



THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace

Présentée et soutenue par :

Thomas PLANÈS

le vendredi 9 décembre 2022

Titre :

Du dimensionnement de systèmes et d'architectures en conception avion à la simulation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien

École doctorale et discipline ou spécialité :

ED AA : Énergétique et transferts

Unité de recherche :

Équipe d'accueil ISAE-ONERA EDyF

Directeur(s) de Thèse :

Mme Valérie POMMIER-BUDINGER (directrice de thèse)

M. Scott DELBECQ (co-directeur de thèse)

Jury :

M. Yves BERTIN Professeur émérite ISAE-ENSMA - Président et Rapporteur

M. Emmanuel BÉNARD Professeur associé ISAE-SUPAERO - Co-encadrant de thèse

M. Laurent DALA Professeur Université de Northumbria, Royaume-Uni - Rapporteur

M. Scott DELBECQ Chargé de recherche ISAE-SUPAERO - Co-directeur de thèse

M. Alexis LAURENT Professeur associé Université technique du Danemark (DTU) - Examineur

Mme Valérie POMMIER-BUDINGER Professeure ISAE-SUPAERO - Directrice de thèse

« Gérer l'inévitable, éviter l'ingérable. »

Filippo Giorgi

Remerciements

Tout d'abord, je souhaiterais remercier l'ensemble des membres du jury pour avoir chaleureusement accepté d'évaluer mes travaux. Je voudrais notamment remercier Yves Bertin pour ses rôles de président du jury et de rapporteur, Laurent Dala pour son rôle de rapporteur et Alexis Laurent pour son rôle d'examineur. Vos différents retours et commentaires, ainsi que les discussions menées lors de la soutenance et au-delà, étaient particulièrement intéressants, enrichissants et pertinents.

Je souhaiterais ensuite remercier ma directrice Valérie Pommier-Budinger, mon co-directeur Scott Delbecq et mon co-encadrant Emmanuel Bénard. Vous m'avez offert l'opportunité de réaliser cette thèse et vous m'avez aidé pour la mener à bout. J'ai eu la chance de vivre une expérience enrichissante tant sur le plan scientifique que sur le plan humain. Merci Valérie pour ton accompagnement et tes conseils toujours judicieux et pertinents. Ils m'ont permis de m'adapter au monde académique mais aussi d'y poursuivre maintenant mes travaux. Merci Scott pour ta confiance, ton implication quotidienne et ton expertise. Je n'oublierai pas non plus que c'est grâce à toi que je suis aujourd'hui dans le monde de la recherche académique ! Merci Emmanuel pour ton accompagnement et tes conseils. Tu m'as aussi donné l'occasion de réaliser mes premières expériences avec l'enseignement.

Je voudrais aussi remercier les partenaires industriels avec qui j'ai pu échanger durant ces années de thèse, notamment dans le cadre de la chaire CEDAR avec Airbus. Je tiens particulièrement à remercier Philippe Mattei pour les nombreuses discussions et ses retours toujours pertinents dans tous les domaines, mais aussi pour avoir participé à mon jury de thèse en tant qu'invité. Je remercie aussi Serge Bonnet d'Airbus et David Lavergne de Liebherr Aerospace pour leurs retours.

Plus largement, je souhaiterais remercier mes collègues et les étudiants de l'ISAE-SUPAERO ou d'ailleurs avec qui j'ai eu l'occasion de travailler. Plus particulièrement, merci à la *team* Référentiel (Florian, Hugo, Jérôme et Nicolas) pour la superbe entente et le travail réalisé ! Merci aussi aux collègues avec qui j'ai pu échanger ou collaborer ces dernières années : Pierre-Marie, Joël, Laurent, Marc, Aleksandar ou encore les nombreux doctorants... Enfin, merci à l'ensemble des étudiants que j'ai eu l'occasion d'encadrer durant mes travaux lors de stages ou de projets, et notamment Pilar, Patricia et les Belges Martin alias le mangeur de mitraillettes et Robbe alias Jean-Robbe le porteur de melons !

Ces années de thèse se sont aussi déroulées dans un superbe environnement de travail qui me donnait envie de me lever le matin (même si ce n'était pas toujours très tôt...). Je voudrais donc remercier mes collègues du quotidien. Merci à Louis, Sofiane, Aurélien, Valérian, Juan, Ilyes, Florent, Martin, Félix, Alice, Manon, Brice, Alexis, Giulia, Valentine, Antoine, Younès, Jason, Luca, Roberto...

que cela soit pour les activités du midi (#MonopolyDeal), pour les apéros du soir (#Delicatessen) ou même pour les aventures périlleuses en Scandinavie (#VoitureEnPLS) !

Enfin, la réussite d'une thèse passe aussi (et surtout ?) par un bon équilibre entre vie professionnelle et vie personnelle. Tout d'abord, je souhaiterais remercier tous mes amis qui m'ont accompagné ces dernières années. Merci à tous mes amis de Centrale Nantes (ou des environs) : Abu, Anaïs, Antoine, Auriane, Bouclier, Briac, Claire, Elmer, François alias Arisu Monsieur Moustachu, Lisa, Maxence, Pumba, Sabine, Sarah, Solène, Sylvain, Thierry... et bien sûr mes anciens colocs Guenille, Pleurote, Telem et Tritus. Que de belles années passées à Nantes et de nombreuses retrouvailles qu'on poursuivra de planifier je l'espère ! Merci aussi à tous mes amis de Graulhet et du Tarn : Audrey, Chloé, Elie, Gauthier, Inès, Pierre, Samuel, Vincent... De superbes années, du primaire au lycée, qui se poursuivent encore ! Et bien sûr, *oleti* Pauline pour ta gentillesse (pas toujours imagée #NoSmileys) et ton soutien indéfectible à un "écologiste" fan d'Alain Philippe et de Patoche ! Bref, merci à vous tous et à tous les autres que je n'ai pas eu le temps de citer ! Pour terminer, je voudrais remercier ma famille qui a toujours été à mes côtés. Merci à mes cousines, cousins, tantes et oncles pour leur bonne humeur notamment en repas de famille. Merci à mes grand-parents pour leur bienveillance et leur générosité. Enfin, merci Maman, Papa et Hugo pour votre confiance, pour me supporter dans tous les sens du terme et pour être là pour moi au quotidien. J'espère tous vous rendre fiers et heureux, et c'est grâce à vous tous que je suis qui je suis aujourd'hui !

Résumé

Titre : Du dimensionnement de systèmes et d'architectures en conception avion à la simulation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien

Mots-clés : Transport aérien – Conception avion – Systèmes avion – Modélisation – Durabilité

Le transport aérien est à ce jour responsable de 2 à 3 % des émissions mondiales de CO₂, ainsi que d'autres impacts climatiques et environnementaux. Les nouveaux concepts d'architectures pouvant contribuer à la réduction de l'impact environnemental de l'aviation suscitent donc un grand intérêt. L'objectif de cette thèse est de contribuer au développement d'une approche holistique, allant de la modélisation et du dimensionnement de nouvelles architectures avion à la simulation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Cette approche permet ainsi de relier les enjeux de la conception avion à ceux de l'analyse de scénarios prospectifs pour l'aviation. Dans une première partie, des modèles d'estimation pour différents systèmes avion sont présentés dans le cadre d'un avion plus électrique. Des méthodes variées sont appliquées, par exemple basées sur l'utilisation de modèles énergétiques ou de modèles de régression. Les systèmes de conditionnement d'air et de protection contre le givre sont étudiés, tout comme les systèmes induits par l'électrification des avions (génération et distribution de puissance électrique, management thermique). Dans une deuxième partie, une architecture avion déployable à court terme est dimensionnée à travers une approche basée sur l'utilisation de la plateforme de conception avion FAST-OAD. Cette architecture intègre les systèmes décrits précédemment, dont les performances sont préalablement évaluées individuellement via des modèles spécifiques, ainsi que des améliorations propulsives et aéro-structurelles. Les caractéristiques de l'architecture complète sont alors analysées, notamment concernant ses impacts environnementaux à partir d'un module d'analyse de cycle de vie développé pour FAST-OAD. Dans une dernière partie, l'outil CAST développé dans cette thèse est présenté. Il permet de simuler et d'évaluer des scénarios prospectifs pour le transport aérien. Des modèles sont détaillés pour les différents leviers d'action permettant de réduire l'impact environnemental du transport aérien. Une attention particulière est portée sur l'introduction d'architectures plus efficaces dans la flotte. Pour évaluer la durabilité des scénarios, des méthodologies spécifiques sont proposées pour les enjeux climatiques et énergétiques, en s'appuyant par exemple sur la notion de budget carbone. Plusieurs applications montrent alors le bénéfice des nouvelles technologies mais aussi le besoin d'un arbitrage entre le niveau de trafic aérien et la part du budget carbone mondial allouée au secteur aérien.

