles de dimensionnement d'avions bas carbone développés dans le cadre de ce travail sont introduit, ainsi que les modèles d'estimation des matériaux nécessaires à leur fabrication.

2.1 État de l'art sur les systèmes de propulsion

Les systèmes de propulsion jouent un rôle central dans le déplacement des avions dans l'air. Depuis les premiers vols des frères Wright jusqu'aux avions modernes, la propulsion a évolué et continue d'évoluer pour répondre aux besoins en termes de performance, de consommation énergétique et de respect de l'environnement.

Un système de propulsion transforme une source d'énergie en une force motrice, permettant au moteur de générer la poussée nécessaire pour vaincre la traînée et maintenir le vol.

Le choix d'une technologie de propulsion dépend fortement de la mission de l'avion et du type de vecteurs énergétiques utilisé. Il peut aller des moteurs à pistons traditionnels, aux turbines à gaz, jusqu'aux solutions plus récentes comme les propulsions électriques.

2.1.1 Les moteurs à piston

Les moteurs à pistons figurent parmi les premières technologies de propulsion thermique utilisées en aviation et ont joué un rôle déterminant dans le développement de l'aéronautique. Leur fonctionnement repose sur trois étapes principales. Tout d'abord, le mélange air-carburant est comprimé de manière isentropique (c'est-à-dire sans échange de chaleur avec l'environnement extérieur et de manière réversible). Ensuite, la combustion se produit à volume constant. Enfin, les gaz brûlés se détendent également de façon isentropique, poussant le piston vers le bas et générant ainsi du travail mécanique [113]. Ce processus décrit le fonctionnement d'un moteur à piston dans son cas idéal. Ce type de moteur est utilisé dans l'aviation générale, où les vols s'effectuent à basse altitude (environ 1 500 mètres) et à une vitesse modérée (généralement entre 300 et 400 km/h).

2.1.2 Les moteurs à turbine à gaz

Les moteurs à turbine à gaz sont des moteurs thermiques dont le fonctionnement diffère de celui des moteurs à pistons, notamment par le fait que la combustion du carburant s'effectue à pression constante.

Les moteurs à turbine à gaz comportent cinq composantes principales : l' entrée d'air, le compresseur, la chambre de combustion, la turbine et la tuyère.

Quatre principales configurations de moteurs à turbine à gaz sont privilégiées pour l'aviation : les turbopropulseurs, *turboshafts*, *turbojets* et les *turbofans*.

Les turbopropulseurs (Fig. 2.2) sont principalement utilisés sur des avions effectuant des trajets courts à des vitesses modérées, comme les avions régionaux ou ceux nécessitant des décollages et atterrissages courts. Ils associent une turbine à gaz à une hélice, qui génère la poussée nécessaire au vol. Grâce à leur efficacité à basse altitude, ils restent une solution optimale pour les trajets courts et intermédiaires.

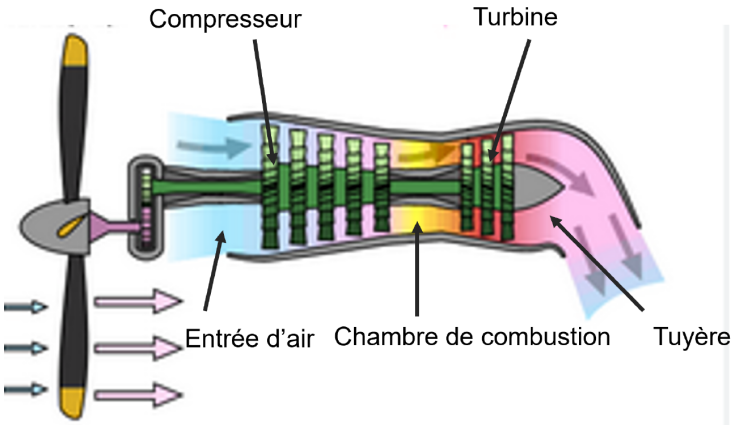


FIGURE 2.2 – Turbopropulseur [6].

Les *turboshafts* (Fig. 2.3), qui fonctionnent selon un principe similaire aux turbopropulseurs, sont quant à eux conçus pour transmettre leur puissance à un rotor plutôt qu'à une hélice. Cette configuration est largement utilisée dans les hélicoptères, où la puissance doit être convertie en portance verticale plutôt qu'en poussée horizontale.

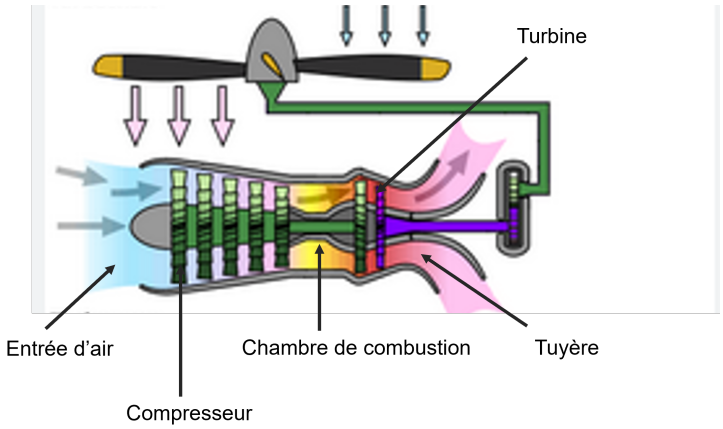


FIGURE 2.3 – *Turboshaft* [6].

Les *turbojets* (Fig. 2.4), principalement utilisés aujourd'hui dans l'aviation militaire, génèrent de la poussée exclusivement grâce à une turbine à gaz. L'ensemble de l'air admis

est comprimé, mélangé au carburant, puis enflammé avant d'être accéléré à haute vitesse pour propulser l'appareil. Cette configuration permet d'atteindre des vitesses élevées.

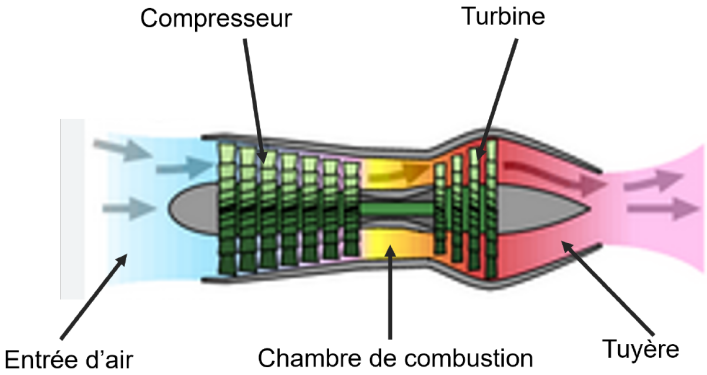


FIGURE 2.4 – *Turbojet* [6].

Les *turbofans* (Fig. 2.5) dominent aujourd'hui l'aviation commerciale et équipent la majorité des avions court, moyen et long-courriers. Ils reposent sur une turbine à gaz couplée à un *fan* (hélice carénée) qui produit une poussée en combinant un flux d'air chaud issu de la combustion et un flux d'air froid contournant le moteur. Ce système offre un excellent compromis entre efficacité énergétique (consommation d'énergie par passager kilomètre), réduction du bruit et performances en croisière, expliquant ainsi leur adoption massive dans le transport aérien moderne.

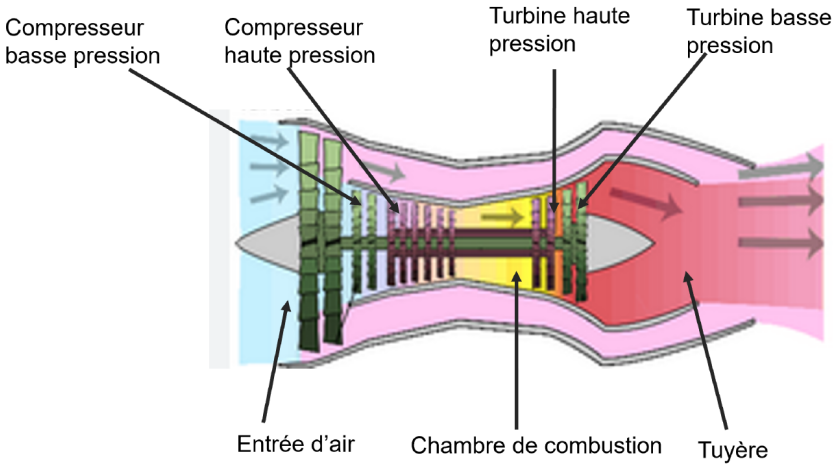


FIGURE 2.5 – *Turbofan* [6].

En aviation commerciale, les moteurs thermiques les plus couramment utilisés sont les moteurs à piston, les turbopropulseurs et les *turbofans*.

Puisque cette thèse porte sur le dimensionnement des avions commerciaux, l'analyse se concentrera exclusivement sur ces trois types de propulsion.

Performance des *turbofans* et turbopropulseurs

L'une des principales caractéristiques de performance d'un moteur est son rendement global. Dans le cas du *turbofan*, ce rendement correspond au produit du rendement thermique, mesurant l'efficacité de conversion de l'énergie chimique du carburant en énergie cinétique, et du rendement propulsif, qui évalue la capacité du système à transformer cette énergie cinétique en puissance propulsive. Dans le cas du turbopropulseur, le rendement global est défini comme le produit du rendement du moteur, c'est-à-dire le rapport entre l'énergie mécanique disponible à l'arbre et l'énergie chimique contenue dans le carburant, et du rendement de l'hélice qui traduit l'efficacité avec laquelle cette énergie mécanique est convertie en puissance propulsive.

Au fil des décennies, les progrès technologiques ont considérablement amélioré le rendement global des moteurs. Dans le cas des *turbofans*, le rendement thermique a connu une progression significative, passant d'environ 30% à plus de 50% au cours des 50 dernières années (Fig. 2.6 et (2.7)).

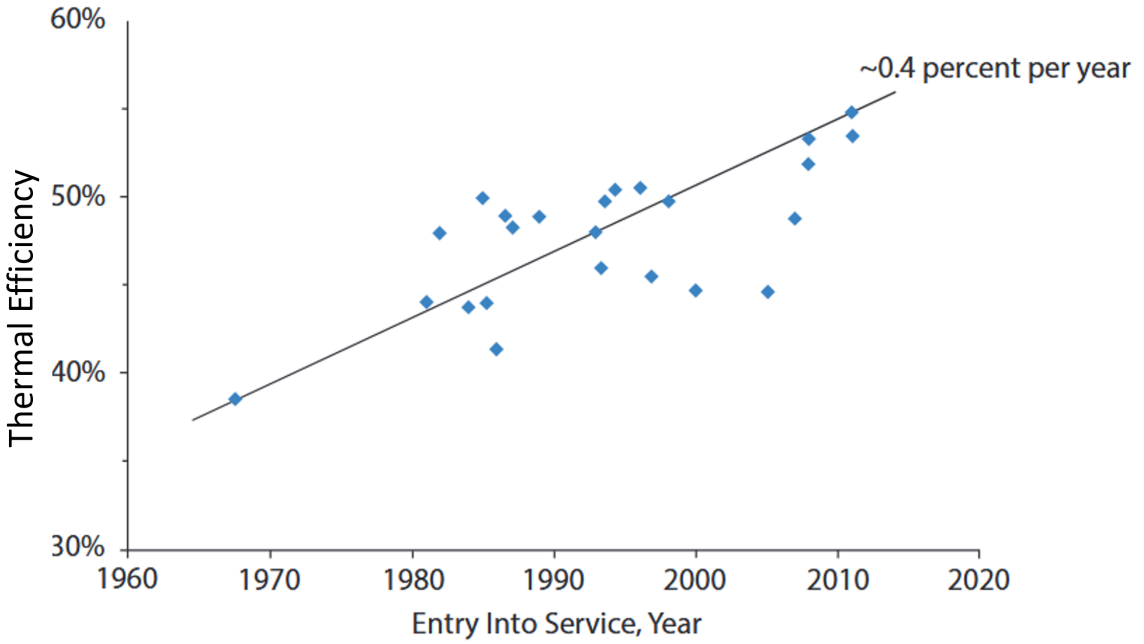


FIGURE 2.6 – Rendement thermique des *turbofans* en croisière [7].

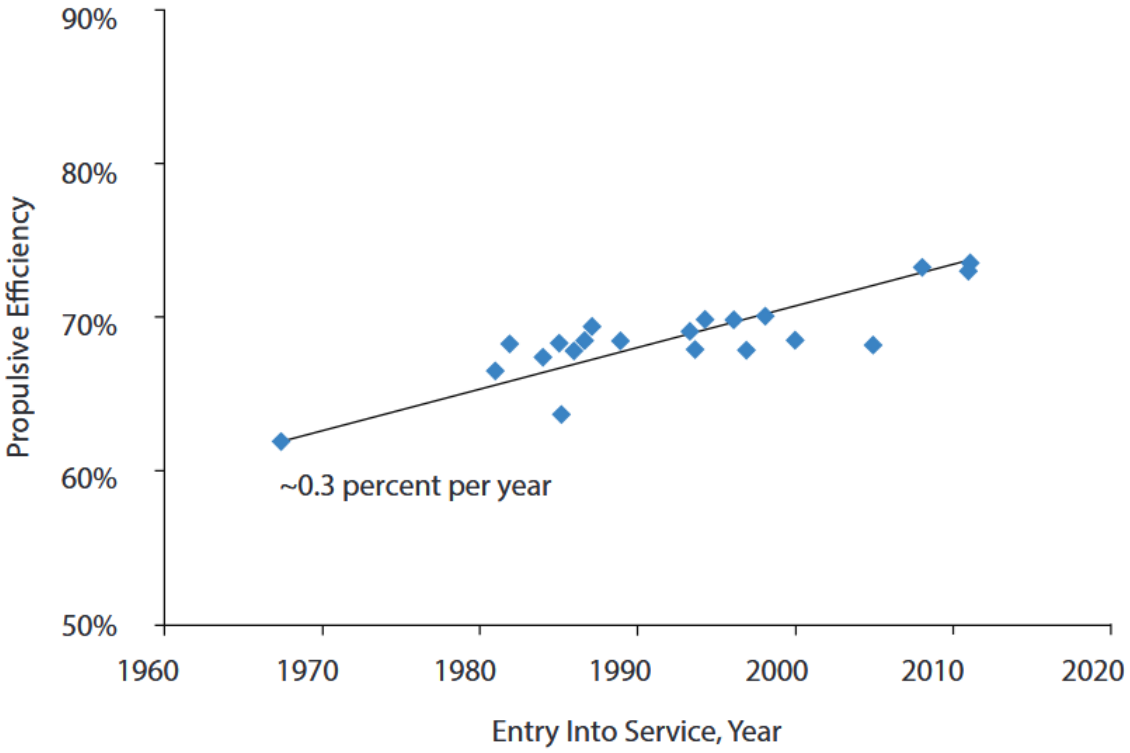


FIGURE 2.7 – Rendement propulsive des *turbofans* en croisière [7].

Cette amélioration résulte notamment de l'augmentation du taux de compression des compresseurs, de l'optimisation des cycles thermodynamiques et de l'amélioration des matériaux résistants aux hautes températures. Par ailleurs, le rendement propulsif a également évolué. Pour les *turbofans* actuellement en service, ce rendement se situe généralement entre 70 et 80%, grâce à des taux de dilution de plus en plus élevés permettant d'optimiser la poussée (Fig. 2.7).

2.1.3 Les systèmes de propulsion électrique

L'électrification des systèmes de propulsion a conduit au développement de plusieurs configurations adaptées aux vecteurs énergétiques décarbonés. Ces systèmes se distinguent par le degré d'intégration de l'énergie électrique dans le système de propulsion, allant d'une alimentation entièrement électrique à des solutions hybrides ou turboélectriques.

Un système de propulsion électrique repose essentiellement sur le moteur électrique et l'électronique de puissance. Le moteur électrique joue un rôle central en convertissant l'énergie électrique en énergie mécanique afin d'entraîner une hélice ou un fan, générant ainsi la poussée nécessaire au vol. Le rendement du moteur électrique avoisine 90%.

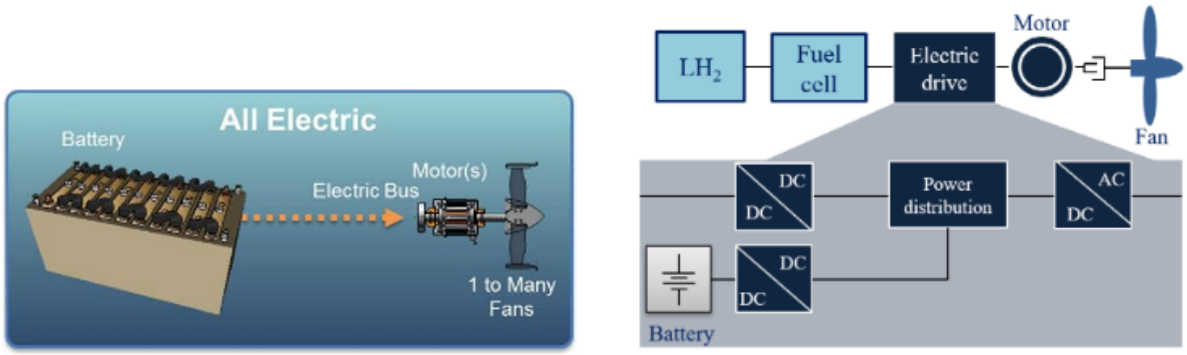
En parallèle, l'électronique de puissance assure la gestion et la régulation du flux

d'énergie entre la source d'alimentation et le moteur. Des dispositifs tels que les onduleurs et les contrôleurs permettent d'optimiser les performances du système en adaptant la fréquence et l'intensité du courant électrique, garantissant ainsi un fonctionnement stable et efficace [114].

Dans le cadre de cette thèse, notre analyse se focalise sur les systèmes de propulsion entièrement électriques, car ces technologies sont déjà utilisées sur certains aéronefs ou font l'objet de développements avancés dans le cadre de projets en cours tels que Alice (Eviation), Velis Electro (Pipistrel), eDA40 (Diamond) et HY4.

2.1.3.1 Chaîne de propulsion électrique

Un système entièrement électrique ou chaîne de propulsion électrique repose sur une batterie (Fig. 2.8a) ou une autre source d'énergie électrique (par exemple la pile à combustible à hydrogène, Fig. 2.8b) comme unique moyen d'alimenter le système de propulsion [115, 56].



(a) Système à batterie [116].

(b) Exemple de système à pile à combustible à hydrogène [117].

FIGURE 2.8 – Systèmes de propulsion électrique.

Les performances des batteries ont été analysées dans le chapitre 1. La pile à combustible à hydrogène est un dispositif qui produit de l'électricité par une réaction électrochimique de l'hydrogène. Deux types de piles à combustible développées pour le transport automobile peuvent être envisagés pour l'aviation : les piles à membrane d'échange de protons (PEM), qui fonctionnent à des températures comprises entre 80°C et 120°C, et les piles à oxyde solide (SOFC), dont la plage de fonctionnement s'étend de 750°C à 1000°C [8].

L'efficacité de ces dispositifs se mesure notamment à travers leur rendement énergétique et leur puissance spécifique [118]. Les piles à combustible peuvent atteindre un rendement énergétique (rapport entre l'énergie électrique produite et l'énergie chimique

fournie par l'hydrogène) d'environ 60%, offrant ainsi une conversion énergétique relativement élevée [119]. Cependant, leur puissance spécifique demeure limitée, avec une valeur d'environ 1,6 kW/kg [120, 121, 21]. Cette limitation représenterait un défi majeur pour un avion utilisant ce type de propulsion électrique, notamment lors des phases de vol à forte demande énergétique, comme le décollage et la montée.

2.1.3.2 Analyse des défis liés aux systèmes entièrement électriques

Plusieurs études ont été menées par les principaux acteurs du secteur aéronautique, tels que Airbus, la NASA, Georgia Tech, Boeing, ESAero et l'Université de Cambridge, afin d'évaluer les exigences de performance des composants d'un système de propulsion entièrement électrique. Les résultats de ces travaux, présentés dans la Tab. 2.9, mettent en évidence les puissances et les puissances spécifiques requises pour les moteurs électriques selon les différentes catégories d'avions, ainsi que la densité énergétique nécessaire des batteries pour assurer des performances opérationnelles adéquates.

	Electric System[a]		Battery[b]
Aircraft Requirements	Power Capability (MW)	Specific Power (kW/kg)[c]	Specific Energy (Wh/kg)
General aviation and commuter			
Parallel hybrid	Motor <1	>3	>250
All-electric	Motor <1	>6.5	>400
Turboelectric	Motor and generator <1	>6.5	n/a
Regional and single-aisle			
Parallel hybrid	Motor 1-6	>3	>800
All-electric[b]	Motor 1-11	>6.5	>1,800
Turboelectric	Motor 1.5-3; generator 1-11	>6.5	n/a
Twin-aisle			
Parallel hybrid	Not studied		
All-electric	Not feasible		
Turboelectric	Motor 4; generator 30	>10	n/a
APU for large aircraft	Generator 0.5-1	>3	Not studied

FIGURE 2.9 – Exigences de performances des systèmes de propulsion électriques [8].

Dans le cas de l'aviation générale et des avions de type *commuter*, les besoins pourraient être couverts par des moteurs électriques d'une puissance inférieure à 1 MW, combinés à une puissance spécifique supérieure à 6,5 kW/kg et à des batteries offrant une densité énergétique d'environ 400 Wh/kg. En comparaison, les moteurs actuellement déployés dans cette catégorie affichent des puissances comprises entre 50 kW et 700 kW. Par exemple, l'eFlyer 2 de Pipistrel est équipé d'un moteur de 60 kW, tandis que l'Eviation Alice, avion *commuter* entièrement électrique, embarque deux moteurs de 700 kW chacun, pour une masse unitaire de 206 kg, soit une puissance spécifique totale de 6,4 kW/kg [8]. Ces performances confirment la cohérence des résultats rapportés par l'étude.

En revanche, pour les avions régionaux entièrement électriques, les exigences technologiques apparaissent plus contraignantes. Selon l'étude, il serait nécessaire de disposer d'un ou de plusieurs moteurs capables de délivrer une puissance totale comprise entre 1 et 11 MW, avec une puissance spécifique supérieure à 6,5 kW/kg, associés à des batteries présentant une densité énergétique d'environ 1 800 Wh/kg afin de couvrir les besoins opérationnels. Or, à l'heure actuelle, les meilleures technologies disponibles ne dépassent pas les 200 Wh/kg, soit près d'un ordre de grandeur inférieur à la valeur requise. Ainsi la densité énergétique des batteries demeure aujourd'hui le facteur limitant majeur pour envisager, à court terme, l'électrification complète des avions régionaux.

Ce qu'il faut retenir 2.1

Les vecteurs énergétiques décarbonés, **électricité**, **hydrogène liquide** et **carburants de synthèse**, peuvent être associés à deux modes de propulsion principaux :

- les systèmes de propulsion **thermiques**, alimentés par l'hydrogène liquide ou les carburants de synthèse ;
- les systèmes de propulsion **électriques**, reposant sur l'électricité directe ou sur l'hydrogène via une pile à combustible.

Dans la suite de ce travail, un avion tout électrique sera défini comme un avion alimenté par de l'électricité et propulsé par un système entièrement électrique à batterie. Un avion à hydrogène liquide thermique désignera un avion à propulsion thermique utilisant l'hydrogène liquide comme carburant. Un avion à pile à combustible sera considéré comme un avion à propulsion entièrement électrique, alimenté par une pile à combustible fonctionnant à l'hydrogène liquide. Enfin, un avion à carburant de synthèse correspondra à un avion à propulsion thermique utilisant un carburant de synthèse. La section suivante introduit le dimensionnement de ces différents avions bas carbone.

2.2 Méthodologie de dimensionnement des avions et adaptation aux spécifications

Un avion est un système complexe intégrant principalement une structure, un vecteur énergétique et un système de propulsion, dont la mission principale est d'assurer le transport de passagers et/ou de marchandises entre deux points de la terre par la voie des airs. Sa conception repose sur plusieurs exigences de haut niveau, telles que le nombre de passagers, le rayon d'action, la vitesse de croisière, le niveau de confort et le nombre de moteur.

Le processus de conception d'un avion s'articule autour de deux grandes étapes : une phase exploratoire, dite «avant projet», et une phase de développement.

La phase « avant projet » repose sur une série d'itérations entre les prévisions du

marché cible, les choix stratégiques et les solutions techniques envisagées (Fig. 2.10). Cette phase joue un rôle important dans le processus de définition d'un avion. Tout d'abord elle fournit les caractéristiques générales de l'avion pour répondre au mieux aux exigences déjà établies (rayon d'action, nombre de passagers, etc.). Enfin, elle donne une configuration initiale comme point de départ à la phase développement.

La phase «avant projet» comprend quatre principales étapes [9] :

1. *Le calcul des masses pour la conception des structures*
   L'objectif du processus est de «minimiser la masse de matériaux nécessaires pour assurer une rigidité suffisante à la structure, quelles que soient les conditions de vol, pour une configuration dont la masse maximale au décollage est donnée».
2. *Le bouclage Masse-Mission*
   L'objectif est de «définir la masse maximale au décollage de la configuration en fonction de la charge marchande nominale et du rayon d'action, conformément aux exigences».
3. *L'optimisation pour répondre aux contraintes des exigences*
   L'objectif est de «définir simultanément au moins la surface de l'aile et la poussée de référence du moteur» (c'est-à-dire la poussée maximale mesurée au banc d'essai), «tout en veillant à ce que l'avion remplisse les performances opérationnelles requises».
4. *L'optimisation contrainte par la qualité du traitement des vols*
   L'objectif est de «définir à la fois les zones d'empennage et la position longitudinale de l'aile, afin d'assurer l'équilibre de l'aéronef et de lui permettre de manœuvrer en toute sécurité».

La phase de développement quant à elle, consiste à «affiner la conception en réalisant des études détaillées sur l'aérodynamique, les structures, la motorisation et les systèmes embarqués. Cette phase inclut également la fabrication des premiers prototypes, les essais au sol et en vol, ainsi que le processus de certification, indispensable pour garantir la conformité aux normes de sécurité internationales. Ce n'est qu'après cette validation que l'avion peut être mis en production en série et livré aux compagnies aériennes, marquant ainsi son entrée sur le marché» [9].

Cette thèse vise à développer un modèle de dimensionnement d'avions bas carbone permettant d'estimer dès les premières phases de conception des caractéristiques clés, telles que la masse maximale au décollage, la masse à vide opérationnelle et les performances associées, notamment la consommation de carburant et/ou d'énergie. Ce besoin s'inscrit dans le cadre de la phase « avant projet », où les choix technologiques et stratégiques doivent être évalués rapidement pour orienter la conception.

Cependant, cette phase repose sur l'imbrication de quatre étapes, ce qui entraîne une multiplication des calculs et une augmentation significative du temps de traitement à l'échelle du projet. Or, pour répondre aux enjeux de décarbonation du transport aérien et

permettre une exploration efficace des solutions durables, il est essentiel de disposer d'un modèle rapide.

Pour limiter cette complexité et aboutir à un outil centré sur les paramètres fondamentaux de la conception, nous nous focaliserons exclusivement sur le bouclage Masse-Mission (Fig.(2.10)). Ce dernier permet de représenter l'avion à partir de ses caractéristiques de masse et de ses performances globales, notamment en termes de consommation énergétique.

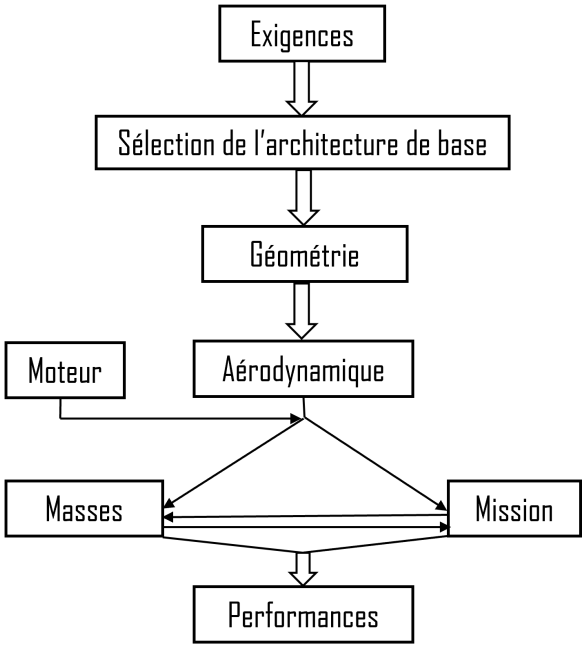


FIGURE 2.10 – Diagramme du bouclage Masse-Mission [9].

2.2.1 Bouclage Masse-Mission

Le bouclage Masse-Mission est un processus itératif qui permet de déterminer conjointement la masse maximale au décollage (m_{MTOM}) d'un avion et sa masse à vide opérationnelle (m_{OEM}) en prenant en compte les compromis entre la structure de l'avion et la mission de conception. La masse maximale au décollage d'un avion (Fig. 2.11) se compose de la masse à vide opérationnelle, de la masse de carburant (m_{Fuel}) nécessaire pour accomplir la mission de conception, et de la masse de la charge marchande ($m_{Payload}$). Parallèlement, la masse à vide opérationnelle correspond à la somme des masses du système propulsif ($m_{PropulsionSystem}$), des réservoirs d'énergie ($m_{TankSystem}$), de la structure de l'avion et des systèmes non propulsif ($m_{Structure}$), ainsi que de l'aménagement cabine et soute ($m_{Std.Opt}$). Cette dernière inclue l'ensemble des provisions de l'équipage et des passagers, des fournitures de la cabine passagers, de l'eau potable et des produits chimiques

pour les toilettes, de l'équipement de sécurité, du carburant en excès hors réserves réglementaires, et de l'équipement de manutention de la cargaison, les cuisines, les toilettes, les espaces de stockage ainsi que les siège [122].

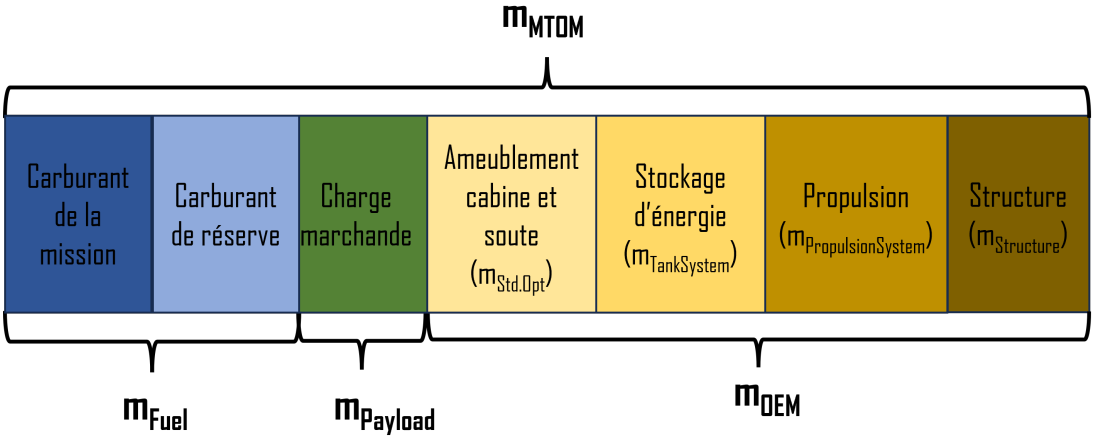


FIGURE 2.11 – Décomposition de la masse maximale au décollage.

Ce bouclage repose sur la satisfaction de deux conditions fondamentales. La première est structurelle : l'avion doit être capable de supporter la masse maximale au décollage. Cette contrainte est représentée par la courbe bleue de la Fig. 2.12.

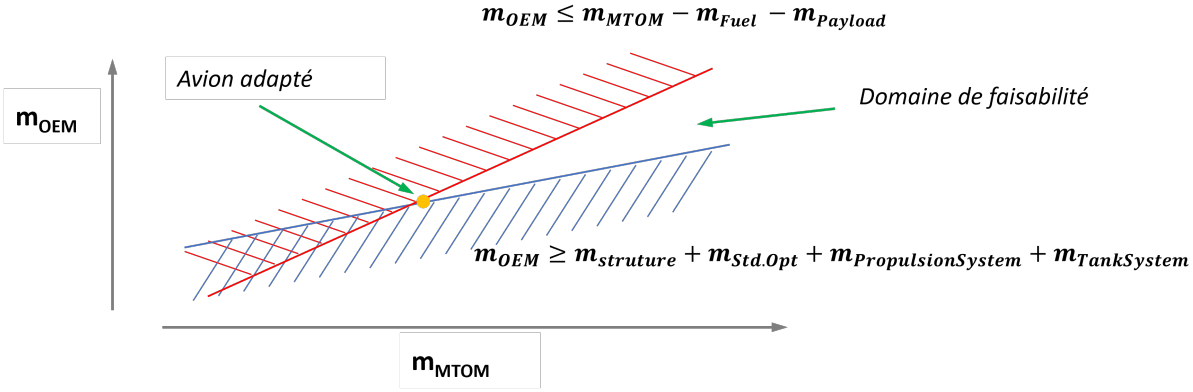


FIGURE 2.12 – Bouclage Masse-Mission.

La seconde est missionnelle (courbe rouge, Fig. 2.12) : la quantité de carburant embarquée doit être minimale tout en permettant de satisfaire l'ensemble des exigences de la mission de conception.

Le point d'intersection (point orange, Fig. 2.12) entre ces deux courbes constitue la solution optimale, c'est-à-dire une configuration pour laquelle la structure est dimensionnée

correctement et la quantité de carburant est suffisante mais non excessive. Ce processus permet ainsi de converger vers un avion adapté. Autrement dit, résoudre le bouclage Masse–Mission pour un avion revient à résoudre le système (2.1).

$$\begin{cases} m_{OEM} = m_{MTOM} - m_{Payload} - m_{Fuel}, \\ \\ m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{PropulsionSystem} + m_{TankSystem}. \end{cases} \tag{2.1}$$

2.2.1.1 Avions conventionnels

La résolution du bouclage Masse-Mission pour les avions conventionnels est largement étudiée dans la littérature [123, 18, 19, 124]. Dans ces avions, le carburant est directement stocké dans la structure. Cette intégration structurelle permet d'exprimer la masse à vide opérationnelle du point de vue structurel selon l'équation (2.2).

$$m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{PropulsionSystem} \tag{2.2}$$

Roskam [18] démontre, en s'appuyant sur des tendances observées dans l'aviation commerciale et militaire, que cette masse dépend directement de la masse maximale au décollage. Cette relation est décrite par l'équation (2.3).

$$log(m_{OEM}) = \frac{log(m_{MTOM}) - A}{B} \tag{2.3}$$

Les coefficients A et B, qui définissent cette corrélation, varient en fonction du type d'avions considéré (Tab. 2.1).

Type d'avions	A	B
Mono-moteur à hélice	-0.1440	1.1162
Bi-moteurs à hélice	0.0966	1.0298
Avion à tubojet ou à *turbofan*	0.0833	1.0383

TABLE 2.1 – Coefficients (A, B) pour l'équation (2.3) [18].

Quant à l'estimation de la masse à vide opérationnelle du point de vue de la mission, elle est obtenue en appliquant l'équation (2.4).

$$m_{OEM} = m_{MTOM} - m_{Payload} - m_{Fuel} \tag{2.4}$$

$$m_{Fuel} = m_{Mission} + m_{Reserve}$$

Dans cette relation (Eq. (2.4))

- La masse de la charge marchande est définie à partir des exigences de conception et d'exploitation, qui incluent le nombre de passagers, la capacité de fret et la masse admissible par passager.
- La masse de carburant pour la mission ($m_{Mission}$) est déterminée à partir de la méthode dite fraction de carburant. Cette méthode décompose la mission de l'avion en plusieurs phases de mission. Considérons le profil de mission simplifié (Eq. (2.13)).

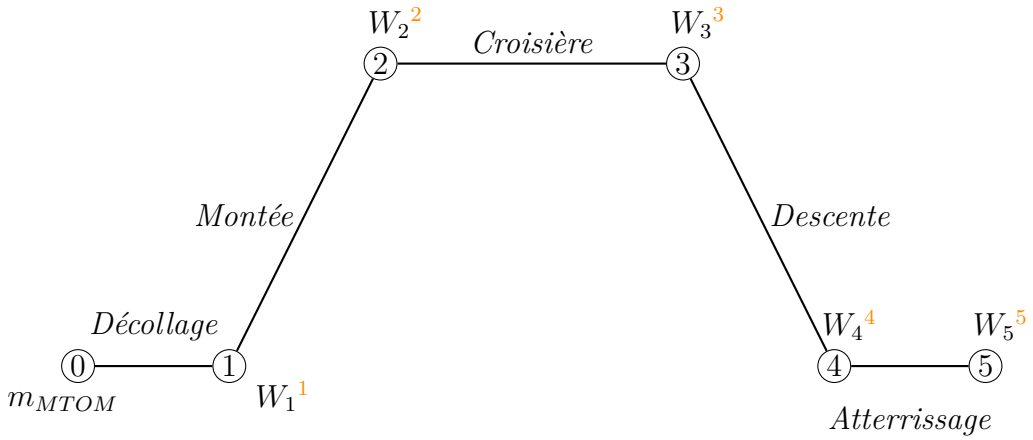


FIGURE 2.13 – Profil de mission d'un avion arbitraire.

Cette mission comprend cinq phases classiques à savoir le décollage, la montée, la croisière, la descente et l'atterrissage.

En pratique, la phase de croisière ne se déroule pas toujours de manière parfaitement linéaire, comme on peut l'observer sur la Fig. 2.13. Cette non-linéarité est particulièrement marquée dans le cas des avions long-courriers. En effet, l'objectif du pilote est de maintenir l'avion aussi proche que possible de sa finesse maximale afin d'optimiser la consommation de carburant. Pour ce faire, le pilote sollicite auprès du contrôle du trafic aérien (ATC) des changements de palier en fonction de la masse de l'appareil, permettant ainsi d'adapter l'altitude et la trajectoire aux conditions de vol optimales.

La méthode de fraction de carburant appliquée au profil de mission (Fig. 2.13), donne la masse de carburant pour la mission

$$m_{Mission} = m_{MTOM}\left(1 - \frac{W_1}{m_{MTOM}} \times \prod_{i=1}^{4} \frac{W_{i+1}}{W_i}\right)$$

1. Masse de l'avion à la fin du roulage et au début du décollage
2. Masse de l'avion à la fin de la montée
3. Masse de l'avion après la croisière
4. Masse de l'avion après la descente
5. Masse de l'avion à la fin de l'atterrissage

Les fractions de masse $\{\frac{W_i}{W_{i-1}}\}/\frac{W_3}{W_2}$, $\forall$ i $\in \{1, \cdots, 5\}$ sont déterminées à partir des données empiriques (Tab. 2.2).

i	Segment de mission	$\frac{W_{i+1}}{W_i}$
0	Roulage et décollage	0.98
1	Montée	0.97
3	Descente	0.99
4	Approche et atterrissage	0.997

TABLE 2.2 – Quelques données de référence [19].

Quant à la fraction $\frac{W_3}{W_2}$, elle est déterminée à partir de l'équation de Bréguet (2.5), qui relie le rayon d'action de l'avion en croisière R_{cr}, sa consommation spécifique en carburant SFC (débit de masse de carburant par unité de poussée ou par puissance mécanique délivrée à l'arbre moteur), son efficacité aérodynamique L/D et sa vitesse de croisière V_{cr}. L'équation repose sur un ensemble d'hypothèses : elle suppose que l'avion évolue en vol rectiligne uniforme, à altitude et vitesse constantes, avec une efficacité aérodynamique constante et une consommation spécifique constante tout au long de la phase de croisière.

$$R_{cr} = \frac{L/D \times V_{cr}}{g \times SFC} \times \log\left(\frac{W_2}{W_3}\right) \tag{2.5}$$

Le rayon d'action de l'avion en croisière et sa vitesse en croisière sont donnés dans les spécifications de la mission.

- La masse de carburant de réserve ($m_{Reserve}$) exigée pour la mission est calculée en respectant les réglementations aéronautiques internationales. Elle inclut des marges de sécurité pour les aléas du vol, tels que les détours en cas d'urgence, les attentes prolongées en phase d'atterrissage et les conditions météorologiques imprévues.

Finalement, le bouclage Masse-Mission dans le cas des avions conventionnels, revient à résoudre le système (2.6)

$$\begin{cases} m_{OEM} = m_{MTOM} - m_{Payload} - m_{Fuel}, \\ log(m_{OEM}) = \frac{log(m_{MTOM}) - A}{B}, \\ m_{Mission} = m_{MTOM}\left(1 - \frac{W_1}{m_{MTOM}} \times \prod_{i=1}^{p} \frac{W_{i+1}}{W_i}\right). \end{cases} \tag{2.6}$$

L'estimation de la masse à vide opérationnelle du point de vue de la mission est relativement simple à déterminer pour toute technologie d'avion dans la résolution du bouclage Masse-Mission. À masse maximale au décollage donnée, la masse de la charge marchande

est définie en fonction des exigences de conception et d'exploitation, tandis que la masse de carburant peut être estimée par la méthode des fractions, à condition de connaître le vecteur énergétique utilisé.

En revanche, la détermination de la masse à vide opérationnelle du point de vue structurel repose sur des tendances établies pour les avions conventionnels, où le système de propulsion est directement intégré aux modèles empiriques existants. Or, dans un contexte de transition énergétique, l'adoption de nouveaux systèmes de propulsion, notamment électriques ou hybrides, pourrait modifier considérablement le bilan de masse. Par conséquent, l'application directe de la relation empirique proposée par
Roskam devient inadaptée et nécessite une réévaluation pour prendre en compte ces évolutions technologiques.

Une question essentielle se pose alors comment adapter la résolution du bouclage Masse-Mission aux avions bas carbone ?

2.2.1.2 Adaptation du bouclage Masse-Mission aux avions bas carbone

L'adaptation du bouclage Masse-Mission aux avions bas carbone représente un défi majeur, car ces appareils n'existent encore qu'à l'état de prototypes ou de concepts, à l'exception de quelques modèles entièrement électriques. L'absence de tendances établies complique la construction de modèles prédictifs robustes. Toutefois, certaines approches tentent d'extrapoler les relations issues des avions conventionnels pour les appliquer aux avions bas carbone.

Avion tout électrique

Pour un avion tout électrique, la masse maximale au décollage (Eq. (2.7)) correspond à la somme de la masse à vide opérationnelle et de la masse de la charge marchande. Contrairement aux avions conventionnels où le carburant représente une masse variable consommée en vol, l'énergie électrique est stockée dans des batteries intégrées directement à la structure de l'appareil. Ainsi, la masse des batteries ($m_{Battery}$) est incluse dans la masse à vide opérationnelle.

$$m_{MTOM} = m_{OEM} + m_{Payload} \tag{2.7}$$

Où

$$m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{ElectricPropulsionSystem} + m_{Battery}$$

$m_{ElectricPropulsionSystem}$ est la masse du système de propulsion électrique. Le bouclage Masse-Mission pour les avions tout électrique se traduit comme suit (2.8)

$$\begin{cases} m_{OEM} = m_{MTOM} - m_{Payload}, \\ \\ m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{ElectricPropulsionSystem} + m_{Battery}. \end{cases} \tag{2.8}$$

La première équation du système (2.8) est une fonction de la masse maximale au décollage, car la masse de la charge marchande est connue à partir des exigences de conception et d'exploitation. Quant à l'estimation de la deuxième équation, Riboldi et *al.* [125] proposent tout d'abord d'estimer la masse de la batterie en fonction du profil de mission, puis de décomposer la masse à vide opérationnelle (m_{OEM}) sans les batteries en deux composantes distinctes

- La masse à vide opérationnelle de l'avion sans le moteur électrique et les batteries, m_e

  $$m_e = m_{Structure} + m_{Std.Opt}$$

  Puis Riboldi et *al.* [125] demontrent que

  $$log(m_e) = \frac{log(m_{MTOM}) - A}{B}$$

- La masse du moteur électrique $m_{ElectricPropulsionSystem}$.

Hu et *al.* [126], utilise la même décomposition que Riboldi et *al.* [125], mais estime la masse de la batterie en utilisant sa densité énergétique. De Vries et *al.* [127, 128] proposent d'estimer la masse à vide opérationnelle en la décomposant en trois termes : la masse à vide opérationnelle privé du système propulsif et de la voilure, la masse du système propulsif et la masse de la voilure. La première composante peut être estimée en calculant la masse à vide opérationnelle d'un avion de référence conventionnel à l'aide de corrélations empiriques, et en soustrayant la masse que la voilure et le système propulsif auraient sur cet avion.

Avion à hydrogène liquide thermique

La masse maximale au décollage d'un avion propulsé à l'hydrogène liquide est la somme de la masse à vide opérationnelle de l'avion, la masse de la charge marchande et la masse de l'hydrogène.

$$m_{MTOM} = m_{OEM} + m_{Payload} + m_{LH2}\ ^{1} \tag{2.9}$$

Où

$$m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{ThermalPropulsion}\ ^{2} + m_{TankSystem_{LH_2}}\ ^{3}$$

Le bouclage Masse-Mission pour les avions propulsés à l'hydrogène liquide se traduit comme suit (système (2.10))

$$\begin{cases} m_{OEM} = m_{MTOM} - m_{Payload} - m_{LH2} \\ \\ m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{ThermalPropulsion} + m_{TankSystem_{LH_2}} \end{cases} \tag{2.10}$$

1. Masse d'hydrogène liquide
2. Masse du système de propulsion thermique
3. Masse du réservoir d'hydrogène liquide

Il y a très peu de littérature sur l'estimation des masses caractéristiques de ces avions.
Oak et *al.* [129] proposent une estimation de la masse à vide opérationnelle (m_{OEM}) de l'avion d'un point de vue structurel, en prenant en compte plusieurs composantes : la masse de la cellule, du système propulsif, des systèmes et installations fixes, ainsi que des éléments opérationnels et de l'équipage.
Par la suite, la masse du réservoir et de ses périphériques est calculée à l'aide des modèles proposés par différents auteurs [130, 131, 132].
Concernant la masse de l'hydrogène, son évaluation dans le calcul de m_{OEM} du point de vue de la mission repose l'équation de bréguet (Eq. (2.5)) adaptée à l'utilisation de l'hydrogène.

Avion à une pile à combustible
La masse maximale au décollage d'un tel avion est la somme de la masse à vide opérationnelle de l'avion, la masse de la charge marchande et la masse de l'hydrogène liquide m_{LH2}.

$$m_{MTOM} = m_{OEM} + m_{Payload} + m_{LH2} \tag{2.11}$$

Où

$$m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{ElectricPropulsionSystem} + m_{TankSystem_{LH_2}} + m_{fc}$$

m_{fc} est la masse du système de pile à combustible.
Le bouclage Masse-Mission pour les avions propulsés par une pile à combustible utilisant de l'hydrogène liquide s'exprime selon l'équation suivante (2.12)

$$\begin{cases} m_{OEM} = m_{MTOM} - m_{Payload} - m_{H2}, \\ \\ m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{ElectricPropulsionSystem} + m_{TankSystem} + m_{fc}. \end{cases} \tag{2.12}$$

Il y a dans la littérature peu de travaux sur l'estimation des masses caractéristiques des propulsés par une pile à combustible utilisant de l'hydrogène liquide.
Marksel et al.[133] proposent une estimation de la masse à vide opérationnelle du point de vue structurel en s'appuyant sur des relations semi-empiriques[134]. Dans leur approche, la masse du réservoir d'hydrogène est calculée en fonction de l'indice gravimétrique, et celle de la pile à combustible est estimée en fonction de sa puissance.
De leur côté, Trainelli et al.[135] adoptent une approche basée sur la physique interne du système de pile à combustible pour son dimensionnement. Nicolay et al.[136], quant à eux, ont estimé les masses du réservoir d'hydrogène et du système de pile à combustible, y compris ses composants périphériques, en s'appuyant sur les modèles de Andrei [137] et de Christopher et al. [137, 138].