Abstract

Title : From the sizing of systems and architectures in aircraft design to the simulation of sustainable prospective scenarios for air transport

Keywords : Air transport – Aircraft design – Aircraft systems – Modeling – Sustainability

Air transport is currently responsible for 2 to 3 % of world CO₂ emissions, as well as additional climate and environmental impacts. There is therefore great interest in new aircraft concepts that can contribute to reducing the environmental impact of aviation. The objective of this thesis is to contribute to the development of a holistic approach, from the modeling and sizing of new aircraft architectures to the simulation of prospective sustainable scenarios for air transport. This approach allows linking the issues of aircraft design to those of the analysis of prospective scenarios for aviation. In a first part, estimation models for different aircraft systems are presented in the context of more electric aircraft. Various methods are applied, for instance based on the use of energy approaches or regression models. Environmental control systems and ice protection systems are studied, as well as systems induced by the aircraft electrification (generation and distribution of electrical power, thermal management). In a second part, a new aircraft architecture deployable in the short term is sized through an approach based on the use of the aircraft design platform FAST-OAD. This architecture integrates the systems described above, whose performance is evaluated individually beforehand using specific models, as well as propulsive and aero-structural improvements. The characteristics of the complete architecture are then analyzed, notably concerning its environmental impacts from a life cycle assessment module developed for FAST-OAD. In the last part, the CAST tool developed in this thesis is presented. It allows simulating and evaluating prospective scenarios for air transport. Models are detailed for the different levers of action to reduce the environmental impact of air transport. Particular attention is paid to the introduction of more efficient architectures in the fleet. To assess the sustainability of the scenarios, specific methodologies are proposed for climate and energy issues, by relying for instance on the concept of carbon budget. Several applications show the benefits of new technologies but also the need for a trade-off between the level of air traffic and the share of the world carbon budget allocated to the aviation sector.

Table des matières

Table des figures	xiii
Liste des tableaux	xvii
Nomenclature	xix
1 Introduction	1
1.1 Contexte	1
1.1.1 Des enjeux environnementaux multiples	1
1.1.2 Le transport aérien en chiffres	3
1.1.3 Les leviers d'action de la transition écologique du secteur aérien	6
1.2 Présentation de la thèse	6
1.2.1 Problématiques	6
1.2.2 Objectifs	7
1.2.3 Positionnement	8
1.2.4 Organisation du manuscrit	10
I Modéliser des systèmes avion	11
2 État de l'art sur les systèmes avion, leur modélisation et leur dimensionnement	13
2.1 Introduction	13
2.2 Systèmes avion dans un contexte d'avion plus électrique	14
2.2.1 Principaux systèmes avion	14
2.2.2 Impact des systèmes sur la consommation de carburant	17
2.2.3 Vers une électrification des systèmes avion	19
2.2.4 Enjeux de l'électrification des systèmes avion	20
2.3 Modélisation et dimensionnement de systèmes avion	22
2.3.1 Méthodes de modélisation et exemples	22
2.3.2 Applications aux systèmes avion dans la littérature scientifique	24
2.3.3 Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques	25

3	Modélisation de l'électrification des principaux systèmes avion	27
3.1	Introduction	27
3.2	Système électrique de conditionnement d'air	28
3.2.1	Présentation du système et méthode de modélisation	28
3.2.2	Modélisation globale du système	30
3.2.3	Modélisation des composants – Entrées d'air	34
3.2.4	Modélisation des composants – Échangeurs de chaleur	38
3.2.5	Modélisation des composants – Autres composants	42
3.3	Systèmes conventionnels et électriques de protection contre le givre	46
3.3.1	Présentation des systèmes et méthode de modélisation	46
3.3.2	Modélisation du système thermopneumatique avec anti-givrage	47
3.3.3	Modélisation du système électrothermique avec anti-givrage	50
3.3.4	Modélisation du système électrothermique avec dégivrage	50
3.4	Systèmes induits par l'électrification d'un avion	52
3.4.1	Systèmes de génération et de distribution de puissance électrique	52
3.4.2	Systèmes de management thermique	53
3.5	Validation des modèles	58
3.6	Synthèse	59
II	Dimensionner des architectures avion	61
4	État de l'art sur le dimensionnement et l'évaluation d'architectures avion	63
4.1	Introduction	63
4.2	Dimensionnement d'une architecture avion	64
4.2.1	Conception avion et analyse et optimisation multidisciplinaire	64
4.2.2	Présentation de la plateforme de conception avion FAST-OAD	66
4.2.3	Dimensionnement d'architectures avion dans la littérature	68
4.2.4	Prise en compte des systèmes en conception avion dans la littérature	68
4.2.5	Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques	69
4.3	Évaluation des performances environnementales d'un avion	70
4.3.1	Méthodologie de l'analyse de cycle de vie	70
4.3.2	Applications aéronautiques	74
4.3.3	Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques	75
5	Dimensionnement et évaluation d'une architecture avion plus électrique	77
5.1	Introduction	77
5.2	Évaluation de l'impact d'un système sur un avion et applications	78
5.2.1	Modélisation de l'impact d'un système sur un avion	78
5.2.2	Application au dimensionnement du système de conditionnement d'air	80

5.2.3	Application à la comparaison de systèmes de management thermique	85
5.2.4	Application à la comparaison de systèmes de protection contre le givre	87
5.3	Utilisation de FAST-OAD pour dimensionner une architecture avion	89
5.3.1	Présentation de l'architecture avion BEITA	89
5.3.2	Corrections des caractéristiques propulsives et aéro-structurelles	90
5.3.3	Dimensionnement de l'architecture BEITA	92
5.3.4	Optimisations de l'architecture BEITA	98
5.3.5	Redimensionnement de l'architecture BEITA pour la mission d'étude	100
5.3.6	Analyse des performances via des diagrammes <i>payload-range</i> améliorés	100
5.4	Méthodologie et résultats d'analyse de cycle de vie pour avion	102
5.4.1	Présentation de la méthodologie utilisée et applications	102
5.4.2	Développement et intégration d'un module spécifique dans FAST-OAD	108
5.4.3	Application à l'avion BEITA	109
5.4.4	Extension de la démarche à l'ensemble du transport aérien	110
5.5	Synthèse	112
 III Simuler des scénarios prospectifs pour le transport aérien		113
 6 État de l'art sur les scénarios prospectifs pour l'aviation		115
6.1	Introduction	115
6.2	Compléments pour l'évaluation de scénarios climatiques	116
6.2.1	Notion de forçage radiatif effectif et application à l'aviation	116
6.2.2	Modèles et métriques climatiques	117
6.2.3	Concept de budget carbone	121
6.3	Scénarios prospectifs et application au transport aérien	123
6.3.1	Scénarios prospectifs	123
6.3.2	Application au transport aérien	124
6.3.3	Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques	127
 7 Simulation et évaluation de scénarios prospectifs pour l'aviation		129
7.1	Introduction	129
7.2	Développement de l'outil spécifique CAST	130
7.2.1	Présentation de l'outil CAST	130
7.2.2	Périmètre d'étude et données utilisées	133
7.2.3	Catégorisation et modélisation de la flotte	134
7.3	Modélisation des différents leviers d'action	136
7.3.1	Identification des principaux leviers d'action	136
7.3.2	Évolution du trafic aérien	138
7.3.3	Efficacité énergétique via le renouvellement de flotte	140

7.3.4	Efficacité énergétique via les opérations et le taux de remplissage	147
7.3.5	Décarbonation de l'énergie via l'incorporation de carburants alternatifs	148
7.3.6	Stratégies spécifiques aux effets non-CO ₂	151
7.4	Évaluation de la durabilité environnementale des scénarios	152
7.4.1	Méthodologie pour les enjeux climatiques	152
7.4.2	Méthodologie pour les enjeux énergétiques	154
7.5	Applications à l'analyse de scénarios durables pour l'aviation	157
7.5.1	Exemple de simulation et d'évaluation d'un scénario illustratif	157
7.5.2	Analyse climatique de scénarios représentatifs	161
7.6	Synthèse	168
8	Conclusions	169
8.1	Synthèse	169
8.2	Réponses aux objectifs et aux problématiques	170
8.3	Limites et perspectives	171
	Contributions scientifiques	173
	Bibliographie	175
	Annexe A Ressources numériques	199
	Annexe B Méthodologie des modèles de traînée pour les entrées d'air de type <i>flush</i>	201
	Annexe C Méthodologie des modèles de pression pour les entrées d'air	205
	Annexe D Résultats <i>midpoint</i> détaillés pour l'ACV de l'Airbus A320	211
	Annexe E Analyse des paramètres des modèles de renouvellement de flotte	213

Table des figures

1.1	Consommation mondiale d'énergie pour différentes sources énergétiques [224].	1
1.2	Évolution de la température de surface moyenne pour différents scénarios [201].	2
1.3	Représentation des différentes limites planétaires [311].	4
1.4	Aperçu schématique des différents impacts climatiques de l'aviation [177].	5
1.5	Illustration des différents niveaux d'étude de la thèse.	9
2.1	Systèmes et flux de puissance d'un avion commercial de type Airbus A320 [184, 194].	14
2.2	Besoins en actionnement d'un avion commercial [194].	16
2.3	Opération des systèmes avion en fonction des phases sur un profil de vol standard [184].	18
2.4	Les deux stratégies de l'avion plus électrique [108].	19
3.1	Schéma de l'architecture électrique ECS étudiée	29
3.2	Enveloppe des charges thermiques pour un avion de type Airbus A320.	31
3.3	Débits requis pour un avion de type Airbus A320 en "jour froid avec défaillance".	33
3.4	Entrées d'air du pack ECS du Boeing 787 [38].	35
3.5	Résultats du modèle de régression sur C_{Dsc} – Erreurs et écarts-types.	37
3.6	Résultats du modèle de régression sur C_{Dsc} – Validation et distribution de l'erreur.	37
3.7	Pack ECS réalisé par Liebherr pour le Comac C919 [182].	39
3.8	Schéma de la géométrie choisie pour les échangeurs de chaleur [349].	39
3.9	Diagramme de Cordier modélisé avec des points de référence.	43
3.10	Représentation simplifiée pour le modèle d'accrétion de glace.	47
3.11	Schéma de l'architecture de dégivrage électrothermique pour l'aile.	51
3.12	Représentation schématique du système de recirculation d'air.	56
3.13	Représentation schématique du système de type pompe à chaleur.	57
4.1	Illustration schématique de la conception multidisciplinaire d'un avion [56].	64
4.2	Diagramme XDSM pour une formulation MDF [117].	66
4.3	Architecture schématique de FAST-OAD [74].	67
4.4	Cadre de l'analyse de cycle de vie selon la norme ISO 14040 [141].	70
4.5	Impacts et dommages environnementaux de IMPACT World+ [49].	73
4.6	Illustration du cycle de vie d'un avion.	75

5.1	Diagramme XDSM du dimensionnement de l'ECS électrique.	81
5.2	Diagramme DSM des interactions entre les disciplines de l'ECS électrique.	82
5.3	Comparaison des systèmes de management thermique.	86
5.4	Comparaison des systèmes de protection contre le givre pour un Airbus A320.	87
5.5	Illustration de l'architecture avion BEITA.	90
5.6	Répartition de masse pour les avions BEITA-9.5 et CeRAS.	93
5.7	Diagramme XDSM du dimensionnement de BEITA avec FAST-OAD.	94
5.8	Diagramme DSM des interactions entre les disciplines de BEITA avec FAST-OAD.	95
5.9	Géométrie de BEITA-9.5 – Vue de dessus.	96
5.10	Géométrie de BEITA-9.5 – Vue de face.	96
5.11	Géométrie de BEITA-9.5 – Vue de côté.	97
5.12	Géométrie détaillée de la voilure de BEITA-9.5.	97
5.13	Géométries des différentes architectures BEITA optimisées.	99
5.14	Répartition de masse des différentes architectures BEITA optimisées.	99
5.15	Diagrammes <i>payload-range</i> pour l'A320-200 (gauche) et le B737-800 (droite) [137].	100
5.16	Diagramme <i>payload-range</i> de l'avion BEITA-9.5 initial.	101
5.17	Diagramme <i>payload-range</i> de l'avion BEITA-9.5 redimensionné.	101
5.18	Impacts et dommages environnementaux de ReCiPe 2016 [136].	103
5.19	Résultats <i>midpoint</i> pour l'ACV d'un avion Airbus A320 avec ReCiPe 2016.	105
5.20	Résultats <i>endpoint</i> pour l'ACV d'un avion Airbus A320 avec ReCiPe 2016.	106
5.21	Comparaison des résultats <i>midpoint</i> pour différents carburants pour un Airbus A320.	107
5.22	Représentation schématique du module d'ACV dans FAST-OAD.	108
5.23	Comparaison des impacts environnementaux de BEITA-9.5 et du CeRAS.	110
5.24	Impacts environnementaux de la flotte d'avions selon deux méthodes d'évaluation.	111
6.1	Évolution historique de l'ERF pour différents phénomènes physiques [201].	116
6.2	Contribution des différents impacts de l'aviation au forçage radiatif [177].	117
6.3	Comparaison de l'impact climatique du méthane et du CO ₂ [188].	119
6.4	Comparaison des métriques climatiques GWP et GWP* pour le méthane [188].	120
6.5	Évolution historique de l'ERF pour différents phénomènes physiques [201].	122
6.6	Scénario pour l'aviation au niveau mondial (Waypoint 2050) [28].	125
6.7	Scénario pour l'aviation au niveau européen (Destination 2050) [217].	125
7.1	Architecture schématique de l'outil CAST.	131
7.2	Interface graphique de l'outil CAST pour le mode Découverte.	132
7.3	Évolution historique des différents paramètres de l'identité de Kaya pour l'aviation.	138
7.4	Modélisation de l'évolution historique du trafic aérien.	139
7.5	Modélisation de l'évolution historique de l'efficacité énergétique des avions.	141
7.6	Modélisation de la projection tendancielle de l'efficacité énergétique des avions.	142

7.7	Scénarios pour l'évolution de l'efficacité énergétique via l'approche <i>top-down</i>	142
7.8	Utilisation des modèles de renouvellement de flotte pour deux exemples.	144
7.9	Évolution de la flotte d'avions du scénario illustratif de l'approche <i>bottom-up</i>	145
7.10	Scénario pour l'évolution de l'efficacité énergétique via l'approche <i>bottom-up</i>	146
7.11	Modélisation de la projection tendancielle du taux de remplissage des avions.	147
7.12	Exemple de scénario d'introduction de carburants <i>drop-in</i> dans la flotte.	150
7.13	Scénarios de production électrique mondiale à horizon 2050.	156
7.14	Évolution des émissions annuelles de CO ₂ pour le scénario illustratif.	158
7.15	Évolution de l'ERF de l'aviation pour le scénario illustratif.	159
7.16	Évolution du facteur d'émission des carburants alternatifs pour le scénario illustratif.	159
7.17	Analyse climatique du scénario illustratif pour les émissions de CO ₂	161
7.18	Émissions équivalentes cumulées du scénario 3.	165
7.19	Taux de croissance durable en fonction du budget carbone alloué à l'aviation.	166
7.20	Analyse de sensibilité sur les principaux paramètres non techniques – Scénario 2.	167
7.21	Analyse de sensibilité sur les principaux paramètres non techniques – Scénario 3.	167
B.1	Schéma de la géométrie d'une entrée d'air NACA de type <i>flush</i> [92].	201
B.2	Abaque pour le coefficient k_{Ψ} d'une entrée d'air de type <i>flush</i> [92].	204
B.3	Résultats du modèle de régression sur $\frac{\Psi}{\Psi_0}$ – Erreurs et écarts-types.	204
C.1	Schéma récapitulatif de la méthode VPLM [274].	206
C.2	Résultat obtenu avec ANSYS Fluent pour la vitesse de l'écoulement pour une <i>flush inlet</i>	208
C.3	Résultats du modèle de régression sur π_1 – Erreurs et écarts-types.	209
C.4	Résultats du modèle de régression sur π_1 – Validation et distribution de l'erreur.	209

Liste des tableaux

2.1	Puissance maximale des systèmes sur un avion monocouloir [82].	18
3.1	Caractéristiques du moteur électrique de référence.	44
5.1	Exemple illustratif de l'impact d'un système sur la consommation d'un avion.	80
5.2	Principaux résultats de dimensionnement de l'ECS pour les scénarios dimensionnant.	84
5.3	Principales caractéristiques des systèmes de protection contre le givre pour un A320.	88
5.4	TLARs considérées pour l'avion de référence CeRAS (calibrées pour FAST-OAD).	89
5.5	Paramètres FAST-OAD pour les moteurs IAE-V2527-A5, CFM-56-5B et LEAP-1A.	91
5.6	Paramètres FAST-OAD pour le moteur de type UHBR.	92
5.7	Comparaison des caractéristiques des avions CeRAS et BEITA-9.5.	93
6.1	Estimations de budgets carbone en GtCO ₂ [201].	121
7.1	Facteurs d'émission pour la combustion du kérosène fossile.	133
7.2	Coefficients pour estimer l'ERF des impacts climatiques de l'aviation.	134
7.3	Quantification des contributions de l'aviation commerciale au réchauffement climatique.	134
7.4	Caractéristiques moyennes de la flotte d'avions en 2019.	135
7.5	Caractéristiques des avions représentatifs pour la catégorie moyen-courrier.	136
7.6	Caractéristiques des futurs avions du scénario illustratif de l'approche <i>bottom-up</i>	145
7.7	Facteurs d'émission en gCO ₂ -eq/MJ _{fuel} pour les biocarburants représentatifs.	149
7.8	Rendements énergétiques en MJ _{fuel} /MJ _{biomass} pour les biocarburants représentatifs.	149
7.9	Scénarios de disponibilité mondiale de la biomasse en EJ à horizon 2050.	155
7.10	Principales hypothèses techniques pour les trois scénarios représentatifs.	163
7.11	Résultats de l'analyse des scénarios représentatifs.	164
C.1	Nombres adimensionnels des modèles de pression pour les entrées d'air.	207
D.1	Résultats <i>midpoint</i> détaillés pour l'ACV de l'Airbus A320.	212
E.1	Synthèse de l'analyse des paramètres des modèles de renouvellement de flotte.	214