Ce qu'il faut retenir 2.2

Le bouclage Masse-Mission est une **méthode** de dimensionnement **éprouvée pour les avions conventionnels**, largement validée par l'industrie et la littérature scientifique. En revanche, **son adaptation aux avions bas carbone reste exploratoire** : Les modèles actuels rencontrent encore des difficultés à établir une estimation de la masse à vide opérationnelle.
Dans ce contexte, **la thèse propose une nouvelle approche d'adaptation du bouclage Masse-Mission**, spécifiquement conçue pour les **avions bas carbone**, afin de mieux répondre aux défis de dimensionnement de ces aéronefs.

2.3 Generic Airplane Model : un outil de dimensionnement des avions bas carbone [1]

L'un des principaux défis de l'adaptation du bouclage Masse-Mission aux avions bas carbone, réside dans la modélisation et l'évaluation de la masse à vide opérationnelle, notamment du point de vue structurel. Celle-ci exige le calcul de la masse de structure et des systèmes non propulsif, qui regroupe plusieurs sous-composantes clés :

- Masse des ailes,
- Masse de l'empennage (vertical et horizontal),
- Masse du fuselage, liée à sa géométrie, aux matériaux employés, et aux charges supportées.
- Masse des systèmes non propulsifs, incluant l'avionique, les commandes de vol, les circuits hydrauliques et électriques, etc.
- Masse des trains d'atterrissage.

Dans la littérature, l'estimation de ces différentes masses pour les avions bas carbone s'appuie sur des modèles semi-empiriques dérivés de ceux utilisés pour les avions conventionnels. Par exemple, la masse de l'empennage horizontal est fonction de sa surface portante, de son envergure, de la distance qui le sépare de l'aile et de l'épaisseur maximale de sa racine (base de l'empennage) [139].

Bien que ces modèles permettent d'obtenir des ordres de grandeur raisonnables, elles présentent des limites. En effet, chaque équation fait intervenir plusieurs paramètres spécifiques décrivant la physique de la composante considérée. Reprenons l'exemple de l'empennage : son estimation nécessite la connaissance précise de quatre caractéristiques géométriques. Or, ces données ne sont pas systématiquement accessibles, notamment dans la littérature ouverte, et peuvent faire défaut pour de nombreuses catégories d'avions, qu'il s'agisse d'avions légers ou de longs-courriers. Cette indisponibilité limite fortement

l'applicabilité de ces modèles lorsqu'on souhaite couvrir un large spectre de catégories d'avions.

Pour pallier ces contraintes, cette thèse adopte une approche complémentaire fondée sur une méthode statistique. Cette méthode consiste à tracer les masses des composants de divers avions déjà fabriqués pour les faire correspondre à une courbe de régression. Bien que cette approche n'offre pas la finesse prédictive des modèles semi-empiriques, elle présente l'avantage d'être rapide à mettre en œuvre, tout en nécessitant un nombre réduit de paramètres d'entrée. La principale difficulté de cette méthode réside dans la constitution d'une base de données représentative et suffisamment diversifiée pour assurer la validité statistique des régressions.

L'un des objectifs de cette thèse est ainsi de développer un modèle simple et adapté aux phases amont du dimensionnement, permettant d'estimer la masse de structure et des systèmes non propulsifs à partir de la seule connaissance de la masse maximale au décollage. Cette approche vise à dépasser les limites des modèles semi-empiriques, tout en offrant un outil efficace pour explorer un large éventail d'avions bas carbone dans le cadre de scénarios de transition énergétique.

2.3.1 Présentation de la base de données

Comme mentionné précédemment, l'une des principales difficultés liées à l'utilisation de la méthode statistique réside dans la constitution d'une base de données représentative, condition essentielle pour garantir la validité statistique des régressions.

En 2024, la flotte commerciale mondiale d'Airbus comptait plus de 24 000 avions en service, et l'avionneur prévoit que ce nombre doublera d'ici 2043 [4]. Cette flotte se compose de nombreuses familles d'appareils, chacune déclinée en plusieurs variantes, parfois avec des motorisations différentes pour un même modèle.

Par exemple, l'Airbus A320, l'un des avions les plus exploités au monde, existe en version A320ceo (Current Engine Option), motorisée par des moteurs comme le CFM56-5B ou le IAE V2500, et en version A320neo (New Engine Option), qui peut être équipée soit du PW1100G-JM de Pratt & Whitney, soit du LEAP-1A de CFM International.

La base de données a été constituée selon une approche systématique. Pour chaque avion, une seule motorisation a été retenue, en privilégiant la version la plus récente ou la plus représentative sur le plan commercial. Par exemple, dans le cas de l'A320, c'est la version A320neo équipée du moteur LEAP-1A qui a été sélectionnée, car elle reflète les évolutions technologiques actuelles en matière d'efficacité énergétique et correspond à la configuration la plus répandue sur le marché.

Notre base de données se concentre exclusivement sur les avions commerciaux destinés au transport de passagers, excluant ainsi les avions dédiés au fret. Elle couvre un large spectre de l'aviation civile, allant de l'aviation générale aux avions longs-courriers, en passant par les avions de type commuter, régional, et court/moyen-courriers. Afin d'assurer

4. https ://www.aerospatium.info/nombre-avions-devrait-doubler-en-vingt-ans-selon-airbus

une cohérence temporelle et technologique, nous avons volontairement privilégié les avions récents, en particulier ceux encore en production ou en service actif, ce qui reflète mieux les standards actuels de l'industrie.

La base comprend au total 227 avions, sélectionnés selon la disponibilité des données dans la littérature et les bases ouvertes. Chaque avion est décrit à travers ses masses caractéristiques, ses performances (vitesse et altitude de croisière, rayon d'action de conception), sa géométrie, ainsi que son système de propulsion (type de moteur, poussée de référence ou puissance de référence installée, masse du moteur).

La Fig. 2.14 illustre la répartition des différentes catégories d'avions représentées dans la base de données utilisée pour cette étude. Elle constitue la base des travaux de régression réalisés dans le cadre de cette thèse. Initialement développée par l'équipe de recherche CADO [5] de l'ENAC, elle a été progressivement enrichie et complétée au cours des travaux présentés ici. Elle est accessible en libre accès [140].

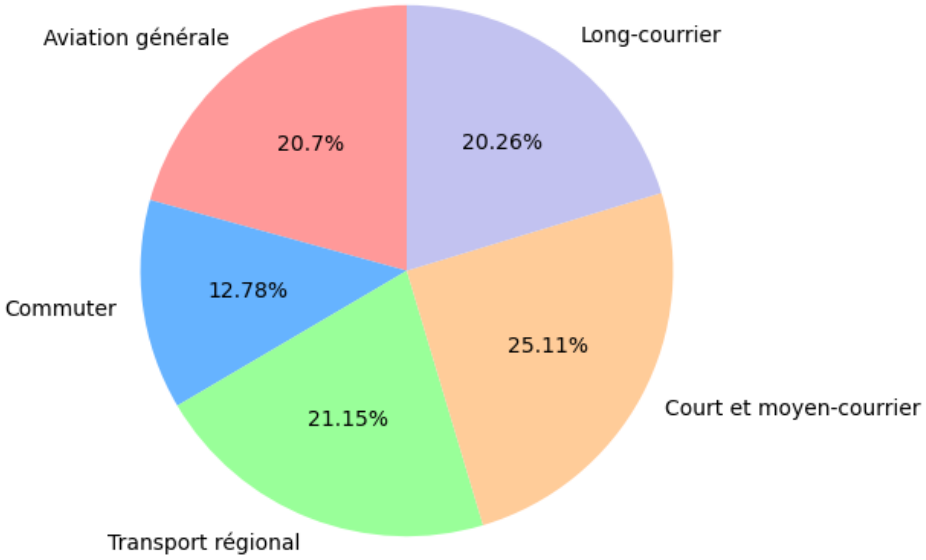


FIGURE 2.14 – Répartition des différentes catégories d'avions de la base données.

5. Conceptual Air Transport system Design and Optimization

2.3.2 Estimation de la masse de structure et des systèmes non propulsifs

Le premier constat issu de l'analyse de la base de données des avions conventionnels est la forte corrélation entre la m_{OEM} et la m_{MTOM}, quelle que soit la catégorie d'avion, de l'aviation générale au long-courrier, comme l'illustre la Fig. 2.15. Cette corrélation est décrite par l'équation (2.13).

$$m_{OEM} = 8,32 \times 10^{-5} \times m_{MTOM}^2 + 2,03 \times 10^2 \times m_{MTOM} \tag{2.13}$$

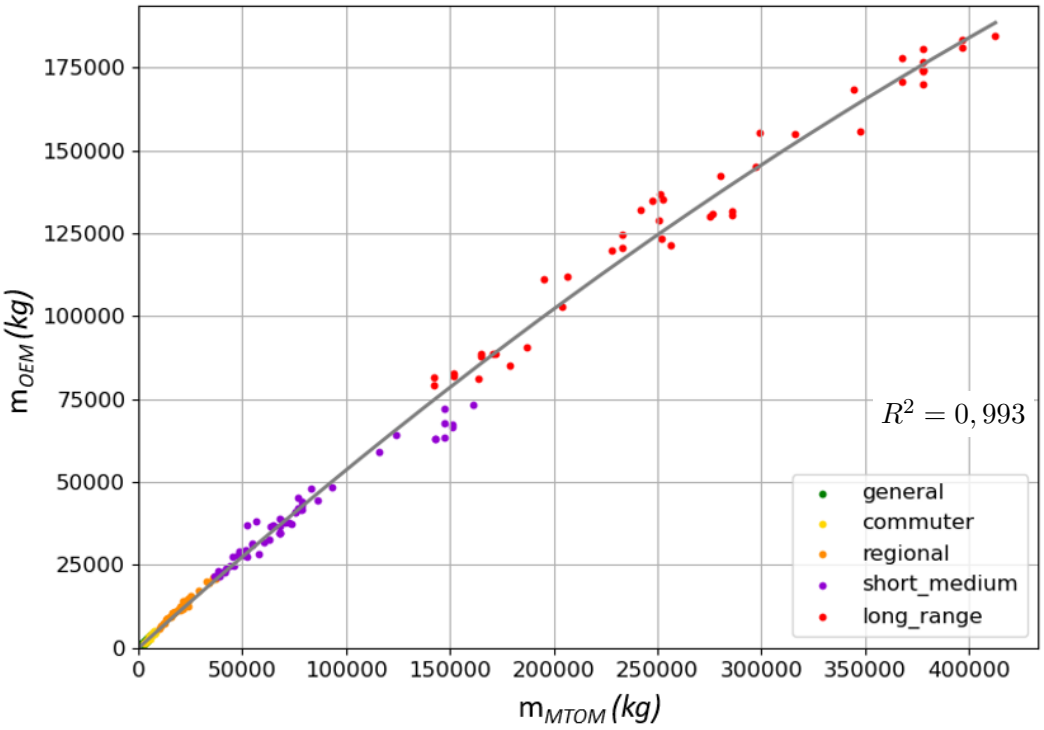


FIGURE 2.15 – Corrélation entre m_{MTOM} et m_{OEM}.

Une explication possible réside dans le fait que tous ces avions partagent une configuration commune de type « Tube and Wing », conçue pour une utilisation similaire : le transport de passagers. Ils sont également propulsés par des systèmes thermiques utilisant le même vecteur énergétique (essence avion ou kérosène). Cela peut également s'expliquer par le fait que les avions sont conçus selon les mêmes principes structurels et que leur conception est conforme à une réglementation et à une pression économique cohérentes.

Sur la base de cette observation, une question centrale se pose : est-il possible d'établir une relation directe entre la masse de la structure et des systèmes non propulsifs et la masse maximale au décollage ? Si une telle relation existe, elle pourrait fournir un moyen efficace

de déterminer la masse à vide opérationnelle d'un avion de configuration « Tube and Wing », indépendamment du type de vecteur énergétique utilisé. Cela offrirait un cadre simplifié pour le dimensionnement des avions bas carbone avec ce type de configuration.

La masse à vide opérationnelle d'un avion conventionnel correspond à la somme de la masse de la structure et des systèmes non propulsifs, de la masse de l'ameublement cabine et soute, ainsi que de celle du système de propulsion thermique. Étant donné que cette masse est déjà estimée, il est possible de déterminer la masse de la structure et des systèmes non propulsifs en soustrayant la masse du système de propulsion thermique, $m_{ThermalPropulsion}$, ainsi que celle de l'ameublement cabine et soute, $m_{Std.Opt}$ (Eq. (2.14)).

$$m_{Structure} = m_{OEM} - m_{Std.Opt} - m_{ThermalPropulsion} \tag{2.14}$$

2.3.2.1 Estimation de la masse des éléments d'ameublement cabine et soute

La masse de l'ameublement cabine et soute sont calculés comme suit :

$$m_{Std.Opt} = m_{Furnishing} + m_{Op_{items}} \tag{2.15}$$

Où $m_{Furnishing}$ est la masse des sièges, cuisines, toilettes et espaces de stockage. Et $m_{Op_{items}}$ représente la masse des éléments incluant l'équipage de cockpit et de cabine ainsi que les consommables tels que l'eau potable et la nourriture destinées aux passagers.
La masse des éléments d'ameublement, $m_{Furnishing}$, est estimée grâce à une base de données de 38 avions conventionnels, collectées dans les ouvrages [141, 142].

$$m_{Furnishing} = M_{fur}(Category) \times n_{pax}$$

Où M_{fur} est le budget de masse d'ameublement par passager. Il est supposé dépendre de la catégorie de l'avion et nous retenons les valeurs indiquées dans la Tab. 2.3.

Catégorie	Aviation générale	Commuter	Régionale	Court-moyen courrier	Long courrier
M_{fur} (kg/pax)	18	18	22	22	30

TABLE 2.3 – Allocation de masse de l'ameublement.

Pour l'estimation de la masse des éléments opérationnels, notée $m_{Op_{items}}$, des données ont pu être collectées pour quatre avions représentatifs [142]. Ces données indiquent que $m_{Op_{items}}$ représente en moyenne environ 5% de la masse opérationnelle à vide de l'avion.

À partir de cette observation, une corrélation a été établie entre $m_{Op_{items}}$, le nombre de passagers (n_{pax}) et la distance à parcourir (R), conduisant à la relation suivante (Eq. (2.16)) :

$$m_{Op_{items}} = 5 \times 10^{-6} \times n_{pax} \times R \tag{2.16}$$

2.3.2.2 Estimation de la masse du système propulsif thermique

La masse des composants du système propulsif est supposée dépendre de leur puissance. Toutefois, selon le type de moteur, cette puissance se mesure différemment. En effet, pour les *turbofans*, les caractéristiques globales du moteur (masse, dimensions, coût, etc.) sont généralement corrélées à la poussée maximale mesurée au banc d'essai. À l'inverse, les turbopropulseurs et les moteurs à pistons sont plus souvent caractérisés par leur puissance maximale sur l'arbre , notée $MaxPower$.

Dans un souci d'unification du dimensionnement du système propulsif, et afin de disposer d'un indicateur commun quel que soit le type de moteur, un indice de puissance généralisé (Generalized Power Index, GPI) est introduit. Cette grandeur est exprimée en Watts.

L'introduction du GPI facilite ainsi l'intégration des moteurs dans un modèle global de masse de système propulsif, tout en préservant la comparabilité entre ses systèmes. Cet indice est défini comme suit :

$$GPI = \begin{cases} MaxPower & \text{pour les moteurs à hélices,} \\ P & \text{pour les } \textit{turbofans}. \end{cases} \tag{2.17}$$

Où P représente la puissance maximale du *turbofan*. Cette quantité est définie par l'équation (2.18).

$$P = \frac{SLST \times V_{2min}}{\eta_{fan}} \tag{2.18}$$

Où η_{fan} le rendement du fan. La vitesse minimale de décollage à 35 pieds au-dessus de la piste, V_{2min} est la vitesse au niveau de la mer qui est représentative du domaine de vol à faible vitesse de l'avion. Cette vitesse est definie à partir la vitesse de décrochage à 1g, V_{s1g} (Eq. (2.19))

$$V_{2min} = 1,13 \times V_{s1g} \tag{2.19}$$

Cependant, la vitesse V_{s1g} n'est pas une donnée publique. En supposant que le décollage et l'atterrissage soient effectués avec le même réglage des dispositifs hypersustentateurs, on peut estimer V_{s1g} à partir de la vitesse minimale d'approche, V_{app}, qui est une donnée publique.

$$V_{app} = 1,23 \times V_{s1g}$$

Par conséquent

$$V_{2min} = \frac{V_{app} \times 1,13}{1,23}$$

Cependant, la vitesse d'approche est une donnée propre à l'avion en opération. Ainsi, pour la déterminer dans la construction de P, on prend en compte la vitesse d'approche

d'un avion donné ainsi que la poussée statique au niveau de la mer (SLST) de son moteur. Cette dernière représente la poussée maximale du *turbofan* au banc .

Dans son livre, Brandt et al. [143] utilisent la même construction pour exprimer la poussée nominale (T) du constructeur de moteur pour les avions à hélice et à moteur à réaction. Ils montrent que $T = \dot{W} \times \eta_h / V$. Où $\dot{W}$ est la puissance nominale du constructeur de moteur, η_h, l'efficacité nominale de l'hélice et V, la vitesse maximale.

Dans le présent document, on a préféré utiliser la puissance pour caractériser la taille des moteurs, car cette quantité est moins sensible aux conditions de vol que la poussée, qui dépend notamment de la densité de l'air et de la vitesse.

Le GPI (incluant tous les moteurs) est corrélé à la m_{MTOM} de tous les avions de la base de données (Fig. 2.16, Eq. (2.20)).

$$GPI = 8,32 \times 10^{-5} \times m_{MTOM}^2 + 2,03 \times 10^2 \times m_{MTOM} - 1,05 \times 10^5 \tag{2.20}$$

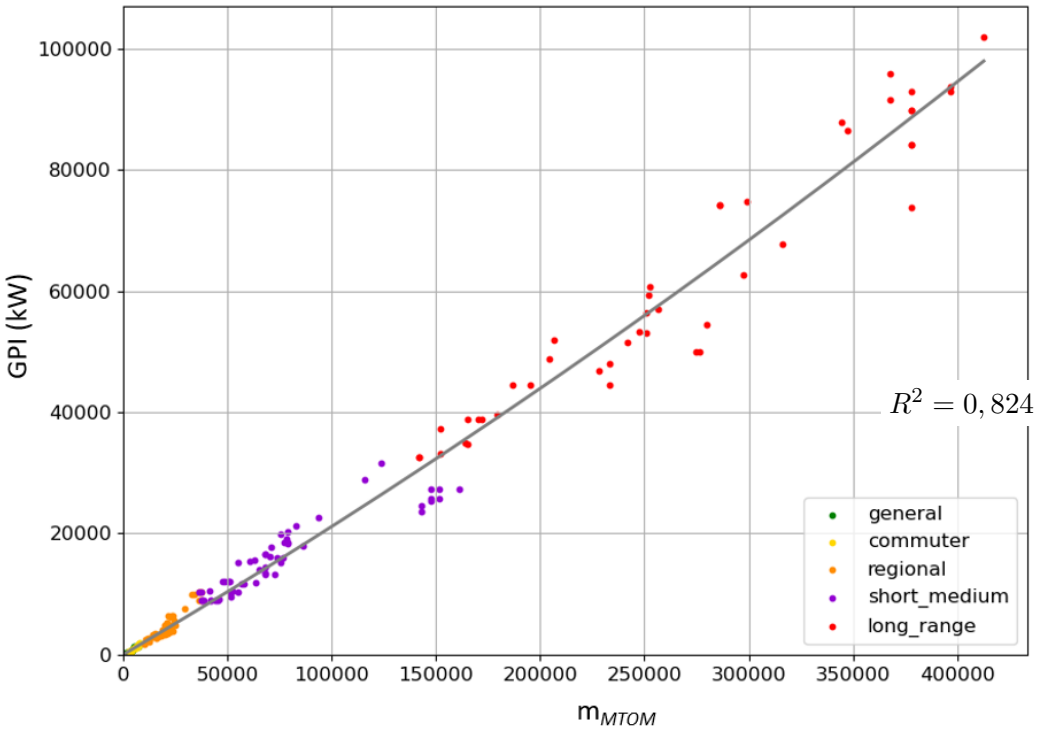


FIGURE 2.16 – Corrélation entre m_{MTOM} et GPI.

La masse du système propulsif thermique, $m_{ThermalPropulsion}$, est ensuite estimée à l'aide des densités de puissance (σ), dont l'unité est le W/kg.

$$m_{ThermalPropulsion} = \begin{cases} m_{Eng} & \text{si } turbofan \\ m_{Eng} + m_{Thruster} & \text{sinon} \end{cases}$$

Où

$$m_{Eng} = \frac{GPI}{\sigma_i} \quad \text{et} \quad m_{Thruster} = \frac{GPI}{\sigma_{Thruster}}.$$

i représente le type de système de propulsion et $\sigma_{Thruster}$ représente la densité de puissance du propulseur (fan ou hélice). Les différentes densités de puissance sont calculées comme suit (Tab. 2.4 et (2.5)).

Densité de puissance	Unité	Valeurs	Référence
$\sigma_{turbofan}$	kW/kg	4.3	Fig. 2.17
$\sigma_{turbopropulseur}$	kW/kg	4.3	Fig. 2.18
σ_{piston}	kW/kg	1.1	Fig. 2.19

TABLE 2.4 – Densité de puissance des moteurs thermiques.

Densité de puissance	Unité	Valeurs
σ_{fan}	kW/kg	15
$\sigma_{propeller}$	kW/kg	10

TABLE 2.5 – Densité de puissance du propulseur.

Les densités de puissance (Tab. 2.4), σ sont calculées grâce des régressions entre le masse du moteur et le GPI, comme indiqué dans les figures (2.17), (2.18) et (2.19). Les données utilisées pour illustrer ces figures proviennent du livre d'Élodie Roux [142] pour les systèmes de propulsion conventionnelle et des bases de données des fabricants.

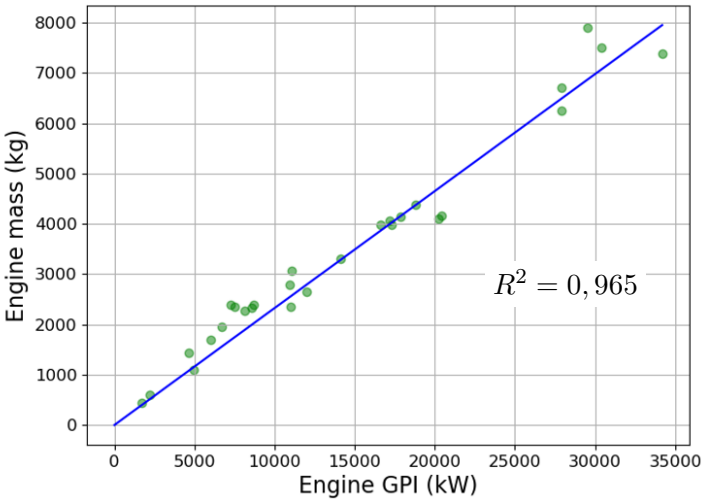


FIGURE 2.17 – Corrélation entre GPI et masse du *turbofan*.

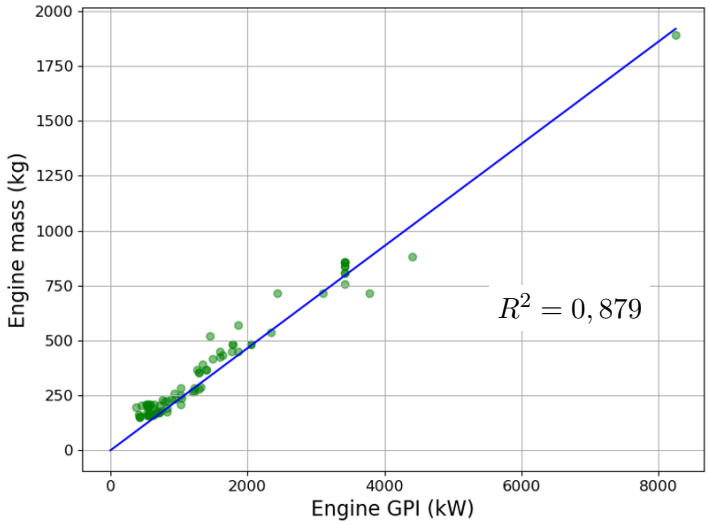


FIGURE 2.18 – Corrélation entre GPI et masse du turbopropulseur.

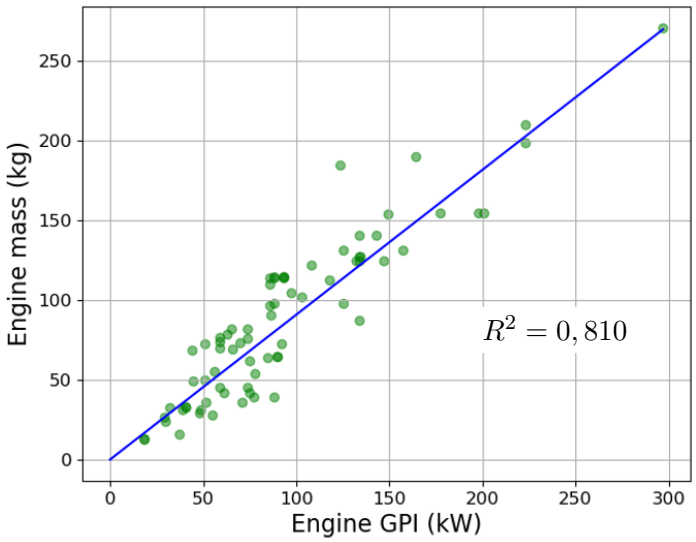


FIGURE 2.19 – Corrélation entre GPI et masse du moteur à piston.

2.3.2.3 Conclusion

Pour chaque avion de la base de données, nous avons estimé la masse de structure et des systèmes non propulsifs, $m_{Structure}$ comme suit :

$$m_{Structure} = m_{OEM} - m_{Std.Opt}(n_{pax}, R) - m_{ThermalPropulsion}(GPI(m_{MTOM}))$$

Où $m_{Std.Opt}$, $m_{ThermalPropulsion}$ et m_{OEM} sont à présent connus. La masse de structure et des systèmes non propulsifs, $m_{Structure}$, dépend de la masse maximale au décollage m_{MTOM} (Fig. 2.20, Eq.(2.21)).

$$m_{Structure} = -3,19 \times 10^{-7} \times m_{MTOM}^2 + 0,423 \times m_{MTOM} - 30 \tag{2.21}$$

Cette estimation peut ainsi être intégrée dans le calcul de la masse à vide opérationnelle des avions bas carbone ayant une configuration classique « tube and wing », sans imposer de contraintes spécifiques sur le nombre de passagers ou le type de système de propulsion.

La flexibilité sur le nombre de passagers est essentielle, car les nouvelles technologies de propulsion nécessitent généralement l'intégration de systèmes embarqués supplémentaires tels que des réservoirs cryogéniques pour le stockage de l'hydrogène liquide ou les batteries pour le stockage de l'électricité, dont l'intégration doit être prise en compte dans la conception structurelle de l'avion.

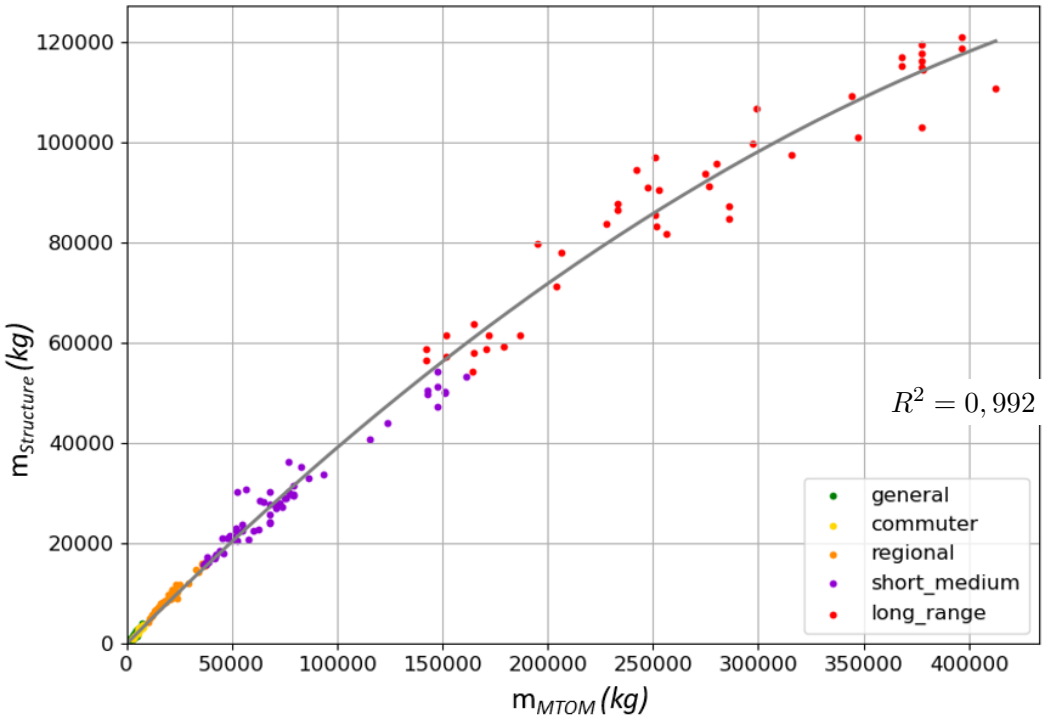


FIGURE 2.20 – Corrélation entre m_{MTOM} et $m_{Structure}$.

La régression présentée en Eq. (2.21) s'appuie sur une base de données constituée principalement d'avions conçus en aluminium. Or, l'introduction croissante des matériaux composites dans la conception des avions modernes soulève une question essentielle : comment intégrer ces nouveaux matériaux dans l'estimation de la masse de structure et des systèmes non propulsifs ?

Par exemple, l'Airbus A350-XWB, dont le premier vol a eu lieu en 2013, est composé à 53% de matériaux composites [144]. De même, le Boeing 787, entré en service en 2005, intègre environ 50% de composites dans sa structure [145]. Ces chiffres témoignent d'une évolution des pratiques industrielle.

La section suivante propose une méthode visant à intégrer les effets de cette transition vers les matériaux composites dans l'estimation de la masses de structure et des systèmes non propulsifs.

2.3.2.4 Intégration des matériaux composites dans l'estimation des masses de structure et des systèmes non propulsifs

Les alliages d'aluminium constituent depuis plus de 80 ans le matériau de référence pour la fabrication des structures d'avions, en raison de leurs performances éprouvées, de la maturité des méthodes de conception associées, ainsi que de procédés de fabrication et d'inspection bien maîtrisés [145].

Cependant, ces dernières décennies, l'industrie aéronautique a connu une transition progressive vers l'utilisation croissante des matériaux composites, notamment dans les avions de ligne de grande capacité. Ces matériaux sont désormais employés pour des éléments majeurs tels que le fuselage, les ailes ou encore l'empennage, en remplacement des alliages d'aluminium, en raison de leur masse réduite, de leur tenue à la fatigue et à la corrosion [145, 146].

Des études ont quantifié les gains potentiels permis par ces nouveaux matériaux. Par exemple, Torenbeek [147] estime que l'utilisation de composites permettrait de réduire la masse du fuselage d'environ 10% et celle de l'empennage jusqu'à 20%. Karpuk et al. [148] vont plus loin en suggérant qu'une combinaison de matériaux innovants et de configurations structurelles optimisées pourrait entraîner une réduction globale de la masse à vide opérationnelle allant jusqu'à 19%, par rapport aux structures conventionnelles en aluminium.

Sur la base de ces constats, il est pertinent d'introduire un coefficient de réduction de masse, noté k_s, afin d'adapter les estimations obtenues à partir de régressions issues de la base de données, principalement composée d'avions métalliques. Ainsi, lorsqu'un avion composite est considéré, la masse de structure et des systèmes non propulsifs, $m_{Structure,composite}$ peut être corrigée en appliquant le facteur k_s, selon la relation suivante :

$$m_{Structure,composite} = k_r \times m_{Structure}$$

Ce coefficient permet de capturer, de manière simple mais efficace, l'impact des matériaux avancés sur la $m_{Structure}$, tout en conservant la structure générale du modèle de régression. Sa valeur dépendra du degré d'intégration des composites dans l'architecture de l'avion.

2.3.3 Bouclage Masse-Mission pour les avions bas carbone

Nous rappelons le processus de bouclage Masse-Mission généralisé pour les avions conventionnels et bas carbone.

$$\begin{cases} m_{OEM} = m_{MTOM} - m_{Payload} - m_{Fuel}, \\ \\ m_{OEM} = m_{Structure} + m_{Std.Opt} + m_{PropulsionSystem} + m_{TankSystem}. \end{cases} \tag{2.22}$$

L'estimation de la masse de structure et des systèmes non propulsifs, $m_{Structure}$ et de la masse de l'ameublement cabine et soute, $m_{Std.Opt}$ ont été traitées dans la Sec. 2.3.2. Quant à l'estimation de la masse de la charge marchande, $m_{Payload}$ (Eq. (2.23)), elle est calculée à partir du nombre de passagers (n_{pax}) et d'une allocation de masse (M_{pax}) présentée dans la Tab. 2.6.

$$m_{Payload} = n_{pax} \times M_{pax}(Category) \tag{2.23}$$

Catégorie	Aviation générale	Commuter	Régionale	Court-moyen courrier	Long courrier
M_{pax} (kg/pax)	95	105	110	115	120

TABLE 2.6 – Allocation de masse des passagers.

Les autres inconnues du système (2.22) sont directement influencées par le vecteur énergétique utilisé ainsi que par le profil de mission adopté. Dans cette section, nous nous appuierons sur un profil de mission structuré en cinq phases principales : décollage, montée, croisière, descente et atterrissage, comme illustré dans la Fig. 2.21. À ces phases s'ajoutent des segments spécifiques, tels que le temps d'attente (*holding*) et le déroutement vers un aéroport alternatif, qui jouent un rôle essentiel dans la sécurité et la gestion du trafic aérien.

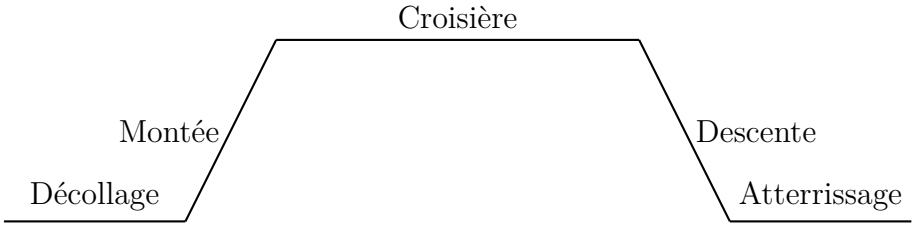


FIGURE 2.21 – Profil de mission.

2.3.3.1 Les carburants de synthèse ou fossiles

Dans cette section, nous formulons l'hypothèse que les carburants de synthèse utilisés sont de type drop-in. Par conséquent l'estimation de la masse du système de propulsion thermique, $m_{ThermalPropulsion}$, présentée dans la Sec. 2.3.2.2 reste valable.

De plus, ces carburants sont stockés directement dans les réservoirs intégrés à la structure de l'avion, comme c'est le cas pour le kérosène. En conséquence, la masse du système de stockage de carburant, notée $m_{TankSystem}$, est supposée négligeable, c'est-à-dire considérée comme nulle dans notre modèle.

La masse de carburant, notée m_{Fuel}, est quant à elle déterminée selon l'expression suivante :

$$m_{Fuel} = m_{Mission} \cdot (1 + K_r) + \text{HoldingEnergy} + \text{DiversionEnergy} \tag{2.24}$$

avec :

$$m_{Mission} = m_{Takeoff} + m_{Climb} + m_{Mission_{cr.desc.at}} \tag{2.25}$$

où K_s représente la fraction de carburant dédiée à la réserve, fixée à 5% de la consommation totale de la mission selon la réglementation.

Le carburant nécessaire au décollage, $m_{Takeoff}$, est estimé en fonction du temps requis pour cette phase, en tenant compte de la puissance des moteurs. De même, la consommation en phase de montée, m_{Climb}, est calculée à partir de la formule de l'énergie potentielle. Enfin, la quantité de carburant requise pour la croisière, la descente et l'atterrissage, $m_{Mission_{cr.desc.at}}$, est déterminée en supposant que le rayon d'action de conception, R, correspond à la distance parcourue lors de ces trois phases. Cette consommation est évaluée à l'aide de l'équation de Breguet inversée (Eq. (2.26)).

$$m_{Mission_{cr.desc.at}} = m_{MTOM} \left[1 - \exp\left(- \frac{R \cdot g}{\eta \cdot (L/D) \cdot fhv} \right) \right] \tag{2.26}$$

Le pouvoir calorifique inférieur (fhv) des carburant de synthèses vaut 43,1 MJ/kg. L'énergie nécessaire pour les phases d'attente et de déroutement est calculée à l'aide de l'équation de Breguet. Pour la phase d'attente, la distance équivalente est déterminée en fonction du temps alloué à cette phase, tandis que pour la phase de diversion, elle correspond à la distance à parcourir jusqu'à l'aéroport de déroutement.

Approximation de la finesse (L/D) pour le calcul de $m_{Mission_{cr.desc.at}}$

La finesse, qui représente le rapport entre la portance et la traînée (L/D), est directement influencée par la géométrie de l'avion. La méthode utilisée pour l'estimer repose sur des approches classiques décrites par Raymer [123] et Rebuffet [149]. Le calcul s'appuie sur plusieurs paramètres clés tels que l'allongement de l'aile, la surface alaire de référence et la surface mouillée. Sur la base de ces paramètres, la finesse maximale des avions de notre base de données a été déterminée. La Fig. 2.22 illustre la répartition de cette finesse maximale en fonction de la masse maximale au décollage (m_{MTOM})

Pour les avions de transport civil, couvrant les courtes, moyennes et longues distances, la corrélation entre L/D et m_{MTOM} (Fig. 2.22) est relativement cohérente : la valeur de

L/D se situe généralement entre 15 et 21. Cette stabilité s'explique par la similitude des configurations géométriques adoptées par ces appareils. En revanche, pour les avions plus légers, des écarts plus significatifs sont observés.

Malgré ces variations, une valeur de L/D est attribuée arbitrairement en fonction de m_{MTOM}, comme spécifié dans la Tab. 2.7. La tendance résultante, représentée par la ligne noire sur la Fig. 2.22, fournit une estimation globale de la finesse pour les avions conventionnels. Bien que cette approximation soit suffisante pour des analyses préliminaires, elle mérite d'être affinée.

Par ailleurs, la relation entre la finesse et la masse maximale au décollage est également appliquée aux avions bas carbone. Nous reconnaissons que ce modèle n'est pas parfaitement adapté à ces nouvelles configurations. L'adaptation de la finesse pour les avions bas carbone constituent donc l'une des perspectives de cette thèse, afin de développer un modèle plus précis et représentatif de leurs performances aérodynamiques.

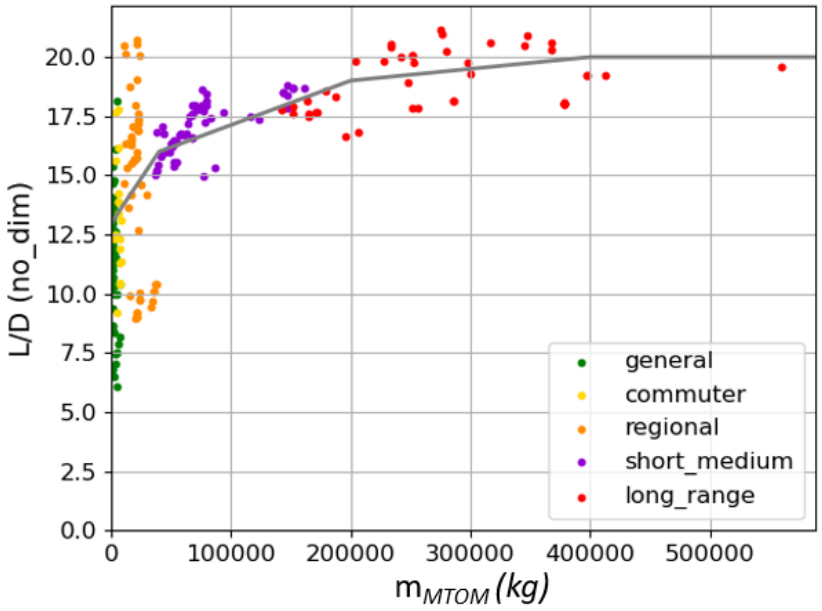


FIGURE 2.22 – Finesse estimée.

m_{MTOM} (kg)	0	40000	200000	500000	1000000
L/D	13	16	19	20	20

TABLE 2.7 – Interpolation du rapport entre la portance et la traînée.

Calcul du rendement, η, pour l'estimation de $m_{Mission_{cr.desc.at}}$

Le rendement η désigne le rendement thermopropulsif des moteurs thermiques. Dans le

cas des moteurs à hélice, il est défini comme le produit du rendement de l'hélice, η_h, et du rendement du moteur, η_{pw}.

En supposant que la puissance transmise à l'arbre reste indépendante de la vitesse de vol pour un débit de carburant donné, le rendement du moteur peut être formulé comme l'inverse du produit de la consommation spécifique des moteurs à hélice et du pouvoir calorifique inférieur du carburant (Eq. (2.27)).

$$\eta_{pw} = \frac{1}{fhv \times SFC} \tag{2.27}$$

Toutes les valeurs de consommation spécifique de carburant (SFC) utilisées dans ce travail sont issues de données de référence généralement mesurées au banc. À défaut de disposer de mesures en vol, nous faisons l'hypothèse simplificatrice que ces valeurs peuvent approximer la consommation en croisière. Cette hypothèse conduit néanmoins à une sous-estimation de la consommation réelle, la SFC en croisière étant généralement plus élevée. Le développement d'un modèle spécifique d'estimation de la SFC en croisière constituerait donc une piste de recherche pertinente pour améliorer la précision des résultats.

La $SFC_{P,piston}$ des moteurs à pistons, typiquement utilisés sur les avions légers, varie généralement entre 0,24 kg/h/kW et 0,50 kg/h/kW selon la littérature [150, 151]. Dans cette étude, nous retenons une valeur représentative comme valeur de référence pour les moteurs à pistons conventionnels. Cette valeur correspond aux performances des moteurs Lycoming, qui constituent la majorité des motorisations recensées dans la base de données pour les avions de la catégorie aviation générale.

$$SFC_{P,piston} = 0,25 \quad kg/h/kW,$$

ce qui conduit au rendement du moteur à piston suivant :

$$\eta_{pw} = 0,335.$$

La SFC liée à la puissance des **turbopropulseurs conventionnels** a été tiré d'une régression sur un ensemble de 83 moteurs différents, présenté dans la Fig. 2.23. La formule suivante est dérivée de la régression :

$$SFC_{P,\text{turboprop}} = \left(5,54 \times 10^{-8} + \frac{2,77 \times 10^{-6}}{\left(\frac{GPI}{1000}\right)^{0,65}} \right)$$

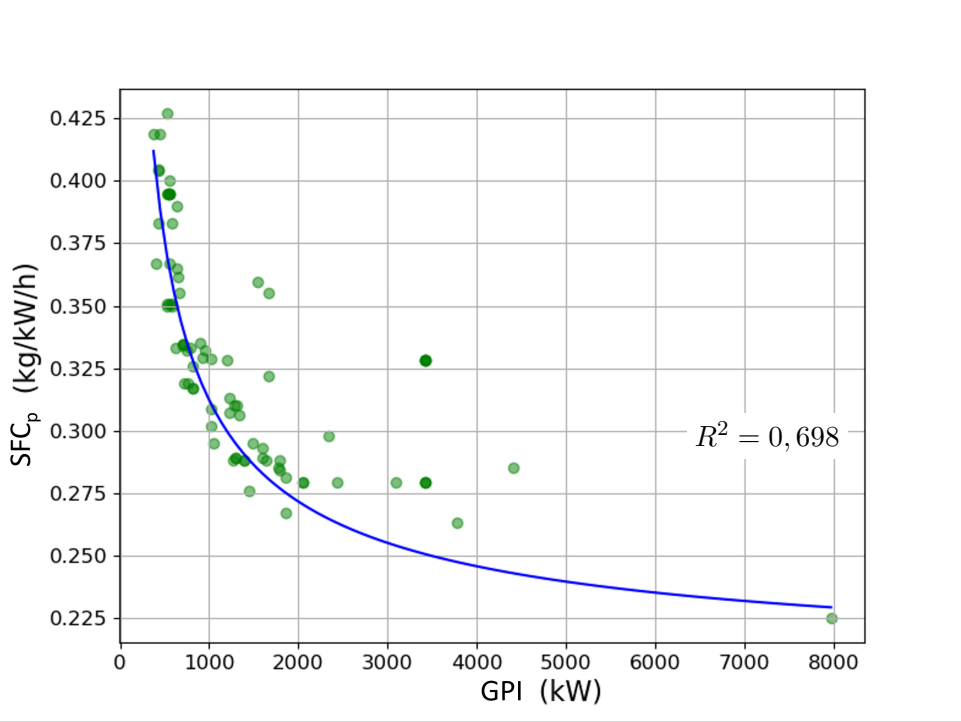


FIGURE 2.23 – Corrélation entre la $\text{SFC}_{P,turboprop}$ et le GPI.

ce qui conduit au rendement thermique du turbopropulseur suivant :

$$\eta_{pw} = \frac{0,084}{0,2 + \frac{10}{\left(\frac{GPI}{1000}\right)^{0,65}}}$$

Le rendement thermopropulsif η des *turbofans* est défini comme le produit du rendement propulsif, η_f, et du rendement thermique, η_{th}. Dans cette étude, nous considérons une valeur de rendement thermique de :

$$\eta_{th} = 0,474$$

Ce rendement thermique est représentatif des performances des *turbofans* ayant été mis en service entre 1980 et 2010 (Fig. 2.6). Le rendement propulsif, noté η_f, est évalué à partir de données accessibles publiquement, telles que le pouvoir calorifique du carburant (fhv) et le taux de dilution (BPR). L'expression de η_f donnée par l'équation (2.28) repose sur des relations fondamentales entre la poussée, la vitesse de l'écoulement d'air et la consommation spécifique de carburant.

$$\eta_f = \frac{1}{\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{\eta_{th} \times fhv \times \alpha}{2V_0^2(1+BPR)}}} \quad \text{avec} \quad \alpha = 0,02. \tag{2.28}$$

Où α représente la richesse massique du carburant, définie comme le rapport entre le débit de masse de carburant et le débit de masse d'air dans la chambre de combustion. Une valeur de $\alpha = 0,02$ signifie que le débit de carburant correspond à 2% du débit de masse d'air admis dans la chambre de combustion.

Après avoir présenté l'expression (Eq. (2.28)), il est essentiel d'expliquer la méthodologie ayant conduit à l'élaboration de ce modèle.