Nomenclature

Acronymes français

ACV Analyse de Cycle de Vie

AIE Agence Internationale de l'Énergie

CORAC CONseil pour la Recherche Aéronautique Civile

FT Fischer-Tropsch

GES Gaz à Effet de Serre

GIEC Groupe d'experts Intergouvernemental sur l'Évolution du Climat

NUT Nombre d'Unités de Transfert

OACI Organisation de l'Aviation Civile Internationale

PIB Produit Intérieur Brut

PRG Potentiel de Réchauffement Global

Acronymes anglais

ACARE *Advisory Council for Aviation Research and innovation in Europe*

ACM *Air Cycle Machine*

AGTP *Absolute Global Temperature change Potential*

AGWP *Absolute Global Warming Potential*

APU *Auxiliary Power Unit*

ASK *Available Seat Kilometers*

ATAG *Air Transport Action Group*

ATJ *Alcohol-To-Jet*

AWG *American Wire Gauge*

BC *Black Carbon*

-
- BECCS *BioEnergy with Carbon Capture and Storage*
- BEITA *Bleedless and Efficient Incremental Technologies Aircraft*
- BLISS *BiLevel Integrated System Synthesis*
- BtL *Biomass-to-Liquid*
- CAGR *Compound Annual Growth Rate*
- CAST *Climate and Aviation – Sustainable Trajectories*
- CDR *Carbon Dioxide Removal*
- CEDAR *Chair for Eco-Design of Aircraft*
- CeRAS *Central Reference Aircraft data System*
- CFD *Computational Fluid Dynamics*
- CO *Collaborative Optimization*
- COBYLA *Constrained Optimization BY Linear Approximations*
- CORSIA *Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation*
- CS *Certification Specification*
- CSO *Concurrent Subspace Optimization*
- DACCS *Direct Air Capture with Carbon Storage*
- DSM *Design Structure Matrix*
- EASA *European Aviation Safety Agency*
- EBM *Energy Balance Model*
- ECS *Environmental Control System*
- EGTS *Electric Green Taxiing System*
- ERF *Effective Radiative Forcing*
- ESDU *Engineering Sciences Data Unit*
- ESM *Earth System Model*
- EU-ETS *European Union – Emission Trading Scheme*
- FAST-OAD *Future Aircraft Sizing Tool – Overall Aircraft Design*
- GCM *Global Climate Model*
- GTP *Global Temperature change Potential*

GWP	<i>Global Warming Potential</i>
HASTECS	<i>Hybrid Aircraft ; Academic reSearch on Thermal and Electrical Components and Systems</i>
HEFA	<i>Hydroprocessed Esters and Fatty Acids</i>
IATA	<i>International Air Transport Association</i>
ICCT	<i>International Council on Clean Transportation</i>
IDF	<i>Individual Discipline Feasible</i>
ILCD	<i>International Life Cycle Data system</i>
IPCC	<i>Intergovernmental Panel on Climate Change</i>
IPS	<i>Ice Protection System</i>
IRENA	<i>International Renewable ENergy Agency</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>
LCA	<i>Life Cycle Assessment</i>
LWC	<i>Liquid Water Content</i>
MDAO	<i>Multidisciplinary Design Analysis and Optimization</i>
MDF	<i>MultiDisciplinary Feasible</i>
MEA	<i>More Electric Aircraft</i>
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i>
NVH	<i>Normalized Variable Hybrid</i>
OWE	<i>Operating Empty Weight</i>
PtL	<i>Power-to-Liquid</i>
RAT	<i>Ram Air Turbine</i>
RCM	<i>Regional Climate Model</i>
RF	<i>Radiative Forcing</i>
RMS	<i>Root Mean Square</i>
RPK	<i>Revenue Passenger Kilometers</i>
RTK	<i>Revenue Ton Kilometers</i>
SAF	<i>Sustainable Aviation Fuel</i>
SFC	<i>Specific Fuel Consumption</i>

SLCP *Short-Lived Climate Pollutant*

SLSQP *Sequential Least Squares Programming*

TCRE *Transient Climate Response to cumulative carbon Emissions*

TLAR *Top Level Aircraft Requirement*

TRL *Technology Readiness Level*

UHBR *Ultra-High Bypass Ratio*

VCS *Vapor Cycle System*

VPLM *Variable Power Law Metamodel*

XDSM *eXtended Design Structure Matrix*

Chapitre 1

Introduction

1.1 Contexte

1.1.1 Des enjeux environnementaux multiples

Depuis la révolution industrielle du XIX^e siècle, la consommation mondiale d'énergie n'a cessé de croître (figure 1.1). Cette dernière s'est notamment appuyée sur l'exploitation d'énergies fossiles : le charbon, le pétrole et le gaz. L'énergie nucléaire et les énergies renouvelables telles que le solaire ou l'éolien demeurent encore marginales à ce jour. En effet, les énergies fossiles représentaient encore environ 80 % du mix énergétique mondial en 2019. Cette consommation d'énergie, et plus globalement l'ensemble des activités humaines, génèrent des dommages environnementaux sur les ressources planétaires, sur les écosystèmes mais aussi sur la santé humaine.

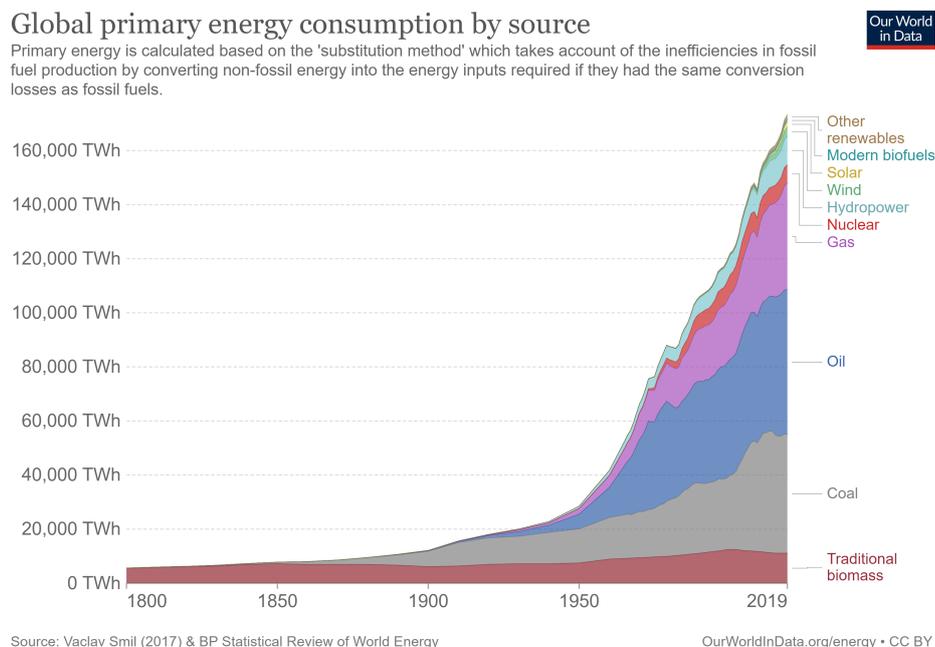


FIGURE 1.1 Consommation mondiale d'énergie pour différentes sources énergétiques [224].

Un des impacts environnementaux les plus préoccupants et les plus étudiés à ce jour est le changement climatique. Les travaux du Groupe d'experts Intergouvernemental sur l'Évolution du Climat (GIEC, ou IPCC pour *Intergovernmental Panel on Climate Change* en anglais), basés sur la littérature scientifique, ont montré que la Terre se réchauffait, et que ce réchauffement était la conséquence des activités humaines [201]. Plusieurs phénomènes physiques sont à l'origine du réchauffement climatique. Les émissions anthropiques de Gaz à Effet de Serre (GES), en particulier de celles de CO₂ dues à la combustion des énergies fossiles, sont la principale cause de ce réchauffement. De plus, de nombreux autres phénomènes génèrent aussi un impact sur le climat, certains pouvant même entraîner un refroidissement, à l'image des émissions d'aérosols.

Le réchauffement climatique peut être illustré à partir d'une approche énergétique. À température constante, la Terre reçoit autant d'énergie qu'elle en perd. Son bilan radiatif, défini par la différence entre l'énergie radiative reçue et l'énergie radiative émise, est alors nul. Globalement, les activités humaines entraînent un déséquilibre du bilan radiatif, notamment à cause de l'accumulation de GES dans l'atmosphère. Ces gaz accentuent l'effet de serre naturel et la Terre conserve alors plus d'énergie qu'à son état d'équilibre. Par conséquent, le bilan radiatif de la Terre devient positif et cela entraîne un réchauffement du système climatique.

L'évolution future de la température moyenne planétaire dépendra en grande partie de l'évolution de nos émissions de GES. La figure 1.2 présente l'évolution historique de cette température et des projections pour cinq scénarios représentatifs issus du sixième rapport d'évaluation du GIEC [201]. Historiquement, l'élévation de température a été d'environ +1,1°C entre les périodes 1850–1900 et 2011–2020. Alors que les scénarios les plus ambitieux pourraient permettre de limiter le réchauffement climatique sous +1,5°C ou +2°C à horizon 2100 par rapport aux températures préindustrielles, les scénarios les plus pessimistes mèneraient à une augmentation de la température moyenne comprise entre +3,3°C et +5,7°C.

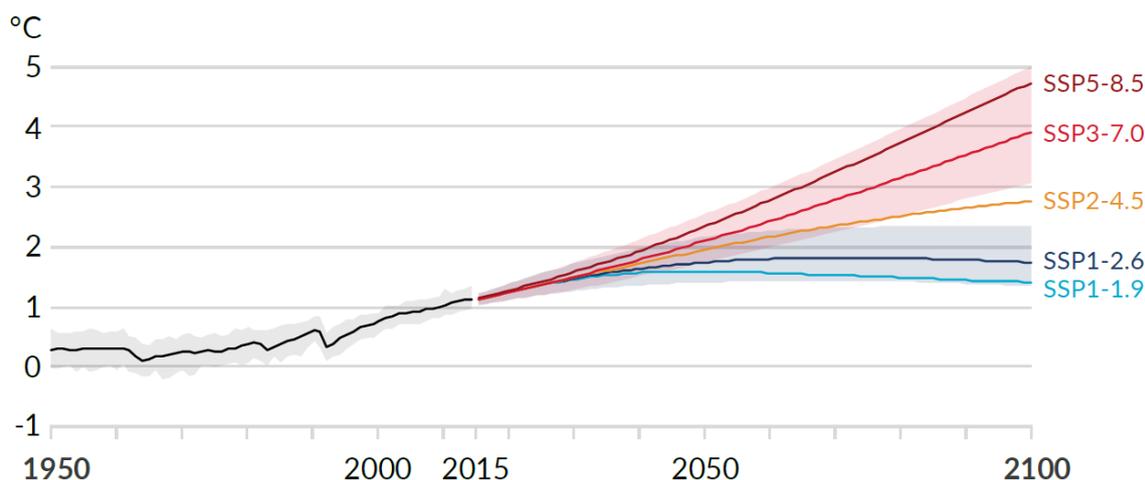


FIGURE 1.2 Évolution de la température de surface moyenne pour différents scénarios [201].

Les conséquences du réchauffement climatique sont multiples et variées. Fonte des glaces, montée des eaux, stress hydrique, baisse des rendements agricoles, vagues de chaleur ou perte de biodiversité représentent des exemples dont l'ampleur dépendra du niveau de réchauffement. Deux voies d'action sont alors nécessaires pour lutter contre le changement climatique : l'adaptation et l'atténuation. Alors que la première voie a pour objectif de s'adapter aux conséquences du changement climatique, l'objectif de la seconde voie est de limiter l'ampleur de ce dernier.

Dans ce contexte, l'accord de Paris a été signé en 2015 lors de la COP21 par la grande majorité des pays pour faire face au défi climatique [67, 286]. Les objectifs de cet accord sont de « [contenir] l'élévation de la température moyenne de la planète nettement en dessous de +2°C par rapport aux niveaux préindustriels et [de poursuivre] l'action menée pour limiter l'élévation de la température à +1,5°C par rapport aux niveaux préindustriels ». À terme, l'objectif sera notamment d'atteindre la neutralité carbone au niveau mondial. Cela signifie que les émissions anthropiques nettes de CO₂ devront être nulles (voire négatives), c'est-à-dire que les émissions anthropiques brutes de CO₂ seront entièrement compensées par les puits de carbone anthropiques.

Outre les enjeux climatiques, les activités humaines induisent de nombreux autres impacts environnementaux. Par exemple, l'occupation des sols, la consommation d'eau, l'intégrité de la biodiversité, l'eutrophisation des eaux ou encore la toxicité humaine sont des impacts spécifiques qui méritent notre attention. Plus globalement, des travaux scientifiques récents développent le concept de limites planétaires, au sein desquelles l'humanité peut continuer à se développer et à prospérer pour les générations à venir [260]. La figure 1.3 fournit une représentation de ces limites et montre le franchissement de plusieurs d'entre elles. Ces travaux montrent l'importance de développer des approches holistiques sur les enjeux environnementaux.

1.1.2 Le transport aérien en chiffres

Dans ce contexte de transition écologique, le secteur des transports fait l'objet d'une attention particulière. Tout comme la consommation énergétique mondiale, le parc de véhicules de transport est en forte augmentation. Outre les émissions de GES, les différents transports génèrent aussi des impacts environnementaux supplémentaires. Par exemple, des nuisances sonores ou des dommages sur la santé humaine en raison des émissions de NO_x ou de particules fines sont à prendre en compte [54]. Le transport aérien est représentatif du secteur des transports concernant ces différents points.

Tout d'abord, la croissance du trafic aérien a été de plus de 5 % par an sur la période 2000–2019 selon les données de l'IATA [138]. Ainsi, environ 4,5 milliards de passagers ont pris l'avion en 2019 selon l'ATAG [27]. Néanmoins, la pandémie de Covid-19 a significativement impacté le transport aérien. En effet, le nombre de passagers a chuté d'environ 60 % en 2020. Dans son rapport Waypoint 2050 [28], l'ATAG prévoit dans son scénario médian que le trafic aérien retrouvera son niveau de 2019 en 2024 et aura une croissance annuelle moyenne de 3,1 % entre 2019 et 2050. Enfin, le transport aérien demeure relativement inégalitaire dans sa répartition puisque seulement 11 % de la population mondiale a pris l'avion en 2018 [113].

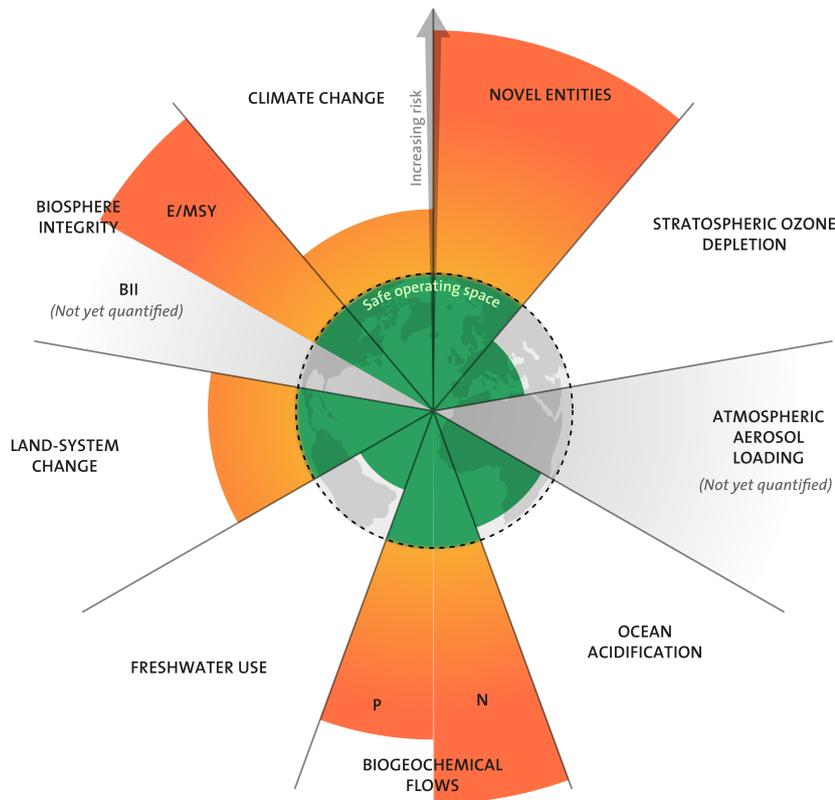


FIGURE 1.3 Représentation des différentes limites planétaires [311].

Concernant les performances des avions, ces dernières s'améliorent significativement depuis les années 1960. D'après le CORAC [68], la consommation de carburant par passager et par kilomètre a diminué de 80 % depuis 1960, soit environ 2,5 % par an, ce qui est cohérent avec la littérature scientifique [82]. Le vecteur énergétique utilisé par les avions est en revanche resté identique, à savoir le kérosène d'origine fossile.

Cependant, ces améliorations technologiques ne suffisent pas à diminuer la consommation globale de carburant du secteur aérien puisque la croissance du trafic est plus importante que celle des améliorations technologiques. Par conséquent, les émissions de CO₂ du secteur aérien ont augmenté. Les données de l'Agence Internationale de l'Énergie (AIE) montrent ainsi une augmentation moyenne des émissions de CO₂ de 2,3 % par an entre 2000 et 2019 [10].

En plus de ses émissions de CO₂, l'aviation affecte le climat à travers d'autres phénomènes physiques, nommés effets non-CO₂ [177, 178]. Ces différents impacts climatiques sont schématisés sur la figure 1.4. Par exemple, dans certaines conditions, des traînées de condensation se forment dans le sillage des avions. Ces dernières peuvent parfois persister et évoluer en cirrus difficilement distinguables des cirrus naturels [154]. Cet effet non-CO₂ aurait un impact global réchauffant important mais les estimations demeurent encore incertaines [118] (voir section 6.2.1).