Démonstration

Tout d'abord, la poussée T est exprimée en fonction des vitesses d'échappement dans le cœur du moteur, V_{cs}, et dans le fan, V_{fs} puis la puissance cinétique, $\mathcal{P}_{cin}$, est exprimée.

$$T = \dot{m}_c(V_{cs} - V_0) + \dot{m}_f(V_{fs} - V_0) \quad \text{sous l'hypothèse de tuyères adaptées} \tag{2.29}$$

$$= \dot{m}_a\left(\frac{\dot{m}_c V_{cs} + \dot{m}_f V_{fs}}{\dot{m}_a} - V_0\right) \tag{2.30}$$

$$T = \dot{m}_a(V_j - V_0) \quad \text{avec} \quad V_j = \frac{\dot{m}_c V_{cs} + \dot{m}_f V_{fs}}{\dot{m}_a} \tag{2.31}$$

$$\mathcal{P}_{cin} = \frac{1}{2}\dot{m}_c(V_{cs}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_f(V_{fs}^2 - V_0^2)$$

$$\mathcal{P}_{cin} = \frac{1}{2}\dot{m}_a\left(\sqrt{\left(\frac{\dot{m}_c V_{cs}^2 + \dot{m}_f V_{fs}^2}{\dot{m}_a}\right)}^2 - V_0^2\right)$$

$$\mathcal{P}_{cin} = \frac{1}{2}\dot{m}_a(V_{j'}^2 - V_0^2) \quad \text{avec} \quad V_{j'} = \sqrt{\frac{\dot{m}_c V_{cs}^2 + \dot{m}_f V_{fs}^2}{\dot{m}_a}}$$

Peut-on évaluer l'erreur entre V_j^2 et $V_{j'}^2$? Répondre à cette question nous sera utile pour la suite de la démonstration. Pour cela, nous allons évaluer l'erreur relative entre V_j^2 et $V_{j'}^2$.

$$\Delta_{V_j} = \frac{V_{j'}^2 - V_j^2}{V_j^2} \tag{2.32}$$

$$= \frac{\dot{m}_c\dot{m}_f(V_{cs} - V_{fs})^2}{(\dot{m}_c V_{cs} + \dot{m}_f V_{fs})^2} \quad \text{où} \quad V_{j'}^2 - V_j^2 = \frac{\dot{m}_c\dot{m}_f(V_{cs} - V_{fs})^2}{\dot{m}_a^2} \tag{2.33}$$

$$= \frac{1}{BPR} \times \frac{(V_{cs} - V_{fs})^2}{(\frac{V_{cs}}{BPR} + V_{fs})^2} \quad \text{avec} \quad BPR = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \tag{2.34}$$

$$\Delta_{V_j} = BPR \times \frac{(V_{cs} - V_{fs})^2}{(V_{cs} + BPR \times V_{fs})^2} = BPR \times \frac{(1 - \frac{V_{fs}}{V_{cs}})^2}{(1 + BPR\frac{V_{fs}}{V_{cs}})^2} \tag{2.35}$$

L'équation (2.35) indique que Δ_{V_j} dépend simultanément du taux de dilution (BPR) et du rapport de vitesses $\frac{V_{fs}}{V_{cs}}$. En régime de croisière, la vitesse du jet cœur V_{cs} demeure généralement supérieure à celle du jet fan V_{fs}, de sorte que le rapport $\frac{V_{fs}}{V_{cs}}$ reste compris entre 0 et 1. Dans cette configuration plus le BPR d'un moteur est élevé, plus Δ_{V_j} est faible (comprise entre 0 et 8 %). Pour illustrer cette tendance, nous avons évalué cette erreur relative pour deux moteurs représentatifs : le CFM56 et le LEAP. Pour ces moteurs, nous avons obtenu $\Delta_{V_j} = 6\%$ et environ 1% respectivement. Dans cette optique, pour la suite de la démonstration, nous considérons $V_j^2 = V_j'^2$. Démontrons à présent que $\eta_f = \frac{1}{\frac{1}{2}+\sqrt{\frac{1}{4}+\frac{\eta_{th}\times fhv\times\alpha}{2V_0^2(1+BPR)}}}$.

$$\dot{m}_a = \dot{m}_c + \dot{m}_f \tag{2.36}$$

$$BPR = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \tag{2.37}$$

$$\dot{m} = \alpha\dot{m}_c \tag{2.38}$$

$$Eq.\ (2.36) \quad \& \quad Eq.\ (2.37) \implies \dot{m}_a = \dot{m}_c(1+BPR) \tag{2.39}$$

$$Eq.\ (2.38) \quad \& \quad Eq.\ (2.39) \implies \dot{m}_a = \frac{\dot{m}}{\alpha}(1+BPR) \tag{2.40}$$

$$T = \dot{m}_a\Delta V \quad \text{avec} \quad \Delta V = V_j - V_0 \tag{2.41}$$

$$\eta_f = \frac{TV_0}{\mathcal{P}_{cin}} = \frac{\dot{m}_a\Delta V\times V_0}{\frac{1}{2}\dot{m}_a(V_j^2-V_0^2)} = \frac{1}{1+\frac{\Delta V}{2V_0}} \tag{2.42}$$

$$SFC_T = \frac{\dot{m}}{T} \tag{2.43}$$

$$SFC_T = \frac{V_0}{\eta_{th}\eta_f fhv} \tag{2.44}$$

$$Eq.\ (2.42) \quad \& \quad Eq.\ (2.44) \implies SFC_T = \frac{2V_0+\Delta V}{2\eta_{th}fhv} \tag{2.45}$$

$$Eq.\ (2.40) \quad \& \quad Eq.\ (2.41) \implies T = \frac{\dot{m}}{\alpha}(1+BPR)\Delta V \tag{2.46}$$

$$Eq.\ (2.43) \quad \& \quad Eq.\ (2.46) \implies \Delta V = \frac{\alpha}{SFC_T(1+BPR)} \tag{2.47}$$

$$Eq.\ (2.45) \quad \& \quad Eq.\ (2.46) \implies 2\eta_t fhv\times SFC_T = 2V_0 + \frac{\alpha}{SFC_T(1+BPR)} \tag{2.48}$$

Finalement nous avons

$$Eq.\ (2.48) \iff 2\eta_t(1+BPR)fhv \times SFC_T^2 - 2V_0 SFC_T(1+BPR) - \alpha = 0 \tag{2.49}$$

$$SFC_T^2 - \frac{V_0}{\eta_{th} fhv} SFC_T - \frac{\alpha}{2\eta_{th} fhv(1+BPR)} = 0 \tag{2.50}$$

En résolvant le polynôme du second degré Eq. (2.50), nous obtenons :

$$SFC_T = \frac{V_0}{\eta_{th} fhv}\left[\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{\eta_{th} \times fhv \times \alpha}{2V_0^2(1+BPR)}}\right] \tag{2.51}$$

Sachant que Eq. (2.51) est égal à Eq. (2.44), on a

$$\eta_f = \frac{1}{\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{\eta_{th} \times fhv \times \alpha}{2V_0^2(1+BPR)}}}.$$

Cette démonstration conclut le dimensionnement des avions utilisant des carburants de synthèse ou fossiles. Nous abordons à présent le dimensionnement des avions fonctionnant à l'électricité comme source d'énergie.

2.3.3.2 L'électricité

L'électricité, en tant qu'énergie, n'a pas de masse propre. Par conséquent,

$$m_{Fuel} = 0\ kg$$

Cependant, son stockage nécessite des batteries, qui jouent le rôle de réservoir d'énergie pour l'électricité. La masse de ces batteries, notée $m_{TankSystemBat}$, dépend de l'énergie totale requise pour accomplir la mission de conception, E_{Total} , ainsi que de la densité énergétique de la batterie, γ_{Bat} (Eq. (2.52)).

$$m_{TankSystemBat} = \frac{E_{Total}}{\gamma_{Bat}} \tag{2.52}$$

Avec

$$E_{Total} = E_{Mission} \times (1 + K_r) + \text{HoldingEnergy} + \text{DiversionEnergy} \tag{2.53}$$

Et

$$E_{Mission} = E_{Takeoff} + E_{Climb} + E_{Mission_{cr.desc.at}} \tag{2.54}$$

Les énergies requises pour le décollage, la montée, ainsi que les phases d'attente et de déroutement sont calculées comme expliqué dans la Sec. 2.3.3.1. En ce qui concerne l'énergie nécessaire pour la croisière, la descente et l'atterrissage, notée $E_{Mission_{cr.desc.at}}$, elle est déterminée à l'aide de l'équation de Breguet (2.56).

$$R = \frac{L/D \times \eta \times E_{Mission_{cr.desc.at}}}{g \times m_{MTOM}} \text{ [10]} \tag{2.55}$$

$$\implies E_{Mission_{cr.desc.at}} = \frac{R \times g \times m_{MTOM}}{L/D \times \eta} \tag{2.56}$$

La finesse L/D est comme dans la Sec. 2.3.3.1. Quant au rendement η (Eq. (2.57)), il se réfère au rendement globale de l'ensemble de la chaîne de propulsion, de la batterie à la puissance de propulsion.

$$\eta = \begin{cases} 0,80 \times \eta_{elec} & \text{si hélice} \\ 0,82 \times \eta_{elec} & \text{si fan} \end{cases} \tag{2.57}$$

Les valeurs de 0,80 pour l'hélice et de 0,82 pour le fan correspondent aux rendements standards actuellement atteints par ces dispositifs. Quant au moteur électrique et à son électronique de puissance, leur rendement global, η_{elec} est donné par :

$$\eta_{elec} = 0,95$$

Cette valeur repose sur deux hypothèses : un rendement de l'électronique de puissance de 99%, valeur optimiste [152] contre 97% aujourd'hui ; et un rendement du moteur électrique de 96%, ce qui représente une amélioration de 6% par rapport aux meilleurs rendements industriels actuels (environ 90%). Cette hypothèse est justifiée dans le cadre d'une étude prospective, visant à refléter le potentiel d'optimisation technologique à moyen terme.

La batterie alimente un système de propulsion électrique, dont la masse, notée $m_{ElectricPropulsionSystem}$, regroupe l'ensemble des composants nécessaires à la génération et à la transmission de la puissance, incluant le moteur électrique et les électroniques de puissance. L'estimation de cette masse repose sur la densité de puissance des différents éléments qui le composent, un paramètre clé influençant directement la performance et l'efficacité énergétique du système.

$$m_{ElectricPropulsionSystem} = \frac{GPI}{\sigma_{electric}} + \frac{GPI}{\sigma_{power_{elec}}} + m_{Thruster} \tag{2.58}$$

Ainsi, pour le dimensionnement du moteur électrique, nous retenons la densité de puissance du moteur magniX 500. Ce choix se justifie par le fait que le magniX 500 est l'un des rares moteurs électriques actuellement intégrés et testés en vol sur un avion électrique en conditions opérationnelles.

$$\sigma_{electric} = 4,1\ kW/kg\ ^{6}$$

Cette valeur pourrait être assez pessimiste puisque le moteur Siemens SP260D a une densité de puissance de $5,2\ kW/kg$ et Kadyk et al. [21] estiment que la densité de puissance d'un moteur électrique pourra atteindre $10\ kW/kg$ à l'avenir. Pour le dimensionnement de l'électronique de puissance, une densité de puissance de :

$$\sigma_{power_{elec}} = 10\ kW/kg\ [153]$$

est retenue. Cette valeur correspond à une estimation prospective, alignée avec les objectifs technologiques visés à l'horizon 2035.

Par ailleurs, l'estimation de la masse du propulseur, notée $m_{Thruster}$, a été traitée dans la Sec. 2.3.2.2. Ainsi s'achève le dimensionnement des avions alimentés par l'électricité. Nous abordons à présent le cas des avions utilisant l'hydrogène liquide comme source d'énergie."

2.3.3.3 L'hydrogène liquide

L'hydrogène liquide peut être utilisé soit comme combustible dans un système de propulsion thermique, soit comme source d'énergie pour alimenter une pile à combustible. Dans le premier cas, la masse du système de propulsion thermique, $m_{ThermalPropulsion}$, est déterminée comme décrit dans la Sec. 2.3.2.2. La masse d'hydrogène liquide nécessaire pour la mission de conception, m_{LH_2}, est alors calculée de manière similaire à celle des carburants de synthèse (Sec. (2.3.3.1)). Toutefois, la consommation spécifique de carburant des moteurs thermiques fonctionnant à l'hydrogène est ajustée selon la relation suivante :

$$SFC_{LH_2} = \frac{SFC_{kerosene}}{2,8}\ [13] \tag{2.59}$$

Cette correction prend en compte le pouvoir calorifique de l'hydrogène liquide par rapport au kérosène.

Lorsqu'il est utilisé pour alimenter une pile à combustible, l'hydrogène liquide devient un vecteur énergétique pour un système de propulsion électrique. Dans ce cas, la masse totale du système de propulsion, $m_{PropulsionSystem}$, est exprimée par :

$$m_{PropulsionSystem} = m_{ElectricPropulsionSystem} + m_{fcs}$$

6. https ://cleantechnica.com/2019/10/24/750-horsepower-electric-aviation-engine-tested-by-magnix/

La masse du système de propulsion électrique, $m_{ElectricPropulsionSystem}$, qui inclut le moteur électrique et l'électronique de puissance, est estimée conformément aux méthodes détaillées dans la Sec. 2.3.3.2.

Quant au système de pile à combustible, il comprend la pile elle-même ainsi que l'ensemble des composants auxiliaires nécessaires à son fonctionnement, tels que les compresseurs, les échangeurs thermiques et les systèmes de gestion des flux de gaz et de chaleur. Sa masse, m_{fcs}, est évaluée en fonction de sa densité de puissance, σ_{fcs}, qui détermine la quantité de puissance fournie par unité de masse.

$$\sigma_{fcs} = 1 \ kW/kg \tag{2.60}$$

Cette valeur (Eq. (2.60)) est deux fois supérieure à celle des systèmes existants conçus pour les camions. Par exemple, Horizon Fuel Cell Technologies [7] vend des systèmes de piles à combustible à refroidissement liquide de 120 kW avec une densité de puissance d'environ 0,5 kW/kg. Entre-temps, la littérature semble plutôt optimiste : Dudfield [154] a cité un rapport qui prévoit 1,6 kW/kg pour les applications de drones , tandis que Kadyk et al. [21] a estimé que les plaques bipolaires métalliques (avec un revêtement anticorrosion adéquat) réduiraient fortement la masse de l'empilement, ce qui permettrait d'obtenir des systèmes complets de piles à combustible de 8 kW/kg à l'avenir.

La masse d'hydrogène liquide, m_{LH_2}, nécessaire pour alimenter la pile à combustible est calculée de la même manière que pour les carburants de synthèse. Cependant, le rendement global du système propulsif est déterminé en prenant en compte les différentes conversions d'énergie intervenant dans la chaîne de propulsion.

Quel que soit le mode d'utilisation de l'hydrogène liquide, celui-ci doit être stocké dans un réservoir spécifique dont la conception dépend des conditions de stockage. La masse du réservoir, $m_{TankSystem_{LH_2}}$, est estimée à partir de l'indice gravimétrique, ξ_{LH_2}.

$$\xi_{LH_2} = \frac{m_{LH_2}}{m_{LH_2} + m_{TankSystem_{LH_2}}}$$

La société Hypoint prétendait en 2022 pouvoir construire des réservoirs de LH2 avec un indice gravimétrique de 0,5, ce qui est tout à fait stimulant [8]. Une autre étude sur le stockage de l'hydrogène explique que l'indice gravimétrique de l'hydrogène liquide pourrait atteindre 0,7 [20]. Néanmoins, afin de rester conservateurs et de tenir compte des éventuelles difficultés techniques liées à l'atteinte de ces objectifs ambitieux, nous adoptons une valeur de 0,4 dans cette étude.

Le dimensionnement des avions bas carbone étant désormais achevé, nous abordons à présent l'étape importante de validation du modèle. Cette phase vise à évaluer la cohérence et la robustesse de notre méthodologie en la confrontant à des cas de référence.

7. www.horizonfuelcell.com, accessed on November 2023. VL II series liquid-cooled system.
8. https ://hydrogen-central.com

Elle constitue une étape essentielle pour garantir la crédibilité des résultats obtenus et renforcer la pertinence du modèle dans une perspective d'application concrète à l'aviation durable.

2.3.4 Validations

La validation de notre modèle sera menée en deux étapes distinctes. Dans un premier temps, elle portera sur des avions conventionnels, afin d'établir une base de comparaison solide. Ensuite, elle sera étendue aux avions bas carbone.

S'agissant de ces derniers, les seuls actuellement en service sont des avions entièrement électriques. Par conséquent, notre validation pour les avions bas carbone s'appuiera exclusivement sur ces appareils. Cette approche permettra d'évaluer la capacité du modèle à rendre compte de la réalité technologique actuelle tout en identifiant les marges d'évolution possibles.

Le dimensionnement d'un avion dans notre modèle repose sur deux types d'entrées principales. Premièrement, les caractéristiques du système de propulsion : celles-ci incluent le type d'énergie utilisée (kérosène, hydrogène, électricité, etc.), le nombre de moteurs, leur nature (turbine, électrique), le type de propulseurs (hélices, fan), ainsi que le taux de dilution (bypass ratio, rapport du débit d'air contournant le cœur du moteur au débit d'air passant à travers le cœur du moteur) dans le cas des *turbofans*.

Deuxièmement, les paramètres liés à la mission de conception : il s'agit notamment de la catégorie de l'avion (aviation générale, avion commuter, régional, court/moyen-courrier ou long-courrier), du nombre de passagers transportés, de la vitesse de croisière, de la distance à parcourir et de l'altitude de vol. Ces éléments déterminent les exigences opérationnelles que l'avion doit satisfaire.

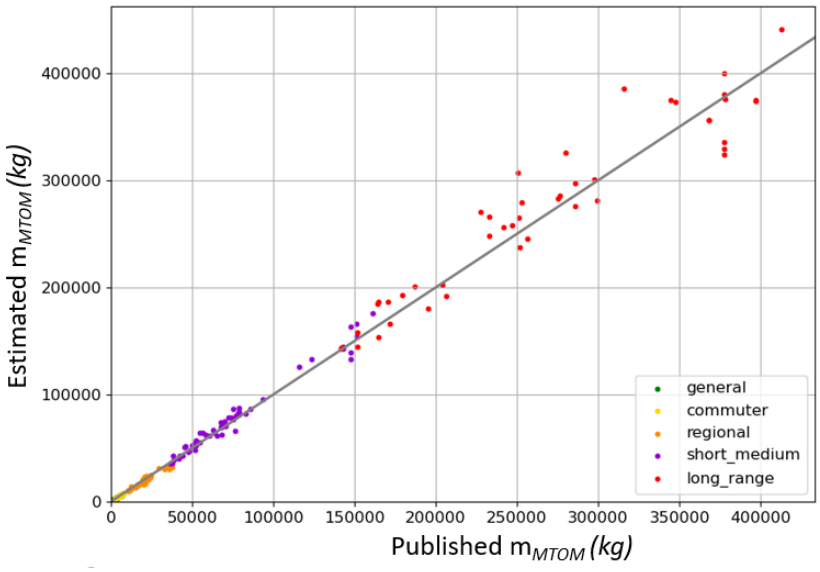
À partir de ces paramètres d'entrée, le modèle estime les masses caractéristiques de l'avion (m_{MTOM}, m_{OEM}, etc.) ainsi que ses performances énergétiques globales, telles que la masse totale de carburant pour les avions à propulsion thermique ou la masse totale d'énergie embarquée pour les avions entièrement électriques.

2.3.4.1 Avions conventionnels

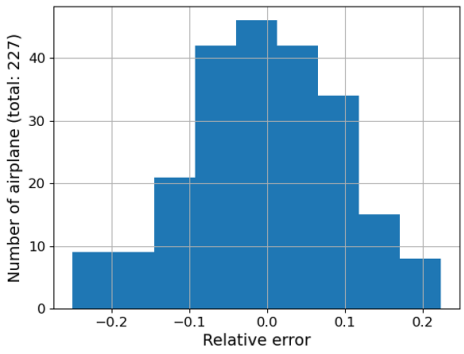
La base de données utilisée pour développer notre modèle de dimensionnement regroupe 227 avions conventionnels, qui servent également de référence pour la phase de validation. Celle-ci est réalisée à partir de cet ensemble d'appareils, en s'appuyant sur deux métriques statistiques : l'erreur absolue et l'erreur relative. Chaque appareil est décrit principalement par sa masse maximale au décollage et sa masse à vide opérationnelle. L'évaluation des erreurs absolues et relatives est donc réalisée sur ces deux grandeurs. À partir des paramètres d'entrée, chaque avion de la base est redimensionné via notre modèle, puis comparé aux données réelles. Les résultats correspondants sont présentés dans les figures (2.24) et (2.25), illustrant respectivement les écarts sur la masse maximale au

décollage et sur la masse à vide opérationnelle. Ces représentations montrent que le modèle restitue avec une bonne précision les masses caractéristiques des avions, notamment pour les segments allant de l'aviation générale aux avions court et moyen-courriers. En revanche, une dispersion plus marquée est observée pour les long-courriers, traduisant une baisse locale de précision. Pour évaluer plus finement la performance du modèle, l'analyse de la distribution des erreurs relatives a été effectuée, comme illustré par les courbes en bleu dans les figures (2.24) et (2.25). Avant d'interpréter ces résultats, rappelons les formules employées pour calculer les erreurs relatives :

$$\Delta_{MTOM} = \frac{m_{MTOM.predicted} - m_{MTOM}}{m_{MTOM}} \quad \text{et} \quad \Delta_{OEM} = \frac{m_{OEM.predicted} - m_{OEM}}{m_{OEM}}$$



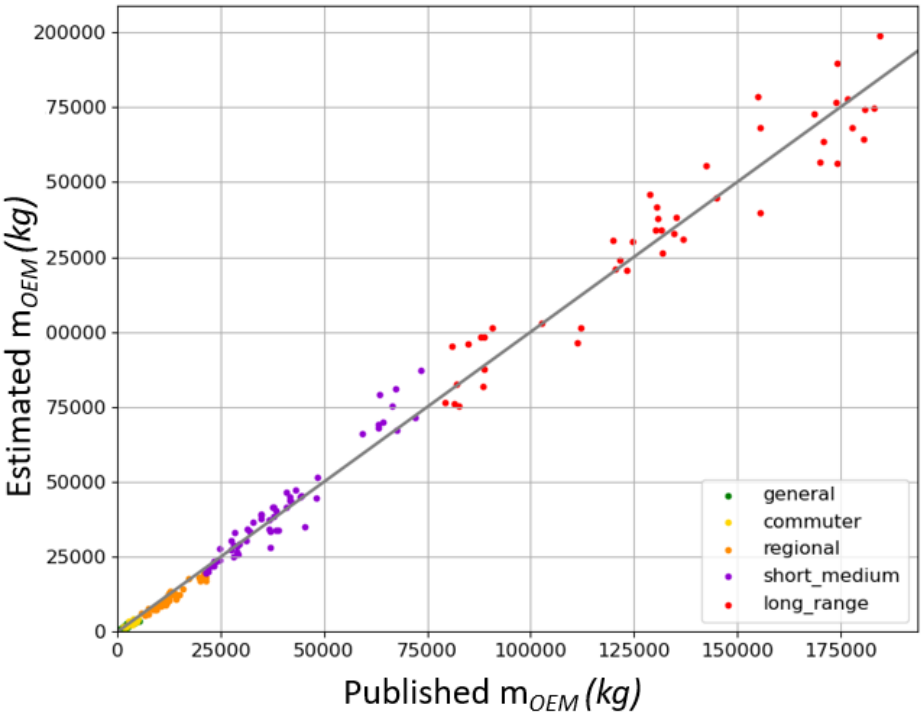
(a) Comparaison entre les m_{MTOM} estimées et publiées.



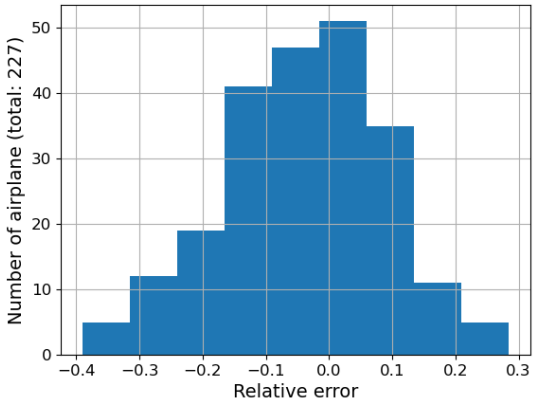
(b) Distribution de l'erreur relative.

FIGURE 2.24 – Comparaison entre les m_{MTOM} estimées et les m_{MTOM} publiées et distribution de l'erreur relative

Les résultats obtenus indiquent que le modèle est capable de prédire ces deux masses caractéristiques avec une précision comprise entre –15% et +15% pour 87% des avions dans le cas de la m_{MTOM}, et pour 73% des avions dans le cas de la m_{OEM}. Ces résultats témoignent de la fiabilité globale du modèle dans les différentes catégories d'avions considérées.



(a) Comparaison entre les m_{OEM} estimées et publiées.



(b) Distribution de l'erreur relative.

FIGURE 2.25 – Comparaison entre les m_{OEM} estimées et les m_{OEM} publiées et distribution de l'erreur relative

La dispersion observée dans le cas des avions long-courriers peut s'expliquer par plusieurs facteurs. D'une part, la prédiction de la masse de structure et des systèmes non propulsifs repose sur des modèles plus sensibles dans cette gamme. D'autre part, la construction de l'indice généralisé de puissance (GPI), moins adapté aux *turbofans*, peut introduire des incertitudes supplémentaires. De plus, la variabilité des aménagements intérieurs (densité de sièges, classes, services embarqués) et de la charge marchande influe fortement sur la masse à vide, ce que notre modèle, basé sur des tendances globales, ne capture que partiellement. Enfin, le modèle de finesse aérodynamique utilisé, peut également contribuer à l'écart observé dans cette catégorie.

Il convient enfin de souligner que le but de ce modèle n'est pas de fournir une prédiction exacte pour chaque avion pris individuellement, mais plutôt de proposer une estimation réaliste et cohérente des ordres de grandeur à partir de quelques paramètres clés. Il constitue ainsi un outil pertinent pour les phases amont de conception ou pour l'évaluation comparative de technologies dans une perspective de transition vers l'aviation bas carbone.

2.3.4.2 Avion tout électrique

Pour valider notre modèle dans le cas des avions entièrement électriques, nous avons choisi de le confronter aux performances annoncées de l'avion Alice, développé par la société Eviation.

Alice est probablement l'avion tout électrique affichant les meilleures performances parmi les projets récents. Sa conception a considérablement évolué depuis le début du projet, et actuellement, très peu de données sont publiées par Eviation. Par conséquent, la validation de notre modèle reste limitée en raison du manque d'informations essentielles notamment sur la densité énergétique des batteries utilisées. Néanmoins, afin d'affiner notre analyse, nous tenterons d'estimer la masse maximale au décollage de l'avion Alice en formulant des hypothèses sur cette densité énergétique.

D'après les informations disponibles sur le site officiel d'Eviation [9], nous pouvons extraire certaines spécifications clés de l'avion Alice, telles que la masse maximale au décollage (m_{MTOM}), la charge marchande ($m_{Payload}$), la puissance des moteurs, la vitesse maximale et l'autonomie avec réserve. Ces données constituent la base de notre analyse (Tab. 2.8).

m_{MTOM}	$m_{Payload}$	Engine power	Maximum speed	R [10]
8350 kg	1130 kg	2×700 kW	480 km/h	460 km

Table 2.8 – Spécifications de l'avion Alice de Eviation.

9. https ://www.eviation.com/aircraft/ (consulté en novembre 2023)
10. avec 30 minutes de réserve

2.3. Generic Airplane Model : un outil de dimensionnement des avions bas carbone [1]

La conception d'un avion tout électrique pour 9 passagers, capable de voler sur une distance de 460 km, est un véritable défi, compte tenu de la densité énergétique des batteries. En effet, les batteries disponibles aujourd'hui présentent une densité énergétique limitée, typiquement autour de 250 Wh/kg. En appliquant les caractéristiques extraites d'Alice (Tab. 2.8) à notre modèle de dimensionnement, et en considérant une densité énergétique de 250 Wh/kg, le modèle ne converge pas. Ce résultat suggère que, pour atteindre les performances annoncées, Alice nécessiterait soit une densité énergétique supérieure à celle actuellement disponible, soit la mise en œuvre d'hypothèses internes très optimisées, telles qu'une finesse aérodynamique améliorée ou une architecture ultra-légère. Toutefois, les détails techniques relatifs à ces choix de conception ne sont pas rendus publics. Dès lors, une question essentielle se pose : dans quelle mesure ces améliorations pourraient-elles réellement permettre d'atteindre les niveaux de performance exigés pour l'avion Alice ? L'objectif de la suite de cette analyse est donc de déterminer, à partir des données disponibles, la finesse aérodynamique requise, ainsi que le facteur d'allègement k_s applicable à la masse de structure et des systèmes non propulsifs, notée $m_{Structure}$. Ces deux variables permettront de quantifier les marges de progression nécessaires pour que le modèle de dimensionnement soit en cohérence avec les spécifications de l'avion. Pour cela, nous considérons que la masse maximale au décollage de 8350 kg est contrainte par la certification CS23, dont la limite est de 8600 kg, avec une marge estimée à 250 kg. En prenant cette masse comme contrainte de conception, nous établissons une relation entre la finesse nécessaire et l'amélioration k_s. Par ailleurs, en tenant compte de la densité énergétique des batteries, nous évaluons cette relation pour trois valeurs représentatives actuellement possible : 240 Wh/kg, 250 Wh/kg et 260 Wh/kg, qui sont des valeurs possibles aujourd'hui. Le compromis entre ces paramètres est illustré sur la Fig. 2.26, où l'axe des abscisses représente le facteur de structure, défini comme $1 - k_s$.

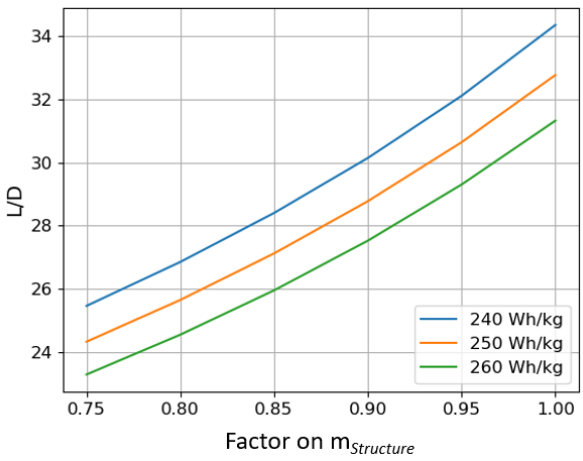


FIGURE 2.26 – Trade : Aero-Structure.

Pour garantir la cohérence des hypothèses, la vitesse de croisière est fixée à 380 km/h, en accord avec les vitesses standards des avions *commuters* de 9 passagers. De plus la masse attribuée aux passagers a été ajustée ((Eq. (2.61)) pour correspondre à la charge marchande indiquée, en supposant neuf passagers à bord .

$$m_{Payload} = n_{pax} \times M_{pax} = 1130kg \implies M_{pax} = 125\ kg \tag{2.61}$$

Une estimation basée sur la méthode d'évaluation de la polaire aérodynamique présentée par Raymer [123] et Rebuffet [149] conduit à une finesse d'environ $27,9$. En supposant une densité énergétique de 250 Wh/kg et sur la base de la Fig. 2.26, nous considérons, pour le reste de cette analyse, un gain de $k_s = 15\%$ sur la $m_{Structure}$ et une finesse d'environ 27, ce qui est un défi pour un avion de type *commuter* mais réalisable. En intégrant ces hypothèses aux données publiées par EVIATION, nous retrouvons ainsi la masse maximale au décollage de l'avion Alice.

Comme le montre l'étude de cas consacrée à l'avion Alice, la faisabilité des avions bas carbone se heurte à plusieurs défis technologiques majeurs. Ces difficultés n'invalident pas la pertinence de ces solutions, mais soulignent l'ampleur des avancées nécessaires pour envisager leur intégration à grande échelle dans le secteur aérien.

De manière générale, la conception des avions bas carbone, qu'il s'agisse d'avions tout électrique, à hydrogène liquide ou à pile à combustible, repose sur un ensemble de paramètres technologiques sensibles, dont l'évolution dépend fortement des progrès réalisés en aérodynamique, en propulsion et en stockage énergétique.

Dans le cas des avions entièrement électriques, les performances sont principalement influencées par la puissance spécifique du moteur électrique ($\sigma_{electric}$), l'électronique de puissance ($\sigma_{power_{elec}}$) et la densité énergétique des batteries (γ_{bat}).

Pour les avions à pile à combustible, la situation est plus complexe. Outre les caractéristiques électriques déjà mentionnées, les performances globales dépendent également de la puissance spécifique de la pile à combustible (σ_{fcs}), son rendement (η_{fcs}) et de l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide (ξ_{LH2}).

Dans le cas des avions à hydrogène liquide, la viabilité repose notamment sur l'optimisation de l'indice gravimétrique du réservoir cryogénique ainsi que sur le taux de dilution (bypass ratio) des moteurs *turbofans* dans le cas des avions court, moyen et long courrier.,

Face à cette diversité de contraintes, une analyse de sensibilité des paramètres technologiques s'impose comme un outil essentiel pour orienter les choix de conception. En identifiant les facteurs les plus influents sur les performances de l'avion, cette approche permet de hiérarchiser les priorités technologiques et d'orienter efficacement les efforts de recherche vers les leviers les plus structurants.

La section suivante présente cette analyse et discute de ses implications pour le développement de l'aviation bas carbone.

2.4 Analyse paramétrique des avions bas carbone

L'objectif de cette section est d'identifier les paramètres technologiques ayant le plus d'impact sur la variabilité des performances des avions bas carbone. Cette analyse repose sur deux critères essentiels : la masse maximale au décollage rapportée au passager-kilomètre et l'énergie consommée par passager-kilomètre. En évaluant l'influence de ces paramètres, il devient possible de mieux comprendre les leviers d'optimisation et d'orienter les développements technologiques vers des solutions plus performantes et adaptées aux exigences du transport aérien de demain.

La masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK) est un indicateur qui représente la quantité de masse maximale au décollage nécessaire pour transporter un passager sur un kilomètre. Il permet d'évaluer l'efficacité structurelle et la capacité de charge d'un avion en fonction du nombre de passagers qu'il peut transporter et de la distance parcourue.

Quant à la consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK), elle mesure l'énergie consommée par l'avion pour transporter un passager sur un kilomètre.

Ces deux critères sont fondamentaux car ils traduisent, chacun à leur manière, les objectifs premiers du dimensionnement d'un avion : concevoir un appareil à la fois léger et sobre en énergie

Pour mener cette étude paramétrique, nous nous appuyons sur des métriques d'analyse de sensibilité afin d'évaluer l'impact des paramètres technologiques sur les performances des avions bas carbone.

Dans la suite de cette section, nous nous appuyons sur les valeurs paramétriques définies dans la Tab. 2.9, qui servent de référence pour l'analyse. Par ailleurs, les différentes catégories d'avions étudiées sont définies selon les critères établis dans la Tab. 2.10. Cette classification permet d'adapter l'évaluation aux spécificités de chaque type d'appareil et d'examiner les tendances qui se dégagent en fonction des avancées technologiques et des exigences opérationnelles.

Paramètres	Unité	Horizon 2030	(1+ 50%)Horizon 2030
σ_{fcs}	kW/kg	1	1,5
$\sigma_{electric}$	kW/kg	4,5	6,75
$\sigma_{power_{elec}}$	kW/kg	10	15
γ_{bat}	Wh/kg	400	600
η_{fcs}	%	50	75
ξ_{LH2}	%	40	60
BPR	-	12	18

TABLE 2.9 – Évolution des paramètres technologiques des avions bas carbone [20, 21, 22, 23].

Catégorie	Distance (km)	Nombre de passagers	Vitesse[11]	Altitude (ft)	Type de propulseur
Aviation générale	≤ 500	[1 - 6]	300	5000	hélice
commuter	]500 - 1500]	]6 - 19]	400	10000	hélice
Régionale	]1500 - 4500]	]19 - 80]	0,5	20000	fan
Court-moyen courrier	]4500 - 8000]	]80 - 250]	0,75	35000	fan
Long courrier	]8000 - 15000]	]250 - 550]	0,85	35000	fan

TABLE 2.10 – Caractérisation des catégories d'avions.

2.4.1 Analyse de sensibilité

L'analyse de sensibilité est une étape importante dans l'analyse de la performance d'un modèle. Elle «détermine, quantifie et analyse comment réagissent les sorties d'un modèle à des perturbations» sur ses facteurs d'entrée [155]. Les facteurs d'entrée de l'analyse de sensibilité sont le plus souvent des paramètres du modèle dont les valeurs précises sont incertaines. «Il est possible de grouper les méthodes d'analyse de sensibilité en trois : les méthodes de screening, l'analyse de sensibilité locale et l'analyse de sensibilité globale» [155]. «Les méthodes de screening analysent qualitativement l'importance des variables d'entrée sur la variabilité de la réponse du modèle. Elles permettent d'établir une hiérarchie au sein des variables d'entrée en fonction de leur influence sur la variabilité de la réponse. L'analyse de sensibilité locale, tout comme l'analyse globale, sont des méthodes d'analyse quantitative, qui permettent en plus d'établir une hiérarchie au sein des variables d'entrée, de donner un ordre de grandeur des écarts au sein de cette hiérarchie» [155]. L'analyse de sensibilité locale consiste à étudier la variabilité de la sortie du modèle selon une petite variation des facteurs d'entrées autour d'une valeur de référence. Quant à L'analyse de sensibilité globale, elle considère la variabilité de la sortie du modèle, induite par les facteurs d'entrées, mais l'ensemble de son domaine de variation [155]. Les résultats de ces méthodes sont des indices de sensibilité. Dans le cadre de cette thèse, nous considérons l'analyse de sensibilité globale basée sur la décomposition de la variance, suivant les travaux de Julien Jacques [155].

2.4.1.1 Indice de sensibilité basé sur la variance

Considérons le modèle suivant

$$Y = f(X_1, \cdots, X_p), \quad p \in \mathbb{N}$$

où les facteurs d'entrée $X_1, \cdots, X_p$ sont des variables aléatoires réelles et la sortie Y est un scalaire.

11. La vitesse est exprimée en km/h lorsque sa valeur est supérieure à 100, et en nombre de Mach lorsqu'elle est inférieure ou égale à 1.

Théorème 1 *La variance totale*
Soit un couple (X, Y) de variables aléatoires, où Y prend ses valeurs dans $\mathbb{R}$ et X dans un ensemble fini ou dénombrable, ou dans $\mathbb{R}$ ou dans $\mathbb{R}^p$, avec $p \in \mathbb{N}$. Si la variance de Y est finie alors pour tout $i \in \{1, \ldots, p\}$

$$V(Y) = V(E[Y|X_i]) + E(V(Y|X_i))$$

La variance $V(E[Y|X_i])$ mesure l'effet de premier ordre de X_i sur la sortie Y du modèle. Cette mesure est comprise entre zéro et $V(Y)$. Ainsi la mesure de sensitivité associée est défini comme suit :

$$S_i = \frac{V(E[Y|X_i])}{V(Y)}$$

Où S_i est un indice normalisé, appelé indice de sensibilité de premier ordre par Sobol. Celle-ci quantifie la sensibilité de la sortie Y au facteur d'entrée X_i.

Hypothèse (indépendance). On suppose désormais que les variables d'entrée $X_1, \ldots, X_p$ sont indépendantes. Cette hypothèse est essentielle pour garantir l'unicité de la décomposition de la variance et pour donner un sens aux indices d'interaction.

Definition 1 *Les indices de sensibilités d'ordre deux :*

$$S_{ij} = \frac{V_{ij}}{V} \quad où \quad V_{ij} = V(E[Y|X_i, X_j]) - V_i - V_j, \quad i, j \in \{1, \ldots, p\} \quad et \quad i \neq j$$

qui expriment la sensibilité de la variance de Y à l'interaction des facteurs X_i et X_j qui n'est pas pris en compte dans l'indice de sensibilité de premier ordre. De même, on peut construire les indices de sensibilité d'ordre trois :

$$S_{ijk} = \frac{V_{ijk}}{V} \quad où \quad V_{ijk} = V(E[Y|X_i, X_j, X_k]) - V_{ij} - V_{ik} - V_{jk} - V_i - V_j - V_k$$

$i, j, k \in \{1, \ldots, p\} \quad et \quad i \neq j \neq k$
qui expriment la sensibilité de la variance de Y à l'interaction des facteurs X_i, X_j et X_k qui n'est pas pris en compte dans l'indice de sensibilité de premier et du deuxième ordre.

Dans le but d'exprimer la sensibilité totale de la variance Y à un facteur d'entrée, en prenant en compte toutes les interactions possibles de ce facteur avec les autres facteurs, des indices de sensibilité totaux ont été introduits par Homma and Saltelli [156].

Definition 2 *L'indice de sensibilité total S_{T_i} au facteur X_i est défini comme la somme de tous les indices de sensibilité relatifs au facteur X_i*

$$S_{T_i} = \sum_{k \# i} S_k$$

où $\#i$ représente tous les ensembles d'indices contenant l'indice i.

Par exemple, pour un modèle à trois facteurs d'entrées,

$$S_{T_1} = S_1 + S_{12} + S_{13} + S_{123}$$

L'interprétation de ces indices est facile. Chaque indice d'ordre m, $\forall m \in \{1, \cdots, p\}$ est compris entre 0 et 1, $\sum S_i = 1$ et $\sum S_{T_i} = 1$. Ainsi, l'indice de sensibilité du facteur d'entrée qui se rapproche le plus de 1, est le facteur qui a le plus d'influence sur la variablité de la sortie du modèle considéré.

2.4.1.2 Méthodes d'estimation des indices de sensibilité basés sur la variance

Les indices de sensibilités basés sur la variance peuvent être simple à calculer dans le cas d'une fonction linéaire par exemple. Cependant, dans la majorité des cas, ces indices sont évalués sur des fonctions complexes, pour lesquelles il est difficile de déterminer analytiquement les variances et les espérances. Pour pallier à ce problème, il existe plusieurs méthodes qui permettent d'estimer les indices de sensibilité. Nous avons la méthode de Saltelli et *al.* [157, 158], la méthode FAST (Fourrier Amplitude Sensitivity Test) [159, 160] et qui sont implementées dans la librairie SAlib de python [161] et nous avons aussi la méthode «pick-freeze» [157] basée sur les échantillons Monte Carlo. Dans le cadre de cette thèse, nous considérerons la méthode de Saltelli.

La méthode de Saltelli basée sur les échantillons Monte Carlo [157]
Considérons deux échantillons M_1 et M_2 de réalisation des facteurs d'entrée $(X^1, \cdots, X^p)$ de tailles N.

$$M_1 = \begin{pmatrix} X_1^1 & X_1^2 & \cdots & X_1^p \\ X_2^1 & X_2^2 & \cdots & X_2^p \\ \cdots & & & \\ X_N^1 & X_N^2 & \cdots & X_N^p \end{pmatrix}, \quad M_2 = \begin{pmatrix} \tilde{X}_1^1 & \tilde{X}_1^2 & \cdots & \tilde{X}_1^p \\ \tilde{X}_2^1 & \tilde{X}_2^2 & \cdots & \tilde{X}_2^p \\ \cdots & & & \\ \tilde{X}_N^1 & \tilde{X}_N^2 & \cdots & \tilde{X}_N^p \end{pmatrix} \tag{2.62}$$

Dans le but d'estimer l'indice de sensibilité de premier ordre du facteur X_i

$$S_i = \frac{V(E[Y|X^i])}{V(Y)} = \frac{U_i - E^2(Y)}{V(Y)}$$
$$U_i = \int E^2(Y|X^i = x^i) p_i(x^i) dx^i$$

nous avons besoin d'estimer U_i et $E(Y)$. Nous appelons $\hat{U}_i$ et $\hat{E}(Y)$ les estimateurs respectivement de U_i et $E(Y)$. Notons que $E(Y)$ est estimée sur l'échantillon M_1.

$$\hat{E}(Y) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N} f(X_k^1, X_k^2, \cdots, X_k^p)$$

U_i peut être obtenu à partir des valeurs de Y calculées sur les matrices M_1 et N_i où N_i est construite à partir de l'échantillon M_1 et M_2.

$$N_i = \begin{pmatrix} \tilde{X}_1^1 & \tilde{X}_1^2 & \cdots & X_1^i & \cdots & \tilde{X}_1^p \\ \tilde{X}_2^1 & \tilde{X}_2^2 & \cdots & X_2^i & \cdots & \tilde{X}_2^p \\ \cdots & & & & & \\ \tilde{X}_N^1 & \tilde{X}_N^2 & \cdots & X_N^i & \cdots & \tilde{X}_N^p \end{pmatrix} \tag{2.63}$$

Finalement

$$\hat{U}_i = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N} f(X_k^1, X_k^2, \cdots, X_k^p) f(\tilde{X}_k^1, \tilde{X}_k^2, \cdots, \tilde{X}_k^{i-1}, X_k^i, \tilde{X}_k^{i+1}, \cdots, \tilde{X}_k^p) \tag{2.64}$$

L'estimateur de $V(Y)$, $\hat{V}$ est calculé comme suit :

$$\hat{V} = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N} f^2(X_k^1, X_k^2, \cdots, X_k^p) - (\hat{E}(Y))^2$$

Par conséquent l'estimateur $\hat{S}_i$ de l'indice de sensibilité de premier ordre du facteur d'entrée X_i est :

$$\hat{S}_i = \frac{\hat{U}_i - (\hat{E}(Y))^2}{\hat{V}} \tag{2.65}$$

L'indice de second ordre S_{ij} est estimé par :

$$\hat{S}_{ij} = \frac{\hat{U}_{ij} - (\hat{E}(Y))^2 - (\hat{U}_i - (\hat{E}(Y))^2) - (\hat{U}_j - (\hat{E}(Y))^2)}{\hat{V}}$$

Et ainsi de suite pour les indices de sensibilité d'ordre supérieur.

Afin d'illustrer de manière concrète et opérationnelle la portée de l'analyse de sensibilité, nous avons choisi de l'appliquer à la catégorie des avions *commuters*. Ce segment, bien que spécifique, constitue un cas d'étude particulièrement pertinent pour tester la robustesse et la validité des résultats obtenus. En effet, les avions *commuters* sont soumis à des contraintes réglementaires strictes, notamment une masse maximale au décollage plafonnée à 8600 kg selon la certification CS-23, ce qui en fait un cadre idéal pour évaluer l'influence des paramètres technologiques sur la conception globale.

Si l'analyse avait pu s'étendre à d'autres segments tels que les avions régionaux ou long-courriers, le choix des *commuters* s'explique par les contraintes réglementaires spécifiques à ce segment, en particulier les limites imposées sur la masse maximale au décollage. Ce contexte permet ainsi de mettre en lumière les leviers technologiques à activer pour permettre à des avions bas carbone de répondre aux normes en vigueur.

2.4.2 Avion tout électrique

L'indice de sensibilité de Sobol repose sur l'hypothèse que les facteurs d'entrée du modèle sont indépendants les uns des autres. Cette indépendance est généralement considérée sur l'ensemble complet de définition des facteurs. Cependant, il arrive que certains facteurs soient indépendants uniquement sur un sous-ensemble de cet ensemble de définition, ce qui nécessite de restreindre l'analyse à ces sous-domaines pour garantir la validité des indices de sensibilité. Dans le contexte des avions tout électriques (Fig. 2.27), Hepperle [10] a montré qu'un avion présentant une finesse inférieure ou égale à 20 et dont la masse de batterie ne dépasse pas 80% de la masse maximale au décollage peut théoriquement atteindre un rayon d'action de 4500 km, à condition que la densité énergétique des batteries atteigne 1000 Wh/kg. Cet exemple illustre que le choix des plages de variation des facteurs d'entrée (finesse, rapport masse de batterie et masse maximale au décollage, densité énergétique de la batterie) détermine directement les sous-ensembles sur lesquels les variables peuvent être considérées comme indépendantes.

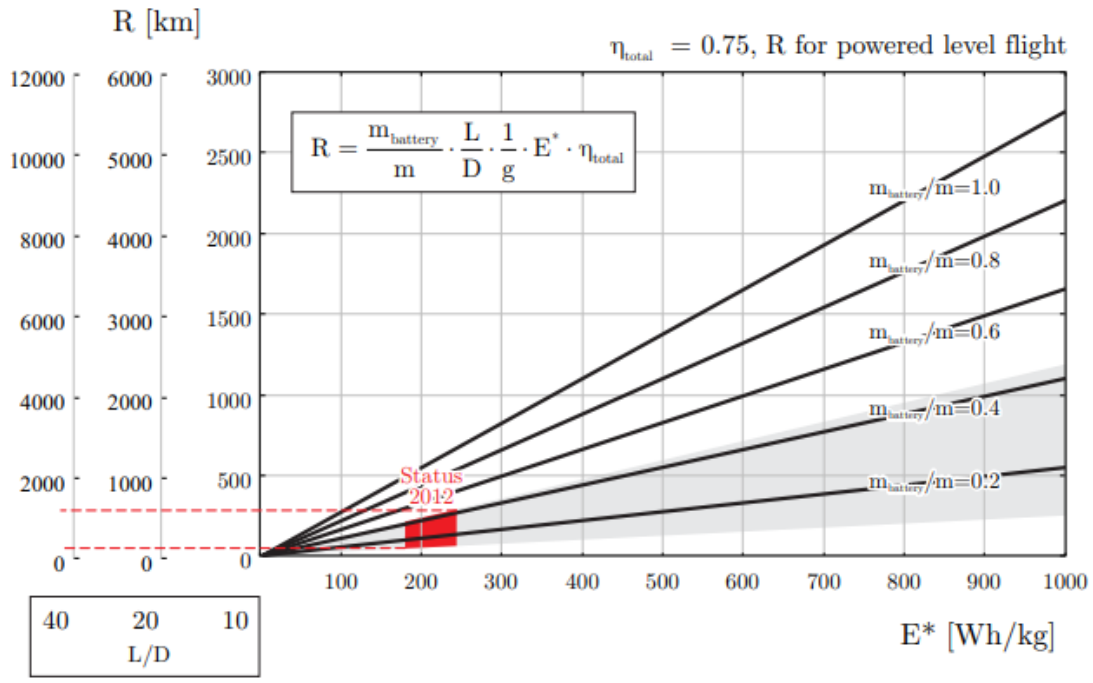


FIGURE 2.27 – Rayon d'action en fonction de la densité énergétique de la batterie pour différentes fractions de masse de la batterie [10].