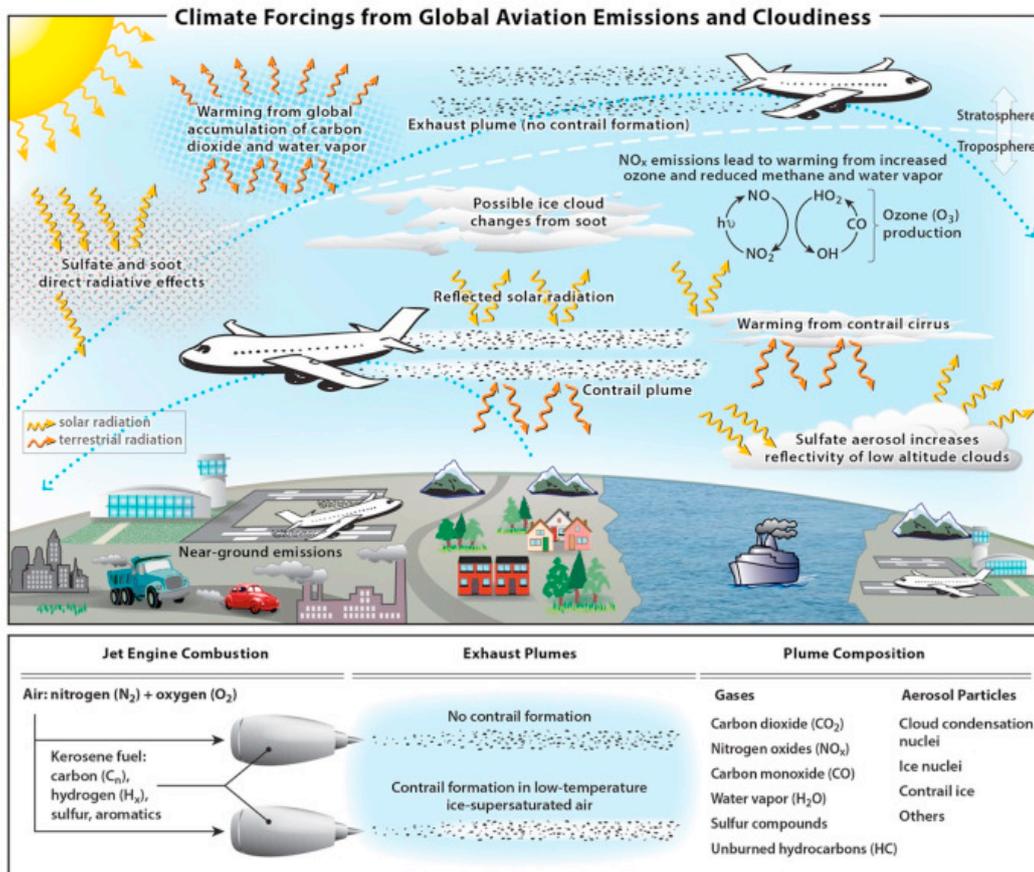


FIGURE 1.4 Aperçu schématique des différents impacts climatiques de l'aviation [177].

L'impact climatique de l'aviation peut être évalué et comparé à l'ensemble des activités humaines. Au niveau des émissions de CO₂, les estimations dépendent du périmètre considéré (aviation commerciale, émissions indirectes...) et sont comprises entre 2 et 3 % des émissions mondiales [82]. En considérant aussi les effets non-CO₂, l'impact climatique global de l'aviation représenterait 3,5 % de l'impact climatique des activités humaines sur la période 1750–2011 [177]. En restreignant sur la période plus récente 2000–2018, l'aviation commerciale serait responsable d'environ 5 % du réchauffement climatique récent [82].

En ce qui concerne les aspects énergétiques, l'aviation consomme à ce jour de l'énergie quasi exclusivement sous forme de kérosène issu du pétrole. Cette consommation a été de 14,4 EJ en 2019 [10]. Comparativement, la consommation mondiale de pétrole a été de 193 EJ en 2019, et plus globalement celle d'énergie primaire de 624 EJ [224]. Le transport aérien représentait donc en 2019 plus de 7 % de la consommation mondiale de pétrole et plus de 2 % de la consommation mondiale d'énergie.

Outre ses impacts climatiques et énergétiques, le secteur aérien est aussi responsable d'autres impacts environnementaux lors de l'ensemble du cycle de vie des avions. En effet, malgré des progrès technologiques importants, des nuisances sonores ou des émissions de polluants sont toujours

présentes, notamment près des aéroports. De plus, la consommation de ressources est un enjeu primordial pour le secteur aéronautique. Leur disponibilité est potentiellement limitée pour des raisons de gisements, de coûts ou géopolitiques. Cela concerne les ressources énergétiques (kérosène fossile et carburants alternatifs) et minérales (cobalt, titane...) [95].

1.1.3 Les leviers d'action de la transition écologique du secteur aérien

Ces différents chiffres montrent que l'aviation est responsable de multiples impacts climatiques et environnementaux. Le transport aérien doit donc mettre en place une transition pour diminuer son impact climatique et plus globalement son impact environnemental.

En se focalisant par exemple sur les enjeux climatiques, différentes mesures sont envisageables pour réduire l'impact de l'aviation sur le climat. Les leviers techniques représentent une opportunité pour décarboner le transport aérien via plusieurs solutions [82]. Tout d'abord, le levier technologique de l'amélioration de l'efficacité énergétique des avions, comme par exemple l'amélioration des motorisations ou la conception de nouvelles architectures, permettrait de réduire la consommation énergétique des avions. Ensuite, le remplacement du kérosène fossile par des vecteurs énergétiques alternatifs (électricité, hydrogène, biocarburants, électrocarburants) est un levier énergétique qui permettrait une baisse unitaire des émissions de CO₂. Enfin, les leviers opérationnels, comme par exemple l'optimisation des trajectoires de vol, pourraient être utilisés pour optimiser la consommation de carburant des avions mais aussi pour limiter les effets non-CO₂, et plus particulièrement les traînées de condensation [317]. Plus largement, des leviers politiques et socio-économiques pourraient aussi être activés. Les solutions sont alors variées : coût des technologies et de l'énergie [72, 283], mécanismes économiques de compensation carbone (CORSIA, EU-ETS...) [193, 250, 285] ou encore réglementations sur la demande et l'offre des vols [113, 164].

1.2 Présentation de la thèse

1.2.1 Problématiques

Le contexte décrit précédemment permet de définir des problématiques générales spécifiques aux enjeux de la transition écologique du transport aérien. Dans le cadre de cette thèse, trois problématiques principales ont été définies.

Comment dimensionner de futures architectures avion intégrant des systèmes plus électriques ?

Une des solutions techniques pour minimiser l'empreinte environnementale de l'aviation, particulièrement étudiée par les industriels du secteur aérien, est de développer des architectures innovantes plus efficaces. Dans les solutions disponibles à court terme, l'amélioration incrémentale des architectures avion représente une des pistes les plus prometteuses. Outre les améliorations propulsives, aérodynamiques et structurelles, cette dernière passe aussi par l'amélioration des systèmes avion, notamment via leur électrification [82].

L'enjeu est donc de développer des méthodes spécifiques pour dimensionner et optimiser de nouvelles architectures avion en phase d'avant-projet. Les performances de ces architectures doivent pouvoir être évaluées d'un point de vue environnemental pour quantifier leurs impacts. Les méthodes développées doivent aussi permettre l'intégration de systèmes avion pour mieux comprendre l'influence de ces derniers sur le dimensionnement global de l'avion. Enfin, les modèles développés doivent pouvoir répondre aux différentes contraintes de la conception avion (intégration simple dans des outils adaptés, temps de calcul compatible avec l'évaluation d'architectures...).

Comment définir des scénarios prospectifs durables pour le transport aérien ?

Plus globalement, adopter des approches holistiques en dessinant des trajectoires de transition pertinentes pour l'ensemble du secteur aérien est fondamental. Ces trajectoires dépendent d'une multitude de leviers d'action et de contraintes environnementales. À titre d'exemple, le développement d'architectures innovantes plus performantes, décrites dans la problématique précédente, représente un des leviers d'action pour décarboner l'aviation.

Ainsi, le développement de méthodes de simulation et d'évaluation de scénarios prospectifs pour l'aviation est un enjeu majeur. Ces méthodes doivent permettre d'inclure des leviers d'action divers qui peuvent être d'ordre technique ou non. De plus, de multiples contraintes environnementales doivent être incluses (climat, énergie...), ce qui nécessite de développer des méthodes pour les quantifier et choisir les plus pertinentes.

Comment relier les enjeux de la conception avion avec ceux du développement de scénarios prospectifs pour l'aviation ?

La conception avion et le développement de scénarios prospectifs pour le transport aérien sont deux domaines interdépendants. Par exemple, la connaissance des futures architectures avion permet d'affiner les scénarios prospectifs, quand la connaissance des objectifs climatiques à atteindre peut permettre de définir des objectifs de performances pour les futurs avions. Néanmoins, peu de travaux académiques se concentrent sur les interactions entre ces deux thématiques.