Ainsi, pour éviter d'introduire des biais dans l'interprétation de nos résultats, nous concentrerons notre analyse de sensibilité sur deux catégories d'avions, aviation générale et *commuter*, pour lesquelles les facteurs d'entrée (densité énergétique des batteries,

puissance spécifique des électroniques de puissance et puissance spécifique des moteurs électriques) peuvent être considérés comme indépendants sur les sous-ensembles définis par nos hypothèses (Tab. 2.9 et Tab. 2.10). La Fig. 2.28 illustre la contribution des différents facteurs d'entrée (puissance spécifique du moteur électrique, puissance spécifique de l'électronique de puissance et densité énergétique des batteries) à la variance de la masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK) et la consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK).

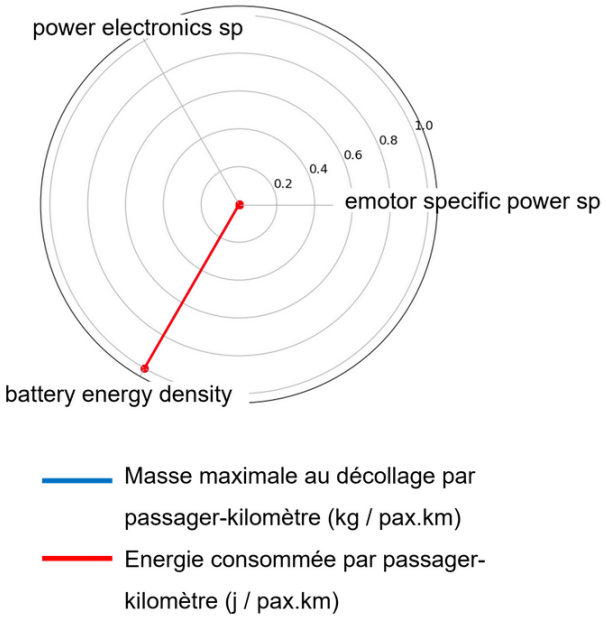
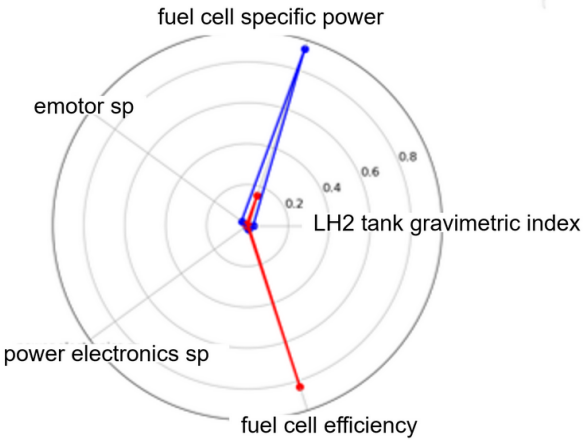


FIGURE 2.28 – Évaluation des contributions des paramètres technologiques à la performance des avions tout électrique selon Sobol (échelle 0–1, sp : *specific power*, taille de l'échantillon : 1024).

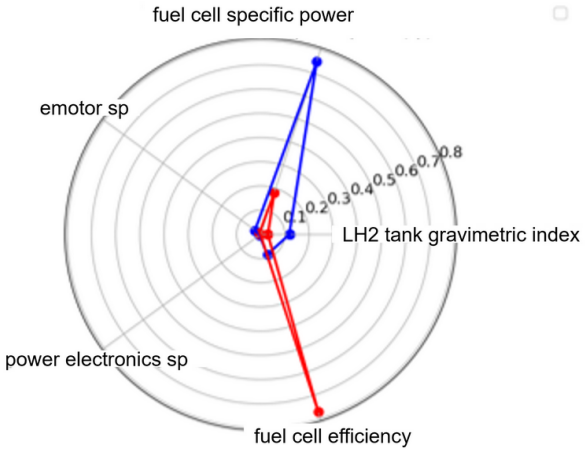
Quelle que soit la catégorie considérée (aviation générale ou *commuter*), la densité énergétique de la batterie constitue le paramètre technologique le plus déterminant, que ce soit en termes de masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK) ou de consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK). Cet résultat est cohérent avec les conclusions de la littérature concernant les avions tout électrique [10, 162].

2.4.3 Avion à pile à combustible

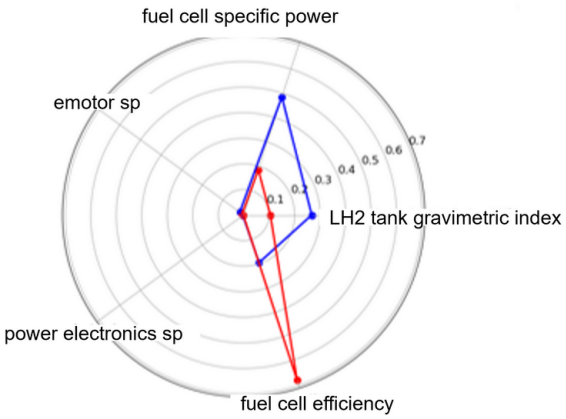
La Fig. 2.29 illustre l'influence des paramètres technologiques, l'indice gravimétrique du réservoir, la puissance spécifique de la pile à combustible, la puissance spécifique du moteur électrique, la puissance spécifique des électroniques de puissance et le rendement de la pile à combustible, sur la variabilité de la masse maximale au décollage



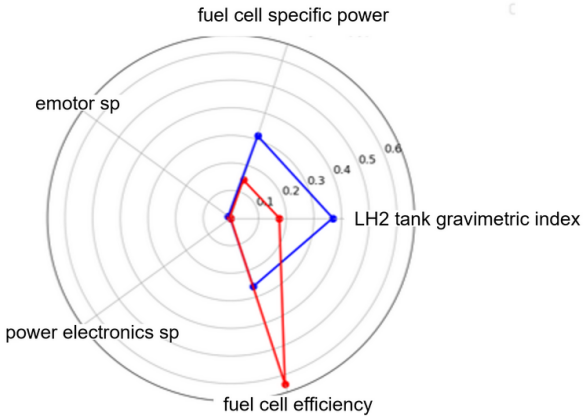
(a) Aviation générale.



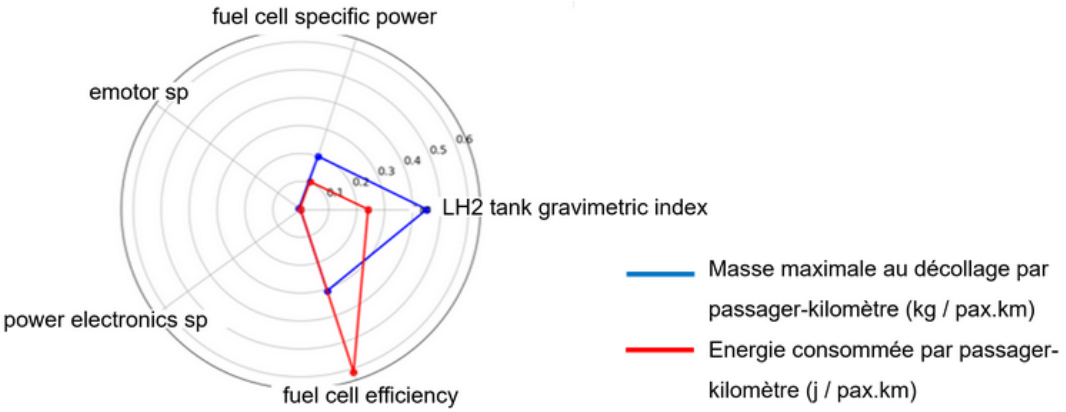
(b) Avion de type *commuter*.



(c) Avion de type regional.



(d) Avion de type court et moyen courrier.



(e) Avion de type long courrier.

FIGURE 2.29 – Évaluation des contributions des paramètres technologiques à la performance des avions à pile à combustible selon Sobol (échelle 0–1, sp : *specific power*, taille de l'échantillon : 1024).

par passager-kilomètre ainsi que sur la consommation énergétique par passager-kilomètre, selon la catégorie d'avion. L'analyse met en évidence trois paramètres technologiques majeurs qui influencent la masse maximale au décollage par passager-kilomètre et la consommation énergétique par passager-kilomètre : le rendement de la pile à combustible, la puissance spécifique de la pile à combustible et l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide.

L'influence des paramètres technologiques varie en fonction de la catégorie d'avion. Pour les avions de l'aviation générale, les *commuters* et les régionaux, la puissance spécifique de la pile à combustible se révèle être un facteur clé dans la variabilité de la masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK). Cette tendance s'explique par le fait que ces avions nécessitent une quantité d'énergie relativement modérée pour leurs missions, ce qui réduit l'impact des paramètres liés au stockage de l'hydrogène. Dans ce contexte, l'optimisation du système de propulsion, notamment en améliorant la puissance spécifique de la pile à combustible, permet d'augmenter l'efficacité énergétique tout en minimisant la masse embarquée. Une pile à combustible plus performante génère davantage de puissance pour une masse donnée, ce qui allège l'ensemble du système et réduit les besoins en énergie supplémentaire.

À l'inverse, pour les avions de plus grande capacité et à plus long rayon d'action, la masse totale augmente considérablement en raison de la quantité d'hydrogène nécessaire pour assurer une autonomie suffisante. Dans ces configurations, le facteur limitant devient le stockage de l'hydrogène. L'hydrogène liquide a une très faible densité volumique par rapport aux hydrocarbures traditionnels, ce qui signifie qu'il nécessite des réservoirs volumineux et légers pour minimiser l'impact sur la masse maximale au décollage de l'avion. L'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide devient alors un paramètre déterminant.

En ce qui concerne la consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK), le rendement de la pile à combustible apparaît comme le paramètre déterminant, indépendamment de la catégorie d'avion étudiée.

2.4.3.1 Performance des avions *commuters*

Les avions de type *commuter* sont soumis à une réglementation stricte qui limite leur masse maximale au décollage à 8600 kg. Cette restriction vise à encadrer les performances et la sécurité des avions opérant sur de courtes distances avec une capacité généralement limitée à une vingtaine de passagers. En supposant que cette réglementation s'applique également aux avions bas carbone, une question clé émerge : quelles avancées technologiques sont nécessaires pour qu'un avion à pile à combustible puisse rivaliser avec un avion conventionnel tout en respectant cette contrainte de masse ?

L'analyse de sensibilité réalisée précédemment met en évidence les principaux leviers technologiques influençant la faisabilité des avions à pile à combustible. Parmi ces leviers, la puissance spécifique et le rendement de la pile à combustible apparaissent comme des

paramètres clés, impactant respectivement la masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK) et de consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK).

En considérant un avion *commuter* de 19 passagers, la Fig. 2.30 illustre les exigences technologiques nécessaires pour atteindre des performances comparables à celles des avions conventionnels soumis à la limite réglementaire de 8600 kg. Le niveau actuel des piles à combustible permettrait aux avions alimentés par une pile à combustible à hydrogène

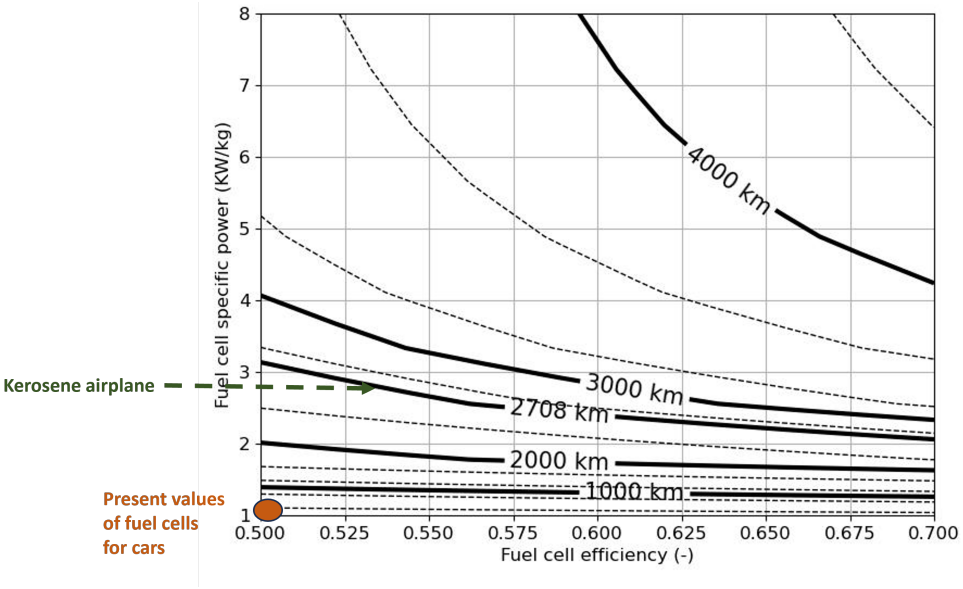


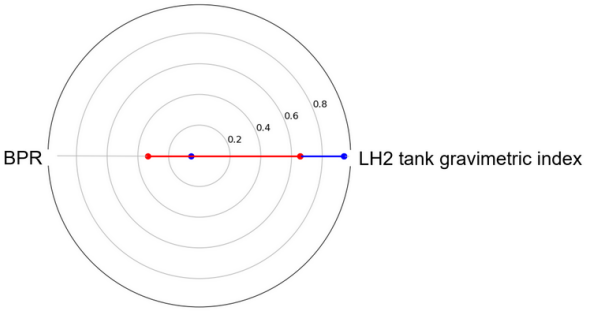
FIGURE 2.30 – Rayon d'action en fonction du rendement et de la puissance spécifique des piles à combustible pour un avion de 19 passagers avec une masse maximale au décollage fixée à 8 600 kg.

liquide, d'atteindre un rayon d'action de moins de 500 km bien en deçà des 2708 km atteints par les avions conventionnels respectant cette même contrainte de masse et de capacité. Pour combler cet écart, plusieurs solutions sont envisageables, notamment l'amélioration de la puissance spécifique et du rendement de la pile à combustible. Par exemple, atteindre une puissance spécifique de 3 kW/kg et un rendement de 51% permettrait de rapprocher les performances des avions alimentés par une pile à combustible à hydrogène liquide de celles de leurs homologues conventionnels (Fig. 2.30).

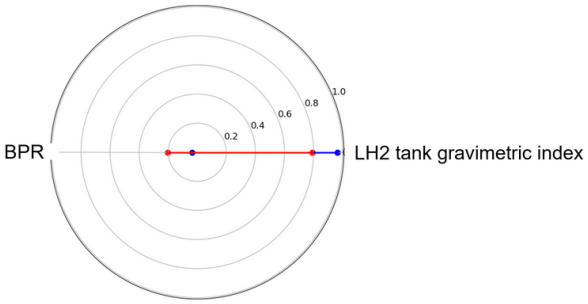
2.4.4 Avion à hydrogène liquide thermique

Pour les avions à hydrogène liquide thermique, l'analyse de sensibilité se concentre sur deux paramètres technologiques clés : le taux de dilution (BPR), qui influence le rendement propulsif, et l'indice gravimétrique du réservoir, déterminant pour l'efficacité du stockage de l'hydrogène liquide. La Fig. 2.31 montre que, pour toutes les catégo-

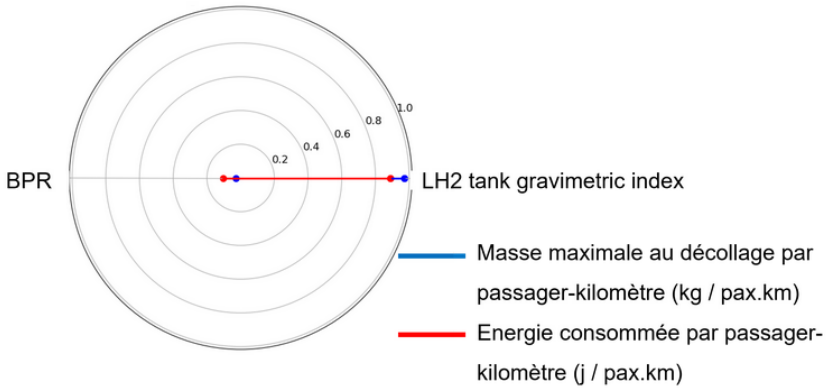
ries d'avions analysées, l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide constitue le facteur ayant l'impact le plus significatif sur la la masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK). De plus la somme des indices de 1er ordre des deux facteurs (indice gravimétrique du réservoir de H_2, BPR) est proche de 1, ce qui signifie qu'il y a peu d'effets couplés entre les deux facteurs.



(a) Avion de type régional.



(b) Avion de type court et moyen courrier.



(c) Avion de type long courrier.

FIGURE 2.31 – Évaluation des contributions des paramètres technologiques à la performance des avions à hydrogène liquide selon Sobol (échelle 0–1, taille de l'échantillon : 1024).

Nos résultats sont en accord avec les données de la littérature : en effet, plus l'indice gravimétrique est faible, plus le réservoir est lourd, ce qui entraîne une augmentation de la masse maximale au décollage. En ce qui concerne la consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK), celle-ci est influencée à la fois par le taux de dilution et par l'indice gravimétrique. Ce constat est également cohérent, dans la mesure où la consommation d'énergie estimée via l'équation de Breguet dépend du rendement propulsif, influencé par le BPR, ainsi que de la masse maximale au décollage, elle-même liée à la performance du système de stockage d'hydrogène. Ces résultats confirment les conclusions

déjà établies dans la littérature, soulignant que la performance des avions à hydrogène liquide est très fortement conditionnée par la technologie de stockage. L'analyse met également en lumière un aspect souvent sous-estimé : l'effet du taux de dilution sur E/PK, soulignant ainsi l'importance de l'optimisation conjointe des systèmes de propulsion et de stockage.

2.4.4.1 Performances des avions *commuters*

L'analyse de sensibilité menée sur les avions *commuters* met en évidence que l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide est le facteur ayant l'impact le plus significatif sur la variabilité de la masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK) et de consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK). Dans ce contexte, une question centrale se pose : quel compromis peut être trouvé entre ces deux critères en fonction des différentes valeurs de l'indice gravimétrique du réservoir ? Cette analyse est essentielle pour déterminer les exigences en termes de capacité et rayon d'action, permettant d'améliorer l'efficacité des avions à hydrogène tout en respectant la contrainte réglementaire de 8600 kg imposée aux avions *commuters*.

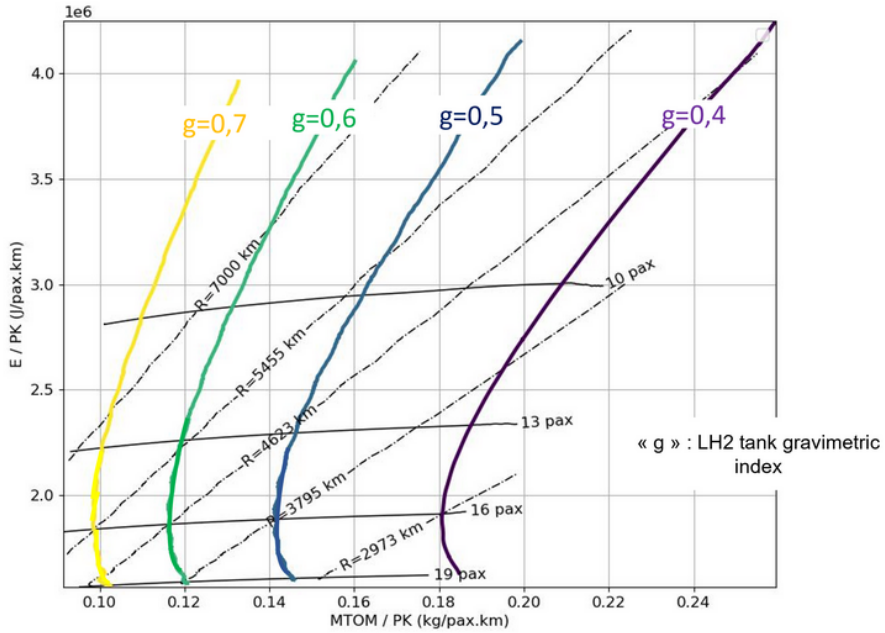


FIGURE 2.32 – Rayon d'action en fonction de l'indice gravimétrique pour différents nombres de passagers à m_{MTOM} fixée à 8 600 kg (courbe noire). Compromis entre masse au décollage et énergie par passager-kilomètre selon l'indice gravimétrique, le nombre de passagers et le rayon d'action (courbes en couleurs).

La Fig. 2.32, qui illustre le compromis entre la masse maximale au décollage par passager-kilomètre (m_{MTOM}/PK, en abscisse) et la consommation énergétique par passager-kilomètre (E/PK, en ordonnée), apporte des éléments de réponse à cette problématique. En 2022, la société HYpoint annonçait être en mesure de concevoir des réservoirs d'hydrogène liquide avec un indice gravimétrique de 0,5. En supposant qu'un indice de 0,4 soit réalisable avec les technologies actuelles, notre analyse montre qu'un avion commuter optimisé sur les deux critères (m_{MTOM}/PK et E/PK) pourrait transporter 16 passagers sur un rayon d'action de 2973 km, soit une performance proche de celle des avions conventionnels qui, avec 19 passagers, atteignent une distance de 2708 km. L'intérêt des avions à hydrogène liquide thermique devient encore plus marqué lorsque l'indice gravimétrique du réservoir atteint 0,7. Dans cette configuration, un avion commuter optimisé pourrait transporter 16 passagers sur une distance de 5455 km, surpassant ainsi largement les capacités des avions conventionnels tout en respectant les contraintes de masse.

Ce qu'il faut retenir 2.4.1

L'analyse de sensibilité des paramètres technologiques des avions bas carbone, appliquée aux critères de **masse maximale au décollage** et de **consommation d'énergie par passager-kilomètre**, permet d'identifier les paramètres les plus influents pour chaque avion bas carbone :

- pour les avions **tout électrique** : **la densité énergétique des batteries**,
- pour les avions à **pile à combustible** : **l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide**,**le rendement et la puissance spécifique de la pile à combustible**,
- pour les avions à **hydrogène (combustion interne)** : **l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide**.

Bien que les résultats de l'analyse de sensibilité soient instructifs, ils ne permettent pas à ce stade d'évaluer les performances énergétiques globales des avions bas carbone, car ces performances dépendent également des caractéristiques des filières énergétiques qui les alimentent.

À ce stade, une question centrale se pose : *comment l'intégration des modèles de production des vecteurs énergétiques influence-t-elle l'évaluation des performances globales des différentes technologies d'avions bas carbone ?* La section suivante se concentre sur l'examen de cette question.

2.5 Couplage production de vecteur énergétique et avions bas carbone

L'électricité constitue la forme d'énergie mobilisée pour produire les vecteurs énergétiques décarbonés, tels que l'hydrogène, les carburants de synthèse ou encore l'électricité stockée dans les batteries. Cependant, la transition énergétique ne concerne pas uniquement le domaine de la mobilité. D'ici 2050, la demande mondiale en électricité, notamment d'origine renouvelable, devrait croître fortement, portée par la nécessité de substituer les énergies fossiles dans l'ensemble du système énergétique. Dans ce contexte de mutation, où la disponibilité d'électricité bas carbone devient un facteur limitant, cette ressource prend une dimension importante. Face à cette tension entre demande croissante et disponibilité contrainte, il devient important d'optimiser l'usage de l'électricité, en particulier dans les secteurs à forte demande énergétique comme l'aviation. C'est dans cette perspective que s'inscrit la présente étude. Elle cherche à répondre à la question suivante : quelle technologie d'avion bas carbone offre la meilleure performance énergétique par passager sur sa mission de conception ? Par "performance énergétique", on entend ici la quantité totale d'électricité requise pour produire les vecteurs énergétiques utilisés par l'avion au cours de sa mission. Cette approche inclut donc l'ensemble de la chaîne énergétique, depuis la production du vecteur énergétique jusqu'à son utilisation finale dans la propulsion de l'avion. Les caractéristiques de la mission de conception retenue pour cette analyse sont présentées dans la Tab. 2.10. Elles représentent les principales catégories d'avions actuellement en service. L'analyse s'appuiera dans un premier temps sur les caractéristiques technologiques des avions bas carbone et sur les rendements d'électrolyseurs attendus à l'horizon 2030, avant d'intégrer les évolutions projetées à l'horizon 2050. L'ensemble de ces paramètres technologiques et énergétiques est résumé dans la Tab. 2.11, tandis que les autres rendements énergétiques, relatifs aux modèles de production des vecteurs énergétiques, restent constants comme définis dans le chapitre 1 (Sec. 1.2).

Paramètres	Unité	Horizon 2030	Horizon 2050
σ_{fcs}	kW/kg	1	8
$\sigma_{electric}$	kW/kg	4,5	28
$\sigma_{power_{elec}}$	kW/kg	10	15
γ_{bat}	Wh/kg	400	1600
η_{fcs}	%	50	70
ξ_{LH2}	%	40	70
BPR	-	12	12
Rendement énergétique de l'électrolyseur	%	68	75

TABLE 2.11 – Paramètres technologiques des avions bas carbone et efficacité de production des vecteurs énergétiques [20, 21, 22, 23, 24].

2.5.1 Scénario de performance énergétique en 2030

Comme expliqué au Chap. 1 (Sec. 1.2), la production d'un mégajoule d'électrocarburant mobilise une quantité d'électricité bien plus importante que celle requise pour produire un mégajoule d'hydrogène liquide. À première vue, ce constat pourrait laisser penser qu'un avion à hydrogène liquide, qu'il utilise la combustion directe ou une pile à combustible serait systématiquement plus sobre en électricité qu'un avion à électrocarburant. Qu'en est-il réellement ? La Fig. 2.33 présente les performances énergétiques des avions bas carbone, de l'aviation générale aux longs-courriers, exprimées en consommation d'électricité (en Joule) par passager. Cette consommation est déterminée pour chaque avion bas carbone à l'aide d'une approche en plusieurs étapes.

Dans un premier temps, chaque avion étudié, qu'il soit à pile à combustible, à hydrogène liquide ou à électrocarburant, est dimensionné à l'aide de l'outil GAM présenté précédemment, sur la base d'un même cahier des charges définissant notamment le nombre de passagers, le rayon d'action de conception et le type de moteur. Cet outil permet de déterminer les caractéristiques de masse de l'avion ainsi que sa consommation de carburant correspondant à la mission de conception.

Dans un second temps, cette consommation de carburant est convertie en consommation électrique équivalente à l'aide du modèle de production des vecteurs énergétiques décrit au Chapitre 1 (Sec. 1.2). Ce modèle relie, pour chaque vecteur énergétique (électrocarburant, hydrogène liquide, etc.), la quantité d'énergie finale embarquée à la quantité d'électricité nécessaire à sa production, en tenant compte des rendements de conversion et des pertes associées.

Pour les avions tout électrique, la consommation d'énergie est directement déterminée par l'outil GAM, sans recours au modèle de production des vecteurs énergétiques, puisque l'énergie propulsive provient exclusivement de l'électricité stockée à bord.

Une fois la consommation électrique par passager calculée pour chaque avion bas carbone sur une même mission de conception, l'avion présentant la plus faible consommation d'électricité par passager est identifié comme la solution la plus performante pour ce cas d'étude. Ainsi, la Fig. 2.33 met en évidence, selon les différentes missions de conception considérées, les technologies d'avions bas carbone les plus efficientes du point de vue énergétique.

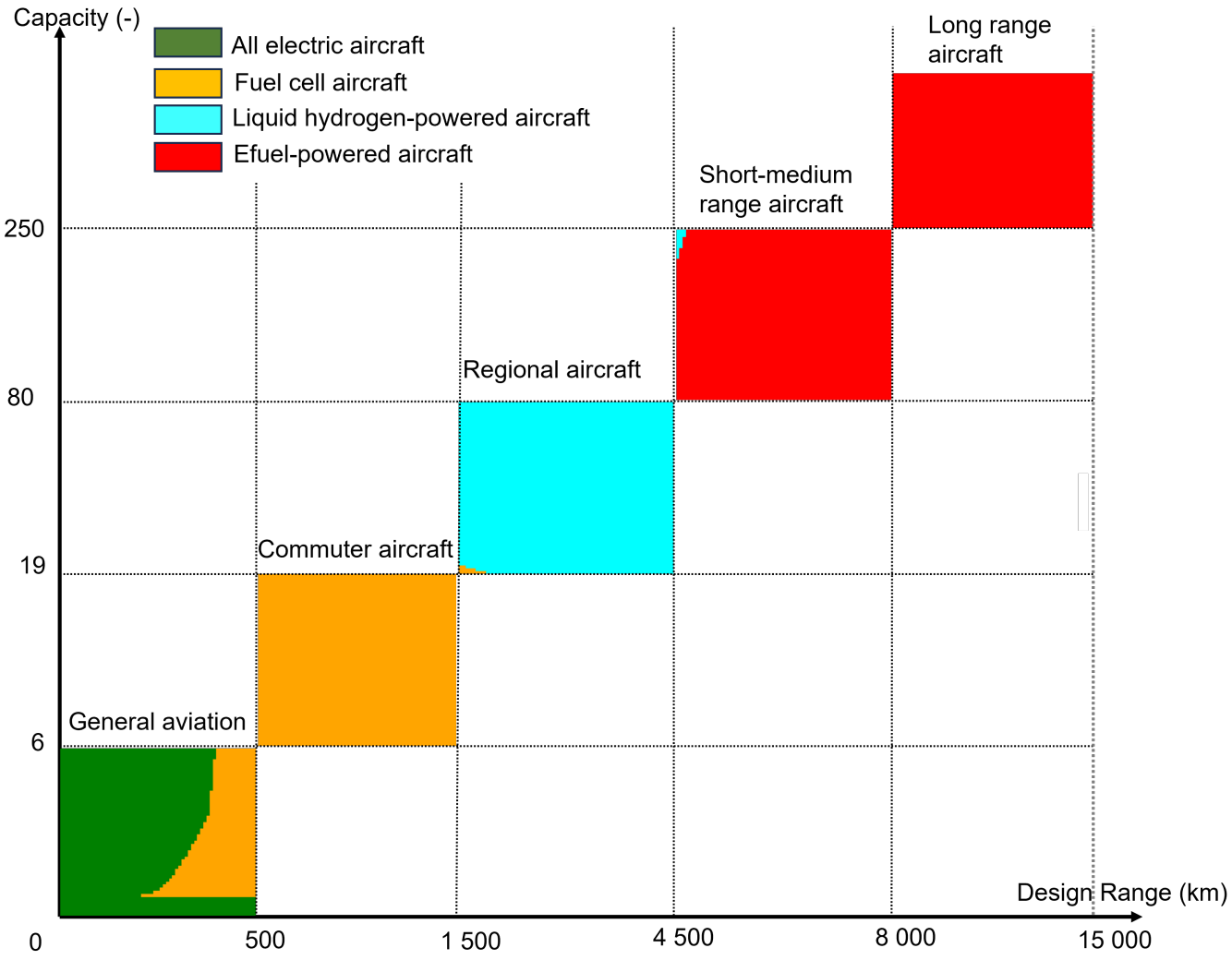


FIGURE 2.33 – L'espace *capacity–design range* est coloré en fonction de la technologie (en 2030) présentant la plus faible consommation d'électricité primaire par passager.

Dans le domaine de l'aviation générale, les avions tout électrique apparaissent comme les plus sobres en consommation d'électricité par passager. Toutefois, leur domaine d'emploi reste limité par des contraintes techniques actuelles (densité énergétique des batteries, autonomie). Au-delà de ces usages restreints, les avions à pile à combustible s'imposent comme une solution plus adaptée, notamment pour les segments *commuter*. Pour le segment régional, l'avion à hydrogène liquide thermique apparaît comme ayant de bonnes performances globales comparé aux avions bas carbone. Enfin, pour les vols court-moyen et long-courriers, l'avion à électrocarburant devient pertinent bien que la production d'électrocarburant soit énergivore. Afin de mieux comprendre ces deux derniers résultats, nous analysons un ensemble de couples capacité/rayon d'action représentatifs des avions ac-

tuellement en service (Tab. 2.12). Cette analyse vise à examiner plus finement les ordres de grandeur des écarts de performance énergétique selon les différents profils de mission.

Capacité (-)	6	10	19	50	70	118	141	200	259	338	416	495	579
Rayon d'action (10^3km)	0,63	1,13	1,5	2,24	3	3,9	4,5	6,25	8	10,3	12,6	15	17,5

TABLE 2.12 – Couple capacité/rayon d'action.

Les résultats de cette analyse sont illustrés en Fig. 2.34.

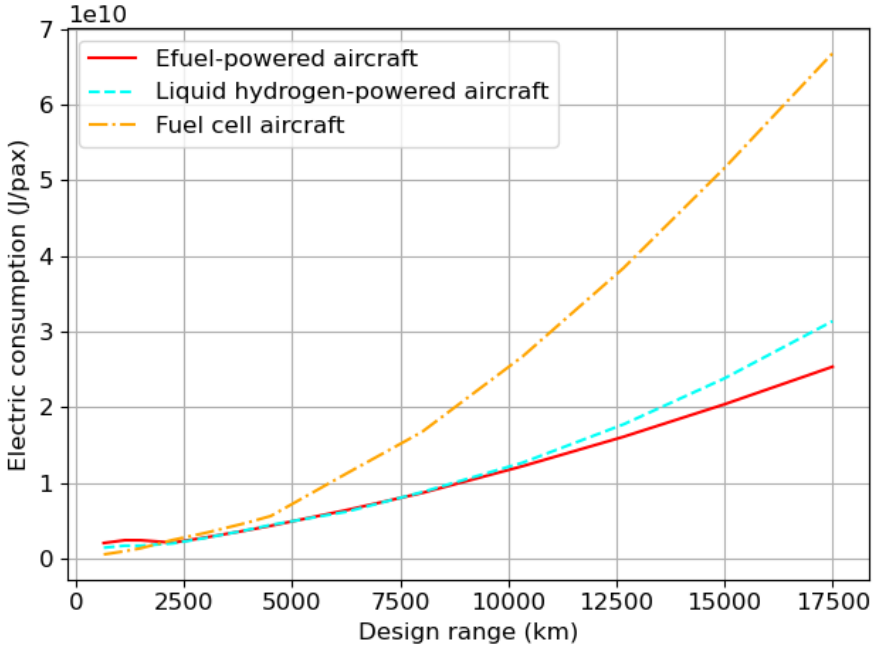


FIGURE 2.34 – Analyse fine de la consommation d'électricité primaire par passager des avions bas carbone.

On observe qu'en dessous de 2 000 km, l'avion à pile à combustible apparaît légèrement plus performant que ceux alimentés par électrocarburants ou par hydrogène liquide. Entre 2 000 et 8 000 km, les avions à électrocarburants et à hydrogène liquide présentent des consommations d'énergie par passager très proches, traduisant une compétitivité comparable sur ce domaine de mission. Dans l'intervalle 8 000 à 10 000 km, il existe un nombre de passagers pour lequel leurs performances énergétiques s'équilibrent. Enfin, au-delà de

10 000 km, l'avion à électrocarburant devient le plus performant. Ces résultats sont cohérents avec les tendances observées sur la Fig. 2.33, et confirment la pertinence de ces deux technologies pour couvrir efficacement les besoins des vols court, moyen et long-courriers.

Cependant, ces résultats doivent être interprétés avec prudence. En effet, l'écart relativement faible observé entre les avions à hydrogène liquide et ceux à électrocarburants dans la plage 2 000 à 10 000 km souligne la forte sensibilité des conclusions aux hypothèses de modélisation retenues (indice gravimétrique des réservoirs cryogéniques, efficacité des chaînes de production, etc.).

Il convient également de rappeler que notre modèle de dimensionnement pour les avions à hydrogène liquide en combustion directe ne prend pas en compte les contraintes géométriques liées à l'intégration des réservoirs cryogéniques dans le fuselage. Or, ces contraintes peuvent s'avérer déterminantes en pratique. En particulier, des travaux récents [163] ont mis en évidence que, pour un indice gravimétrique de réservoir de 0,3, le rapport longueur/diamètre du fuselage peut devenir problématique. Ce phénomène est d'autant plus critique pour les configurations long-courrier. Dès lors, certaines combinaisons capacité/rayon d'action théoriquement viables du point de vue énergétique, comme le suggèrent nos résultats, peuvent s'avérer géométriquement irréalisables.

2.5.2 Scénario de performance énergétique à l'horizon 2050

Dans une perspective technologique optimiste, où les rendements des filières énergétiques, par exemple un rendement énergétique de l'électrolyse de l'eau porté à 75%[24], sont améliorés et où les performances des avions progressent conformément aux hypothèses des Tables (2.9) et (2.10), le paysage énergétique aérien se transforme de manière notable. Les résultats présentés en Fig. 2.35 montrent que, dans ce scénario prospectif, les avions tout électriques et ceux à pile à combustible deviennent les options les plus sobres en électricité. Par ailleurs, les écarts de consommation électrique entre les différentes technologies — électrocarburants, pile à combustible et hydrogène — demeurent significatifs sur l'ensemble des segments (régional, court, moyen et long-courrier). Ces différences soulignent l'influence déterminante des hypothèses technologiques ainsi que du niveau de maturité des technologies sur la performance énergétique des avions bas carbone.

Après l'ensemble de ces analyses sur la viabilité énergétique et la faisabilité technologique des avions bas carbone, une question majeure demeure ouverte : quelles ressources matérielles devront être mobilisées pour permettre leur fabrication à grande échelle ? En effet, au-delà des performances énergétiques, la disponibilité des matériaux constitue un enjeu déterminant, susceptible de freiner ou d'accélérer la transition vers une aviation décarbonée.

La section suivante s'attache précisément à répondre à cette problématique. Elle introduit des modèles simples permettant d'estimer les besoins en matériaux liés aux différentes technologies d'avions bas carbone, tout en identifiant les ressources critiques dont la rareté ou la concentration géographique pourrait conditionner le rythme de leur déploiement

industriel.

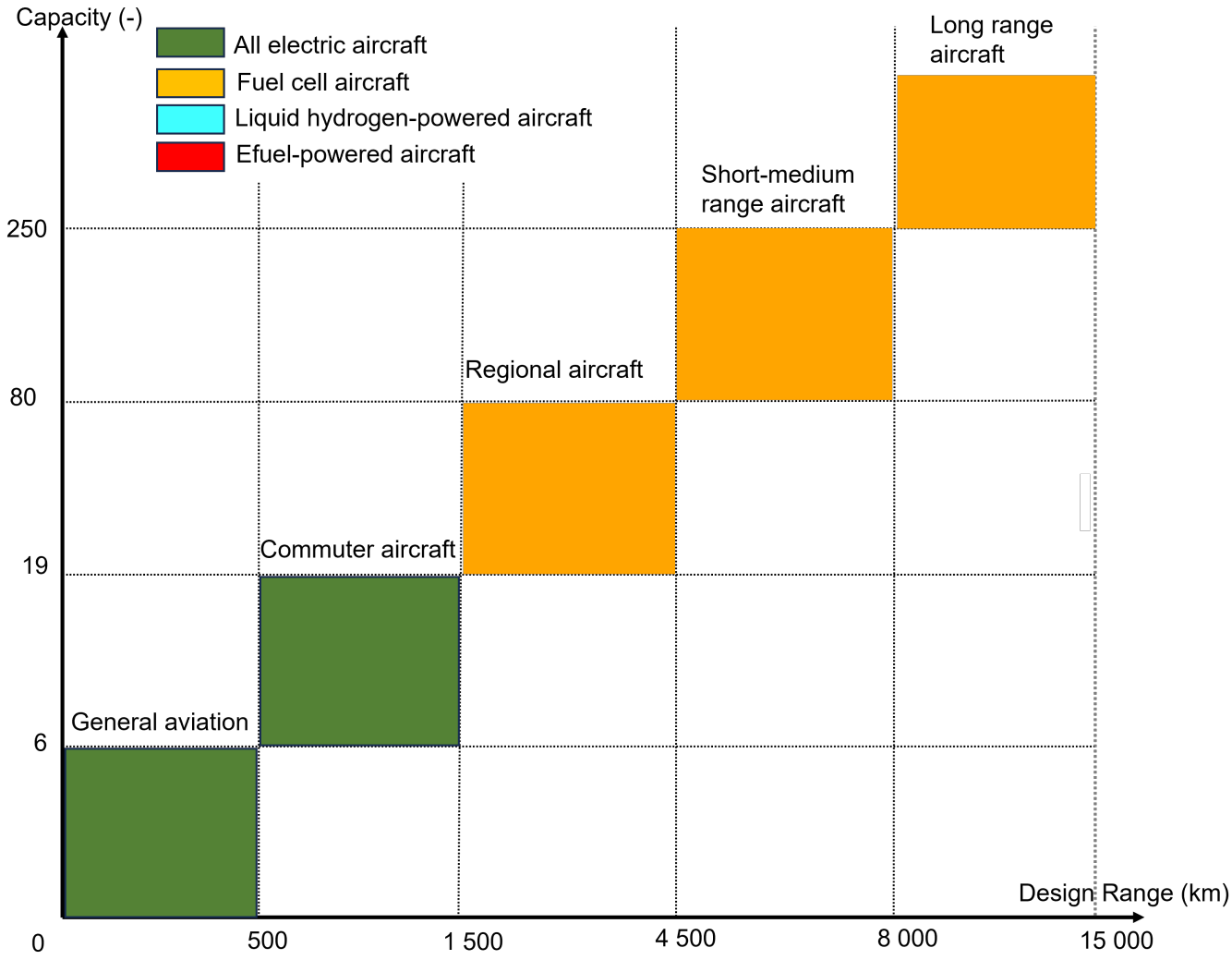


FIGURE 2.35 – L'espace capacity–design range est coloré en fonction de la technologie (en 2050) présentant la plus faible consommation d'électricité primaire par passager.

2.6 Matériaux pour avions bas carbone

Un avion peut être envisagé comme un système composé de quatre sous-ensembles principaux : la structure et les systèmes non propulsif, le système de propulsion avec le système de stockage de l'énergie. L'objectif est d'estimer, pour chacun des avions bas carbone, les quantités de matériaux nécessaires à la fabrication de chacun de ces sous-systèmes.

L'analyse repose sur l'hypothèse que tous les avions étudiés adoptent une configuration classique de type Tube-and-Wing. Cette hypothèse permet de transposer les données disponibles pour les avions conventionnels aux avions étudiés, notamment pour l'estimation des matériaux utilisés dans la structure et les systèmes non propulsifs. Les besoins en matériaux sont évalués séparément pour chacun des sous-systèmes de l'avion.

2.6.1 La structure de l'avion et les systèmes non propulsif

La structure de l'avion (fuselage, ailes, empennages, trains d'atterrissage) constitue l'un de ses éléments les plus fondamentaux. Elle représente l'ossature principale de l'avion et joue un rôle central dans la masse globale, la résistance mécanique et les performances aérodynamiques.

Pour identifier les matériaux utilisés dans la fabrication de la structure et des systèmes non propulsifs des avions, plusieurs sources de données ont été mobilisées. Les travaux de Liu [164] et Lopes [25] fournissent des informations sur la composition massique des matériaux pour différents appareils, notamment l'A319, le B737-800 et l'A330-200. Cependant, les proportions massiques présentées dans ces études incluent également les matériaux utilisés dans les moteurs. Or, ces composants contiennent certains matériaux spécifiques, comme le nickel ou les alliages nickel-fer-chrome, qui ne sont pas représentatifs de la cellule ou des systèmes non propulsifs. Dans le but de distinguer clairement la cellule de la partie propulsive, il a donc été nécessaire de retrancher des valeurs initiales les fractions massiques attribuées aux matériaux du moteur. Ce traitement a été appliqué aux avions A319, B737-800 et A330-200, dont les compositions corrigées sont présentées dans la Tab. 2.13.

Les données relatives à d'autres modèles d'avions ont été extraites d'autres sources complémentaires [145, 165, 144], permettant d'élargir l'analyse à un ensemble plus diversifié d'appareils.

Les données traitées (Tab. 2.13) montrent que, pour la majorité des avions étudiés, la structure et les systèmes non propulsifs est majoritairement composée d'aluminium, ou plus précisément d'alliages d'aluminium. Ces alliages sont constitués d'aluminium alliés à des éléments comme le cuivre, le zinc, le magnésium ou le silicium. Ces adjonctions permettent d'améliorer les propriétés mécaniques de l'aluminium, notamment sa résistance mécanique, sa résistance à la corrosion, et sa capacité à supporter des charges élevées tout en conservant une faible densité. L'utilisation d'alliages d'aluminium est historiquement dominante dans la construction aéronautique comme l'illustre la Tab. 2.13.

Toutefois, deux avions de dernière génération se distinguent de cette tendance : le Boeing 787 et l'Airbus A350-XWB. Contrairement aux avions plus anciens, leur structure repose en grande partie sur des matériaux composites. Deux types sont principalement utilisés dans ces avions : le CFRP, ou *Carbon Fiber Reinforced Polymer*, connues pour leur grande rigidité, leur légèreté et leur résistance à la fatigue ; et le GFRP, ou *Glass Fiber Reinforced Polymer*, à base de fibres de verre, moins coûteux mais également moins per-

formant mécaniquement. Ce dernier est généralement réservé aux parties de la structure soumises à des contraintes modérées.

Modèle d'avion	Aluminium	Composites	Acier	Titane	Autres
Avions à structure majoritairement aluminium					
B757	0,78	0,03	0,12	0,06	0,03
A320	0,72	0,10	0,09	0,06	0,03
A319	0,64	0,15	0,13	0,08	0,00
B737-800	0,78	0,10	0,06	0,06	0,00
B777-200	0,70	0,11	0,11	0,07	0,01
A330-200	0,69	0,10	0,15	0,05	0,01
A300B4	0,77	0,04	0,12	0,04	0,03
A310	0,73	0,07	0,12	0,06	0,02
A340	0,67	0,18	0,08	0,06	0,01
A380-800	0,61	0,22	0,04	0,06	0,07
B747	0,81	0,01	0,13	0,04	0,01
B767	0,80	0,03	0,14	0,02	0,01
Valeur moyenne $r_{t_{Structure}}$	**0,725**	**0,095**	**0,1075**	**0,055**	**0,0175**
Avions à structure majoritairement composite					
B787	0,20	0,50	0,10	0,15	0,05
A350-XWB	0,19	0,53	0,06	0,14	0,08
Valeur moyenne $r_{t_{Structure}}$	**0,195**	**0,515**	**0,08**	**0,145**	**0,065**

TABLE 2.13 – Principaux matériaux de la structure (proportions massiques).

Face à ces tendances contrastées dans l'utilisation des matériaux, deux modèles de répartition ont été développés. Le premier s'applique aux avions dont la structure est constituée majoritairement d'aluminium, c'est-à-dire lorsque la proportion d'aluminium est supérieure ou égale à 50%. Le second concerne les avions conçus principalement en matériaux composites.

La masse $m_{t_{Structure}}$ de chaque matériau $t_{Structure}$ composant la structure est alors calculée à l'aide de l'équation (2.66).

$$m_{t_{Structure}} = r_{t_{Structure}} \times m_{Structure} \tag{2.66}$$

où $r_{t_{Structure}}$ correspond à la proportion massique moyenne du matériau $t_{Structure}$ au sein de la structure de l'avion, telle qu'indiquée dans la Tab. 2.13. Cette fraction traduit la part relative de chaque matériau (aluminium, composite, acier, titane, etc.) dans la masse totale de la structure, notée $m_{Structure}$.

Il convient de souligner que la masse de la structure et des systèmes non propulsifs, tout comme celle du système propulsif et du système de stockage de l'énergie, est estimée à l'aide du modèle GAM présenté dans le chapitre 2.

2.6.2 Le système de propulsion

Le choix du système propulsif est étroitement lié à celui du vecteur énergétique embarqué. Comme présenté dans les chapitres précédents, selon la nature du vecteur, deux grandes familles de propulsion peuvent être envisagées : la propulsion thermique et la propulsion électrique.

2.6.2.1 Système de propulsion thermique

L'estimation des besoins en matériaux pour les systèmes de propulsion thermique s'appuie sur l'analyse de moteurs existants, représentatifs des technologies actuellement utilisées dans l'aviation commerciale. Idéalement, pour rester cohérent avec l'approche adoptée pour la structure des avions, cette estimation aurait nécessité une base de données détaillée associant chaque moteur aux différents avions en service aujourd'hui.

Notre modèle repose sur la composition massique d'un moteur : le GE CF6-E1. Ce moteur, bien documenté, sert ici de base pour estimer les proportions $r_{t_{ThermalPropulsion}}$ de matériaux $t_{ThermalPropulsion}$ utilisés. Ces proportions sont présentées dans la Tab. 2.14. Dans ce cadre, la masse $m_{t_{ThermalPropulsion}}$ du matériau $t_{ThermalPropulsion}$ est calculée selon la formule suivante :

$$m_{t_{ThermalPropulsion}} = r_{t_{ThermalPropulsion}} \times m_{ThermalPropulsion}$$

Où $m_{ThermalPropulsion}$ est la masse du système de propulsion thermique.

Matériaux	$r_{t_{ThermalPropulsion}}$
Aluminium	0,086
Nickel	0,433
Titane	0,243
Composite (cfrp)	0,04
Chrome	0,082
Divers	0,116

Nickel = nickel + alliage fer-nickel-chrome.

TABLE 2.14 – Proportion des matériaux du GE CF6-E1 [25].

2.6.2.2 Système de propulsion électrique

En l'absence de données publiques détaillées sur la composition des moteurs électriques spécifiquement conçus pour l'aviation, nous avons adopté une approche par analogie en nous appuyant sur des moteurs issus d'un secteur technologiquement proche : l'automobile.

Le moteur sélectionné pour cette estimation est celui de la Nissan Leaf 2012, dont la composition en matériaux est bien documentée et accessible. Sa répartition massique par matériau est présentée dans la Tab. 2.15. Il convient toutefois de souligner les diffé-

Matériaux	$r_{t_{Emotor}}$
Aluminium	0,34
Cuivre	0,1
Acier	0,45
Néodyme (Nd)Dysprosium (Dy)FeB	0,03
Divers	0,08

TABLE 2.15 – Proportion ($r_{t_{Emotor}}$) des matériaux du moteur électrique de la Nissan Leaf 2012 [26].

rences fondamentales entre les secteurs automobile et aéronautique. L'aviation impose des contraintes bien plus strictes, notamment en termes de masse et de densité de puissance. Ces exigences poussent les concepteurs de moteurs électriques aéronautiques à privilégier des solutions d'allègement et à recourir à des matériaux plus performants, souvent plus légers et technologiquement avancés. Par exemple, dans le cas du moteur Magni500, utilisé sur l'avion électrique Alice développé par la société Eviation, on observe une densité de puissance trois fois supérieure à celle du moteur de la Nissan Leaf 2012, dont la densité est de 1,3 kW/kg. Cette performance implique des choix de conception optimisés, notamment en ce qui concerne les matériaux utilisés pour les composants structurels. Il est ainsi raisonnable de supposer que des éléments comme le boîtier (enveloppe externe du moteur électrique), traditionnellement en aluminium dans les applications automobiles, sont remplacés dans le Magni500 par des matériaux composites à haute performance. Ce remplacement viserait à réduire significativement la masse tout en conservant une rigidité structurelle et une résistance mécanique adaptées aux contraintes spécifiques de l'environnement aéronautique.

En résumé, bien que les données issues du moteur de la Nissan Leaf offrent une approximation utile, elles permettent avant tout d'identifier les grandes familles de matériaux pouvant entrer dans la composition d'un moteur électrique destiné à l'aviation, sans en préciser les proportions exactes. Par ailleurs, la conception de tels moteurs pourrait nécessiter le recours à des matériaux spécifiques, notamment des terres rares comme le néodyme (Nd) et le dysprosium (Dy), essentiels à la fabrication d'aimants permanents de type NdFeB. Ces aimants sont particulièrement adaptés à l'aéronautique en raison de leur capacité à produire des moteurs compacts, puissants et à haut rendement.

Dans ce contexte, l'estimation de la masse $m_{t_{Emotor}}$ de chaque matériau t_{Emotor} utilisé dans la fabrication d'un moteur électrique pour l'aviation peut être modélisée par la relation suivante :

$$m_{t_{Emotor}} = r_{t_{Emotor}} \times m_{Emotor}$$

où m_{Emotor} représente la masse totale du moteur électrique, et $r_{t_{Emotor}}$ la proportion massique du matériau t_{Emotor} dans ce moteur.

Le moteur électrique peut également être couplé à une pile à combustible, elle-même accompagnée de plusieurs composants auxiliaires essentiels à son bon fonctionnement, tels que les compresseurs, les humidificateurs, les échangeurs thermiques et les systèmes de gestion de l'hydrogène. L'ensemble de ces éléments contribue à la masse du système de propulsion, et mobilise une diversité de matériaux dont la répartition est présentée dans la Tab. 2.16.

Matériaux	$r_{t_{fcs}}$
Acier	0,50
Aluminium	0,168
Plastique	0,166
Composite en fibre de verre	0,026
Cuivre	0,017
Caoutchouc	0,065
Silicium	0,0005
Platine	0,0002
Nickel	0,00002
Divers	0,05728

TABLE 2.16 – Proportion ($r_{t_{fcs}}$) des matériaux de la pile à combustible et ses périphériques [27].

Parmi les matériaux identifiés, le nickel et le platine se distinguent comme les seuls figurant sur la liste des matériaux critiques établie par l'Union européenne [166].

L'estimation de la masse $m_{t_{fcs}}$ de chaque matériau t_{fcs} utilisé dans la fabrication de la pile à combustible repose sur le modèle suivant :

$$m_{t_{fcs}} = r_{t_{fcs}} \times m_{fcs}$$

où m_{fcs} désigne la masse du système pile à combustible, incluant les composants périphériques.

2.6.3 Le système de stockage de l'énergie

Dans le cas de l'hydrogène liquide, l'énergie est stockée dans un réservoir cryogénique spécialement conçu pour maintenir des températures extrêmement basses. Lorsqu'il s'agit d'électricité, c'est une batterie qui assure le stockage. En revanche, les carburants de synthèse présentent l'avantage de pouvoir être stockés dans les réservoirs conventionnels déjà intégrés à la structure des avions actuels, sans nécessiter de modifications majeures.

L'estimation de la masse $m_{t_{Tank}}$ de chaque matériau t_{Tank} entrant dans la composition d'un système de stockage de l'énergie repose sur le modèle suivant :

$$m_{t_{Tank}} = r_{t_{Tank}} \times m_{Tank}$$

où m_{Tank} correspond à la masse totale du système de stockage considéré, et $r_{t_{Tank}}$ représente la part massique du matériau t_{Tank} dans ce système.

2.6.3.1 Réservoir cryogénique

L'hydrogène liquide, stocké à environ –253°C, nécessite l'utilisation de réservoirs cryogéniques capables de maintenir des conditions thermiques extrêmes. Toutefois, dans le secteur aéronautique, les données sur la composition exacte de tels réservoirs restent limitées, notamment parce qu'aucun avion commercial n'en est encore équipé à ce jour. Pour combler ce manque, une approche consiste à s'appuyer sur les technologies développées dans le secteur aérospatial, où les réservoirs cryogéniques sont déjà employés. Dans ce domaine, les réservoirs sont traditionnellement fabriqués à partir d'alliages métalliques comme l'aluminium ou le titane, sélectionnés pour leur bonne résistance mécanique et leur faible densité [167]. Néanmoins, cette solution présente une limite importante : la masse des réservoirs reste élevée, avec un indice gravimétrique, c'est-à-dire le rapport entre la masse d'hydrogène stockée et la masse totale du réservoir, généralement compris entre 10% et 20%. Afin d'améliorer cet indice et de réduire la masse embarquée, les recherches se tournent vers l'utilisation de matériaux composites, en particulier les composites à fibres de carbone. Ces matériaux offrent un compromis prometteur entre légèreté et résistance mécanique. La NASA, par exemple, a mis au point un composite spécifique, le Cycom 5320-1/IM7, conçu pour les réservoirs cryogéniques d'hydrogène liquide [168]. Ce matériau présente une tolérance aux cycles thermiques répétés et permet de limiter les microfissures liées à la perméation d'hydrogène. Il permettrait également une réduction de masse allant jusqu'à 30% par rapport aux réservoirs en aluminium conventionnels [168].

En conclusion, bien qu'il n'existe pas encore de données précises sur la composition massique des réservoirs cryogéniques pour l'aviation, il est raisonnable de considérer que les fibres de carbone constituent une option technologique privilégiée pour leur conception future. La proportion exacte de ce matériau dans la masse totale du réservoir reste toutefois incertaine à ce stade.

2.6.3.2 Batterie

En ce qui concerne le stockage de l'électricité à bord des avions électriques, quatre principales technologies de batteries sont actuellement envisagées : les batteries lithium-ion (LIB) à base d'oxyde de lithium nickel manganèse cobalt (NMC), les LIB à base de phosphate de fer lithium (LFP), les LIB à base d'oxyde de lithium nickel cobalt aluminium (NCA), ainsi que les batteries lithium-soufre (LSB) [169].

Dans le cadre de cette étude, notre choix s'oriente vers la batterie lithium-ion de type NMC. Cette technologie est aujourd'hui la plus répandue dans le secteur du transport électrique en raison de son excellent compromis entre densité énergétique (200 Wh/kg [169]) et maturité industrielle.

La composition détaillée en matériaux de cette batterie est présentée dans la Tab. 2.17, servant de référence dans un contexte de déploiement aérien. Dans cette liste de matériaux (Tab. 2.17), les matériaux critiques sont le nickel, le manganèse, le cobalt et le lithium.

L'estimation de la masse $m_{t_{Bat}}$ de chaque matériau t_{Bat} entrant dans la composition de la batterie repose sur le modèle suivant :

$$m_{t_{Bat}} = r_{t_{Bat}} \times m_{Bat}$$

où m_{Bat} correspond à la masse de la batterie, et $r_{t_{Bat}}$ représente la part massique du matériau t_{Bat} dans ce système.

Matériaux	$r_{t_{Bat}}$
Aluminium	0,345
Cuivre	0,092
Acier	0,9
Plastique	0,053
Manganèse	0,028
Lithium	0,01
Cobalt	0,031
Nickel	0,031
Graphite	0,082
Divers	0,238

TABLE 2.17 – Proportion ($r_{t_{Bat}}$) des matériaux de la batteries lithium-ion (LIB) basées sur la NMC [28].

Ce qu'il faut retenir 2.6

L'analyse des besoins en matériaux pour la fabrication d'avions bas carbone a conduit à l'élaboration d'une **méthodologie d'estimation** des quantités de matières premières nécessaires. Cette approche repose sur un **modèle global**, qui, pour chaque avion bas carbone, agrège les contributions massiques des différents sous-systèmes (**structure**, **propulsion**, **stockage d'énergie**, etc.) en fonction des matériaux qui les composent.
Le modèle d'estimation de la masse d'un matériau donné t, selon le type d'avion, s'écrit comme suit :

— **avion à carburant de synthèse :**

$$m_t = r_{t_{Structure}} \times m_{Structure} + r_{t_{ThermalPropulsion}} \times m_{ThermalPropulsion}$$

— **avion à hydrogène liquide thermique :**

$$m_t = r_{t_{Structure}} \times m_{Structure} + r_{t_{ThermalPropulsion}} \times m_{ThermalPropulsion} + r_{t_{Tank_{LH_2}}} \times m_{Tank_{LH_2}}$$

— **avion à pile à combustible :**

$$m_t = r_{t_{Structure}} \times m_{Structure} + r_{t_{Emotor}} \times m_{Emotor} + r_{t_{Tank_{LH_2}}} \times m_{Tank_{LH_2}} + r_{t_{fcs}} \times m_{fcs}$$

— **avion tout électrique :**

$$m_t = r_{t_{Structure}} \times m_{Structure} + r_{t_{Emotor}} \times m_{Emotor} + r_{t_{Bat}} \times m_{Bat}$$

Cette analyse met en évidence une **dépendance à certains matériaux critiques** (Fig 2.36).

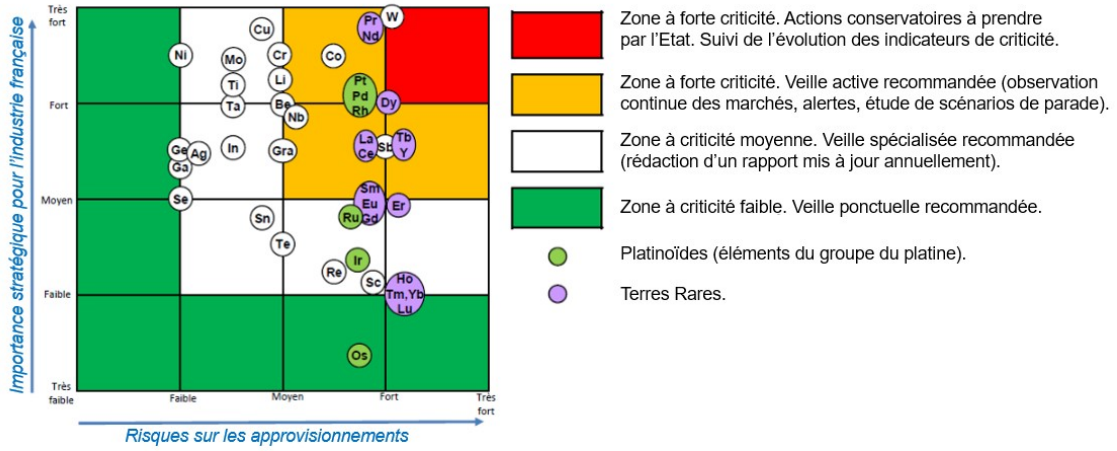


FIGURE 2.36 – Matrice d'évaluation des matériaux critiques et des terres rares, réalisée par le Bureau de Recherches Géologiques et Minières (BRGM) [11].

Parmi eux, le **nickel (Ni)**, le **platine (Pt)**, le **manganèse (Mn)**, le **cobalt (Co)**, le **titane (Ti)**, le **graphite (Gra)** et le **lithium (Li)**, indispensables aux **batteries** et aux **composants électroniques**. Elle souligne également l'importance des **terres rares**, notamment le **néodyme (Nd)** et le **dysprosium (Dy)**, essentiels à la fabrication des **aimants permanents de haute performance** utilisés dans les **moteurs électriques**.

2.7 Conclusion

Ce chapitre s'est consacré à l'étude des avions bas carbone, qui occupent une place centrale dans les scénarios de décarbonation du transport aérien. Il a d'abord présenté les systèmes de propulsion associés aux vecteurs énergétiques introduits dans le chapitre 1, puis dressé un état de l'art des approches de dimensionnement existantes, en soulignant leurs limites et les principales difficultés qu'elles posent. Afin de dépasser ces contraintes, un modèle original de dimensionnement d'avions bas carbone, intitulé Generic Airplane Model (GAM), a été développé dans le cadre de cette thèse. Ce modèle a permis d'alimenter différentes publications scientifiques [55, 170]. Conscients que la faisabilité de ces avions repose sur la maturité des technologies sous-jacentes, une analyse de sensibilité a été conduite sur l'ensemble des paramètres technologiques propres à chaque technologie bas carbone. Cette démarche a permis d'identifier les leviers technologiques ayant le plus d'impact sur les performances, à travers deux indicateurs clés : la masse maximale au décollage par passager-kilomètre et la consommation énergétique par passager-kilomètre.

Les principaux résultats tirés sont les suivants :

- pour les avions tout électrique, la densité énergétique des batteries constitue le facteur technologique le plus déterminant,
- pour les avions à pile à combustible, les performances dépendent principalement de la puissance spécifique de la pile et de l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide,
- pour les avions à hydrogène liquide, l'indice gravimétrique du réservoir demeure le paramètre ayant l'impact le plus marqué sur la masse maximale au décollage rapportée au passager-kilomètre. En revanche, la consommation énergétique par passager-kilomètre se révèle plus sensible à la fois au taux de dilution (BPR) et à cet indice gravimétrique, traduisant ainsi une dépendance conjointe au rendement propulsif et à l'efficacité du stockage de l'hydrogène.

Les résultats de cette analyse ont été appliqués aux avions bas carbone de type commuter, dont la masse maximale au décollage est limitée à 8600 kg selon la réglementation en vigueur. En prenant cette contrainte comme cadre de conception, nous avons exploré les compromis possibles entre les principaux paramètres technologiques influents, dans le but de concevoir des avions viables respectant cette limite de masse. Par exemple, dans le cas des avions à pile à combustible, les performances actuelles des technologies disponibles, en termes de puissance spécifique et de rendement du système complet de pile à combustible, ne permettent d'envisager qu'un rayon d'action inférieur à 500 km. Ce résultat est inférieur aux 2708 km que peuvent atteindre les avions conventionnels répondant aux mêmes contraintes de masse et de capacité.

Parallèlement, nous avons mené une étude combinant la production des vecteurs énergétiques et l'exploitation des avions bas carbone. Cette analyse a permis d'évaluer la performance énergétique des différentes technologies, en prenant en compte l'ensemble de

la chaîne, depuis la production des vecteurs jusqu'à leur utilisation finale pour la propulsion. Elle a ainsi mis en lumière les avions les plus sobres en énergie selon les segments de marché, de l'aviation générale jusqu'aux longs-courriers.

À la fin de ce chapitre, un modèle d'évaluation des besoins en matériaux pour la fabrication des avions bas carbone a été présenté. Celui-ci met en évidence la dépendance de ces aéronefs à certains matériaux critiques, tels que le nickel, le manganèse, le cobalt et le lithium, indispensables à la production des batteries et des composants électroniques. Il souligne également le recours aux terres rares, en particulier le néodyme (Nd) et le dysprosium (Dy), essentiels à la fabrication d'aimants permanents de haute performance utilisés dans les moteurs électriques.

Cette étude ouvre ainsi la voie au chapitre 3, qui s'attachera à examiner l'impact des performances énergétiques des avions bas carbone sur le réseau de routes aériennes.

Chapitre 3

Affectation d'une flotte d'avions bas carbone sur un réseau de routes aériennes

Le réseau de routes aériennes constitue un élément central du système de transport aérien. Il représente un maillage reliant un ensemble d'aéroports et permettant le transport de passagers et de marchandises par voie aérienne.

La structure de ce réseau a considérablement évolué au fil du temps, en grande partie sous l'influence des performances des avions. À ses débuts, elle était largement contrainte par les limites technologiques des appareils de l'époque. La faible autonomie des avions, tels que le Douglas DC-2 ou le Boeing 247, qui offraient des rayons d'action souvent inférieurs à 1500 km, imposait de nombreuses escales pour le ravitaillement en carburant et la maintenance. De même, les vitesses de croisière inférieures à 300 km/h allongeaient les temps de trajet et rendaient nécessaires des segments courts avec des arrêts intermédiaires pour les passagers et les équipages [171].

Plus tard, l'avènement de nouvelles générations d'avions a profondément transformé cette structure. Des avions comme le Lockheed Constellation (portée de 4800 km), puis le Boeing 747 (8 500 km) ont permis de relier les continents sans escale, ouvrant ainsi la voie aux routes transatlantiques et transpacifiques directes. La vitesse de croisière de ces avions, désormais supérieure à 800 km/h, a également réduit les temps de vol et la nécessité d'escales techniques [171].

Ce constat met en évidence l'influence des performances des avions sur l'évolution de la structure des réseaux de routes aériennes. Partant de ce principe, on peut raisonnablement se poser la question suivante : comment l'introduction des avions bas carbone, dont les performances diffèrent de celles des appareils conventionnels, pourrait-elle impacter la structure des réseaux actuels ?

Pour illustrer cette question, considérons le cas d'une flotte composée exclusivement d'avions tout électrique. Le principal avantage d'une telle flotte réside dans l'absence

d'émissions directes de CO_2 lors de l'exploitation des appareils. En revanche, ces avions présentent des limites : une autonomie restreinte et des temps de recharge importants nécessaires pour réalimenter leurs batteries. Ces contraintes obligeraient les opérateurs à repenser l'organisation des longs courriers en fractionnant les trajets en plusieurs segments avec des escales intermédiaires, allongeant ainsi les temps de trajet (scénario bleu de la Fig. 3.1). Ce scénario illustrerait un retour à une logique de réseau fragmenté, comme ce fut le cas aux débuts de l'aviation commerciale.

Dès lors, il est légitime de s'interroger sur l'opportunité de recourir, pour ces missions longues distances, à des avions alimentés par des carburants de synthèse. Ces appareils sont en effet capables de parcourir de longues distances sans escale, réduisant ainsi les temps de vol et les besoins en infrastructures intermédiaires (scénario orange de la Fig. 3.1). Mais cette alternative est-elle pour autant plus pertinente sur le plan énergétique, au regard des besoins d'électricité pour la production des électrocarburants, comme présenté dans le chapitre précédent (Sec. 2.5), que l'option tout électrique ? Ou encore, si les prévisions relatives à la disponibilité de biomasse durable pour tous les secteurs se confirment, pourquoi ne pas privilégier des avions à biocarburants pour ces trajets ? Ces choix soulignent la nécessité de prendre en compte non seulement les performances en vol, mais également les impacts énergétiques globaux et les ressources mobilisées.

Enfin, une troisième voie mérite d'être explorée : celle d'une approche hybride, combinant différentes technologies au sein d'une même mission (scénario vert de la Fig. 3.1). Par exemple, un premier segment pourrait être réalisé par un avion tout électrique, tandis qu'un second segment serait assuré par un avion à biocarburant, ce qui permettrait de limiter la quantité de biomasse nécessaire à la production de ces carburants.

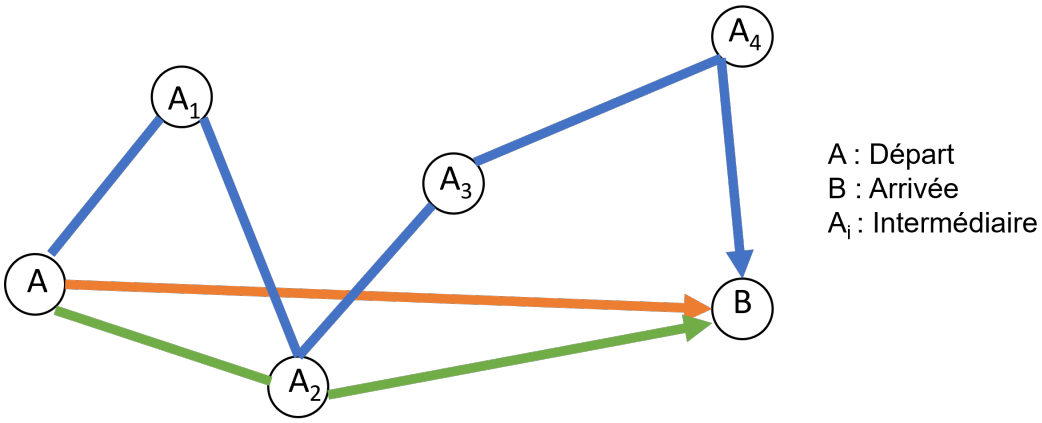


FIGURE 3.1 – Scénarios de choix de routes.

Tous ces exemples illustrent qu'avec les paramètres technologiques envisagés à l'horizon 2030 (Tab. 2.11), l'introduction des avions bas carbone pourrait transformer la structure des réseaux de routes aériennes actuels.

Ces transformations potentielles soulèvent une question : quel type d'avion bas carbone convient-il de privilégier pour accomplir une mission donnée, en conciliant contraintes opérationnelles et technologiques ?

L'objectif de ce chapitre est de tenter d'apporter des éléments de réponse à cette question. Il s'organise en plusieurs parties. Dans un premier temps, un état de l'art sur le problème d'affectation de flotte d'avions bas carbone est présenté, afin de situer les enjeux et les approches existantes. Ensuite, le modèle d'affectation de flotte développé dans le cadre de cette thèse est décrit. L'application de ce modèle est illustrée à travers un cas d'étude basé sur un réseau de routes aériennes existant. Enfin, le chapitre aborde les besoins en matériaux nécessaires à la construction des infrastructures aéroportuaires, éléments centraux pour le fonctionnement et la viabilité de tout réseau de routes aériennes.

3.1 État de l'art sur le problème d'affectation de flotte d'avions bas carbone

3.1.1 Présentation du problème d'affectation de flotte

Le problème d'affectation de flotte consiste à déterminer, pour chaque vol, le type d'avion à utiliser, de manière à optimiser un ou plusieurs critères (par exemple le coût, la consommation d'énergie ou les émissions), tout en respectant un ensemble de contraintes opérationnelles. Ces contraintes seront précisées dans la suite de ce chapitre. Selon la définition de l'OACI, un type d'avion désigne un groupe d'aéronefs partageant la même conception de base et présentant des caractéristiques communes significatives en matière de structure, de propulsion et de performances. À titre d'exemple, les différentes variantes de l'Airbus A320 appartiennent toutes au même type d'avion, identifié comme le type A320.

Dans ce cadre, le modèle de référence souvent cité est celui proposé par Hane et al. [172], qui constitue une base pour la modélisation du problème d'affectation de flotte dans un contexte de flotte d'avions conventionnels. Ce modèle, défini par les équations (3.1) à (3.5), intègre les principales contraintes opérationnelles associées à ce type de problème. En notant $\hat{F}_{kerosene}$ l'ensemble des types d'avions fonctionnant au kérosène, la formulation de Hane et al. peut être présentée de la manière suivante :

$$\text{Minimiser} \quad \sum_{l \in L^{1}} \sum_{f \in \hat{F}_{kerosene}} {c_{f,l}}^{2} \times {x_{f,l}}^{3} \tag{3.1}$$

Sous les contraintes opérationnelles suivantes :

1. Ensemble des vols l planifiés, chacun reliant un aéroport de départ à un aéroport d'arrivée.
2. Coût de l'affectation du type d'avion f au vol l.
3. Variable binaire d'affectation valant 1 lorsque l'avion f est assigné au vol l, et 0 sinon.

Couverture des vols : Chaque vol doit être pris en charge par un seul type d'avion.

$$\sum_{f \in \hat{F}_{kerosene}} x_{f,l} = 1 \quad \forall l \in L \tag{3.2}$$

Équilibre des flux : Cette contrainte assure la conservation des avions c'est-à-dire un avion arrivant à un aéroport à un instant donné doit nécessairement repartir plus tard.

$$y_{f,a,t^-}{}^{4} + \sum_{l \in I(f,a,t)^{5}} x_{f,l} - y_{f,a,t^+}{}^{6} - \sum_{l \in O(f,a,t)^{7}} x_{f,l} = 0 \quad \forall f, a, t \tag{3.3}$$

Disponibilité de la flotte : Le nombre d'avions mobilisés pour chaque type d'avions ne peut dépasser la flotte disponible.

$$\sum_{a \in A^{8}} y_{f,a,0^-} + \sum_{l \in CL(f)^{9}} x_{f,l} \leq N_f \quad \forall f \in \hat{F}_{kerosene} \tag{3.4}$$

Domaines des variables : Les variables sont discrètes et reflètent l'affectation binaire d'un avion à un vol.

$$y_{f,a,t^+} \geq 0 \quad \forall f, a, t \qquad\qquad x_{f,l} \in 0, 1 \quad \forall f \in \hat{F}_{kerosene}, \forall l \in L \tag{3.5}$$

Les contraintes opérationnelles ainsi définies constituent la base de travail sur laquelle s'appuie le modèle développé dans cette thèse.

3.1.2 Critères d'affectation d'une flotte bas carbone

Dans un problème d'affectation de flotte, le critère d'optimisation retenu reflète directement les priorités de l'acteur concerné (compagnie aérienne, institution académique, etc.). Lorsqu'il s'agit de maximiser la rentabilité économique, l'objectif est généralement formulé en termes de minimisation des coûts d'affectation des avions. Cette approche, largement adoptée dans la littérature, est également étendue aux flottes d'avions bas carbone, comme le montrent les travaux de Kühlen et al. [173] et Chan et al. [174].

Hoogreef et al. [175] vont plus loin en intégrant une taxe carbone dans la fonction de coût. Leur étude, appliquée à un réseau régional, démontre qu'une flotte bas carbone, composée d'avions tout électriques, hybrides et conventionnels, permettrait non seulement de réduire les émissions de carbone, mais aussi d'améliorer la rentabilité globale.

4. Nombre de type d'avions f au sol à l'aéroport a juste avant l'instant t.
5. Ensemble de vols entrants vers l'aéroport a avec le type d'avion f à un temps t.
6. Nombre de type d'avions f au sol à l'aéroport a juste après l'instant t.
7. Ensemble de vols sortants au départ de a avec le type d'avion f à un temps t.
8. Ensemble de tous les aéroports.
9. Ensemble des vols effectués par le type d'avion f.

Adoptant une perspective plus systémique, Justin et al. [176] explorent le potentiel des avions tout électrique pour la mobilité aérienne régionale à faible émission, tandis que Vehlhaber et al. [177] intègrent l'offre locale en énergies renouvelables dans leur modèle d'affectation des vols.

Toutefois, malgré la richesse de ces approches, une dimension reste absente de la plupart des modèles existants : la performance énergétique globale des avions bas carbone, entendue comme la quantité d'électricité nécessaire depuis la production du vecteur énergétique jusqu'à son utilisation finale dans la propulsion. C'est précisément cette dimension que cette thèse cherche à introduire. L'objectif est de développer un modèle d'affectation de flotte bas carbone qui minimise la consommation d'énergie électrique, tous vecteurs confondus. Le choix de ce critère s'appuie sur les résultats du chapitre 2 (Sec. 2.5), qui ont montré que l'affectation d'un type d'avion bas carbone à sa mission de conception constitue un levier pour réduire l'empreinte énergétique du transport aérien. Dans un contexte où la sobriété énergétique devient un impératif pour accompagner la transition écologique, un tel critère permet de réduire la consommation d'énergie électrique du transport aérien.

3.2 Vers une optimisation énergétique de l'affectation de flotte aérienne

Le critère d'optimisation retenu dans ce travail est donc la minimisation de la consommation d'électricité nécessaire à la production du vecteur énergétique embarqué jusqu'à son utilisation finale dans la propulsion. Cette consommation est exprimée par passager et par kilomètre parcouru, afin de permettre des comparaisons équitables entre les différentes technologies d'avions. Dans le cas d'une flotte d'avions bas carbone, les contraintes à satisfaire sont multiples et spécifiques aux technologies envisagées. Pour **les avions à hydrogène liquide thermique et les avions à carburants de synthèse, ces contraintes concernent principalement le temps de ravitaillement et la disponibilité de l'énergie** nécessaire au sein de chaque aéroport. Pour **les avions tout électrique, viennent s'ajouter des contraintes liées au temps de recharge des batteries**. Enfin, à l'échelle des aéroports eux-mêmes, le modèle doit également intégrer les contraintes associées au nombre maximal de mouvements (atterrissages et décollages) autorisés par site, en lien avec les capacités opérationnelles et réglementaires.

L'ambition d'un tel modèle est de fournir un outil capable de restructurer, si nécessaire, le réseau de routes aériennes actuel, en tenant compte des spécificités des avions bas carbone. La première étape a consisté à aborder la problématique à travers un cas simplifié, limité uniquement aux vols directs (scénario orange de la Fig. 3.1). Faute de temps, les contraintes énumérées ci-dessus, en gras, pour les avions à carburant de synthèse, à hydrogène liquide et tout électrique, n'ont pas pu être intégrées au modèle simplifié. Leur prise en compte sera envisagée dans le cadre des perspectives de la thèse.

3.2.1 Présentation du problème simplifié

Le modèle d'optimisation simplifié que nous proposons s'inspire du cadre méthodologique développé par Hane et al. [172], présenté précédemment. Son objectif est de fournir des ordres de grandeur pertinents du besoin électrique d'une flotte optimisée, tout en restant cohérent avec les réalités opérationnelles générales du transport aérien. Ce modèle se distingue par sa simplicité et son faible coût en temps de calcul, ce qui le rend adapté pour orienter des décisions et éclairer des choix technologiques, sans entrer dans la complexité de la gestion dynamique quotidienne d'une flotte (par exemple la planification fine des rotations ou des interventions de maintenance).

Dans cette optique, nous faisons l'hypothèse que la disponibilité des avions n'est pas une contrainte limitante : la flotte est supposée toujours accessible, et les contraintes liées à la maintenance, aux temps de rotation entre deux vols ou à la disponibilité journalière des appareils et des équipages ne sont pas modélisées. De même, le modèle ne prend pas en compte les contraintes liées à la disponibilité locale de l'énergie nécessaire au ravitaillement ou à la recharge des avions au sein des aéroports. Les contraintes retenues dans le modèle sont les contraintes de couverture et d'équilibre, telles que définies précédemment, auxquelles s'ajoute une contrainte de type *payload-range*. Cette dernière interdit l'affectation d'un avion à une route si la distance à parcourir et la charge utile demandée dépassent les capacités de l'avion. Cette contrainte impose la réalisation de vols directs, sans escale.

Dans la construction de notre modèle, une route $l = (o, d)$, reliant une origine o à une destination d, est caractérisée par un triplet d'attributs : sa distance r_l, la demande annuelle de transport d_l, ainsi que la demande moyenne par vol s_m, correspondant au nombre moyen de passagers transportés à chaque rotation. Ce choix d'horizon annuel permet de construire un modèle agrégé, pertinent pour des analyses stratégiques de long terme, tout en lissant les aléas opérationnels (saisonnalité, perturbations, événements exceptionnels, etc.).
Soit $\hat{F}$ l'ensemble des flottes d'avions bas carbone considérés, défini comme l'union des flottes $\hat{F}_j$ (ie $\hat{F} = \bigcup_{j \in E} \hat{F}_j$) correspondant à chaque vecteur énergétique décarboné $j \in E$, où E représente l'ensemble des technologies énergétiques bas carbone (électricité, hydrogène et électrocarburant).

L'objectif du modèle est de minimiser la consommation électrique par passager-kilomètre, notée $e_{f,l}$, induite par l'affectation d'un avion de type $f \in \hat{F}$ sur une route l.

$$\text{Minimiser} \quad \sum_{l \in L} \sum_{f \in \hat{F}} e_{f,l} \times x_{f,l} \tag{3.6}$$

$$\text{Sous contrainte} \tag{3.7}$$

$$\textbf{Couverture} \quad \sum_{f \in \hat{F}} x_{f,l} = 1 \quad \forall l \in L, \tag{3.8}$$

$$\textbf{Equilibre} \quad \sum_{f,l \in I(f,l,a)^{10}} y_{f,l}{}^{11} \times x_{f,l} + \sum_{f,l \in O(f,l,a)^{12}} y_{f,l} \times x_{f,l} \leq f_a^{avail} \quad \forall a \in A^{13}, \tag{3.9}$$

$$\textbf{\textit{Payload-range}} \quad x_{f,l} \leq \delta_{f,l} \quad \forall f \in \hat{F}, l \in L^{14}, \tag{3.10}$$

$$\delta_{f,l} = \begin{cases} 1 & \text{si} \quad (r_l{}^{15}, p_l{}^{16}) \in \mathcal{E}_f{}^{17} \\ 0 & \text{sinon} \end{cases} \tag{3.11}$$

$$\textbf{Variables de décision} \quad x_{f,l} \in \{0,1\} \quad \forall f \in \hat{F}, l \in L. \tag{3.12}$$

3.2.1.1 Fonction objectif

Dans la fonction objectif, $e_{f,l}$ est définie selon le processus décrit ci-dessous. La première étape consiste à estimer l'énergie embarquée $E_{mission}$ (Eq. (3.13)) nécessaire pour accomplir la mission sur la route l avec l'avion f. Cette mission intègre l'ensemble des phases de vol : roulage, décollage, montée, croisière et descente.

$$E_{mission} = \begin{cases} E_{flight}(m_{TOM}, L/D, \eta, d_l) & \text{si électricité} \\ \\ E_{flight}(m_{TOM}, L/D, fhv, \eta, d_l) & \text{si kérosène ou hydrogène} \end{cases} \tag{3.13}$$

où m_{TOM} est la masse de l'avion f au décollage. Pour déterminer m_{TOM} et la finesse L/D, on utilise le modèle Generic Airplane Model (GAM) présenté dans le chapitre 2, Sec. 2.3. Le modèle dimensionne dans un premier temps l'avion f, ce qui permet d'obtenir sa finesse ainsi que ses masses caractéristiques (masse opérationnelle à vide et masse maximale au décollage).

10. Ensemble du couple (l, f) tel que l'origine, o de la route soit l'aéroport a.
11. Nombre de vols annuels sur la route l avec l'avion f.
12. Ensemble du couple (l, f) tel que la destination, d de la route soit l'aéroport a.
13. Ensemble de tous les aéroports.
14. Ensemble des routes.
15. Distance de la route l.
16. Nombre de passagers sur la route l.
17. Ensemble des couples (distance, nombre de passagers) appartenant au domaine de faisabilité de l'avion f.

Ensuite, la masse au décollage m_{TOM} est calculée selon le vecteur énergétique considéré.

1. Si l'avion utilise un carburant : la masse au décollage est calculée en conservant la masse à vide opérationnelle, en ajustant la charge utile en fonction du nombre de passagers, puis en déterminant la masse de carburant à partir de l'équation (3.13). Un processus itératif est alors mis en place pour converger vers une valeur cohérente de m_{TOM} et de l'énergie de mission $E_{mission}$.
2. Si l'avion utilise l'électricité : la masse au décollage correspond simplement à la somme de la masse opérationnelle à vide et de la charge utile ajustée. La masse des batteries nécessaires est ensuite directement dérivée de l'énergie de mission $E_{mission}$.

Connaissant l'énergie embarquée $E_{mission}$, l'énergie électrique nécessaire $E_f(d_l, L/D, SFC, V)$ pour produire le vecteur énergétique est estimée grâce au modèle énergétique décrit au chapitre 1. L'énergie électrique par passager-kilomètre s'exprime alors sous la forme :

$$e_{f,l} = \frac{E_f(d_l, L/D, SFC, V)}{p_l \times d_l} \tag{3.14}$$

On rappelle que p_l et d_l désignent respectivement le nombre de passagers sur la route l et la distance correspondante.

3.2.1.2 Contrainte d'équilibre

La contrainte d'équilibre, exprimée par l'équation (3.9), a pour objectif de garantir que le trafic aérien traité par chaque aéroport ne dépasse pas sa capacité opérationnelle annuelle (nombre de mouvement annuelle). Autrement dit, elle interdit qu'un aéroport accueille un nombre de mouvements, c'est-à-dire de décollages ou d'atterrissages, supérieur à ce que ses infrastructures (nombre et configurations des pistes, postes de stationnement disponibles) et ses conditions d'exploitation (restrictions nocturnes, quotas de bruit et normes de pollution) permettent [172].

Le nombre de décollages annuels au départ d'un aéroport a, noté N_d, peut être formulé comme :

$$N_d = \sum_{f,l \in I(f,l,a)} y_{f,l} \times x_{f,l} \tag{3.15}$$

où $y_{f,l}$ est le nombre de vols annuels sur la route l avec l'avion f et $I(f,l,a)$, l'ensemble du couple (l, f) tel que l'origine de la route l soit l'aéroport a. De manière plus globale, le nombre total de mouvements annuels effectués sur l'aéroport a, noté f_a, prend en compte à la fois les décollages et les atterrissages, et s'exprime ainsi :

$$f_a = \sum_{f,l \in I(f,l,a)} y_{f,l} \times x_{f,l} + \sum_{f,l \in O(f,l,a)} y_{f,l} \times x_{f,l} \quad \forall a \in A \tag{3.16}$$

où $O(f, l, a)$ représente l'ensemble du couple (l, f) tel que la destination de la route l soit l'aéroport a. Cette valeur, f_a doit impérativement rester inférieure ou égale à la capacité annuelle maximale de mouvements de l'aéroport, notée f_a^{avail}, assurant ainsi la faisabilité opérationnelle du plan d'affectation.

La méthodologie employée pour l'estimation du nombre de mouvements annuels possibles dans un aéroport s'appuie sur les travaux de Gelhausen et al. [178]. Dans ce cadre, la configuration des pistes impose une capacité minimale de mouvements, directement liée à leur agencement et à leur degré d'indépendance opérationnelle. Un aéroport doté d'une seule piste présente ainsi un minimum de 70 000 mouvements par an. Cette capacité double pour atteindre 140 000 mouvements lorsque l'aéroport est équipé de deux pistes parallèles indépendantes. En revanche, pour deux pistes parallèles dépendantes ou croisées, le seuil minimal est fixé à 100 000 mouvements annuels. Une configuration à trois pistes permet d'atteindre une capacité minimale de 150 000 mouvements, tandis qu'un aéroport disposant de plus de quatre pistes peut atteindre 200 000 mouvements par an.

3.2.1.3 Contrainte de *payload-range*

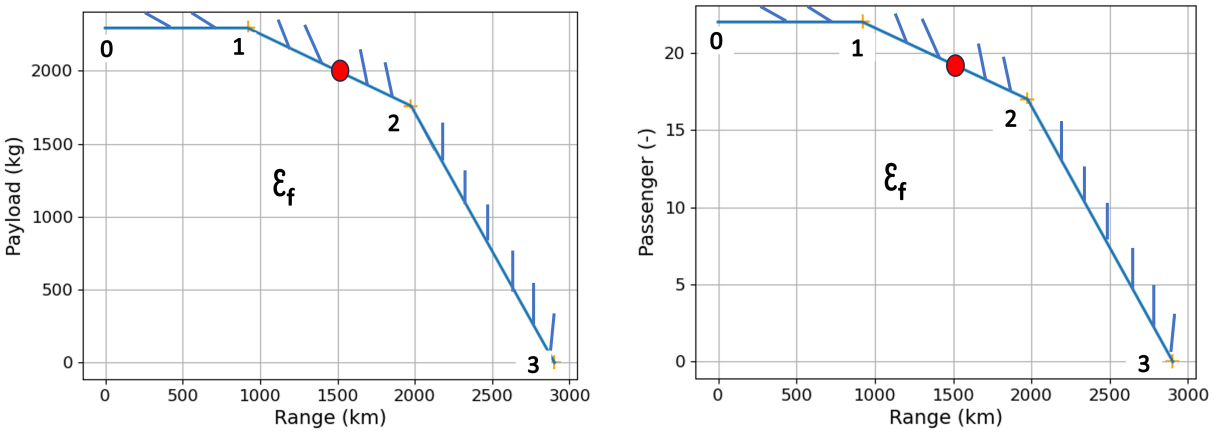
La contrainte de *payload-range* repose sur le diagramme du même nom, qui illustre les capacités opérationnelles d'un avion f. Il montre le compromis entre la charge utile transportable (passagers, fret, bagages) et la distance maximale franchissable, en tenant compte des limitations structurelles et de la capacité maximale en carburant. Ce diagramme définit une enveloppe $\mathcal{E}_f$, représentant l'ensemble des combinaisons possibles de charge utile et de distance (Fig. 3.2a). Le contour de cette enveloppe se compose de trois segments : de 0 à 1 (Fig. 3.2a), la distance franchissable à charge utile maximale ; de 1 à 2 (Fig. 3.2a), la pente illustrant le compromis entre charge utile et distance, où la réduction progressive de la charge utile permet d'augmenter le carburant embarqué et donc la distance franchissable ; enfin, de 2 à 3 (Fig. 3.2a), la distance maximale atteinte lorsque la charge utile est réduite à zéro.

Toute mission située en dehors de cette enveloppe est irréalisable pour l'avion f, car elle dépasserait soit la charge utile maximale, soit la capacité en carburant nécessaire pour atteindre la destination.

Dans le cadre de cette thèse, afin de rendre notre démarche d'allocation de flotte plus adaptée aux besoins opérationnels, nous transposons le diagramme *payload-range* en un diagramme *passenger-range*. Ce dernier repose sur le même principe, mais exprime directement la capacité en nombre de passagers transportés plutôt qu'en charge utile. Étant donné que dans notre modèle chaque mission est définie par un couple (nombre de passagers, distance à parcourir sur une route donnée), le diagramme *passenger-range* fournit une représentation plus intuitive et directement exploitable pour l'analyse et l'optimisation des affectations d'avions.

À titre d'illustration, considérons un avion *commuter* à kérosène, dont la portée nominale est de 1 500 km avec 19 passagers, symbolisé en rouge sur la Fig. 3.2. Le dia-

gramme *payload-range* de cet avion est représenté en Fig. 3.2a, tandis que son équivalent *passenger-range* est présenté en Fig. 3.2b. Ces diagrammes révèlent que l'avion avec ses caractéristiques peut transporter au dessus de 20 passagers sur une distance maximale d'environ 950 km. Cependant, pour réaliser des trajets plus longs, par exemple au-delà de 2 500 km, il doit réduire son nombre de passagers jusqu'à 7 afin d'embarquer le carburant nécessaire. Ce phénomène illustre le compromis structurel entre nombre de passager et autonomie.



(a) Diagramme en charge utile et distance franchissable.

(b) Diagramme en nombre de passagers et distance franchissable.

FIGURE 3.2 – Exemple d'enveloppe de vol pour un avion *commuter* 19 passagers.

3.2.1.4 Variables de décision

La variable de décision $x_{f,l}$ est une variable binaire, prenant la valeur 1 si et seulement si l'avion f est affecté à la route l, et 0 dans le cas contraire.

3.2.2 Formulation du problème comme une programmation linéaire en nombres entiers

Le problème d'optimisation (Eq.(3.6) à Eq.(3.12)) s'inscrit dans le cadre de la programmation linéaire en nombres entiers (ILP). Ce type de problème se caractérise par une fonction objectif linéaire, des contraintes elles aussi linéaires, et la particularité que les variables de décision doivent prendre des valeurs entières. Cela correspond parfaitement

au cas étudié. Le problème peut alors être reformulé sous la forme canonique suivante :

$$\begin{aligned} \min_{x} \quad & e^T x, \\ \text{sous contrainte} \quad & A_{couv} x = b_{couv} \quad \text{(Couverture)} \\ & A_{eq} x \leq b_{eq}, \quad \text{(Equilibre)} \\ & A_{pl} x \leq b_{pl}, \quad \text{(Payload-range)} \\ & x \in \{0,1\}^{(n \times m)}. \end{aligned} \tag{3.17}$$

où x est le vecteur des variables de décision binaires représentant l'affectation d'un avion $f \in \hat{F}$ sur une route $l \in L$, avec $n = |\hat{F}|$ la taille de la flotte et $m = |L|$ le nombre total de routes.

La contrainte de couverture $A_{\text{couv}} x = b_{\text{couv}}$ est illustrée comme suit :

$$A_{couv} x = b_{couv} \Leftrightarrow \begin{pmatrix} 1 & \cdots & 1 & 0 & \cdots & 0 & \cdots & 0 & \cdots & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & 1 & \cdots & 1 & \cdots & 0 & \cdots & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \cdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots & \cdots & \vdots & \cdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ 0 & \cdots & 0 & 0 & \cdots & 0 & \cdots & 1 & \cdots & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & 0 & \cdots & 0 & \cdots & 0 & \cdots & 0 & 1 & \cdots & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{f_1,l_1} \\ \vdots \\ x_{f_n,l_1} \\ x_{f_1,l_2} \\ \vdots \\ x_{f_n,l_2} \\ \vdots \\ x_{f_1,l_{m-1}} \\ \vdots \\ x_{f_n,l_{m-1}} \\ x_{f_1,l_m} \\ \vdots \\ x_{f_n,l_m} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \end{pmatrix}$$

La matrice A_{couv} est de dimension $(m,\ n \times m)$, et le vecteur b_{couv} est une colonne de taille $(n \times m,\ 1)$ contenant uniquement des valeurs égales à 1.