Par conséquent, l'enjeu est d'élaborer des liens entre les problématiques propres à la conception avion et celles liées au développement de scénarios prospectifs pour le transport aérien. Il est alors nécessaire de mettre en place des méthodologies qui forment des passerelles entre les deux thématiques et qui permettent de les alimenter mutuellement.

1.2.2 Objectifs

La définition des différentes problématiques permet de mettre en avant l'objectif principal de cette thèse. Il s'agit de contribuer au développement d'une approche holistique allant de la modélisation et du dimensionnement de nouvelles architectures avion à la simulation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Cette approche doit ainsi permettre de relier les enjeux spécifiques de la conception avion à ceux de l'analyse de scénarios prospectifs pour l'aviation.

Pour atteindre cet objectif, différents niveaux d'étude sont considérés dans ces travaux :

- les systèmes avion ;
- les architectures avion ;
- le transport aérien dans son ensemble.

Ces différents niveaux sont récapitulés sur la figure 1.5. Les systèmes avion sont un élément des architectures avion, qui sont elles-mêmes un élément du transport aérien. Pour chaque niveau, une description illustre l'objectif spécifique visé.

Cet objectif principal, associant différents niveaux d'étude, peut être décomposé en un certain nombre de sous-objectifs plus précis. Ces derniers, auxquels ces travaux devront répondre, sont listés ci-dessous :

- Modéliser des systèmes avion à un niveau avant-projet en utilisant des méthodologies variées ;
- Évaluer l'impact de l'intégration d'un système avion sur une architecture ;
- Dimensionner une architecture avion complète intégrant des systèmes avion ;
- Évaluer les performances, notamment environnementales, d'une architecture avion ;
- Modéliser les principaux leviers d'action pour définir des scénarios prospectifs pour l'aviation ;
- Simuler des scénarios prospectifs pour le transport aérien ;
- Évaluer la durabilité environnementale de scénarios prospectifs pour le transport aérien.

1.2.3 Positionnement

Ces travaux de thèse se déroulent dans le cadre de la chaire de recherche CEDAR (*Chair for Eco-Design of Aircraft*) entre l'ISAE-SUPAERO et Airbus. L'objectif de cette chaire est de définir et d'évaluer des concepts innovants d'avions, dans le but de réduire l'empreinte environnementale du transport aérien en prenant en compte ses aspects sociaux, économiques et industriels. En plus d'une collaboration sur des sujets de recherche, la chaire participe au développement de programmes pédagogiques, avec notamment un certificat en ingénierie environnementale.

Cette thèse s'inscrit dans le prolongement de plusieurs travaux menés au sein de l'ISAE-SUPAERO ou d'instituts partenaires, concernant notamment le dimensionnement de systèmes et d'architectures avion. Tout d'abord, une plateforme de conception avion, nommée FAST-OAD (*Future Aircraft Sizing Tool – Overall Aircraft Design*), est développé conjointement entre l'ISAE-SUPAERO et l'ONERA [74]. Cette dernière est un code *open-source* modulaire de dimensionnement et d'optimisation d'architectures avion. Ensuite, dans le cadre de la chaire CEDAR, une architecture disruptive de type aile volante avec propulsion distribuée électrique a été étudiée lors d'une thèse [290]. De plus, des travaux spécifiques au dimensionnement et à l'optimisation de systèmes avion ont été menés à l'Institut Clément Ader, notamment pour des systèmes mécatroniques embarqués [78]. En revanche, la conception avion d'un point de vue environnemental et la modélisation de scénarios prospectifs pour le transport aérien réalisées dans le cadre de cette thèse sont les premiers travaux de ce type au sein de l'ISAE-SUPAERO.

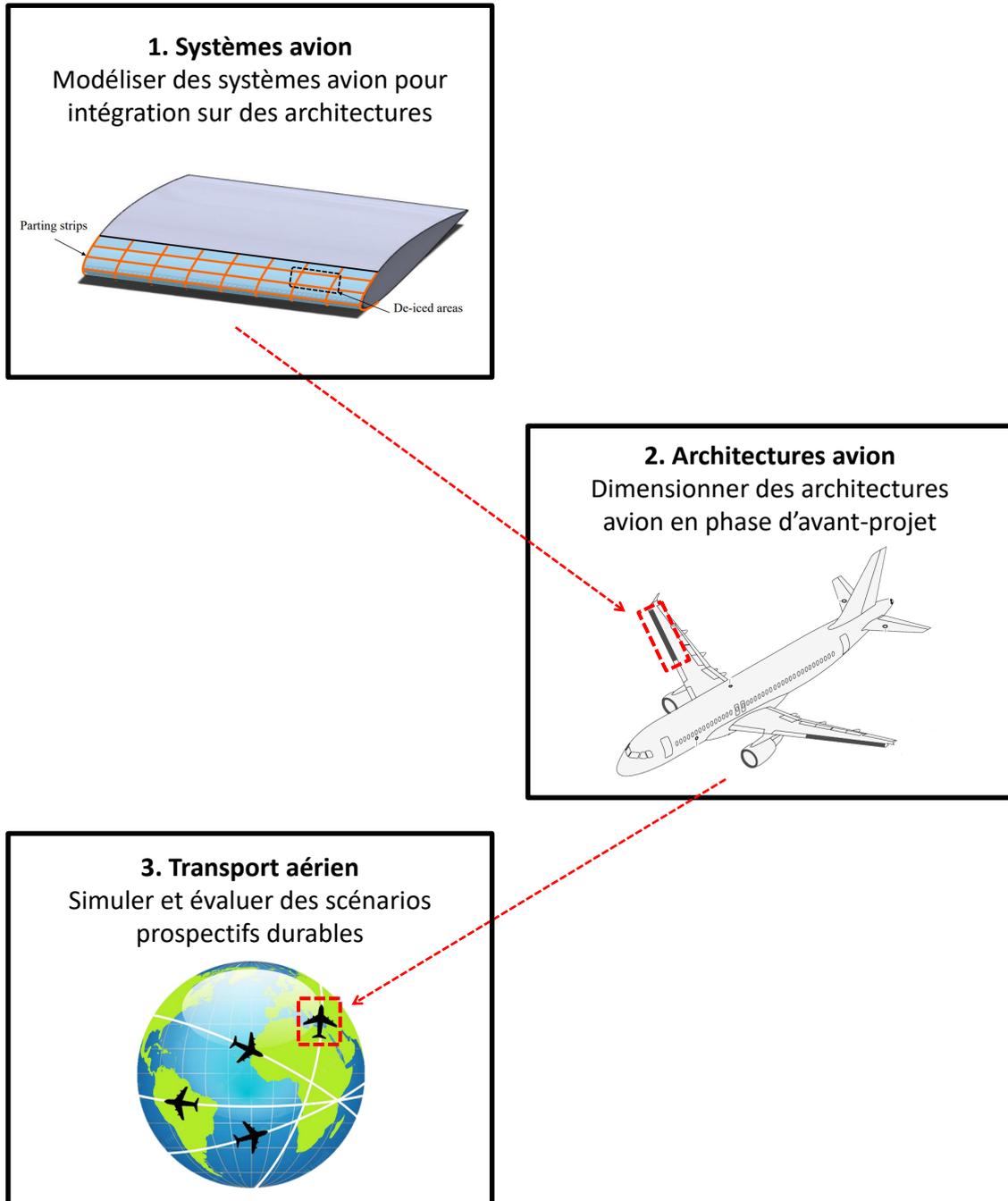


FIGURE 1.5 Illustration des différents niveaux d'étude de la thèse.

1.2.4 Organisation du manuscrit

Ce chapitre 1 a permis d'introduire le contexte scientifique sur les enjeux climatiques et environnementaux et leurs conséquences sur le transport aérien. Il a aussi permis de présenter les problématiques et les objectifs de cette thèse.

Dans la suite, le manuscrit est structuré en trois parties principales. Celles-ci permettent d'identifier les trois niveaux d'étude considérés dans cette thèse : les systèmes avion, les architectures avion et le transport aérien dans son ensemble. Chaque partie est composée de deux chapitres : l'un détaillant l'état de l'art sur la thématique, l'autre décrivant les travaux réalisés dans le cadre de cette thèse. Cette organisation, avec des études bibliographiques séparées, facilite la compréhension du raisonnement développé.

La partie I s'intéresse à la modélisation des systèmes dans le cadre de la conception avion. Le chapitre 2 fournit une présentation des systèmes avion. Un état de l'art sur leur modélisation et leur dimensionnement est réalisé, en détaillant préalablement différents types de modèles utilisables. Le chapitre 3 contient les méthodes et les modèles de systèmes avion développés dans cette thèse. Ces travaux se concentrent sur certains systèmes spécifiques.

Ensuite, la partie II se focalise sur le dimensionnement des architectures avion. Dans le chapitre 4, un état de l'art sur les méthodes et outils de conception préliminaire d'avions est réalisé, ainsi que sur les méthodologies pour évaluer les performances environnementales d'un avion. Le chapitre 5 se concentre sur l'application d'une méthodologie de dimensionnement à une architecture avion nommée BEITA (*Bleedless and Efficient Incremental Technologies Aircraft*). Cette dernière intègre notamment les systèmes modélisés en partie I. Des analyses de performances, notamment environnementales, sont réalisées sur les architectures avion obtenues.