La contrainte $A_{\text{eq}} x \leq b_{\text{eq}}$ est modélisée par une matrice de taille $(p, n \times m)$, où p est le nombre d'aéroports considérés. Sa structure est donnée par :

$$A_{eq} = \begin{pmatrix} \epsilon^{a_1}_{f_1,l_1} y_{f_1,l_1} & \cdots & \epsilon^{a_1}_{f_n,l_m} y_{f_n,l_m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \epsilon^{a_p}_{f_1,l_1} y_{f_1,l_1} & \cdots & \epsilon^{a_p}_{f_n,l_m} y_{f_n,l_m} \end{pmatrix}$$

où $\epsilon^a_{f,l}$ vaut 1 si l'aéroport a est concerné par la route l (en tant qu'origine ou destination), et 0 sinon.

Enfin, la matrice A_{pl}, dans la contrainte de «payload-range», est simplement une matrice identité de taille $(n \times m, n \times m)$, et le vecteur b_{pl} est de dimension $(n \times m, 1)$, avec des composantes égales à 0 ou 1.

3.2.3 Résolution du problème

Pour résoudre efficacement notre problème ILP, nous utilisons le solveur Gurobi [179], reconnu pour sa performance sur les problèmes combinatoires à grande échelle. Gurobi implémente des algorithmes d'optimisation exacts tels que la méthode par séparation et évaluation (Branch-and-Bound) ainsi que d'autres techniques d'optimisation[18] pour accélérer la recherche de solutions. La méthode de séparation et évaluation est une stratégie de recherche arborescente utilisée pour résoudre des problèmes d'optimisation combinatoire, notamment les problèmes d'optimisation en variables entières. Elle consiste à explorer implicitement l'ensemble des solutions possibles en divisant progressivement l'espace de recherche en sous-ensembles plus restreints, tout en éliminant ceux qui ne peuvent pas contenir de meilleure solution que celle déjà trouvée .

Considérons notre problème ILP dont l'espace de recherche est $\{0,1\}^{(n\times m)}$ et la fonction objectif $f(x) = e^T x$. L'objectif de la méthode Branch-and-Bound est de déterminer la solution optimale

$$x^* \in argmin_{x\in\{0,1\}^{(n\times m)}} f(x)$$

Pour cela, la méthode construit itérativement un arbre de recherche T dont chaque nœud correspond à un sous-problème obtenu par relaxation linéaire partielle. Cette relaxation consiste à supprimer temporairement la contrainte d'intégralité sur toutes les variables, transformant ainsi le problème initialement combinatoire en un problème linéaire plus facile à résoudre. À chaque étape, des contraintes supplémentaires sont ajoutées afin de restreindre progressivement l'espace réalisable, tout en s'assurant que la solution optimale entière reste incluse dans l'un des sous-problèmes explorés. Par exemple, lorsque la relaxation linéaire fournit une solution $x_i = \alpha$ pour une variable qui doit être entière, mais où α est fractionnaire, la règle de branchement standard crée deux nouvelles branches :

— Une branche où la variable est contrainte à être inférieure ou égale à $\lfloor\alpha\rfloor$ (c'est-à-dire $x_i \leq \lfloor\alpha\rfloor$),

— L'autre où la variable est contrainte à être supérieure ou égale à $\lceil\alpha\rceil$ (c'est-à-dire $x_i \geq \lceil\alpha\rceil$).

Ainsi, chaque branche élimine une partie de l'espace fractionnaire, forçant progressivement les variables à prendre des valeurs entières.

Le processus se poursuit jusqu'à ce qu'aucune variable fractionnaire ne subsiste dans la relaxation du sous-problème courant, indiquant qu'une solution entière candidate a été trouvée. Celle-ci est alors comparée aux solutions déjà identifiées, et l'arbre est élagué en éliminant les sous-arbres dont la borne inférieure est supérieure à la meilleure solution connue, ce qui permet de réduire significativement le nombre de sous-problèmes à explorer [180].

18. https ://www.gurobi.com/faqs/integer-linear-programming/

3.2.4 Application

Dans le cadre de cette étude de cas, nous analysons le réseau aérien exploité en 2016 par la compagnie Air France, avec une emphase particulière sur les vols au départ et à l'arrivée des deux principaux aéroports parisiens : Paris-Charles de Gaulle (CDG) et Paris-Orly (ORY). Ce réseau, optimisé pour une flotte d'Airbus A320, comprend 147 liaisons distinctes et plus de 62 000 vols annuels. Les caractéristiques techniques de l'A320, notamment sa capacité en passagers et son rayon d'action nominale, sont présentées dans la Tab. 3.1.

L'objectif principal de cette étude est de quantifier et de comparer la consommation électrique sur l'ensemble de ce réseau, selon deux scénarios de configuration de flotte :

— une flotte exclusivement à électrocarburants qui constitue la continuité de l'usage du kérosène, mais reposant cette fois sur des carburants de synthèse ;

— une flotte d'avions bas carbone, combinant des avions à hydrogène liquide thermique, à électrocarburant et à pile à combustible.

Le choix de cet objectif repose sur la nécessité d'évaluer la faisabilité énergétique de la transition vers des carburants alternatifs, dans un contexte opérationnel réaliste représenté par un réseau existant et exploité. En effet, le réseau d'Air France constitue un cas représentatif de l'aviation court et moyen-courrier européenne, et permet ainsi de simuler concrètement l'impact de différentes options technologiques sur la consommation globale d'électricité.

La première étape de l'analyse consiste à estimer la demande de transport pour chaque liaison du réseau. Cette estimation constitue la base de la modélisation, à partir duquel seront testées l'intensité électrique de chaque configuration de flotte.

Système de propulsion	Mission de conception
Type d'énergie : kérosène	Catégorie d'avion : court et moyen courrier
Nombre de moteurs : 2	Nombre de passagers : 165
Type de moteur : turbofan	Mach de croisière : 0,78
Type de propulseur : fan	Rayon d'action (km) : 5 800
bpr : 12,5	Altitude de croisière (m) : 10 668

Table 3.1 – Caractéristiques de l'A320.

3.2.4.1 Évaluation de la demande en transport

L'évaluation de la demande en transport a été réalisée à partir des données issues de la base OAG (Official Airline Guide). Ce choix répond à un souci de simplicité dans la mesure où cette source offre une description directe et détaillée des flux existants entre aéroports. Nous avons pleinement conscience de l'existence d'approches plus élaborées, telles que les

modèles d'élasticité, qui permettent d'estimer la demande en transport en fonction de paramètres économiques. Toutefois, dans le cadre de ce travail, l'usage des données OAG constitue une base cohérente pour illustrer la demande en transport actuelle.

La base de données OAG recense l'ensemble des vols réguliers opérés sur une année. Cette base fournit, pour chaque liaison (paire origine-destination, ou OD), les informations suivantes : le type d'avion utilisé (identifié par son code IATA), le nombre total de sièges offerts (N_{pax}), ainsi que la fréquence annuelle des vols (F).

Il est important de noter que la base OAG renseigne uniquement l'offre de transport, c'est-à-dire le nombre de sièges proposés, et non la demande effective (nombre de passagers réellement transportés). Afin d'évaluer une demande agrégée sur chaque route, nous considérons le nombre moyen de sièges offerts par vol, que nous corrigeons ensuite par un taux de remplissage moyen de 80%. Autrement dit, nous faisons l'hypothèse qu'en moyenne, chaque vol est rempli à 80%, ce qui permet d'approcher la demande effective sur chaque liaison.

À partir de cette estimation de la demande annuelle, et en tenant compte du nombre moyen de passagers transportés par vol, nous recalculons la fréquence annuelle des vols nécessaire pour satisfaire cette demande. Cette démarche permet d'obtenir une représentation plus réaliste du trafic aérien effectif, ajustée aux comportements de remplissage des avions.

3.2.4.2 Définition de la flotte d'avions

Dans un premier temps, notre analyse se focalise sur une flotte d'avions fonctionnant à l'électrocarburant et accomplissant la même mission que l'A320, l'appareil actuellement utilisé par Air France sur le réseau de routes étudié. Cette configuration permet d'estimer la quantité d'électricité qui aurait été nécessaire à la compagnie pour produire l'électrocarburant requis par sa flotte afin de satisfaire la demande en transport observée en 2016. L'évaluation repose sur les caractéristiques techniques connues de l'A320, notamment sa consommation spécifique de carburant, son rayon d'action typique, ainsi que les profils de mission couramment rencontrés (nombre moyen de passagers, distance parcourue, durée de vol, etc.).

Dans un second temps, nous étendrons cette analyse en intégrant la transition vers des vecteurs énergétiques alternatifs, dans un contexte de décarbonation progressive de l'aviation. L'objectif de ce scénario est d'évaluer le coût énergétique global d'une flotte exploitant simultanément plusieurs types de propulsion. Pour ce faire, nous considérons une flotte d'avions conçus pour remplir la même mission que l'A320. Cette flotte se compose :

— D'avions propulsés par l'électrocarburant ($\mathrm{A320}_{efuel}$),
— D'avions propulsés par l'hydrogène liquide ($\mathrm{A320}_{LH_2}$),
— D'avions à pile à combustible ($\mathrm{A320}_{LH_2,fc}$).

Il convient de souligner que l'option d'un avion 100% électrique à batteries n'est pas envisagée dans ce travail. En effet, les performances actuelles des batteries, notamment leur

faible densité énergétique massique, sont largement insuffisantes pour permettre un appareil de la taille et du rayon d'action de l'A320 de voler avec une autonomie et une charge utile comparables à celles obtenues avec des carburants liquides. Cela rend, à ce stade, l'aviation 100% électrique inadaptée aux liaisons moyen-courriers, et par conséquent, hors du périmètre de cette analyse prospective.

Le dimensionnement de ces avions à l'aide de l'outil GAM permet d'obtenir des informations sur la masse maximale au décollage ainsi que sur la consommation de carburant pour la mission de conception. Ces données, calculées à partir des paramètres technologiques prévus pour 2030 (Tab. 2.11, Chap.2), sont regroupées dans la Tab. 3.2. En comparant ces estimations aux valeurs publiées par Airbus [19] , on observe que la masse maximale au décollage de l'A320 est de 79 000 kg, tandis que notre modèle estime pour l'$A320_{efuel}$ une masse supérieure de 3 518 kg, soit une surestimation d'environ 4,5%. De la même manière, la masse à vide opérationnelle est estimée à 45 108 kg contre 44 300 kg publiée, ce qui correspond à un écart de 808 kg, soit environ 1,8%.

	$A320_{efuel}$	$A320_{LH_2}$	$A320_{LH_2,fc}$
m_{MTOM}	82 518	102 113	272 909
m_{OEM}	45 108	72 737	232 487
Masse de carburant hors réserves	15 730	8 821	18 089

TABLE 3.2 – Masses caractéristiques et masse de carburant en kg.

3.2.4.3 Résultats

Les résultats de cette analyse (Fig. 3.3 et 3.4), fondés sur les hypothèses présentées dans la Tab. 3.3, montrent que l'avion remplissant la mission de l'Airbus A320 et alimenté par électrocarburant se révèle systématiquement le plus économe en énergie électrique sur l'ensemble des routes étudiées. Cette affectation correspond à une consommation annuelle de 4 194 GWh, soit l'équivalent d'environ 134 651 tonnes de kérosène.

Paramètres	σ_{fcs} [20]	$\sigma_{electric}$ [21]	$\sigma_{power_{elec}}$ [22]	η_{fcs} [23]	ξ_{LH2} [24]
Unité	kW/kg	kW/kg	kW/kg	%	%
Horizon 2030	1	4,5	10	50	40

TABLE 3.3 – Paramètres technologiques des avions bas carbone.

19. https ://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320-family/a320neo
20. Puissance spécifique de la pile à combustible.
21. Puissance spécifique du moteur électrique.
22. Puissance spécifique des électroniques de puissance.
23. Rendement de la pile à combustible.
24. Indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène liquide.

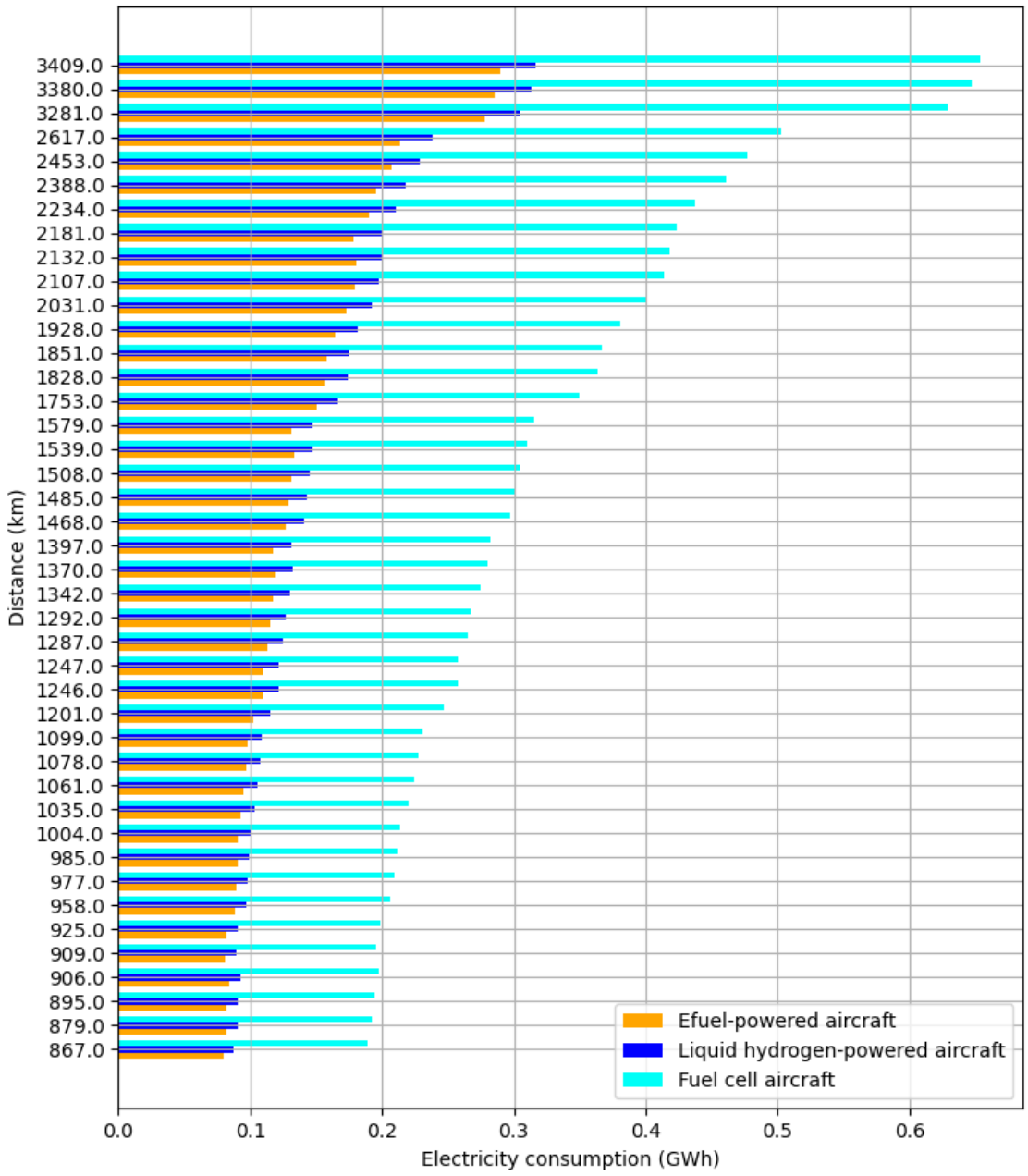


FIGURE 3.3 – Histogramme de consommation électrique par tranche de distance (supérieure à 900 km) sur le réseau Air France.

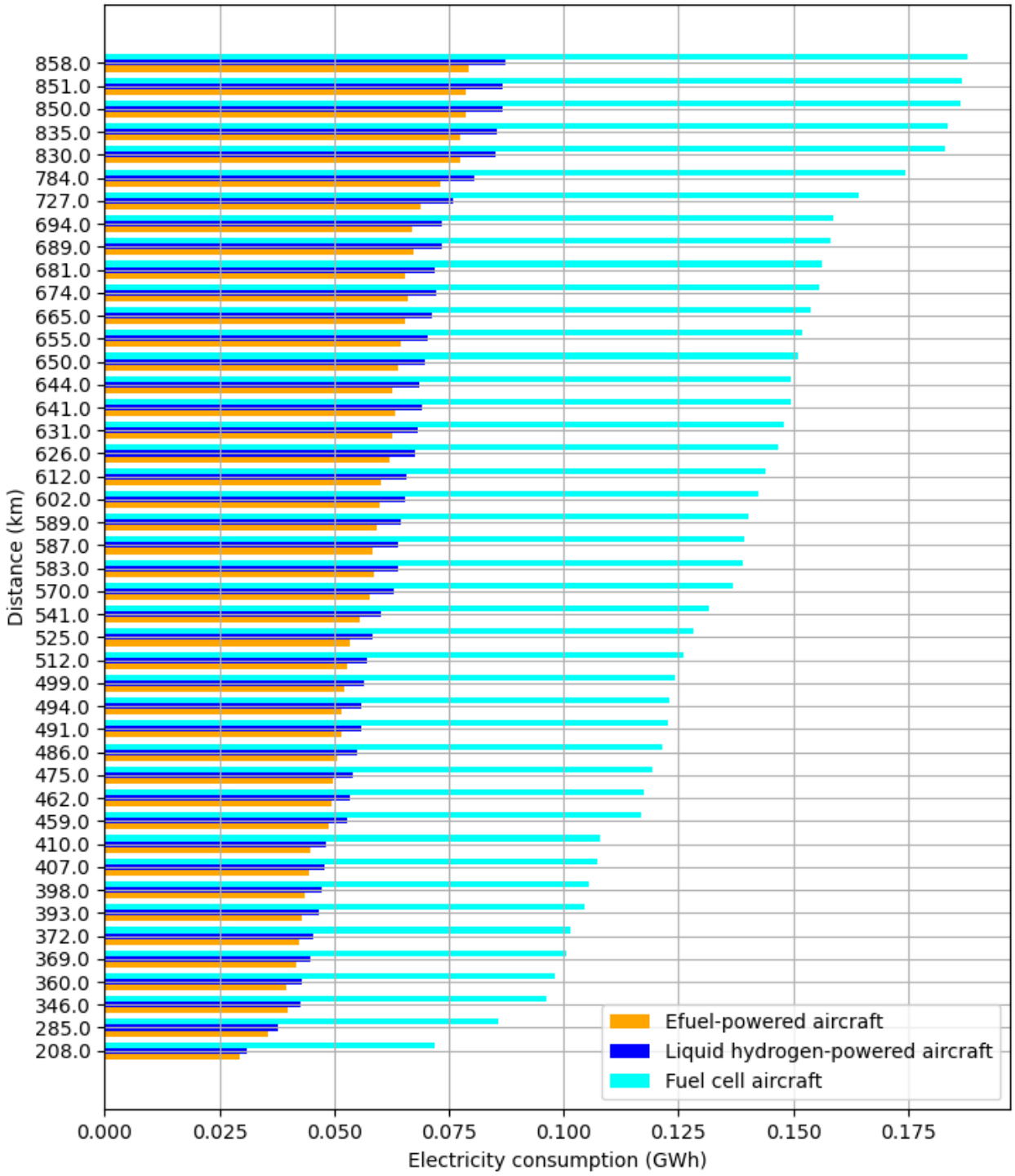


FIGURE 3.4 – Histogramme de consommation électrique par tranche de distance (entre 200 et 900 km) sur le réseau Air France.

Ce résultat confirme les conclusions du chapitre 2 (Sec. 2.5), selon lesquelles les avions court et moyen-courriers, tels que l'A320, présentent de meilleures performances énergétiques lorsqu'ils sont alimentés par électrocarburants ou par hydrogène liquide, en particulier dans le cadre de leur mission de conception. L'analyse menée ici permet d'élargir ce constat : même lorsque plusieurs avions bas carbone, reposant sur des vecteurs énergétiques différents mais conçus pour des missions identiques, sont exploités sur les mêmes trajets, les conclusions du chapitre 2 demeurent valides.
Comme l'illustrent les figures 3.3 et 3.4, la consommation électrique des avions à électrocarburant et à hydrogène liquide reste globalement proche sur l'ensemble des routes considérées, tandis que l'avion à pile à combustible se distingue par une consommation sensiblement plus élevée.

3.3 Matériaux pour les aéroports

L'aéroport constitue une infrastructure périphérique essentielle au bon fonctionnement de l'avion. À ses débuts, les aéroports étaient principalement conçus comme des terrains d'essais pour les premiers aéronefs. Cependant, avec le développement de l'aviation commerciale, leur rôle s'est considérablement élargi et complexifié. Aujourd'hui, l'aéroport représente le point de convergence entre les passagers et les avions. Il assure non seulement l'accueil et le transit des voyageurs, mais aussi le ravitaillement et la maintenance des appareils. Pour cela, il met à disposition un ensemble d'infrastructures indispensables au bon déroulement des opérations aériennes, telles que les pistes, les aires de circulation, les hangars, les infrastructures de stockage d'énergie, mais aussi des parkings automobiles destinés aux véhicules des passagers.

L'évolution de l'aviation, notamment avec l'introduction de vecteurs énergétiques décarbonés tels que l'hydrogène et l'électricité, devrait imposer de nouvelles contraintes aux infrastructures aéroportuaires. Les systèmes de stockage et de distribution d'énergie devront être adaptés, et les terminaux ainsi que les zones de services réaménagés afin de répondre aux besoins spécifiques de ces futurs avions bas carbone. Bien que cette thèse n'ait pas permis d'étudier ces aspects en détail, en raison des contraintes de temps, ils constituent un axe de recherche, établissant un lien direct entre la conception des infrastructures et les technologies aéronautiques émergentes.

Cette nécessité d'adaptation est déjà illustrée par l'expérience de l'Airbus A380. Avec une masse maximale au décollage de près de 560 tonnes et une envergure de 79,8 mètres, l'A380 a imposé des modifications majeures des infrastructures : allongement et élargissement des pistes, renforcement des chaussées, voies de circulation adaptées et ajustement des terminaux et aires de stationnement. L'expérience de l'A380 montre comment les caractéristiques physiques d'un avion influencent directement la conception et la robustesse des infrastructures aéroportuaires.

De manière analogue, les études présentées dans le chapitre 2 sur les avions à hydro-

gène liquide révèlent une masse supérieure à mission équivalente par rapport aux avions conventionnels, en raison des réservoirs cryogéniques volumineux et des besoins accrus de stockage d'énergie. Cela implique que les pistes et les zones de circulation existantes devront être adaptées pour supporter des charges plus importantes et assurer une sécurité optimale. L'expérience de l'A380 constitue ainsi un référentiel pertinent pour anticiper les besoins futurs liés aux avions bas carbone, en combinant considérations de masse, dimensions et sécurité opérationnelle. Les pistes, essentielles à ces adaptations et dont le dimensionnement sera détaillé ci-dessous, reposent sur des chaussées constituant la base physique des activités aéroportuaires. Selon leur conception et la nature des charges à supporter, ces chaussées peuvent être souples ou rigides, et elles sont généralement composées de trois couches superposées : la couche de fondation, la couche de base et la couche de roulement. L'épaisseur de chacune de ces couches varie en fonction du type de chaussée et des sollicitations mécaniques prévues. La durée de vie estimée est d'environ 10 ans pour une chaussée souple et de 20 ans pour une chaussée rigide [181]. Le dimensionnement d'une chaussée constitue ainsi une étape essentielle, car il permet de définir ses dimensions précises. Une fois celles-ci établies, il devient possible d'évaluer les besoins globaux en matériaux nécessaires pour les adaptations futures de la piste.

3.3.1 La piste

Une piste d'aéroport se caractérise principalement par sa longueur et sa largeur, lesquelles permettent d'en déterminer la surface.

3.3.1.1 Longueur de la piste

Dans le cas d'un aéroport existant, la longueur de la piste est généralement définie à partir de plusieurs facteurs : l'avion critique (c'est-à-dire celui qui, parmi les appareils opérant régulièrement sur le site, impose les contraintes les plus importantes, telles que la masse au décollage et à l'atterrissage, la configuration du train d'atterrissage et les performances requises pour le décollage et l'atterrissage), l'altitude du site, la température au sol et la pente de la piste.

Dans le cadre de notre modélisation de la longueur de piste, nous retenons la longueur du champ de référence comme variable représentative. Cette approche s'appuie sur un ensemble de données issues de la base de données avions décrite au début de ce manuscrit [140]. Comme mentionné précédemment, la longueur du champ de référence est fortement corrélée à la masse maximale au décollage de l'avion critique. À partir de cette relation, une corrélation empirique a été établie entre la longueur du champ de référence et la masse maximale au décollage, décrite par l'équation (Eq. (3.18)) et illustrée par la Fig. 3.5. Le coefficient de Spearman ρ traduisant la relation de monotonie entre la longueur du champ de référence et la masse maximale au décollage est calculé. Une valeur élevée de ρ, comme celle observée dans notre analyse, confirme une forte cohérence entre

ces deux grandeurs, justifiant leur utilisation pour l'estimation de la longueur de piste dans le modèle.

L'équation (3.18) constitue une surestimation de la longueur du champ de référence, ce qui permet d'englober aussi bien les avions les plus légers que les plus exigeants. Cette marge de sécurité vise à assurer que l'infrastructure puisse accueillir une large gamme d'avions, quelles que soient leurs caractéristiques opérationnelles.

$$RunwayLenght = 175 \times m_{MTOM}^{0.25} \tag{3.18}$$

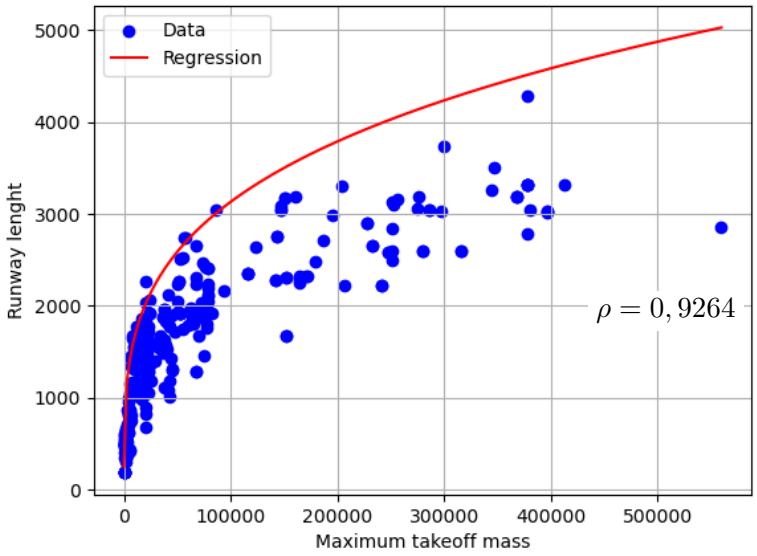


FIGURE 3.5 – Corrélation entre la longueur du champs de référence (m) et la masse maximale au décollage (kg).

3.3.1.2 Largeur de la piste

La largeur de la piste est influencée particulièremnet par les caractéristiques géométriques des avions. Elle dépend notamment de l'envergure de l'aile ainsi que de la distance latérale entre les moteurs montés sur les ailes et l'axe longitudinal de l'avion. À ces contraintes géométriques s'ajoutent des considérations d'ordre opérationnel telles que la vitesse d'approche et les conditions météorologiques, notamment les vents de travers ou la visibilité réduite [62].

Selon la classification de l'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale), la largeur minimale ($MinimalWidth$) des pistes varie de 18 à 60 mètres en fonction de la lettre du code de référence, elle-même liée à la géométrie des avions desservis par l'aéroport. Cette largeur assure une compatibilité entre la piste et les performances des avions

qui y opèrent [62].

En conclusion, la surface d'une piste peut être estimée à l'aide du modèle suivant

$$Surface_{piste} = 175 \times m_{MTOM}^{0.25} \times MinimalWidth$$

Où m_{MTOM} représente la masse maximale au décollage de l'avion critique, et $MinimalWidth$ correspond à la largeur minimale de la piste, comprise entre 18 et 60 mètres selon les caractéristiques géométriques de cet avion.

3.3.1.3 Matériaux pour les pistes

Les matériaux utilisés pour la construction des pistes incluent principalement le béton bitumineux, le grave-bitume (un mélange de bitume et de granulats grossiers et fins [182]), le béton de ciment, le béton maigre ainsi que le grave non traité, composé de granulats naturels ou concassés incluant graviers, sables et fines. Pour estimer la masse m_{t_i} de matériau t_i utilisé dans chaque couche i de la piste, le modèle suivant est utilisé :

$$m_{t_i} = Quantity_{t_i} \times Surface_{piste} \times Epaisseur_i$$

où $Quantity_{t_i}$ représente la masse volumique du matériau t_i, exprimée en kg/m^3, $Surface_{piste}$ désigne la surface totale de la piste et $Epaisseur_i$, l'épaisseur de chaque couche de la chaussée. La masse totale $m_{t_{piste}}$ du matériau t_i pour l'ensemble de la piste est alors obtenue par la somme des masses de chaque couche :

$$m_{t_{piste}} = \sum_{i=1}^{3} m_{t_i}$$

3.4 Conclusion

Ce chapitre a introduit un nouveau critère d'optimisation pour le problème d'affectation de flotte en cohérence avec la sobriété énergétique.

Traditionnellement, les critères d'allocation de flotte présents dans la littérature sont principalement orientés vers la rentabilité économique, notamment à travers la minimisation des coûts opérationnels pour les compagnies aériennes. Bien que ce type de critère reste pertinent dans un contexte de flotte bas carbone, il ne prend pas en compte les disparités énergétiques liées à l'utilisation de différents vecteurs énergétiques.

Pour répondre à cette limite, nous avons proposé un modèle d'affectation de flotte intégrant la performance énergétique comme critère d'optimisation. Ce critère est défini comme la quantité d'électricité nécessaire à la production du vecteur énergétique utilisé par un avion pour réaliser une mission donnée, rapportée au passager-kilomètre.

Nous avons appliqué ce modèle au réseau de routes d'Air France en 2016, en mettant l'accent sur les liaisons opérées au départ et à l'arrivée des aéroports de Paris-Charles de Gaulle (CDG) et de Paris-Orly (ORY), principalement desservies par l'Airbus A320.

Deux scénarios de flotte d'avions, conçus pour accomplir la même mission que l'A320, ont été comparés :

- Une flotte d'avions alimentés uniquement par des électrocarburants (kérosène de synthèse),
- Une flotte d'avions bas carbone, composée d'avions utilisant des électrocarburants, l'hydrogène liquide, et des piles à combustible.

Les résultats ont mis en évidence que la flotte à électrocarburant est, sur l'ensemble des routes étudiées, la flotte la plus sobre sur le plan énergétique.

Néanmoins, se limiter à la seule consommation d'électricité ne suffit pas à appréhender l'ensemble des enjeux liés à la décarbonation. Celle-ci mobilise également d'autres ressources en matériaux. Dans cette perspective, au-delà de l'évaluation énergétique, ce chapitre a mis en évidence les ressources nécessaires à la construction des infrastructures aéroportuaires, essentielles au fonctionnement des réseaux aériens. Plus précisément, l'analyse a montré que les pistes requièrent des matériaux spécifiques tels que le béton bitumineux, le béton maigre, le ciment, le grave-bitume et le grave non traité.

Chapitre 4

Scénarios de décarbonation du transport aérien

Le fil conducteur de cette thèse a consisté à tenter de répondre à la question centrale : quels budgets énergétiques et en matières premières seront nécessaires pour l'aviation afin de satisfaire la demande future en transport aérien durable (Fig. 4.1) ?



FIGURE 4.1 – Représentation schématique de l'aviation décarbonée. (source : Safran)

Pour y répondre, plusieurs modèles ont été développés. Le chapitre 1 a présenté les modèles de production d'énergie (biocarburant, électrocarburant, électricité, hydrogène

liquide, Fig. 4.1) ainsi que les matériaux mobilisés pour la construction des infrastructures de production énergétique. Le chapitre 2 s'est focalisé sur les modèles de dimensionnement des avions bas carbone (avion à biocarburant, électrocarburant, à hydrogène, à pile à combustible et avion tout électrique, Fig. 4.1) développés dans le cadre de cette thèse, tout en mettant en évidence les matériaux nécessaires à leur conception. Enfin, le chapitre 3 a introduit le modèle d'allocation de flotte d'avions bas carbone et les matériaux requis pour la mise en œuvre des infrastructures aéroportuaires, éléments essentiels au bon fonctionnement d'un réseau de routes aériennes.

L'objectif de ce chapitre est de montrer comment l'ensemble de ces modèles interagit pour répondre de manière intégrée à la problématique de la thèse à différentes échelles.

Pour ce faire, trois cas d'étude ont été considérés. Ils s'appuient sur l'analyse de la demande en transport de différents aéroports français, de tailles et de fonctions variées, présentant des caractéristiques représentatives de nombreux aéroports internationaux. Cette approche permet ainsi d'extrapoler les résultats obtenus à des contextes similaires dans d'autres pays.

Le premier cas d'étude avait pour objectif de mettre en perspective les besoins énergétiques d'un aéroport de taille moyenne (aéroport de Carcassonne) par rapport aux ressources énergétiques locales disponibles sur son site d'implantation. Cette analyse a constitué la première réflexion menée durant la première année et la moitié de la deuxième année de thèse, visant à explorer la faisabilité d'une autonomie énergétique pour un aéroport de taille moyenne. Les résultats ont montré qu'une telle autonomie était envisageable.

Ces conclusions ont conduit à s'interroger sur la possibilité d'étendre l'analyse à un aéroport de grande taille, tel que Toulouse-Blagnac. Les résultats ont toutefois mis en évidence les limites d'une telle extrapolation, en particulier en termes de ressources disponibles. Ces constats ont alors motivé l'adoption d'une nouvelle approche, consistant à évaluer uniquement les besoins énergétiques associés à des niveaux de demande en transport élevés. Cette démarche a ensuite été appliquée à l'analyse d'un réseau regroupant les liaisons aériennes des six principaux aéroports français, offrant ainsi une vision plus globale du coût énergétique de la transition aéronautique à grande échelle.

Pour chaque cas d'étude, l'analyse débute par l'évaluation de la demande en transport, suivie de la définition des avions nécessaires pour y répondre. Ces étapes constituent un préalable essentiel afin de quantifier précisément les besoins énergétiques et en matières premières.

4.1 Aéroport de Carcassonne

La France compte aujourd'hui plus d'une cinquantaine d'aéroports dédiés à l'aviation commerciale, un chiffre à mettre en perspective avec les 4 072 aéroports commerciaux recensés dans le monde[1]. Parmi ces plateformes françaises, l'aéroport de Carcassonne

1. https ://atag.org/facts-figures ?

illustre bien le rôle des aéroports régionaux de taille moyenne : il accueillait déjà plus de 200 000 passagers en 2016 (Fig.(4.2)). Si la crise du COVID-19 a entraîné une forte baisse de fréquentation, le trafic a depuis montré une tendance à la reprise. En 2023, l'aéroport a ainsi enregistré 322 758 passagers, ce qui le positionne au 22ème rang national en termes de trafic [2]. Ce classement implique qu'une trentaine d'aéroports français ont accueilli un trafic annuel inférieur ou égal à celui de Carcassonne, révélant ainsi la place importante occupée par les plateformes à faible fréquentation au sein du réseau national.

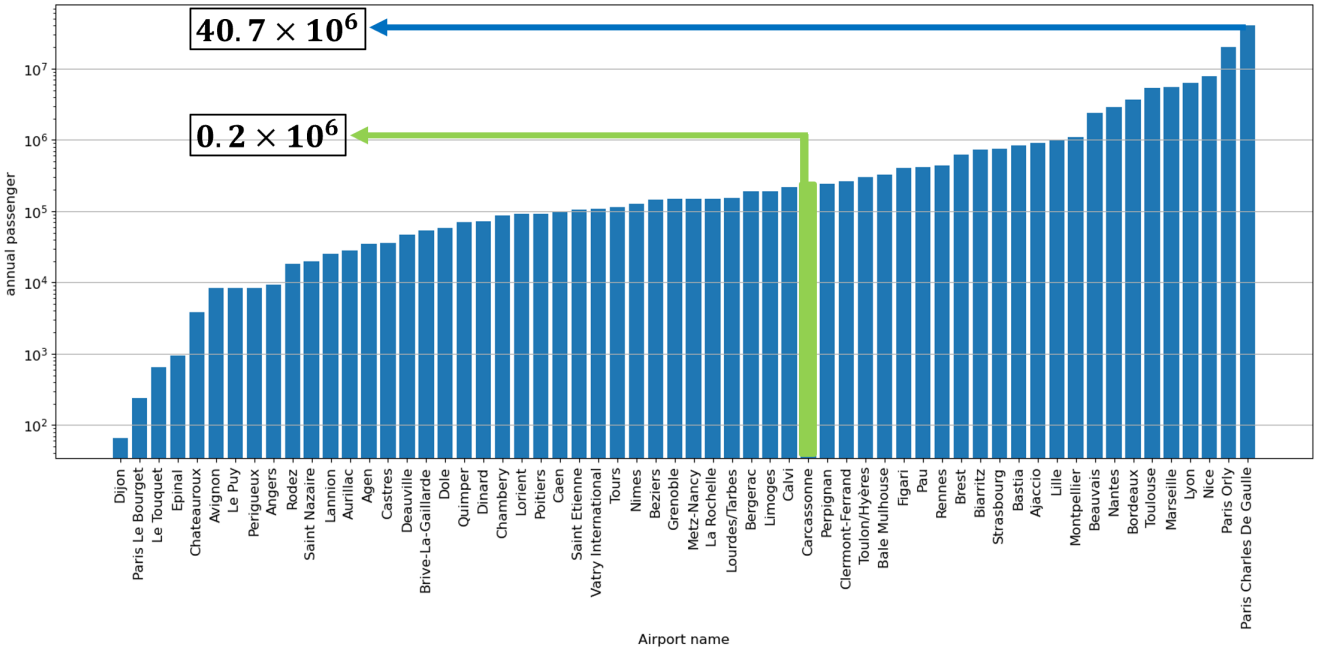


FIGURE 4.2 – Nombre annuel de passagers par aéroport en 2016 (échelle logarithmique).

L'aéroport de Carcassonne constitue de ce fait un cas d'étude particulièrement pertinent, car les résultats tirés de cette analyse pourraient être transposés à plus d'une vingtaine d'aéroports français. Au-delà du seul contexte national, ce type d'aéroport est représentatif d'un grand nombre d'aéroports régionaux de taille moyenne en Europe et dans le monde, pour lesquels les enjeux de transition énergétique et d'autonomie sont similaires. L'étude de ce cas permet donc d'esquisser des solutions potentiellement généralisables à l'international, notamment dans des territoires confrontés aux mêmes contraintes de ressources et de taille d'infrastructure.

2. https ://www.frenchairportguide.com/french-airport-statistics/

4.1.1 Évaluation de la demande en transport

La demande de transport considérée dans cette étude correspond à celle observée au départ de l'aéroport de Carcassonne en 2022 (Fig. 4.3), année pour laquelle des données fiables et consolidées sont disponibles. Elle est définie par le nombre de passagers transportés et la fréquence annuelle des vols sur chaque route desservie par l'aéroport. Son évaluation repose sur la même méthodologie que celle appliquée au réseau de routes de la compagnie Air France (Chap. 3). Elle s'appuie sur les données fournies par la base OAG (Official Airline Guide), qui recense pour chaque liaison le nombre de sièges offerts par vol, la fréquence annuelle des vols, ainsi que les types d'avions exploités.

Dans cette étude, nous faisons l'hypothèse que 100% des sièges offerts sont occupés par des passagers. Cette hypothèse simplificatrice permet de représenter un scénario maximaliste de la demande.

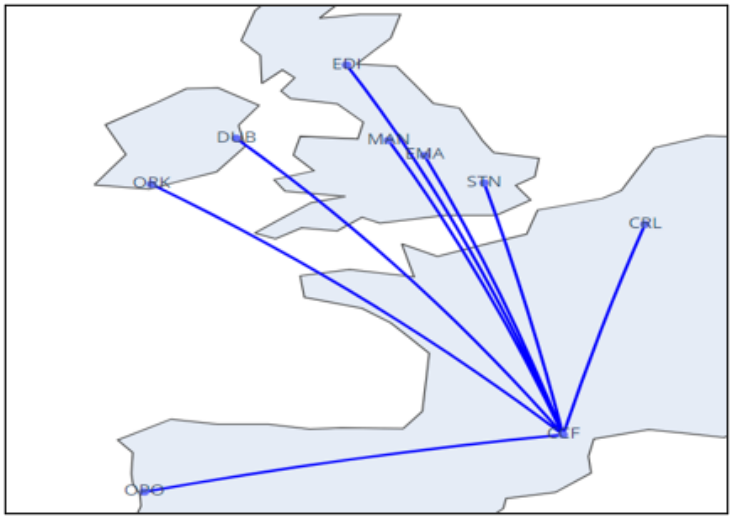


FIGURE 4.3 – Reseau de routes au depart de Carcassonne en 2022.

4.1.2 Définition de la flotte

Le trafic au départ de Carcassonne s'est concentré principalement sur des destinations situées en Irlande et au Royaume-Uni, desservies par des liaisons classées comme vols court-moyen courriers. Pour répondre à cette demande, correspondant à des distances comprises généralement entre 800 km et 1 500 km, l'aéroport s'est appuyé sur le Boeing 737-800, un appareil dont le rayon d'action nominal atteint 5 665 km et offrant une capacité d'environ 162 passagers. L'ensemble des caractéristiques de cet avion est présenté dans la Tab. 4.1.

Système de propulsion	Mission de conception
Type d'énergie : kérosène	Catégorie d'avion : court et moyen courrier
Nombre de moteurs : 2	Nombre de passagers : 162
Type de moteur : *turbofan*	Mach de croisière : 0,79
Type de propulseur : fan	Rayon d'action (km) : 5 665
BPR : 5,3	Altitude de croisière (m) : 10 668

TABLE 4.1 – Caractéristiques du Boeing 737-800.

Partant de cette configuration existante, l'étude explore différents scénarios technologiques pour envisager la décarbonation de ces dessertes. Deux flottes d'avions, capables d'accomplir la même mission que le Boeing 737-800, sont ainsi comparées : le premier scénario considère une flotte entièrement alimentée par de l'électrocarburant (B737$efuel$), tandis que le second remplace ce vecteur énergétique par de l'hydrogène liquide utilisé dans un moteur thermique (B737LH_2).

Le dimensionnement des avions des flottes considérées a été réalisé à l'aide du modèle *Generic Airplane Model (GAM)* développé au chapitre 2. Ce modèle permet d'obtenir les masses caractéristiques des avions ainsi que leur consommation de carburant pour leur mission de conception. Ces informations sont résumées dans la Tab. 4.2. Pour le B737$_{efuel}$, la masse maximale au décollage est estimée à 86 592 kg, soit environ 9,6% de plus que la valeur publiée de 79 010 kg, tandis que la masse à vide opérationnelle est de 46 555 kg, représentant une augmentation d'environ 13,2% par rapport à la valeur publiée de 41 140 kg.

	B737$_{efuel}$	B737$_{LH_2}$
m_{MTOM}	86 592	120 522
m_{OEM}	46 555	87 460
Masse de carburant hors réserves	18 261	12 227

TABLE 4.2 – Masses caractéristiques et masse de carburant en kg.

4.1.3 Évaluation du besoin énergétique de l'aéroport de Carcassonne

Pour chaque route l de distance d_l, le besoin en carburant hors réserves, noté $m_{mission}$, est calculée à l'aide de la version inversée de l'équation de Bréguet :

$$m_{mission} = E_{flight}(m_{TOM}, L/D, fhv, \eta, d_l) \tag{4.1}$$

où m_{TOM} est la masse au décollage de l'avion f affecté à la route l, et L/D sa finesse, tous deux déterminés comme décrit dans le chapitre 3, Sec. 3.2.1.1. La valeur du pouvoir

calorifique fhv dépend du vecteur énergétique embarqué dans l'avion f. En additionnant la masse de carburant hors réserves sur l'ensemble des routes, on obtient la consommation annuelle pour chaque flotte : la flotte utilisant de l'électrocarburant consomme environ 3 401 tonnes par an, tandis que celle propulsée à l'hydrogène liquide nécessite environ 2 299 tonnes par an.

Pour déterminer l'électricité nécessaire à la production de ces carburants, les modèles de production d'énergie présentés au chapitre 1, sont utilisés. Ces modèles prennent en entrée la quantité de carburant à produire et fournissent en sortie le besoin en électricité correspondant. Ainsi, la production d'électrocarburant pour la flotte $B737_{efuel}$ nécessite environ 108 GWh d'électricité, tandis que la production d'hydrogène liquide pour la flotte $B737_{LH_2}$ requiert environ 140 GWh.

En conclusion, les modèles développés aux chapitres 1 et 2 permettent d'estimer le besoin en énergie électrique d'une flotte monoénergétique sur un réseau de routes, à condition de connaître, pour chaque route l, l'avion affecté et le nombre de passagers. Toutefois, cette approche présente une limite : le choix de l'avion sur chaque route doit être préalablement défini. Pour pallier cette contrainte, le chapitre 3 a introduit un modèle d'affectation permettant de sélectionner le meilleur avion sur une route, au sein d'une flotte donnée. L'application de ce modèle constitue le deuxième cas d'étude.

Avant d'aborder ce deuxième cas, il convient toutefois d'examiner la question de l'autonomie énergétique de l'aéroport de Carcassonne. L'analyse se déroule en deux étapes : dans un premier temps, elle évalue le potentiel propre de l'aéroport en matière de production d'électricité renouvelable, en tenant compte des surfaces mobilisables de son environnement immédiat. Dans un second temps, elle considère les ressources du territoire sur lequel l'aéroport est implanté, le département de l'Aude, afin d'examiner les complémentarités envisageables à l'échelle locale.

4.1.4 Scénarios d'autonomisation en énergie

4.1.4.1 Ressources énergétiques de l'aéroport de Carcassonne

L'aéroport de Carcassonne, implanté sur une superficie de 110 hectares, bénéficie d'un environnement particulièrement favorable au développement des énergies renouvelables, en particulier du solaire et de l'éolien, en raison de sa localisation. En effet, Carcassonne est situé dans une région du sud de la France caractérisée par un fort ensoleillement annuel et des régimes de vents réguliers, en fait un site idéal pour l'exploitation du solaire photovoltaïque et de l'éolien.

Dans ce contexte, il paraît pertinent d'examiner dans quelle mesure l'aéroport pourrait couvrir ses besoins électriques grâce à ces ressources locales. Dans un premier scénario, nous considérons que l'approvisionnement est assuré exclusivement par des installations

photovoltaïques. En considérant un rendement énergétique (rapport entre l'énergie solaire incidente sur la surface du panneau et l'électricité produite) des panneaux de 15%, valeur actuelle et une puissance crête de 150 W/m^2, les calculs indiquent qu'il serait nécessaire de mobiliser environ 47 hectares de panneaux pour une flotte fonctionnant à l'électrocarburant, et jusqu'à 61 hectares pour une flotte alimentée par de l'hydrogène liquide thermique. Ces estimations reposent sur les modèles présentés au chapitre 1, qui permettent de calculer la production d'électricité par m^2 de panneaux photovoltaïques à partir du facteur de charge de Carcassonne, évalué à 17,4% en 2022. Ce facteur de charge est déterminé à l'aide d'un modèle développé par l'équipe CADO de l'ENAC, prenant en entrée les coordonnées géographiques (longitude et latitude) de la localité.

Avec ces hypothèses, la puissance crête totale installée atteint 70,5 MW pour 47 hectares et 91,5 MW pour 61 hectares. La mise en place d'une telle capacité photovoltaïque nécessite également des quantités de matières premières. La Tab. 4.3 présente la quantité de matériaux requise pour chaque niveau de puissance installée, permettant ainsi d'estimer l'empreinte matérielle associée à chaque scénario. Ces résultats sont obtenus à partir des modèles d'estimation des besoins en matériaux pour les installations de production électrique présentés au chapitre 1.

Matériaux	70,5 MW	91,5 MW
Acier	4786,9	6212,8
Verre	3271,2	4245,6
Aluminium	528,7	686,2
Cuivre	324,3	420,9
Plastique	606,3	786,9
Silicium	282	366
Argent	1,41	1,83

TABLE 4.3 – Quantités de matériaux en tonne pour les PV.

En alternative au solaire, l'option éolienne présente également un potentiel intéressant. Dans un scénario fondé sur l'éolien terrestre, et en considérant l'installation d'éoliennes d'une puissance unitaire de 3 MW, il faudrait déployer 19 éoliennes pour couvrir les besoins électriques d'une flotte à électrocarburant, et 25 dans le cas d'une flotte fonctionnant à l'hydrogène liquide thermique. Les quantités de matériaux nécessaires à la construction de ces installations sont détaillées dans la Tab. 4.4. Tous ces résultats sont également basés sur les modèles présentés au chapitre 1.

Matériaux	57 MW pour 19 éoliennes	75 MW pour 25 éoliennes
Béton	18 710,25	24 618,75
Acier	35 311,5	46 462,5
Polymère	262,2	345
Verre / composites de carbone	458,85	603,75
Aluminium	59,85	78,75
Bore	0,171	0,225
Chrome	29,92	39,37
Cuivre	169,57	223,12
Dysprosium	0,54	0,71
Fer	1105,8	1455
Manganèse	45,03	59,25
Molyddène	6,21	8,17
Néodyme	5,47	7,2
Nickel	19,38	25,5
Praséodyme	1	1,31
Terbium	0,20	0,26
Zinc	313,5	412,5

Table 4.4 – Quantités de matériaux en tonne.

Par ailleurs, la production d'hydrogène liquide et d'électrocarburants repose sur l'utilisation d'hydrogène gazeux comme matière première intermédiaire. Dans le cas de la flotte fonctionnant à l'électrocarburant, la quantité d'hydrogène gazeux requise s'élève à 1 714 tonnes, tandis que pour la flotte alimentée en hydrogène liquide thermique, ce besoin atteint 2 322 tonnes. Le besoin en matériaux associés à la fabrication des électrolyseurs nécessaires à cette production a été estimé et est présenté dans la Tab. 4.5. Cette évaluation repose sur l'hypothèse d'un déploiement d'électrolyseurs d'une puissance unitaire de 5 MW, représentant la meilleure technologie disponible à ce jour, avec un rendement énergétique de 66,5%.

Matériaux	60MW pour 1 714 tonnes de H_2	76MW pour 2 322 tonnes de H_2
Zirconium	2,4	3,04
Titane	28,8	31,48
Nickel	9	11,4
Yttrium	0,31	0,39
Platine	0,078	0,098
Iridium	0,1	0,127

Table 4.5 – Quantités de matériaux en tonne pour les électrolyseurs.

Ce qu'il faut retenir 4.1.4.1

L'aéroport de Carcassonne a besoin de **108 GWh d'électricité**, soit environ **19 éoliennes** ou **47 hectares de panneaux photovoltaïques**, pour couvrir les besoins électriques d'une **flotte fonctionnant à l'électrocarburant**, et de **140 GWh d'électricité**, soit **25 éoliennes** ou **61 hectares de panneaux**, pour une **flotte alimentée à l'hydrogène liquide**. Ces résultats indiquent que **l'autonomie énergétique d'un aéroport de cette taille constitue un objectif envisageable**, en particulier **grâce au photovoltaïque**. En effet, **la surface requise pour les installations PV reste inférieure à la superficie totale de l'aéroport**, ouvrant ainsi des perspectives intéressantes.

Plusieurs études confirment qu'il est possible d'optimiser la production d'électricité photovoltaïque en exploitant différentes zones de l'aéroport : **toitures des terminaux, parkings, mais aussi terrains vacants situés entre les pistes d'atterrissage** [183]. Le reste des besoins énergétiques pourrait être produit **à proximité de l'aéroport** dans le cas des PV. En revanche, l'implantation d'éoliennes à proximité immédiate des infrastructures aéroportuaires pourrait se heurter à plusieurs contraintes, notamment les risques liés aux turbulences générées par les pales et les nuisances sonores pour les riverains.

4.1.4.2 Ressources énergétiques du département de l'Aude

Le département de l'Aude dispose d'un fort potentiel en énergies renouvelables, grâce à des conditions climatiques favorables au développement du solaire, de l'éolien et de l'hydroélectricité. En 2022, la production locale d'électricité renouvelable s'élevait à 1 525 GWh, alors que la consommation totale du département atteignait 2 222[3] GWh, traduisant un déficit énergétique à combler.

Dans ce contexte de déséquilibre entre offre et demande, la production actuelle ne permet pas d'envisager un approvisionnement local immédiat pour couvrir les besoins supplémentaires liés à la production de carburants alternatifs à destination de l'aéroport de Carcassonne. Celui-ci, pour atteindre une autonomie énergétique, ne peut donc pas compter sur les ressources existantes du territoire sans risquer d'aggraver ce déficit.

Toutefois, les autorités locales et les acteurs du secteur énergétique ont initié plusieurs projets visant à renforcer significativement la production d'électricité renouvelable à l'horizon 2030. Ces projets misent notamment sur l'extension du parc éolien, le déploiement de nouvelles installations photovoltaïques et la valorisation du potentiel hydroélectrique existant.

Dans cette optique, notre analyse s'attache à projeter l'évolution possible de la production d'électricité renouvelable à l'échelle du département à l'horizon 2030, et à évaluer

3. https ://openservices.enedis.fr/bilan-de-mon-territoire

dans quelle mesure elle pourrait contribuer à satisfaire les besoins énergétiques spécifiques de l'aéroport de Carcassonne. En supposant que le niveau de trafic en 2030 reste équivalent à celui observé en 2022, les besoins énergétiques estimés précédemment pour les différentes configurations de flotte restent donc inchangés.

Pour cette évaluation des ressources en 2030, deux scénarios sont considérés. Le premier, appelé scénario tendanciel, prend en compte les unités de production d'électricité déjà en construction ou dont le lancement des travaux est hautement probable. Le second, le scénario optimiste, s'appuie sur le scénario tendanciel en y ajoutant des projets supplémentaires dont la concrétisation reste à ce stade incertaine.

L'énergie éolienne

Le département de l'Aude est l'un des plus ventés de France, avec 300 à 350 jours de vent par an. Les deux tiers du territoire bénéficient de vents fréquents dont la vitesse est comprise entre 6 et 9 m/s, en grande partie grâce au relief au nord et au sud qui forme un corridor où s'engouffrent le Marin (vent venant de la mer) et le Cers (vent venant des terres). En 2022, les 53 parcs éoliens du département affichaient une puissance installée totale de 465,4 MW, selon le gestionnaire du réseau électrique français (Enedis [4]). L'objectif du département est de doubler la production d'électricité d'origine éolienne d'ici 2030 [5], sous certaines hypothèses :

1. Remplacement des éoliennes terrestres existantes par des éoliennes de nouvelle génération quatre fois plus puissantes que celles installées il y a 20 ans. En 2017, le département comptait 265 éoliennes pour une puissance totale de 387 MW. Étant donné qu'une éolienne a une durée de vie d'environ 20 ans, 143 éoliennes (installées en 2010) devront être remplacées par de nouvelles machines d'une puissance moyenne de 2 MW d'ici 2030. Cela représenterait une puissance supplémentaire de 196 MW, portant la puissance installée totale des éoliennes à 583 MW d'ici 2030 [184].
2. Installation de nouvelles éoliennes en mer. Selon des actualités récentes [6], deux sites pilotes de 30 MW chacun seront construits : l'un à l'est (Leucate) et l'autre au sud-est du département (Gruissan) au cours de l'année 2023. En complément de ces deux parcs pilotes, un projet de grande ampleur pourrait voir le jour au large du département de l'Aude en Méditerranée, selon le site [7]. Ce projet prévoit un parc éolien flottant de 250 MW, avec une extension possible de 500 MW. La mise en service est prévue pour 2031. L'extension de ce parc éolien en mer est prise en compte dans le scénario optimiste.

4. https ://openservices.enedis.fr/bilan-de-mon-territoire
5. https ://www.aude.fr/construire-un-nouveau-mix-energetique
6. https ://france3-regions.francetvinfo.fr/occitanie/aude/carcassonne/aude-jean-castex-en-visite-aport-la-nouvelle-pour-l-eolien-en-mediterranee-2496679.html
7. https ://www.revolution-energetique.com/futurs-parcs-eoliens-flottants-en-mediterranee-voici-leur-emplacement-exact/

En 2022, selon Enedis [8], le facteur de charge des éoliennes terrestres dans le département de l'Aude était de 0,224. Nous supposons que ce facteur de charge restera identique en 2030. D'après le réseau de transport d'électricité français [9], le facteur de charge de l'éolien en mer à Saint-Nazaire, sur la période de fonctionnement du parc de 12/2022 à 01/2023, était de 0,492 ; nous faisons l'hypothèse que ce facteur sera similaire pour l'éolien en mer dans l'Aude.

Energie solaire

En 2022, selon Enedis Openservices, la puissance installée en photovoltaïque solaire dans le département de l'Aude représentait 322,3 MW, soit 25,4% de sa production d'électricité. L'un des objectifs fixés par le département en 2015 était de multiplier par dix la capacité installée en toitures entre 2018 et 2030, en améliorant le rendement des modules déjà en place et en privilégiant les nouvelles installations sur les toitures des bâtiments industriels, commerciaux et agricoles de grande taille.

En 2017, la production d'énergie photovoltaïque était de 178 GWh. Une étude sur le potentiel photovoltaïque théorique par type de bâtiment, réalisée en 2017 dans l'Aude, estime que la production d'énergie photovoltaïque pourrait atteindre :

1. 3 607,85 GWh à partir de 2030, en supposant que toutes les maisons individuelles, bâtiments, ombrières de parkings, grandes toitures et centres agricoles et de loisirs existant en 2017 soient équipés de panneaux photovoltaïques entre 2018 et 2030. Il est également supposé que les centrales photovoltaïques seront installées une seule fois d'ici 2030 [184]. Il s'agit du scénario tendanciel.
2. 3 820,32 GWh à partir de 2030, en reprenant l'hypothèse précédente et en intégrant l'installation de panneaux sur les nouvelles maisons individuelles, bâtiments, grandes toitures et centres agricoles et de loisirs construits entre 2018 et 2030 [184]. Il s'agit du scénario optimiste.

Énergie hydroélectrique

En 2022, selon Enedis Openservices, le parc hydroélectrique de l'Aude disposait d'une puissance installée de 132,9 MW et a produit 215 GWh d'électricité. Dans le scénario tendanciel et optimiste, on supposera que la production d'électricité reste constante en 2030.

Les projections de production d'électricité à l'horizon 2030 sont présentées dans la Tab. 4.6. En parallèle, une estimation de la consommation électrique future a également été réalisée. Cette estimation repose sur l'hypothèse d'une augmentation de la demande d'environ 30% par rapport au niveau observé en 2022. Cette croissance anticipée s'explique notamment par l'électrification progressive des usages, en particulier dans le secteur des transports,

8. https ://openservices.enedis.fr/bilan-de-mon-territoire
9. bilan électrique 2022 RTE + EDF Renouvelables

avec la généralisation attendue des véhicules électriques et des vélos à assistance électrique. La différence entre la production projetée et la consommation estimée à cette échéance constitue ce que l'on appelle le surplus énergétique. Cet indicateur permet d'évaluer si, au-delà de l'autosuffisance du territoire, il existe un excédent mobilisable pour de nouveaux usages, tels que la production locale de carburants alternatifs pour l'aviation. Dans cette perspective, le surplus énergétique devient un levier pour envisager un approvisionnement durable de l'aéroport de Carcassonne à partir des ressources départementales, sans compromettre l'équilibre énergétique du territoire. Les besoins énergétiques de l'aéroport de

Année	2022	2030	
Scénario	-	Tendanciel	Optimiste
Solaire	387,60	3 608	3 820
Éolien	921,03	2 482	4 638
Hydraulique	215	215	215
Total	1 523,63	6 305	8 673
Consommation électrique	2 222,62	2 889,41	
Surplus énergétique	-	3 415	5 783

TABLE 4.6 – Production d'électricité dans le département de l'Aude (GWh).

Carcassonne s'élèvent à environ 108 GWh dans le cas d'une flotte alimentée en électrocarburants, et à 140 GWh pour une flotte fonctionnant à l'hydrogène liquide. Rapportées aux projections de surplus énergétique du département dans le cadre du scénario tendanciel à l'horizon 2030, ces valeurs ne représenteraient qu'environ 4% de l'excédent disponible. Cette faible part relative suggère que l'intégration des besoins énergétiques de l'aéroport dans le système territorial serait non seulement envisageable, mais également soutenable sur le plan énergétique.

Ce qu'il faut retenir 4.1.4.2

La consommation d'énergie électrique de l'aéroport de Carcassonne s'élève à **108 GWh** pour couvrir les besoins d'une **flotte fonctionnant à l'électrocarburant**, et à **140 GWh** pour une **flotte alimentée à l'hydrogène liquide**. Ces valeurs représenteraient au plus **5% de la consommation électrique** (**2 889 GWh**), **2% de la production électrique** (**6 305 GWh**) et **4% du surplus énergétique** (**3 415 GWh**) prévu dans le département de l'Aude à l'horizon 2030, selon un scénario tendanciel. Ces résultats indiquent que **l'autonomie énergétique d'un aéroport de cette taille constitue un objectif envisageable**, en particulier dans les **localités disposant d'une production électrique importante**.

Il reste alors à examiner dans quelle mesure cette approche peut être transposée à des

aéroports de plus grande taille, tels que Toulouse-Blagnac, qui connaît un trafic nettement supérieur. La section suivante se propose d'appliquer cette réflexion à ce cas spécifique.

4.2 Aéroport de Toulouse

L'aéroport de Toulouse-Blagnac fait partie des principaux aéroports français en termes de trafic, juste après les grands hubs parisiens. Il s'étend sur une superficie de 780 hectares [10], soit plus de sept fois celle de l'aéroport de Carcassonne. En 2023, il a accueilli environ 7,8 millions de passagers [11], contre un peu plus de 300 000 passagers pour l'aéroport de Carcassonne. La base OAG indique par ailleurs qu'environ 5 millions de passagers auraient été enregistrés au départ de Toulouse au cours de la même année, en supposant un taux de remplissage de 100% des appareils.

Son réseau aérien (en 2023), s'étendait à 94 destinations en vols directs (Fig. 4.4), contre seulement 9 pour l'aéroport de Carcassonne [185]. Il couvrait une trentaine de pays en Europe, en Afrique du Nord, ainsi que quelques liaisons long-courriers, exploitées par des compagnies traditionnelles autant que par des compagnies low-cost.

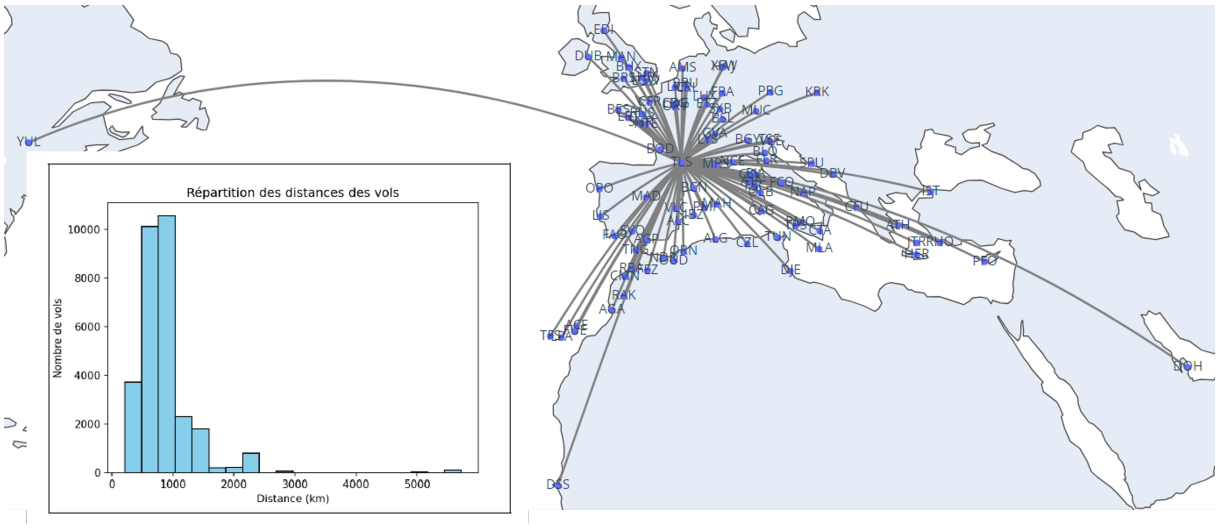


FIGURE 4.4 – Réseau de routes au départ de Toulouse Blagnac en 2023.

Cette diversité de destinations se traduit par des connexions régulières vers plusieurs hubs internationaux majeurs, tels que Paris, Londres, Madrid, Francfort et Amsterdam, facilitant les correspondances vers l'étranger. Les vols court et moyen-courriers représentent la grande majorité du trafic. Parmi ces liaisons, celles vers Paris (Orly et Charles-de-Gaulle) sont les plus fréquentées, avec près de 1,5 million de sièges offerts au cours

10. https ://www.techno-science.net/definition/12277.html
11. https ://www.frenchairportguide.com/french-airport-statistics/

de cette année. Ce chiffre correspond au nombre total de places mises à disposition des passagers sur l'ensemble des liaisons du réseau, qu'elles aient été vendues ou non.

La demande en transport aérien analysée dans cette étude correspond au trafic au départ de l'aéroport de Toulouse-Blagnac pour l'année 2023 (Fig. 4.4). Elle se caractérise par le nombre de passagers transportés sur chaque liaison ainsi que par la fréquence annuelle des vols. Les données sont issues de la base OAG.

4.2.1 Définition de la flotte

La flotte opérant au départ de l'aéroport de Toulouse-Blagnac (en 2023) se composait de 32 types d'avions (Fig. 4.5), contre seulement un appareil à l'aéroport de Carcassonne.

Type d'avion	Nombre de passagers	Rayon d'action (km)
737-800W	160	5400
Embraer195LR	118	3834
Airbus A320-200 Ceo (Sh)	180	6200
A319-100	156	6000
A320-200	150	5649
Beech1900D	19	1600
A320-200neo	165	5800
A321-200	185	5556
737 MAX 8	150	3232
737-800	189	5665
ATR72-500IncreasedWeight	66	1648
A318	107	6019
737-700W	126	6232
ATR42-400	48	1527
737-900W	177	5084
BeechKingAir350	15	1800
A220-300	148	6112
Embraer 195 E2	144	4540
BombardierCRJ1000	100	3000
Embraer 195	122	4077
A321 neo	220	6480
EMBRAER 175 (SW)	78	4074
737-600	110	5649
737	120	3232
Embraer175ER	86	3834
BombardierCRJ900ER	90	2800
A321 (Sharklets)	185	4260
A330-200	246	12600
737 MAX 9	170	3232
A330-300	295	11945
ERJ175	88	4074
BombardierCRJ200LR	50	4082

FIGURE 4.5 – Types d'avions opérant sur le réseau de Toulouse en 2023.

Ces différents types d'avions (Fig. 4.5) constitueront la base des scénarios de flotte envisagés dans cette étude. À l'image de l'étude menée sur Carcassonne, plusieurs scénarios de flottes sont envisagés. Toutefois, contrairement à cette dernière, quatre scénarios sont analysés.

1. *Scénario 1 : flotte électrocarburant.* Cette flotte conserve l'ensemble des caractéristiques opérationnelles de chaque type d'avion de la flotte actuelle, notamment leur capacité de transport de passagers, leur autonomie et leurs performances de vol, la seule différence étant que les 32 types d'avions seraient propulsés exclusivement par de l'électrocarburant.
2. *Scénario 2 : flotte hydrogène liquide.* Ce scénario est similaire au précédent, mais les 32 types d'avions seraient propulsés par de l'hydrogène liquide ;
3. *Scénario 3 : flotte biocarburant.* Ce scénario reprend le scénario 1, mais remplace l'électrocarburant par du biocarburant. Dans l'étude sur Carcassonne, cette option n'avait pas été explorée, bien qu'elle aurait pu l'être ;
4. *scénario 4 : flotte multi-énergie.* Ce scénario combine les flottes des scénarios 1 et 2, tout en intégrant une flotte supplémentaire d'avions à pile à combustible, conçus selon les mêmes principes que ceux du scénario 1, afin d'explorer une solution de propulsion encore plus décarbonée. La flotte totale comprend 96 types d'avions. Ce scénario prend en considération la réalité selon laquelle une flotte dédiée à la décarbonation peut comprendre des avions utilisant différentes sources d'énergie. Il permet ainsi d'évaluer de manière plus complète le besoin énergétique global d'une flotte diversifiée, tout en offrant une vision plus réaliste de la transition vers des solutions bas carbone.

Chaque type d'avion des quatres flottes considérées est dimensionné à partir du modèle GAM développé dans le chapitre 2, comme dans le cas d'étude sur Carcassonne.

Ces éléments posés, la suite de l'analyse porte sur l'estimation du besoin énergétique nécessaire pour satisfaire la demande de transport aérien au départ de Toulouse-Blagnac, selon les différents scénarios envisagés.

4.2.2 Évaluation du besoin énergétique de l'aéroport de Toulouse Blagnac

Pour évaluer les besoins énergétiques liés à la décarbonation du trafic aérien à Toulouse-Blagnac, deux approches ont été envisagées.

La première reprend la méthodologie appliquée dans l'étude précédente sur Carcassonne, en utilisant les modèles présentés dans les chapitres 1 et 2. Comme mentionné précédemment, la base de données OAG, source principale de nos données d'étude, fournit pour chaque route du réseau l'avion qui lui est affecté. En appliquant la méthode décrite dans la Sec. 4.1.3 du cas d'étude de Carcassonne, la quantité de carburant consommée hors réserves est déterminée pour chaque route, d'abord pour la flotte électrocarburant,

puis pour les flottes hydrogène liquide et biocarburant. Ensuite, la consommation annuelle totale de carburant de chaque flotte est calculée, intégrant l'ensemble des vols et des missions effectuées. Enfin, les modèles énergétiques du chapitre 2 sont mobilisés pour convertir cette consommation en besoins électriques totaux pour chaque flotte.

La seconde approche s'applique à la flotte multi-énergies. Elle repose sur la définition d'un critère d'affectation des avions de la flotte aux différentes routes. Contrairement au cas précédent, où l'affectation était imposée par la base OAG, cette méthode, présentée au chapitre 3, permet de sélectionner, pour chaque route, l'avion le plus performant du point de vue énergétique parmi ceux disponibles dans la flotte multi-énergie. Concrètement, pour chaque route, les avions dont les caractéristiques ne permettent pas d'accomplir la mission sont d'abord éliminés. Parmi les appareils restants, une optimisation est ensuite réalisée afin de sélectionner celui présentant la consommation énergétique la plus faible pour la route considérée. Enfin, le besoin électrique total est obtenu en sommant les consommations individuelles des avions affectés à l'ensemble du réseau.

4.2.2.1 Scénario 1 : flotte électrocarburant

Les résultats de l'approche 1 montrent que cette flotte consomme 90 433 tonnes de kérosène. La production de cette quantité de carburant sous forme d'électrocarburant nécessiterait environ 2 881 GWh (2,9 TWh) d'électricité. Pour mettre ce chiffre en perspective, cette consommation représenterait environ 39% de la consommation électrique totale de la Haute-Garonne, qui s'élevait à 7,33 TWh en 2023, département dans lequel se situe Toulouse [186]. Si l'aéroport de Toulouse produisait localement l'électricité nécessaire, et en considérant les mêmes caractéristiques des panneaux photovoltaïques que dans le cas de Carcassonne, il faudrait environ 1 261 hectares de surface équipée en PV pour couvrir sa consommation. Cela représente 1,6 fois la surface de l'aéroport (780 hectares [12]).

Paramètre	**Valeur**
Consommation annuelle d'électrocarburant	90 433 tonnes
Énergie électrique nécessaire pour produire l'électrocarburant	2 881 GWh
Proportion du besoin électrique par rapport à la consommation électrique de la Haute-Garonne	39%
Équivalent du besoin électrique en surface photovoltaïque	1 261 hectares
Surface de l'aéroport de Toulouse-Blagnac	780 hectares
Ratio surface PV / surface aéroport	1,6

TABLE 4.7 – Résumé des besoins en énergie pour la production d'électrocarburant.

12. https ://www.techno-science.net/definition/12277.html

4.2.2.2 Scénario 2 : flotte hydrogène liquide

Cette flotte consommerait 64 001 tonnes d'hydrogène liquide. La production de cette quantité nécessiterait environ 3 894 GWh, soit près de 3,9 TWh d'électricité, essentiellement consacrée aux étapes d'électrolyse de l'eau pour générer l'hydrogène, puis à sa liquéfaction. Un tel niveau de consommation représenterait à lui seul environ 53% de la consommation électrique totale de la Haute-Garonne en 2023. Si l'aéroport de Toulouse produisait localement cette électricité, il faudrait environ 1 704 hectares de panneaux photovoltaïques, soit 2,2 fois la surface de l'aéroport.

Paramètre	**Valeur**
Consommation annuelle d'hydrogène liquide	64 001 tonnes
Énergie électrique nécessaire pour produire l'hydrogène liquide	3 894 GWh
Proportion du besoin électrique par rapport à la consommation électrique de la Haute-Garonne	53%
Équivalent du besoin électrique en surface photovoltaïque	1 704 hectares
Surface de l'aéroport de Toulouse-Blagnac	780 hectares
Ratio surface PV / surface aéroport	2,2

Table 4.8 – Résumé des besoins en énergie pour la production d'hydrogène liquide.

4.2.2.3 Scénario 3 : flotte biocarburant

Dans ce scénario, la flotte consommerait, comme dans le cas du premier scénario, 90 433 tonnes de kérosène. Si ce kérosène était produit sous forme de biocarburant de deuxième génération (issu de résidus forestiers), la quantité d'électricité nécessaire à sa production serait d'environ 37 GWh. Ce besoin électrique ne prend pas en compte l'étape de gazéification de la biomasse en gaz de synthèse, mais uniquement la conversion du gaz de synthèse en biocarburant. Pour couvrir cette consommation par du photovoltaïque, il faudrait environ 16 hectares de panneaux solaires, soit à peine 2% de la surface totale de l'aéroport de Toulouse. En revanche, si la production reposait sur la filière HEFA (Hydroprocessed Esters and Fatty Acids), la consommation électrique serait encore plus réduite, de l'ordre de 6 GWh, ce qui correspond à environ 3 hectares de panneaux photovoltaïques, soit 0,4% de la surface de l'aéroport. Toutefois, cette filière exigerait une quantité importante de ressources, soit environ 122 206 tonnes d'huile végétale pour produire le volume de biocarburant équivalent. Ainsi, contrairement aux scénarios électrocarburant ou hydrogène où l'enjeu principal réside dans la disponibilité d'électricité décarbonée, la contrainte du scénario biocarburant est la disponibilité locale et durable de la biomasse, qui pourrait limiter son potentiel de mise en œuvre.

Paramètre	Valeur
Consommation annuelle de biocarburant	90 433 tonnes
Énergie électrique nécessaire pour produire le **biocarburant (HEFA)**	6 GWh
Besoin en huile végétale	122 206 tonnes
Équivalent du besoin électrique en surface photovoltaïque	3 hectares
Surface de l'aéroport de Toulouse-Blagnac	780 hectares
Ratio surface PV / surface aéroport	0,004
Énergie électrique nécessaire pour produire le **biocarburant (FT)**	37 GWh
Équivalent du besoin électrique en surface photovoltaïque	16 hectares
Surface de l'aéroport de Toulouse-Blagnac	780 hectares
Ratio surface PV / surface aéroport	0,2

Table 4.9 – Résumé des besoins en énergie pour la production de biocarburant.

4.2.2.4 Scénario 4 : flotte multi-énergie

L'application de notre modèle d'affectation à la flotte multi-énergie, composée de 96 types d'avions, a permis d'obtenir une composition optimisée comprenant 10 types d'avions (Tab. 4.10) alimentés par électrocarburant. Ce résultat est cohérent avec les conclusions du chapitre 2 (Sec. 2.5), selon lesquelles les avions régionaux ainsi que les court et moyen-courriers, comme ceux présents dans notre flotte multi-énergie, présentent de meilleures performances énergétiques lorsqu'ils sont alimentés par électrocarburant ou hydrogène liquide. De plus, cette étude souligne que le choix entre ces deux technologies dépend étroitement du couple nombre de passagers / rayon d'action de conception de chaque avion.

Type d'avion	Nombre de passagers	Rayon d'action (km)
Embraer195LR	118	3834
ATR72-500IncreasedWeight	66	1648
A220-300	148	6112
A321 neo	220	6480
A320-200 neo	165	5800
BombardierCRJ1000	100	3000
A321 (Sharklets	185	4260
BeechKingAir350	15	1800
Embraer 195	122	4077
A330-200	246	12600

Table 4.10 – Flotte optimisée.

Sur la route Toulouse–Paris Charles-de-Gaulle, la plus fréquentée avec une demande

moyenne de 161 passagers pour une distance de 602 km, l'avion affecté par notre modèle est l'Airbus A220-300. Dans le réseau actuel, les types d'avions principalement utilisés sur cette route sont l'A321-200, l'A319-100, l'A320-200 et l'Embraer 190LR.

Cette distinction dans le type d'avion affecté à une route s'explique par plusieurs facteurs : tout d'abord, la demande considérée dans cette étude correspond à la moyenne annuelle sur chaque route ; ensuite, notre modèle d'affectation suppose que la flotte est disponible en permanence ; enfin, le critère d'optimisation utilisé diffère de celui appliqué par les compagnies aériennes dans la pratique.

Cette flotte optimisée consomme 1 987 GWh pour satisfaire l'ensemble de la demande en transport sur le réseau de Toulouse-Blagnac, soit une réduction de 31% par rapport à une flotte entièrement à électrocarburant (2 881 GWh) et de 49% par rapport à une flotte entièrement à hydrogène liquide (3 894 GWh). En termes d'infrastructure, cette consommation nécessiterait environ 859 hectares de panneaux photovoltaïques, soit une surface quasiment équivalente à celle de l'aéroport de Toulouse.

Ces résultats mettent en évidence l'intérêt de définir un critère d'affectation adapté aux problématiques de décarbonation, permettant de réduire de manière significative les besoins futurs en électricité de l'aviation.

Il aurait également été pertinent d'évaluer le besoin électrique d'un mix entre la flotte multi-énergie et la flotte biocarburant, en tenant compte des contraintes de disponibilité énergétique. Cependant, le modèle d'affectation actuel ne permet pas ce type de calcul, car il ne prend pas en compte la disponibilité de l'énergie comme contrainte dans l'optimisation. Intégrer cette dimension constituera une perspective intéressante pour les travaux futurs, permettant d'évaluer plusieurs scénarios.

Ce qu'il faut retenir 4.2.2

La consommation d'énergie électrique de l'aéroport de Toulouse-Blagnac s'élève à :

- **2 881 GWh** pour couvrir les besoins d'une **flotte fonctionnant à l'électrocarburant**,
- **3 894 GWh** pour une **flotte alimentée à l'hydrogène liquide**,
- **37 GWh** pour une **flotte alimentée à biocarburant via Fischer-Tropsch**,
- **6 GWh** pour une **flotte alimentée à biocarburant via HEFA** [a],
- **1 987 GWh** pour une **flotte d'avions bas carbone à différentes propulsions**.

a. Hydroprocessed Esters and Fatty Acids

Pour conclure, l'aéroport de Toulouse pourrait atteindre une autonomie énergétique en produisant sur site l'électricité nécessaire pour alimenter une flotte monoénergétique

fonctionnant exclusivement au biocarburant. Toutefois, cette autonomie dépend fortement de la disponibilité réelle des ressources en biomasse, indispensables à la production de ce type de carburant.

Dans le cas où l'on souhaite maintenir une flotte alimentée à kérosène, une approche alternative consiste à adopter un mix énergétique combinant électrocarburant et biocarburant. Cette stratégie permet de réduire simultanément la demande en électricité et en biomasse, tout en offrant une possibilité d'autonomie énergétique pour l'aéroport de Toulouse-Blagnac.

4.3 Réseau cumulé de 6 aéroports

Dans ce dernier cas d'étude, nous considérons un réseau constitué des liaisons aériennes des six plus grands aéroports français : Toulouse-Blagnac, Lyon-Saint-Exupéry, Marseille-Provence, Nice-Côte d'Azur, Paris-Orly et Paris Charles-de-Gaulle. Ces plateformes se classaient parmi les six premières en France en termes de trafic passagers en 2019, une année de référence au cours de laquelle le transport aérien a atteint 154 millions de passagers [13] et desservi 524 destinations. Paris Charles-de-Gaulle et Paris-Orly représentent les deux principaux hubs nationaux, tandis que les quatre autres constituent les grands aéroports régionaux, parmi lesquels Toulouse, dont l'évaluation des besoins énergétiques a été présentée dans la section précédente. Ce réseau peut être vu comme une préfiguration d'un réseau mondial, intégrant à la fois des flux entrants et sortants. Contrairement aux cas étudiés pour Carcassonne et Toulouse, où seuls les vols au départ de ces aéroports étaient pris en compte, ce nouveau cadre intègre non seulement l'ensemble des vols au départ des six plateformes considérées, mais aussi les liaisons internes reliant directement ces six grands aéroports. Cette approche élargie permet de mieux rendre compte de la complexité des échanges aériens, en intégrant les interconnexions régionales, nationales et internationales.

L'objectif de cette étude est d'évaluer l'ampleur des besoins énergétiques associés à un tel réseau et d'en analyser la faisabilité dans un contexte de transition énergétique. L'année 2019 a été retenue comme référence, puisqu'elle correspond au pic de trafic immédiatement avant la chute brutale observée en 2020, marquant ainsi un point haut pertinent pour une analyse prospective. L'étude de ce réseau permet ainsi de mesurer l'impact potentiel de différentes stratégies de substitution aux carburants fossiles sur une part significative de la consommation nationale de carburant aérien.

4.3.1 Définition de la flotte

La flotte (en 2019) du réseau étudié comptait 61 types d'avions, allant d'appareils régionaux tels que les ATR42/72, CRJ-200/CRJ-700 et Embraer ERJ-170/175

13. https ://www.frenchairportguide.com/french-airport-statistics/

/190/195, à des court, moyen et long-courriers comme les Airbus A318/A319/A320/A321 et les Boeing 737-300/400/500/600/700/800/900. Dans la continuité de l'analyse menée pour l'aéroport de Toulouse, quatre scénarios de flottes sont considérés.

- Les flottes électrocarburant, hydrogène liquide, biocarburant sont définies selon la même logique que dans le cas de Toulouse (Sec. 4.2.1). Elles sont conçues pour accomplir les mêmes missions que la flotte actuelle, mais chaque scénario attribue un type de carburant unique : électrocarburant pour le scénario 1, hydrogène liquide pour le scénario 2 et biocarburant pour le scénario 3. Chacune de ces flottes comprend 61 appareils, correspondant à l'effectif de la flotte de référence.
- Flotte multi-énergie. Inspirée également de l'étude de Toulouse, cette flotte est beaucoup plus large et comprend 183 avions. Chaque appareil de la flotte actuelle est décliné en trois versions, conçues pour accomplir la même mission mais fonctionnant avec des énergies différentes :
  - une version alimentée à l'électrocarburant,
  - une version propulsée à l'hydrogène liquide (combustion),
  - une version à pile à combustible alimentée en hydrogène.

  Par exemple, un avion correspondant au Boeing 737-800 est représenté par trois variantes, chacune exploitant une technologie énergétique distincte.

4.3.2 Évaluation du besoin énergétique

Le besoin en électricité des flottes fonctionnant aux électrocarburants, à l'hydrogène liquide ou aux biocarburants est évalué selon l'approche présentée dans l'étude de cas de Toulouse (Sec. 4.2.2). Dans un premier temps, cette méthode conserve, pour chaque route du réseau, l'avion actuellement affecté. Dans un second temps, en fonction de la flotte monoénergie considérée, un appareil équivalent en termes de mission mais utilisant un vecteur énergétique différent est dimensionné à l'aide du modèle GAM présenté au chapitre 1. Sur cette base, la consommation de carburant est calculée pour les 524 routes du réseau, puis la consommation totale est obtenue par sommation. Enfin, à partir des modèles énergétiques décrits au chapitre 2, le besoin en électricité correspondant est déterminé.

4.3.2.1 Scénario 1 : flotte électrocarburant

La consommation totale de kérosène s'élève à 2 737 928 tonnes, ce qui correspond à environ 87 226 GWh (près de 87 TWh) d'électricité nécessaire pour sa conversion en électrocarburants. Afin de mettre cette valeur en perspective, cela représente 19% de la consommation électrique totale de la France en 2024 (449,2 TWh [187]), 16% de la production nationale d'électricité (539 TWh [187]) et 58% de la production d'énergie renouvelable (150 TWh [187]) sur la même période. Satisfaire ce besoin électrique uniquement à partir de sources renouvelables nécessiterait environ 40 017 hectares de panneaux

photovoltaïques (rendement énergétique de 15% et puissance crête de 150 W/m^2), soit 0,07% de la superficie totale de la France métropolitaine (55 169 500 hectares). Une autre option consisterait à installer près de 15 214 éoliennes terrestres, chacune d'une puissance nominale de 3 MW.

Paramètre	**Valeur**
Consommation annuelle d'électrocarburant	2 737 928 tonnes
Énergie électrique nécessaire pour produire l'électrocarburant	87 226 GWh ≈ 87 TWh
Proportion du besoin électrique par rapport à	
la consommation électrique France (2024)	19% (449,2 TWh)
la production nationale d'électricité (2024)	16% (539 TWh)
la production d'énergie renouvelable (2024)	58% (150 TWh)
Équivalent du besoin électrique	
Surface PV nécessaire	40 017 hectares (ha)
Part de la surface de la France métropolitaine	0,07% (55 169 500 ha)
Nombre d'éoliennes équivalentes (3 MW chacune)	15 214

Table 4.11 – Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte électrocarburant.

4.3.2.2 Scénario 2 : flotte hydrogène liquide

La consommation d'hydrogène liquide atteindrait 2 476 204 tonnes, ce qui nécessite environ 150 666 GWh (près de 150 TWh) d'électricité, principalement destinée à l'électrolyse et à la liquéfaction. Celle-ci correspond à l'intégralité de la production nationale d'énergie renouvelable de la France en 2024. Pour la satisfaire uniquement avec le solaire, il faudrait environ 69 122 hectares de panneaux photovoltaïques, tandis qu'une solution éolienne nécessiterait près de 26 281 éoliennes terrestres d'une puissance nominale de 3 MW chacune.

Paramètre	**Valeur**
Consommation annuelle d'hydrogène liquide	2 476 204 tonnes
Énergie électrique nécessaire pour produire la LH_2	150 666 GWh ≈ 150 TWh
Proportion du besoin électrique par rapport à	
la consommation électrique France (2024)	33% (449,2 TWh)
la production nationale d'électricité (2024)	28% (539 TWh)
la production d'énergie renouvelable (2024)	100% (150 TWh)
Équivalent du besoin électrique	
Surface PV nécessaire	69 122 hectares (ha)
Part de la surface de la France métropolitaine	0,1% (55 169 500 ha)
Nombre d'éoliennes équivalentes (3 MW chacune)	26 281

Table 4.12 – Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte hydrogène liquide.

4.3.2.3 Scénario 3 : flotte biocarburant

Dans ce scénario, la flotte consommerait, comme dans le premier scénario, 2 737 928 tonnes de kérosène. Si ce kérosène était produit sous forme de biocarburant de deuxième génération (issu de résidus forestiers), la quantité d'électricité nécessaire à sa production serait d'environ 1 120 GWh (1 TWh) d'électricité, soit seulement 0,006% de la production nationale d'électricité renouvelable, ou l'équivalent de 513 hectares de panneaux photovoltaïques. En comparaison, si la production reposait sur la filière HEFA (Hydroprocessed Esters and Fatty Acids), la consommation électrique serait encore plus faible, de l'ordre de 181 GWh, soit environ 83 hectares de panneaux photovoltaïques. Cependant, cette filière impliquerait un usage très important de ressources, nécessitant près de 3 686 548 tonnes d'huile végétale pour produire le même volume de biocarburant.

Paramètre	**Valeur**
Consommation annuelle de biocarburant	2 737 928 tonnes
Énergie électrique nécessaire pour produire le **biocarburant (HEFA)**	181 GWh
Besoin en huile végétale	3 686 548 tonnes
Équivalent du besoin électrique en surface photovoltaïque	83 hectares
Énergie électrique nécessaire pour produire le **biocarburant (FT)**	1 120 GWh
Équivalent du besoin électrique en surface photovoltaïque	513 hectares

Table 4.13 – Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte biocarburant.

4.3.2.4 Scénario 4 : flotte multi-énergie

La consommation électrique de la flotte multi-énergie est déterminé comme décrit dans le cas d'étude de Toulouse (Sec. 4.2.2). Les résultats montrent que la flotte optimisée sur le réseau est composée de 24 types d'avions alimentés par électrocarburants. La consommation estimée de cette flotte s'élèverait à 61 207 GWh, soit environ 41% de la production annuelle d'électricité renouvelable en France, 11% de la production électrique nationale et 13% de la consommation électrique française en 2024.

Paramètre	**Valeur**
Besoin électrique	61 207 GWh ≈ 61 TWh
Proportion du besoin électrique par rapport à	
la consommation électrique France (2024)	13% (449,2 TWh)
la production nationale d'électricité (2024)	11% (539 TWh)
la production d'énergie renouvelable (2024)	41% (150 TWh)

Table 4.14 – Synthèse des besoins énergétiques pour la flotte multi-énergie.

Équivalent du besoin électrique	
Surface PV nécessaire	28 080 hectares (ha)
Part de la surface de la France métropolitaine	0,05% (55 169 500 ha)
Nombre d'éoliennes équivalentes (3 MW chacune)	10 676

TABLE 4.15 – Équivalent du besoin électrique en surface de panneaux photovoltaïques

Ce qu'il faut retenir 4.3.2

La consommation d'énergie électrique du réseau constitué par Toulouse-Blagnac, Lyon-Saint-Exupéry, Marseille-Provence, Nice-Côte d'Azur, Paris-Orly et Paris-Charles-de-Gaulle s'élève à :

- **87 226 GWh** pour couvrir les besoins d'une **flotte fonctionnant à l'électrocarburant**,
- **150 666 GWh** pour une **flotte alimentée à l'hydrogène liquide**,
- **1 120 GWh** pour une **flotte alimentée à biocarburant via Fischer-Tropsch**,
- **181 GWh** pour une **flotte alimentée à biocarburant via HEFA** [a],
- **61 207 GWh** pour une **flotte d'avions bas carbone à différentes propulsions**.

a. Hydroprocessed Esters and Fatty Acids

4.4 Conclusion

Ce chapitre a permis de démontrer l'utilisation intégrée des différents modèles développés dans le cadre de cette thèse pour répondre à la problématique centrale, en mettant en lumière les contributions apportées. La première contribution réside dans l'élaboration d'une méthodologie modulable (Fig. 4.6), conçue pour évaluer à la fois les besoins énergétiques et les besoins en matières premières associés au développement d'un transport aérien décarboné. Les différents cas d'étude présentés dans ce chapitre ont permis d'illustrer le lien entre chacune des briques constitutives de la méthodologie (Fig. 4.6), ainsi que leur utilisation différenciée selon les informations disponibles au départ.

- **L'aéroport de Carcassonne :** a mobilisé l'ensemble des briques de la méthodologie (Fig. 4.6), à l'exception des briques bleu ciel, tout en permettant d'évaluer les besoins en électricité et en matériaux nécessaires pour répondre à la demande en transport de cet aéroport.
- **L'aéroport de Toulouse et le réseau de six grands aéroports français :** ont mobilisé toutes les briques sauf celles en orange, l'objectif étant de se focaliser

exclusivement sur l'évaluation des besoins énergétiques.

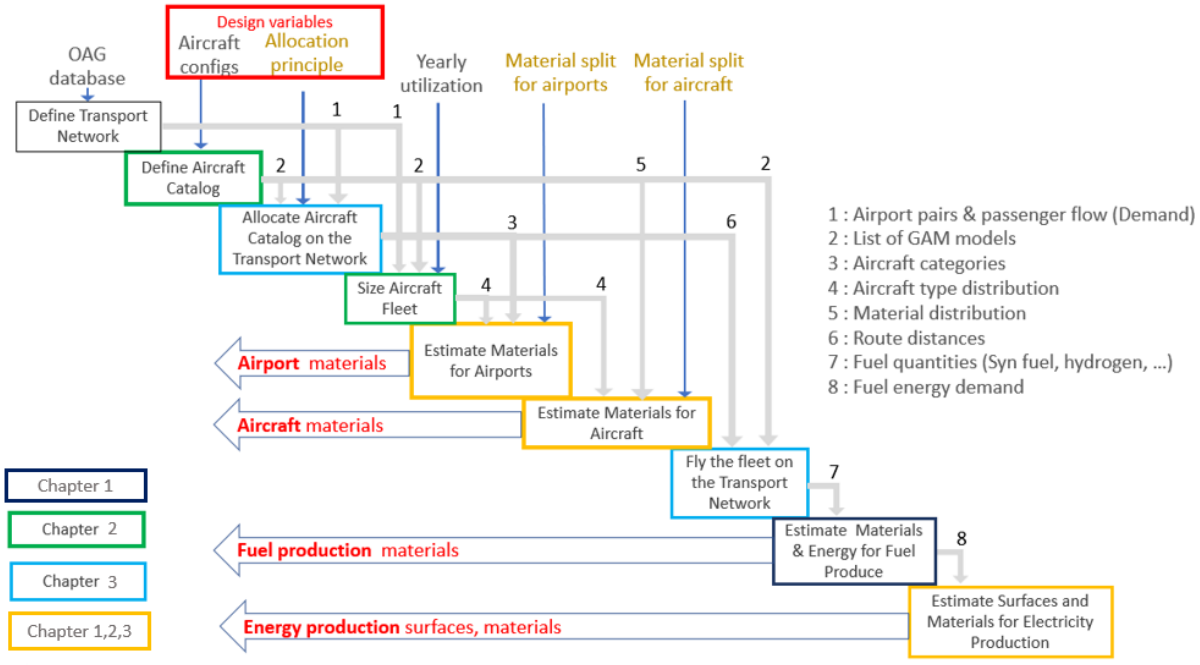


FIGURE 4.6 – Vision globale de l'approche développée.

Les résultats obtenus pour l'ensemble de ces cas sont synthétisés dans la Tab. 4.16.

Flotte	Cas d'étude			
	Carcassonne	Toulouse	Réseau de 6 aéroports	Réseau mondial
Électrocarburant	108	2 881	87 226	8 920 195
Biocarburant via FT	–	37	1 120	114 559
Biocarburant via HEFA	–	6	181	18 577
Hydrogène liquide	140	3 894	150 666	–
Multi-énergie	–	1 987	61 207	–

TABLE 4.16 – Consommation électrique (GWh) selon les scénarios de flotte et les cas d'étude.

La méthodologie développée fait preuve d'une flexibilité, permettant d'évaluer les besoins énergétiques et en matières premières à différentes échelles, du niveau local à l'échelle nationale, tout en considérant des scénarios de flotte variés, mono-énergie ou multi-énergie, comme l'illustrent les différents cas d'étude. Cependant, certaines limites apparaissent

dans l'approche actuelle. Par exemple, le modèle d'affectation de flotte multi-énergie n'intègre pas encore les avions à biocarburant, ce qui restreint les combinaisons technologiques possibles. De plus, le modèle d'évaluation de l'énergie électrique nécessaire à la production de biocarburant via la voie Fischer-Tropsch pourrait être amélioré en incluant l'étape de gazéification de la biomasse, permettant ainsi d'estimer plus précisément le besoin énergétique total depuis la ressource initiale jusqu'au carburant final. Dans l'ensemble, la méthodologie constitue un cadre cohérent et adaptable pour l'évaluation de différents scénarios de décarbonation du transport aérien, offrant une base pour des analyses futures plus complètes et intégrées.

Conclusions et perspectives

5.1 Conclusions

Le secteur aérien contribue significativement aux émissions mondiales de gaz à effet de serre, posant un défi majeur pour la transition énergétique.

5.1.1 Synthèse

Cette thèse a proposé une méthodologie visant à évaluer les besoins en énergie et en matières premières pour un transport aérien durable. Cette méthodologie s'appuie sur deux leviers majeurs de décarbonation : d'une part, l'introduction de flottes d'avions bas carbone ; d'autre part, l'utilisation de vecteurs énergétiques alternatifs tels que l'électrocarburant, le biocarburant, l'hydrogène et l'électricité pour alimenter les batteries. Dans ce cadre, le chapitre 1 a d'abord mis en évidence les avantages liés à l'utilisation de ces différents vecteurs énergétiques. Ensuite, les défis technologiques propres à chacun d'eux ont été analysés. Enfin, des modèles de production de ces vecteurs ont été développés afin de quantifier les besoins énergétiques associés à leur fabrication. Les résultats issus de ces modèles ont révélé que, parmi tous les vecteurs étudiés, l'électrocarburant est le plus énergivore, suivi de près par l'hydrogène liquide. Poursuivant cette logique, le chapitre 2 a exploré l'impact de ces vecteurs énergétiques sur le dimensionnement des avions. Deux effets principaux ont été identifiés. Le premier concerne le système propulsif, qui varie selon le vecteur : l'électricité impose une propulsion électrique ; l'hydrogène liquide peut alimenter une propulsion thermique ou électrique selon l'usage ou non d'une pile à combustible ; le kérosène synthétique, quant à lui, reste lié à une propulsion thermique classique. Le second effet concerne l'intégration de réservoirs spécifiques, induisant une pénalité de masse. Contrairement au kérosène dont le réservoir est intégré à la structure de l'avion, l'hydrogène et l'électricité nécessitent des dispositifs de stockage supplémentaires. Ces deux impacts influencent significativement le dimensionnement des avions. Un état de l'art a ainsi été réalisé pour recenser les approches proposées dans la littérature visant à contourner les limites des méthodes classiques de dimensionnement. Ensuite, les modèles développés dans cette thèse pour concevoir des avions bas carbone ont été présentés. Dans la continuité de ces travaux, une analyse de sensibilité a été menée sur chaque configuration d'avion bas carbone. Cette analyse a permis d'identifier les paramètres technologiques les plus influents sur deux critères : la masse maximale au décollage et l'énergie consommée par passager-kilomètre sur la mission de conception. Les résultats ont montré que pour un avion à hydrogène liquide thermique, l'indice gravimétrique du réservoir est le

facteur dominant. Pour un avion tout électrique, c'est la densité énergétique de la batterie qui a l'impact le plus fort. Enfin, pour un avion à pile à combustible, plusieurs paramètres clés ressortent : l'indice gravimétrique du réservoir d'hydrogène, la puissance spécifique de la pile et son rendement global. Dans un dernier niveau d'analyse de ce chapitre, un modèle de couplage entre la production du vecteur énergétique et le dimensionnement des avions a été introduit. L'objectif était d'évaluer les performances énergétiques globales des avions bas carbone, de la production de l'énergie jusqu'à son utilisation en vol. Les résultats ont mis en évidence que les avions tout électriques et à piles à combustible sont les plus performants sur le plan énergétique pour les segments de l'aviation générale et du commuter. En revanche, pour les segments régional, court-moyen et long courrier, les avions à électrocarburant et à hydrogène liquide thermique se sont avérés les plus efficaces. Les avions à biocarburant n'ont pas été inclus dans cette phase de l'étude. Le chapitre 3 a ensuite étendu l'analyse à l'échelle du réseau aérien. En se basant sur les performances énergétiques évaluées précédemment, un modèle d'affectation de flotte a été développé. Ce modèle permet, pour une demande de transport donnée, de déterminer le besoin global en énergie associé à l'utilisation d'une flotte d'avions bas carbone. En parallèle de ces chapitres, une méthodologie d'évaluation des besoins en matières premières pour le fonctionnement de l'ensemble du système de transport aérien bas carbone a été présentée. Cette analyse couvre différents sous-systèmes : la construction des avions, les infrastructures aéroportuaires, les centrales de production d'électricité, ainsi que les usines de fabrication des vecteurs énergétiques. Les résultats ont mis en évidence une forte dépendance à certains matériaux critiques et terres rares, tels que le nickel, le néodyme, le dysprosium, le molybdène, l'yttrium, le platine et le manganèse.

5.1.2 Résultats

La problématique de cette thèse a été étudiée à travers des cas représentatifs, permettant d'appliquer concrètement la méthodologie développée. Les résultats montrent que l'aviation bas carbone est théoriquement réalisable, bien que les besoins énergétiques varient fortement selon la technologie choisie. Pour de petits aéroports comme Carcassonne, l'autonomie énergétique peut être atteinte avec une flotte à électrocarburant ou à hydrogène liquide. Pour Toulouse-Blagnac et les grands réseaux français, l'utilisation de biocarburants permet de réduire significativement la consommation électrique, même si la disponibilité de la biomasse constitue une limite importante. À l'échelle mondiale, le remplacement du kérosène par des carburants alternatifs reste envisageable, mais il exigerait des efforts considérables en production d'électricité et en mobilisation de biomasse, soulignant la complexité du défi de la décarbonation de l'aviation.

5.2 Perspectives

Les travaux de cette thèse ouvrent de nombreuses perspectives pour approfondir l'évaluation énergétique et le besoin en matières premières dans le domaine de l'aviation bas carbone, avec un accent particulier sur le modèle d'affectation de flotte, qui constitue l'axe central. Le modèle développé présente plusieurs limites qu'il serait pertinent de dépasser. Tout d'abord, il repose sur l'hypothèse de vols directs sans escales, ce qui réduit considérablement l'espace des solutions optimisées du point de vue énergétique. L'introduction d'itinéraires avec escales, intégrant les temps de correspondance et les contraintes opérationnelles des aéroports, permettrait d'élargir le champ des solutions et d'identifier des stratégies plus économes en énergie. Ensuite, le modèle ne prend pas encore en compte la disponibilité énergétique locale ni la présence effective des avions dans chaque aéroport. L'intégration de ces aspects logistiques permettrait de générer une flotte hétérogène, dont la composition et l'affectation seraient directement adaptées aux ressources énergétiques disponibles, offrant ainsi une approche plus modulable selon les contraintes locales. L'affectation actuelle s'appuie sur la flotte telle qu'elle est définie aujourd'hui par les compagnies aériennes, ce qui restreint la portée des résultats. Une approche possible consisterait à développer un modèle capable de générer automatiquement une flotte adaptée à la demande réelle de transport. Cette approche garantirait une meilleure cohérence entre l'offre technologique et les besoins opérationnels, tout en permettant d'explorer de manière systématique les compromis entre types d'avions et technologies énergétiques. Enfin, il serait intéressant de mettre en perspective l'approche énergétique utilisée dans cette thèse avec une approche économique basée sur les coûts d'exploitation directs (DOC) des flottes bas carbone. L'objectif serait alors d'évaluer les écarts entre les résultats obtenus selon ces deux critères d'optimisation, afin d'analyser l'influence du choix du critère sur les solutions d'affectation de flotte.

Dans le cadre de cette thèse, l'attention a également été portée sur le coût énergétique et le besoin en matières premières pour une aviation durable utilisant des vecteurs énergétiques à faible ou nulle émission de CO_2. Le second axe de recherche vise à compléter cette analyse en intégrant de manière plus complète les impacts environnementaux et énergétiques des avions bas carbone. Cela comprend notamment les effets non CO_2, tels que les émissions de NO_x, la formation de vapeur d'eau et les traînées de condensation, qui varient selon le type d'avion et influencent fortement le bilan climatique global. Par ailleurs, il est indispensable d'évaluer le coût énergétique et les impacts liés aux matériaux, en considérant toutes les étapes depuis l'extraction et la transformation jusqu'au recyclage, tant pour les composants des avions bas carbone que pour la production des vecteurs énergétiques. L'intégration simultanée de ces dimensions permettrait de calculer les émissions totales de CO_2 et sur l'ensemble du cycle de vie, offrant ainsi une vision beaucoup plus complète de l'empreinte environnementale des solutions étudiées.

Bibliographie

[1] **Yri Amandine Kambiri**, Thierry Druot, Pascal Roches, Nicolas Peteilh, Nicolas Monrolin, and Xavier Carbonneau. Energy consumption of aircraft with new propulsion systems and storage media. *Journal of Aircraft*, 2025.

[2] D.S. Lee, D.W. Fahey, A. Skowron, M.R. Allen, U. Burkhardt, Q. Chen, S.J. Doherty, S. Freeman, P.M. Forster, J. Fuglestvedt, A. Gettelman, R.R. De León, L.L. Lim, M.T. Lund, R.J. Millar, B. Owen, J.E. Penner, G. Pitari, M.J. Prather, R. Sausen, and L.J. Wilcox. The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018. *Atmospheric Environment*, 244 :117834, January 2021.

[3] ATAG. Air transport action group, waypoint 2050. Technical report, ATAG, September 2021.

[4] W.B. Leung, N.H. March, and H. Motz. Primitive phase diagram for hydrogen. *Physics Letters A*, 56(6) :425–426, May 1976.

[5] Hugo Gagnon and David W. Zingg. Euler-equation-based drag minimization of unconventional aircraft configurations. *Journal of Aircraft*, 53 :1361–1371, 2016.

[6] Klaus Huenecke. *Jet engines : fundamentals of theory, design and operation*. Airlife, 1997. Publication Title : Jet engines fundamentals of theory, design and operation.

[7] Alan H. Epstein. Aeropropulsion for commercial aviation in the twenty-first century and research directions needed. *AIAA Journal*, 52 :901–911, 2014.

[8] Committee on Propulsion and Energy Systems to Reduce Commercial Aviation Carbon Emissions, Aeronautics and Space Engineering Board, Division on Engineering and Physical Sciences, and National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research : Reducing Global Carbon Emissions*. National Academies Press, Washington, D.C., 2016. Pages : 23490.

[9] Céline Badufle. *Conceptual aircraft design : towards multiobjective, robust and uncertain optimisation*. PhD thesis, Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2007.

[10] Martin Hepperle. Electric flight - potential and limitations. In *AVT-209 Workshop on ENERGY EFFICIENT TECHNOLOGIES AND CONCEPTS OPERATION*, 2012.

[11] Comité pour les métaux stratégiques. Note de position sur la criticité des métaux pour l'économie française avril 2018. Technical report, Comité pour les métaux stratégiques, 2018.

[12] Martin Kaltschmitt. *Biokerosene : status and prospects*. Springer, 2018. isbn : 9783662530634.

[13] Dieter Scholz. Parameter selection for hydrogen passenger aircraft preliminary sizing. Technical report, Scholz Dieter, 2021.

[14] European Commission. Joint Research Centre. *Raw materials demand for wind and solar PV technologies in the transition towards a decarbonised energy system.* Publications Office, LU, 2020.

[15] Xiaopu Wang, Xinyi Tian, Xiaodong Chen, Lingling Ren, and Chunxiang Geng. A review of end-of-life crystalline silicon solar photovoltaic panel recycling technology. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 248 :111976, 2022.

[16] Junbeum Kim, Bertrand Guillaume, Jinwook Chung, and Yongwoo Hwang. Critical and precious materials consumption and requirement in wind energy system in the EU 27. *Applied Energy*, 139 :327–334, February 2015.

[17] Charlotte de Lorgeril. Electrolyzer materials : overall assessment of supply sustainability and vulnerabilities. Technical report, SIA PARTNERS, 2022.

[18] Jan Roskam. *Airplane design. Part I. Preliminary sizing of airplanes*. Airplane design Part I. DARcorporation, Lawrence, Kansas, 2005.

[19] Mohammad H Sadraey. *Aircraft design : a system engineering approach*. Aerospace series. Wiley, Chichester, 2013.

[20] Eytan J. Adler and Joaquim R.R.A. Martins. Hydrogen-powered aircraft : Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts. *Progress in Aerospace Sciences*, 141 :100922, 2023. Special Issue on Green Aviation.

[21] Thomas Kadyk, Christopher Winnefeld, Richard Hanke-Rauschenbach, and Ulrike Krewer. Analysis and Design of Fuel Cell Systems for Aviation. *Energies*, 11(2) :375, feb 2018.

[22] Aircraft Technology Institute. Fuel cells roadmap report. Technical report, Aircraft Technology Institute (ATI), 2022.

[23] Aircraft Technology Institute. Electrical propulsion systems roadmap report. Technical report, Aircraft Technology Institute (ATI), 2022.

[24] Alba Soler and Patrick Schmidt. E-fuels : A techno-economic assessment of EU domestic production and imports towards 2050. Technical report, Concawe, 2021.

[25] João Vasco de Oliveira Fernandes Lopes. Life cycle assessment of the airbus a330-200 aircraft, 2010.

[26] Anders Nordelöf, Emma Grunditz, Anne-Marie Tillman, Torbjörn Thiringer, and Mikael Alatalo. A scalable life cycle inventory of an electrical automotive traction machine—part i : design and composition. *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 23(1) :55–69, 2018.

[27] Alessandro Agostini, Nadia Belmonte, Alessio Masala, Jianjiang Hu, Paola Rizzi, Maximilian Fichtner, Pietro Moretto, Carlo Luetto, Mauro Sgroi, and Marcello Baricco. Role of hydrogen tanks in the life cycle assessment of fuel cell-based auxiliary power units. *Applied Energy*, 215 :1–12, 2018.

[28] Marc Thomas, Linda Ager-Wick Ellingsen, and Christine Roxanne Hung. Research for TRAN committee - battery-powered electric vehicles : market development and lifecycle emissions. Technical report, European Parliament, 2018.

[29] Ipcc. *The Physical Science Basis : Contribution of Working Group I to the Fourth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge University Press, 2007.

[30] Ipcc. *Climate Change 2007 : Impacts, Adaptation and Vulnerability. Contribution of Working Group II to the Fourth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge University Press, 2007.

[31] Ipcc. *Climate change 2013 : the physical science basis : Working Group I contribution to the Fifth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge University Press, 2013.

[32] Ipcc. *Global Warming of 1.5°C : IPCC Special Report on Impacts of Global Warming of 1.5°C above Pre-industrial Levels in Context of Strengthening Response to Climate Change, Sustainable Development, and Efforts to Eradicate Poverty*. Cambridge University Press, 1 edition, June 2022.

[33] Christopher (USA, Vicente Barros, Michael Mastrandrea, Katharine (USA, Mohamed Abdrabo, W. Adger, Yury Federation, O. Anisimov, Doug Arent, Jonathon (Australia, Virginia (USA, Rongshuo (China, Monalisa (USA/India, Stewart Cohen, Wolfgang (Germany/France, Purnamita Dasgupta, Debra Davidson, Fatima Denton, Petra Doell, and Gary Yohe. *Climate change 2014 : impacts, adaptation, and vulnerability – IPCC WGII AR5 summary for policymakers*, pages 1–32. Cambridge University Press, 01 2014.

[34] Jiawen Yang, Chuanglin Fang, Catherine Ross, and Ge Song. Assessing China's Megaregional Mobility in a Comparative Context. *Transportation Research Record : Journal of the Transportation Research Board*, 2244(1) :61–68, January 2011.

[35] Jack S. Benton, Gail Jennings, Jim Walker, and James Evans. "Walking is our asset" : How to retain walking as a valued mode of transport in African cities. *Cities*, 137 :104297, June 2023.

[36] Olivier Boucher, Audran Borella, Thomas Gasser, and Didier Hauglustaine. On the contribution of global aviation to the co2 radiative forcing of climate. *Atmospheric Environment*, 267 :118762, 10 2021.

[37] Hang Gao et al. *Aircraft cruise phase altitude optimization considering contrail avoidance*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2013.

[38] Emily Dallara and Ilan Kroo. Aircraft design : Trading cost and climate mpact. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 01 2009.

[39] Ausilio Bauen, Anisha Harris, Christopher Sim, Nick Gudde, Matteo Prussi, and Nicolae Scarlat. CORSIA Lower Carbon Aviation Fuels : An Assessment of the Greenhouse Gas Emission Reduction Potential. *Applied Sciences*, 12(22) :11818, November 2022.

[40] Gonca Seber, Neus Escobar, Hugo Valin, and Robert Malina. Uncertainty in life cycle greenhouse gas emissions of sustainable aviation fuels from vegetable oils. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 170 :112945, December 2022.

[41] Thomas Planès. *Du dimensionnement de systèmes et d'architectures en conception avion à la simulation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien*. Theses, Institut supérieur de l'aéronautique et de l'espace (ISAE-SUPAERO), December 2022.

[42] Nikita Pavlenko and Stephanie Searle. Assessing the sustainability implications of alternative aviation fuels. *2021 INTERNATIONAL COUNCIL ON CLEAN TRANSPORTATION*, 2021.

[43] D.S. Lee, G. Pitari, V. Grewe, K. Gierens, J.E. Penner, A. Petzold, M.J. Prather, U. Schumann, A. Bais, and T. Berntsen. Transport impacts on atmosphere and climate : Aviation. *Atmospheric Environment*, 44(37) :4678–4734, December 2010.

[44] Christopher D. Holmes, Qi Tang, and Michael J. Prather. Uncertainties in climate assessment for the case of aviation NO. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 108(27) :10997–11002, July 2011.

[45] Volker Grewe, Sigrun Matthes, and Katrin Dahlmann. The contribution of aviation NO $_{x}$ emissions to climate change : are we ignoring methodological flaws ? *Environmental Research Letters*, 14(12) :121003, December 2019.

[46] Robert J Miller, Eliot Whittington, Samuel Gabra, Paul Hodgson, Jay Green, Jia Wei Kho, Jessie R Smith, and Deepanshu Singh. Aviation Impact Accelerator, 2024. Five Years to Chart a New Future for Aviation : The 2030 Sustainable Aviation Goals. Technical report, Apollo - University of Cambridge Repository, September 2024.

[47] Shraeya Mithal and Dan Rutherford. ICAO's 2050 net-zero CO2 goal for international aviation. Technical report, ICAO, January 2023.

[48] Brandon Graver and Jayant Mukhopadhaya. ALIGNING AVIATION WITH THE PARIS AGREEMENT. Technical report, The internationnal council on clean transportation, June 2022.

[49] Daniel Williams. 2021 United States Aviation Climate Action Plan. Technical report, federal Aviation Administration, United States 2021, November 2021.

[50] Mission Possible Partnership. Making net-zero aviation possible an industry-backed, 1.5°c-aligned transition strategy. Technical report, Mission Possible Partnership, July 2022.

[51] Arvind Gangoli Rao, Feijia Yin, and Henri Werij. Energy Transition in Aviation : The Role of Cryogenic Fuels. *Aerospace*, 7(12) :181, December 2020.

[52] Eytan J Adler. Energy demand comparison for carbon-neutral flight. *Progress in Aerospace Sciences*, October 2024.

[53] Christian Breyer, Siavash Khalili, and Dmitrii Bogdanov. Solar photovoltaic capacity demand for a sustainable transport sector to fulfil the Paris Agreement by 2050. *Progress in Photovoltaics : Research and Applications*, 27(11) :978–989, November 2019.

[54] Julia Gaubatz, Estelle Martin, Ayaka Miyamoto, Blanca Murga, Peter Sharpe, Marek Travnik, Allison Tsay, Z. Juju Wang, and R. John Hansman. Estimating the Energy Demand of a Hydrogen-Based Long-Haul Air Transportation Network. *2023 International Conference on Future Energy Solutions (FES)*, pages 1–6, June 2023.

[55] Ian Costa-Alves, Nicolas Gourdain, François Gallard, and Anne Gazaix. Optimal aircraft fleet and energy mix under limited availability of resources. In *26th Conference of the International Society for Air Breathing Engines*, Toulouse, France, September 2024. International Society for Air Breathing Engines (ISABE).

[56] Smruti Sahoo, Xin Zhao, and Konstantinos Kyprianidis. A review of concepts, benefits, and challenges for future electrical propulsion-based aircraft. *Aerospace*, 7(4) :44, 2022.

[57] Jeffrey M. Collins and Dustin McLarty. All-electric commercial aviation with solid oxide fuel cell-gas turbine-battery hybrids. *Applied Energy*, 265 :114787, May 2020.

[58] Helder Lopes Ferreira, Raquel Garde, Gianluca Fulli, Wil Kling, and Joao Pecas Lopes. Characterisation of electrical energy storage technologies. *Energy*, 53 :288–298, 2013.

[59] Haolin Sun. Batteries on aircrafts : Challenges & expectations. *Highlights in Science, Engineering and Technology*, 2023.

[60] Sergio Bagarello, Dario Campagna, Alberto Milazzo, and Ivano Benedetti. A short overview of hydrogen storage for sustainable aviation. *Aerospace Science and Engineering : IV Aerospace PhD-Days*, 2024.

[61] Eytan J. Adler and Joaquim R.R.A. Martins. Hydrogen-powered aircraft : Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts. *Progress in Aerospace Sciences*, 141 :100922, August 2023.

[62] Antonín Kazda. *Airport design and operation*. Emerald, 2ème éd. edition, 2008.

[63] Christiane Voigt, Jonas Kleine, Daniel Sauer, Richard H. Moore, Tiziana Bräuer, Patrick Le Clercq, Stefan Kaufmann, Monika Scheibe, Tina Jurkat-Witschas, Manfred Aigner, Uwe Bauder, Yvonne Boose, Stephan Borrmann, Ewan Crosbie, Glenn S. Diskin, Joshua DiGangi, Valerian Hahn, Christopher Heckl, Felix Huber, John B. Nowak, Markus Rapp, Bastian Rauch, Claire Robinson, Tobias Schripp, Michael Shook, Edward Winstead, Luke Ziemba, Hans Schlager, and Bruce E. Anderson. Cleaner burning aviation fuels can reduce contrail cloudiness. *Communications Earth & Environment*, 2(1) :114, June 2021.

[64] Tobias Schripp, Bruce E. Anderson, Uwe Bauder, Bastian Rauch, Joel C. Corbin, Greg J. Smallwood, Prem Lobo, Ewan C. Crosbie, Michael A. Shook, Richard C. Miake-Lye, Zhenhong Yu, Andrew Freedman, Philip D. Whitefield, Claire E. Robinson, Steven L. Achterberg, Markus Köhler, Patrick Oßwald, Tobias Grein, Daniel Sauer, Christiane Voigt, Hans Schlager, and Patrick LeClercq. Aircraft engine particulate matter emissions from sustainable aviation fuels : Results from ground-based measurements during the NASA/DLR campaign ECLIF2/ND-MAX. *Fuel*, 325 :124764, October 2022.

[65] Dániel Puppán. ENVIRONMENTAL EVALUATION OF BIOFUELS. *Periodica Polytechnica Social and Management Sciences*, 10 :95–116, 2002.

[66] Romain Sacchi, Viola Becattini, Paolo Gabrielli, Brian Cox, Alois Dirnaichner, Christian Bauer, and Marco Mazzotti. How to make climate-neutral aviation fly. *Nature Communications*, 14(1) :3989, July 2023.

[67] Raphael Satoru Märkl, Christiane Voigt, Daniel Sauer, Rebecca Katharina Dischl, Stefan Kaufmann, Theresa Harlaß, Valerian Hahn, Anke Roiger, Cornelius Weiß-Rehm, Ulrike Burkhardt, Ulrich Schumann, Andreas Marsing, Monika Scheibe, Andreas Dörnbrack, Charles Renard, Maxime Gauthier, Peter Swann, Paul Madden, Darren Luff, Reetu Sallinen, Tobias Schripp, and Patrick Le Clercq. Powering aircraft with 100 % sustainable aviation fuel reduces ice crystals in contrails. *Atmospheric Chemistry and Physics*, 24(6) :3813–3837, March 2024.

[68] UE. DIRECTIVE (UE) 2018/ 2001 DU PARLEMENT EUROPÉEN ET DU CONSEIL - du 11 décembre 2018 - relative à la promotion de l'utilisation de l'énergie produite à partir de sources renouvelables. Technical report, UE, 2018.

[69] Erich Hau and Horst Renouard. *Wind Turbines : Fundamentals, Technologies, Application, Economics*. Springer-Verlag, second edition. edition, 2006.

[70] Simone Pieralli, Matthias Ritter, and Martin Odening. Efficiency of wind power production and its determinants. *Energy*, 90 :429–438, October 2015.

[71] Mostafa El-Shafie, Shinji Kambara, and Yukio Hayakawa. Hydrogen production technologies overview. *Journal of Power and Energy Engineering*, 2019.

[72] Rami Salah El-Emam and Hasan Ozcan. Comprehensive review on the techno-economics of sustainable large-scale clean hydrogen production. *Journal of Cleaner Production*, 2019.

[73] Kenia Gabriela dos Santos, Carolin Eckert, Eduardo de Rossi, Reinaldo Aparecido Bariccatti, Elisandro Pires Frigo, Cleber Antonio Lindino, and Helton José Alves. Hydrogen production in the electrolysis of water in brazil, a review. *Renewable & Sustainable Energy Reviews*, 68 :563–571, 2017.

[74] Canan Acar and Ibrahim Dincer. Review and evaluation of hydrogen production options for better environment. *Journal of Cleaner Production*, 2019.

[75] Pavlos Nikolaidis and Andreas Poullikkas. A comparative overview of hydrogen production processes. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 67 :597–611, 2017.

[76] Santanu Kumar Dash, Suprava Chakraborty, and Devaraj Elangovan. A Brief Review of Hydrogen Production Methods and Their Challenges. *Energies*, 16(3) :1141, January 2023.

[77] Amina Lahrichi, Youness El Issmaeli, Shankara S. Kalanur, and Bruno G. Pollet. Advancements, strategies, and prospects of solid oxide electrolysis cells (SOECs) : Towards enhanced performance and large-scale sustainable hydrogen production. *Journal of Energy Chemistry*, 94 :688–715, 2024.

[78] Mostafa El-Shafie. Hydrogen production by water electrolysis technologies : A review. *Results in Engineering*, 20 :101426, 2023.

[79] Raffaello Cozzolino and Gino Bella. A review of electrolyzer-based systems providing grid ancillary services : current status, market, challenges and future directions. *Frontiers in Energy Research*, 2024.

[80] J Yu and P Takahashi. Biophotolysis-based hydrogen production by cyanobacteria and green microalgae. In *Communicating Current Research and Educational Topics and Trends in Applied Microbiology*, 2007.

[81] R. M. Navarro, M. A. Peña, and J. L. G. Fierro. Hydrogen production reactions from carbon feedstocks : Fossil fuels and biomass. *Chemical Reviews*, 107(10) :3952–3991, 2007.

[82] K Kovacs, G Maroti, and G Rakhely. A novel approach for biohydrogen production. *International Journal of Hydrogen Energy*, 31(11) :1460–1468, 2006.

[83] J.D. Holladay, J. Hu, D.L. King, and Y. Wang. An overview of hydrogen production technologies. *Catalysis Today*, 139(4) :244–260, 2009.

[84] Raymond Drnevich. Hydrogen delivery liquefaction compression. Technical report, Praxair, 2003.

[85] Martin A Shimko. III.11 innovative hydrogen liquefaction cycle. Technical report, DOE Hydrogen Program, 2009.

[86] Hans Quack. Conceptual design of a high efficiency large capacity hydrogen liquefier. *Advances in cryogenic engineering*, 613 :255–263, 2002.

[87] Hongjian Wei, Wenzhi Liu, Xinyu Chen, Qing Yang, Jiashuo Li, and Hanping Chen. Renewable bio-jet fuel production for aviation : A review. *Fuel*, 254 :115599, 2019.

[88] Joseph K. Bwapwa, Akash Anandraj, and Cristina Trois. Possibilities for conversion of microalgae oil into aviation fuel : A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 80 :1345–1354, December 2017.

[89] Maria Cecilia Vásquez, Electo Eduardo Silva, and Edgar Fernando Castillo. Hydrotreatment of vegetable oils : A review of the technologies and its developments for jet biofuel production. *Biomass and Bioenergy*, 105 :197–206, 2017.

[90] Claudia Gutiérrez-Antonio, Alejandra Gómez-De la Cruz, Araceli Guadalupe Romero-Izquierdo, Fernando Israel Gómez-Castro, and Salvador Hernández. Modeling, simulation and intensification of hydroprocessing of micro-algae oil to produce renewable aviation fuel. *Clean Technologies and Environmental Policy*, 20(7) :1589–1598, September 2018.

[91] Marshall Wise, Matteo Muratori, and Page Kyle. Biojet fuels and emissions mitigation in aviation : An integrated assessment modeling analysis. *Transportation Research Part D : Transport and Environment*, 52 :244–253, May 2017.

[92] Jeongwoo Han, Amgad Elgowainy, Hao Cai, and Michael Q. Wang. Life-cycle analysis of bio-based aviation fuels. *Bioresource Technology*, 150 :447–456, 2013.

[93] David Chiaramonti, Matteo Prussi, Marco Buffi, and Daniela Tacconi. Sustainable bio kerosene : Process routes and industrial demonstration activities in aviation biofuels. *Applied Energy*, 136 :767–774, 2014.

[94] Ioannis Gravalos, Theodoros Gialamas, Zisis Koutsofitis, Dimitrios Kateris, Zisis Tsiropoulos, Panagiotis Xyradakis, and Anastasios Georgiades. Energetic study on animal fats and vegetable oils using combustion bomb calorimeter. *Journal of Agricultural Machinery Science*, 2008.

[95] Michiel J. A. Tijmensen, André P. C. Faaij, Carlo N. Hamelinck, and Martijn R. M. van Hardeveld. Exploration of the possibilities for production of fischer tropsch liquids and power via biomass gasification. *Biomass and Bioenergy*, 23(2) :129–152, 2002.

[96] Marjia Afroz Sharno and Moonmoon Hiloidhari. Social sustainability of biojet fuel for net zero aviation. *Energy for Sustainable Development*, 79 :101419, 2024.

[97] Tess Penne and Tim Goedemé. Can low-income households afford a healthy diet ? insufficient income as a driver of food insecurity in europe. *Food Policy*, 99 :101978, 2021.

[98] Adam L. Healey, David J. Lee, Agnelo Furtado, Blake A. Simmons, and Robert J. Henry. Efficient eucalypt cell wall deconstruction and conversion for sustainable lignocellulosic biofuels. *Frontiers in Bioengineering and Biotechnology*, 3, 2015.

[99] Shalu Patel, Savita Dixit, Kavita Gidwani Suneja, and Nilesh Tipan. Second generation biofuel – an alternative clean fuel. *SMART MOVES JOURNAL IJOSCIENCE*, 2021.

[100] Oladapo Martins Adeniyi, Ulugbek Azimov, and Alexey Burluka. Algae biofuel : Current status and future applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 90 :316–335, 2018.

[101] Sakshi Tomar, Shruti Agarwal, Harshita Singh, Reetesh Kumar, Kamal A. Qureshi, Mariusz Jaremko, Abdul-Hamid Emwas, and Pankaj Kumar Rai. Microalgae : A promising source for biofuel production. *Biocatalysis and Agricultural Biotechnology*, 53 :102877, 2023.

[102] Halina Falfushynska. Advancements and prospects in algal biofuel production : A comprehensive review. *Phycology*, 4(4) :548–575, 2024.

[103] ADEME. Electro-carburants en 2051. Technical report, ADEME, 2023.

[104] Breyer Christian, Fasihi Mahdi, Micheli Matteo, Solomon Oyewo Ayobami, Schmidt Patrick, and Weindorf Werner. Study e-kerosene for commercial aviation from green hydrogen and co2 from direct air capture – volumes, cost, area demand and renewable energy competition in the united states and europe from 2030 to 2050. Technical report, dena, 2022.

[105] ICAO. Wings of prosperity : economic growth trough air transport. economic development of air transport. Technical report, ICAO, 2024.

[106] E. Graham, N. Fulghum, and K. Altieri. Global electricity review 2025. Technical report, EMBER, 2025.

[107] Peter Garrett and Priyanka Razdan. Life cycle assessment of electricity production from an onshore V112-3.3 MW wind plant . Technical report, Vestas, 2017.

[108] United States Environmental Protection Agency. Renewable Energy Fact Sheet : Wind Turbines. Technical report, United States Environmental Protection Agency, 2013.

[109] Joel Jean, Patrick R. Brown, Robert L. Jaffe, Tonio Buonassisi, and Vladimir Bulović. Pathways for solar photovoltaics. *Energy and Environmental Science*, 8 :1200–1219, 2015.

[110] E Terrenoire, D A Hauglustaine, T Gasser, and O Penanhoat. The contribution of carbon dioxide emissions from the aviation sector to future climate change. *Environmental Research Letters*, 14(8) :084019, August 2019.

[111] Lynnette Dray, Andreas W. Schäfer, Carla Grobler, Christoph Falter, Florian Allroggen, Marc E. J. Stettler, and Steven R. H. Barrett. Cost and emissions pathways towards net-zero climate impacts in aviation. *Nature Climate Change*, 12(10) :956–962, October 2022.

[112] Candelaria Bergero, Greer Gosnell, Dolf Gielen, Seungwoo Kang, Morgan Bazilian, and Steven J. Davis. Pathways to net-zero emissions from aviation. *Nature Sustainability*, 6(4) :404–414, January 2023.

[113] Yaşar Demirel. Energy Conversion. In *Energy*, pages 229–303. Springer London, London, 2012. Series Title : Green Energy and Technology.

[114] Prof. Prabhu Jadhav, Nithishkumar S, Praveen Hg, Mohammad Faizulla, and Vikram Naik. A Comprehensive Overview of Electric Aircraft Propulsion. *IARJSET*, 11(5), April 2024.

[115] Jinning Zhang, Ioannis Roumeliotis, and Argyrios Zolotas. Sustainable aviation electrification : A comprehensive review of electric propulsion system architectures, energy management, and control. *Sustainability*, 14(10) :5880, 2022.

[116] Cheryl L. Bowman, Ty V. Marien, and James L. Felder. Turbo- and hybrid-electrified aircraft propulsion for commercial transport. In *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.

[117] James L. Felder. Nasa hybrid electric propulsion systems structures. Technical report, NASA, 2015.

[118] Omar Fakhreddine, Yousef Gharbia, Javad Farrokhi Derakhshandeh, and A. M. Amer. Challenges and Solutions of Hydrogen Fuel Cells in Transportation Systems : A Review and Prospects. *World Electric Vehicle Journal*, 14(6) :156, June 2023.

[119] Lixin Fan, Zhengkai Tu, and Siew Hwa Chan. Recent development of hydrogen and fuel cell technologies : A review. *Energy Reports*, 7 :8421–8446, November 2021.

[120] Adam Kozakiewicz and Tomasz Grzegorczyk. Electric Aircraft Propulsion. *Journal of KONBiN*, 51(4) :49–66, December 2021.

[121] T. Yoshida and K. Kojima. Toyota MIRAI Fuel Cell Vehicle and Progress Toward a Future Hydrogen Society. *Interface magazine*, 24(2) :45–49, January 2015.

[122] Egbert Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design : an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Delft University Press Martinus Nijhoff Publishers, Delft, 1988.

[123] Daniel Raymer. *Aircraft Design : A Conceptual Approach, Sixth Edition*. AIAA Education, 09 2018.

[124] Snorri Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures*. Elsevier Science Technology, San Diego, 2022.

[125] Carlo E.D. Riboldi, Federico Gualdoni, and Lorenzo Trainelli. Preliminary weight sizing of light pure-electric and hybrid-electric aircraft. *Transportation Research Procedia*, 29 :376–389, 2018.

[126] Josin Hu and Julian Booker. Preliminary Sizing of Electric-Propulsion Powertrains for Concept Aircraft Designs. *Designs*, 6(5) :94, October 2022.

[127] Reynard De Vries, Malcom Brown, and Roelof Vos. Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft. *Journal of Aircraft*, 56(6) :2172–2188, November 2019.

[128] Reynard De Vries, Malcom T. Brown, and Roelof Vos. A Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Aircraft Including Aero-Propulsive Interaction Effects. In *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, Georgia, June 2018. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

[129] Mayur Oak, Alice Fabre, Martin Delavenne, Eric Nguyen Van, Emmanuel Benard, and Sébastien Defoort. Spectral project - application of FAST-OAD code to the conceptual design of a hydrogen fuelled commercial aircraft. *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering*, 1226(1) :012027, February 2022.

[130] G. Daniel Brewer and Robert E. Morris. Tank and fuel systems considerations for hydrogen fueled aircraft. *SAE Transactions*, 1975.

[131] GD Brewer, RE Morris, GW Davis, EF Versaw, GR Cunnington Jr, JC Riple, CF Baerst, and G Garmong. Study of fuel systems for lh2-fueled subsonic transport aircraft, volume 2. Technical report, NASA, 1978.

[132] H.J.M. ter Brake and G.F.M. Wiegerinck. Low-power cryocooler survey. *Cryogenics*, 42(11) :705–718, 2002.

[133] Maršenka Marksel and Anita Prapotnik Brdnik. Maximum Take-Off Mass Estimation of a 19-Seat Fuel Cell Aircraft Consuming Liquid Hydrogen. *Sustainability*, 14(14) :8392, July 2022.

[134] Ajoy Kumar Kundu. *Aircraft design*. Cambridge aerospace series. Cambridge University Press, Cambridge New York, 2010.

[135] Lorenzo Trainelli, Davide Comincini, Francesco Salucci, Alberto Rolando, and Carlo E. D. Riboldi. Sizing and performance of hydrogen-driven airplanes. *Italian Association of Aeronautics and Astronautics XXV International Congress*, September 2019.

[136] Sebastian Nicolay, Stanislav Karpuk, Yaolong Liu, and Ali Elham. Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(64) :32676–32694, September 2021.

[137] Andrei Kulikovsky. A physically–based analytical polarization curve of a pem fuel cell. *Journal of The Electrochemical Society*, 161, 2014.

[138] Christopher Winnefeld, Thomas Kadyk, Boris Bensmann, Ulrike Krewer, and Richard Hanke-Rauschenbach. Modelling and designing cryogenic hydrogen tanks for future aircraft applications. *Energies*, 11(1), 2018.

[139] 1930-... Roskam, Jan. *Airplane design. Part V. Component weight estimation.* Airplane design Part V. DARcorporation, Lawrence, Kansas, 2003. Publication Title : Airplane design Part V Component weight estimation.

[140] Nicolas MONROLIN, Thierry DRUOT, Nicolas PETEILH, Pascal ROCHES, and Yri-Amandine KAMBIRI. CADO airplane database, 2024.

[141] Thomas W Wild. *Aircraft powerplants.* McGraw-Hill, New York, 8e ed. edition, 2014.

[142] Élodie Roux. *Avions civils à réaction Plan 3 vues et donneées caractéristiques.* Editions Elodie Roux, Blagnac, 2007.

[143] Steven A. Brandt, John J. Bertin, Randall J. Stiles, and Ray Whitford. *Introduction to Aeronautics : A Design Perspective, Second Edition.* American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston ,VA, August 2004.

[144] Fast (flight airworthiness support technology)—special edition a350xwb, June 2013.

[145] Tolga Dursun and Costas Soutis. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys. *Materials & Design (1980-2015)*, 56 :862–871, 2014.

[146] Jens Bachmann, Carme Hidalgo, and Stéphanie Bricout. Environmental analysis of innovative sustainable composites with potential use in aviation sector—a life cycle assessment review. *Science China Technological Sciences*, 60(9) :1301–1317, 2017.

[147] Egbert Torenbeek. *Advanced aircraft design : conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes.* Aerospace series. John Wiley and Sons, Chichester, 2013.

[148] Stanislav Karpuk and Ali Elham. Influence of Novel Airframe Technologies on the Feasibility of Fully-Electric Regional Aviation. *Aerospace*, 8(6) :163, June 2021.

[149] Pierre Rebuffet. *Aérodynamique expérimentale : Cours professé à l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique. Tome II.* Ch. Béranger, 1966.

[150] David Senzig and Sandy Liu. Rotorcraft performance data for aedt. Technical report, Office of Environment and Energy Federal Aviation Administration U.S. Department of Transportation, 2016.

[151] Thanikasalam Kumar, Rahmat Mohsin, Zulkifli Abd Majid, Mohammad Fahmi Abdul Ghafir, Nur Kamilah Yusuf, JeYoung Kim, Ananth Manickam Wash, and Dzulkarnain Mohd Sahri. Response surface methodology application in optimization of performance and exhaust emissions of RON 98, aviation gasoline 100LL and the blends in Lycoming O-320 engine. *Fuel*, 256 :115909, November 2019.

[152] J W Kolar, F Krismer, Y Lobsiger, J Muhlethaler, T Nussbaumer, and J Minibock. Extreme efficiency power electronics. Technical report, Swiss Federal Institute of Technology Zurich, 2012.

[153] Andrew Woodworth. Nasa's electric aircraft propulsion research : Yesterday, today and tomorrow. Technical report, NASA, 2023.

[154] Chris Dudfield. Beyond batteries : Hydrogen fuel cells for uavs. Technical report, Intelligent energy, 2020.

[155] Julien Jacques. *Contributions à l'analyse de sensibilité et à l'analyse discriminante généralisée*. Theses, Université Joseph-Fourier - Grenoble I, December 2005.

[156] Toshimitsu Homma and Andrea Saltelli. Importance measures in global sensitivity analysis of nonlinear models. *Reliability Engineering System Safety*, 52(1) :1–17, 1996.

[157] Andrea Saltelli. Making best use of model evaluations to compute sensitivity indices. *Computer Physics Communications*, 145(2) :280–297, May 2002.

[158] Andrea Saltelli, Paola Annoni, Ivano Azzini, Francesca Campolongo, Marco Ratto, and Stefano Tarantola. Variance based sensitivity analysis of model output. Design and estimator for the total sensitivity index. *Computer Physics Communications*, 181(2) :259–270, February 2010.

[159] R I Cukier, C M Fortuin, K E Shuler, A G Petschek, and J H Schaibly. *A Study of the Sensitivity of Coupled Reaction Systems to Uncertainties in Rate Coefficients. I. Theory.* CALIFORNIA UNIV SAN DIEGO LA JOLLA DEPT OF CHEMISTRY, 1973.

[160] A. Saltelli, S. Tarantola, and K. P.-S. Chan. A Quantitative Model-Independent Method for Global Sensitivity Analysis of Model Output. *Technometrics*, 41(1) :39–56, 1999. Place : Alexandria, VI Publisher : Taylor & Francis Group.

[161] Jon Herman and Will Usher. SALib : An open-source Python library for Sensitivity Analysis. *The Journal of Open Source Software*, 2(9) :97, January 2017.

[162] Mukhopadhaya Jayant and Graver Brandon. Performance analysis of regional electric aircraft. Technical report, The international council on clean transportation, 2022.

[163] Thierry Y. Druot, Nicolas Peteilh, Pascal Roches, and Nicolas Monrolin. Hydrogen powered airplanes, an exploration of possible architectures leveraging boundary layer ingestion and hybridization. In *AIAA SCITECH 2022 Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022.

[164] Ziqian Liu. Life cycle assessment of composites and aluminium use in aircraft systems, 2013.

[165] F.C. Campbell. *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*. Elsevier Science & Technology Books, 2006.

[166] EUROPEAN COMMISSION. Regulation of the european parliament and of the council establishing a framework for ensuring a secure and sustainable supply of critical raw materials and amending regulations (eu) 168/2013, (eu) 2018/858, 2018/1724 and (eu) 2019/1020. Technical report, EUROPEAN COMMISSION, 2023.

[167] Yinan Qiu, Huan Yang, Lige Tong, and Li Wang. Research progress of cryogenic materials for storage and transportation of liquid hydrogen. *Metals*, 11(7) :1101, 2021.

[168] Arturo Gomez and Howard Smith. Liquid hydrogen fuel tanks for commercial aviation : Structural sizing and stress analysis. *Aerospace Science and Technology*, 95 :105438, 2019.

[169] Alexander Barke, Christian Thies, Jan-Linus Popien, Sofia Pinheiro Melo, Felipe Cerdas, Christoph Herrmann, and Thomas S. Spengler. Life cycle sustainability assessment of potential battery systems for electric aircraft. *Procedia CIRP*, 98 :660–665, 2021.

[170] Ian Costa-Alves, Nicolas Gourdain, François Gallard, Anne Gazaix, **Kambiri, Yri Amandine**, and Thierry Druot. Numerical optimization of aviation decarbonization scenarios : balancing traffic and emissions with maturing energy carriers and aircraft technology. *Elsevier*, 2025. under review.

[171] R. E. G. Davies. *A History of the World's Airlines*. Oxford University Press, London, 1964.

[172] Christopher A. Hane, Cynthia Barnhart, Ellis L. Johnson, Roy E. Marsten, George L. Nemhauser, and Gabriele Sigismondi. The fleet assignment problem :

Solving a large-scale integer program. *Mathematical Programming*, 70(1-3) :211–232, October 1995.

[173] Markus Kühlen, Klaus Lütjens, Florian Linke, and Volker Gollnick. An explanatory approach to modeling the fleet assignment in the global air transportation system. *CEAS Aeronautical Journal*, 14(1) :255–269, January 2023.

[174] Ben Chan, Yilin Deng, Nick Tran, Haochen Wu, Michael Ikeda, Gokcin Cinar, and Max Z Li. Optimizing fleet assignment decisions for regional airlines with hybrid electric aircraft uptake. *International Council of the Aeronautical Sciences*, 2024.

[175] Maurice Hoogreef, Noa Zuijderwijk, Elise Scheers, Pieter-Jan Proesmans, and Bruno F. Santos. Coupled Hybrid & Electric Aircraft Design and Strategic Airline Planning. In *AIAA AVIATION 2023 Forum*, San Diego, CA and Online, June 2023. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

[176] Cedric Y. Justin, Alexia P. Payan, and Dimitri N. Mavris. Integrated fleet assignment and scheduling for environmentally friendly electrified regional air mobility. *Transportation Research Part C : Emerging Technologies*, 138 :103567, May 2022.

[177] Finn Vehlhaber and Mauro Salazar. Electric aircraft assignment, routing, and charge scheduling considering the availability of renewable energy. *IEEE Control Systems Letters*, 7 :3669–3674, 2023.

[178] Marc C. Gelhausen, Peter Berster, and Dieter Wilken. Do airport capacity constraints have a serious impact on the future development of air traffic ? *Journal of Air Transport Management*, 28 :3–13, 2013.

[179] Gurobi Optimization, LLC. *Gurobi Optimizer Reference Manual*, 2023. Disponible à l'adresse : https ://www.gurobi.com.

[180] David R. Morrison, Sheldon H. Jacobson, Jason J. Sauppe, and Edward C. Sewell. Branch-and-bound algorithms : A survey of recent advances in searching, branching, and pruning. *Discrete Optimization*, 19 :79–102, 2016.

[181] Mouchel Ivy and Jean Jerôme, Petit. Aérodromes-construction. Technical report, Direction générale de l'aviation civile, 2002.

[182] SIORAT. Réfection de la piste 1 de l'aéroport roissy-charles-de-gaulle roissy-en-france (95). Technical report, SIORAT, 2023.

[183] S. Sreenath, Kumarasamy Sudhakar, and Ahmad Fitri Yusop. Airport-based photovoltaic applications. *Progress in Photovoltaics : Research and Applications*, 28 :833 – 853, 2020.

[184] Amélie Vallon. Potentialités du territoire. Technical report, Département de l'Aude, 2017.

[185] Aéroport de Carcassonne occitanie. En 2023, l'aéroport de carcassonne reprend son envol. Communiqué de presse, 2023. Disponible sur : https://www.aeroport-carcassonne.com/medias_front/pages/09331309_02_2024_-_cp_aeroport_de_carcassonne_2023.pdf.

[186] Bryan Faham. Occitanie : le nucléaire en retrait face aux énergies renouvelables en plein essor en 2023. https ://www.lejournaltoulousain.fr/occitanie/actualites-occitanie/occitanie-le-nucleaire-en-retrait-face-aux-energies-renouvelables-en-plein-essor-en-2023-275028, July 2024. Consulté le 5 octobre 2025.

[187] Réseau de Transport d'Électricité. Bilan électrique 2024. Rapport, 2024. Disponible sur : https://analysesetdonnees.rte-france.com/.