La partie III se concentre quant à elle sur la simulation et l'évaluation de scénarios prospectifs pour le transport aérien dans son ensemble. Le chapitre 6 récapitule les travaux de la littérature scientifique en lien avec la modélisation de scénarios prospectifs pour l'aviation, en introduisant des notions complémentaires nécessaires pour l'évaluation de scénarios climatiques. Dans le chapitre 7, un outil de simulation de scénarios prospectifs, développé dans le cadre de cette thèse et nommé CAST (*Climate and Aviation – Sustainable Trajectories*), est introduit. En plus des méthodes et modèles implémentés dans CAST, des analyses de scénarios durables réalisées grâce à cet outil sont détaillées.

Pour terminer, les conclusions de ces travaux sont données dans le chapitre 8. Elles sont suivies d'un récapitulatif des contributions scientifiques réalisées dans le cadre de cette thèse. Enfin, à la suite des références bibliographiques, différentes annexes détaillent des analyses complémentaires issues de différents chapitres. Les ressources numériques utilisées dans cette thèse sont notamment données en annexe A.

Première partie

Modéliser des systèmes avion

Les systèmes avion assurent de nombreuses fonctionnalités. Sur les architectures actuelles, des systèmes électriques, pneumatiques et hydrauliques sont utilisés. L'électrification de ces derniers représente la principale solution envisagée pour réduire leurs impacts, même si des verrous technologiques demeurent. La modélisation de ces systèmes est donc un enjeu majeur et des modèles d'estimation doivent être développés pour déterminer leurs performances et leurs principales caractéristiques (masse, traînée additionnelle, puissance électrique) lors de leur dimensionnement.

Dans le cadre de ces travaux, des méthodes et des modèles sont proposés pour les systèmes les plus consommateurs en énergie et/ou en puissance électrique. Ainsi, l'électrification des systèmes pneumatiques (conditionnement d'air, protection contre le givre) est étudiée. Afin d'être exhaustif et plus juste dans les estimations des impacts de l'électrification des systèmes, les systèmes induits par l'électrification (génération et distribution de puissance électrique, management thermique) sont également modélisés. Ces derniers ont un impact significatif lors du dimensionnement des systèmes et plus largement d'un avion plus électrique.

Chapitre 2

État de l'art sur les systèmes avion, leur modélisation et leur dimensionnement

2.1 Introduction

Un avion est composé d'une structure (fuselage et aile), de moteurs mais aussi de systèmes avion. Ces derniers sont essentiels pour assurer de nombreuses fonctions non-propulsives en lien avec le pilotage, la sécurité, le confort ou les communications. Ces systèmes ont besoin de puissance et d'énergie provenant la plupart du temps des moteurs de l'avion. De plus, ils représentent également une masse embarquée supplémentaire et peuvent induire une traînée parasite qui dégrade les performances de l'avion. Ils peuvent ainsi représenter environ 10 % de la consommation totale de carburant de l'avion [82].

Modéliser ces systèmes représente un enjeu fondamental pour améliorer les conceptions préliminaires d'avions puisque leur intégration ajoute des contraintes supplémentaires d'ordre massique, volumique, thermique ou encore de puissance embarquée. Un modèle est une représentation physique, mathématique ou logique d'un phénomène physique, d'un système ou d'un procédé. La modélisation nécessite donc d'utiliser des méthodes adaptées au problème considéré. L'objectif est de disposer de modèles résultant d'un compromis entre précision et complexité [71]. Dans le cadre de la conception avion, cela permet de procéder au dimensionnement de systèmes et d'architectures, ce qui sera détaillé dans la partie II.

Le but de ce chapitre est donc double. D'une part, une présentation des principaux systèmes avion est réalisée dans la section 2.2. Ces systèmes impactent la consommation de l'avion, mais leur électrification pourrait permettre une réduction de leur consommation énergétique au niveau global, bien que des verrous technologiques demeurent. D'autre part, la section 2.3 présente un état de l'art sur la modélisation et le dimensionnement de systèmes avion. Des méthodes de modélisation sont préalablement présentées. Différentes applications issues de la littérature scientifique sont aussi décrites, particulièrement concernant les systèmes étudiés dans le cadre de ces travaux. Une analyse des besoins pour la thèse basée sur la bibliographie est enfin réalisée.

2.2 Systèmes avion dans un contexte d'avion plus électrique

2.2.1 Principaux systèmes avion

L'objectif de cette section est de présenter succinctement les principaux systèmes avion présents sur des architectures conventionnelles. En général, les systèmes sont distingués en fonction de la forme d'énergie qu'ils utilisent :

- les systèmes pneumatiques : de la puissance pneumatique est générée par prélèvement d'air sur les étages de compression du moteur ;
- les systèmes hydrauliques : de la puissance hydraulique est générée via une pompe à travers de la puissance mécanique prélevée sur le moteur ;
- les systèmes électriques : de puissance électrique est générée via un générateur à travers de la puissance mécanique prélevée sur le moteur.

Un récapitulatif schématique des principaux systèmes avion introduits dans cette section et des flux de puissance associés sont illustrés sur la figure 2.1.

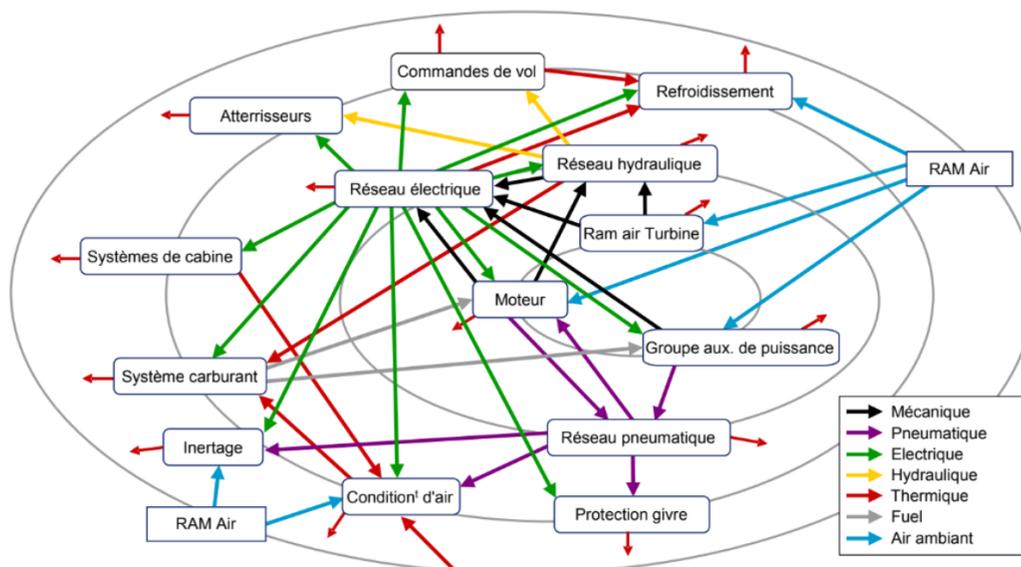


FIGURE 2.1 Systèmes et flux de puissance d'un avion commercial de type Airbus A320 [184, 194].

Dans la suite, les systèmes pneumatiques, les commandes de vol et les systèmes de distribution et de gestion de puissance sont détaillés. L'électrification de certains de ces systèmes, qui correspond à une démarche plus récente, est quant à elle présentée dans la section 2.2.3.

Systèmes pneumatiques : conditionnement d'air et protection contre le givre

Sur les architectures conventionnelles, les systèmes pneumatiques regroupent le système de conditionnement d'air (ECS pour *Environmental Control System* en anglais) et le système de protection contre le givre (IPS pour *Ice Protection System* en anglais). Ces derniers représentent les systèmes les plus consommateurs en énergie (ECS) et en puissance (ECS et IPS) d'un avion.

L'ECS est un système majeur [130] qui permet de maintenir un environnement viable et confortable (température, pression, humidité...) pour le personnel de bord et les passagers dans le cockpit et dans la cabine, mais aussi de renouveler l'air correctement [211]. Pour fonctionner, ce système a besoin de vannes, d'échangeurs de chaleur, de turbines, de compresseurs généralement alimentés par une puissance pneumatique, mais aussi de ventilateurs généralement alimentés par une puissance électrique [175]. Sur la plupart des avions actuels, la majorité de la puissance requise pour l'ECS est obtenue via de l'air chaud prélevé au niveau d'un étage compresseur sur les moteurs [237].

L'IPS qui, selon les systèmes, assure des fonctions d'anti-givrage (*anti-icing*) ou de dégivrage (*de-icing*), est un système qui assure l'absence ou la présence d'une quantité limitée de givre sur différentes parties de l'avion [112]. Par exemple, le bord d'attaque de la voilure est protégé afin de ne pas dégrader les performances aérodynamiques. De même, le système est présent sur la lèvre d'entrée de la nacelle pour éviter que du givre ne vienne endommager les aubes de la soufflante ou dégrader les performances aérodynamiques de l'entrée d'air. De nombreuses solutions technologiques existent pour assurer cette fonction [104, 323]. Sur les avions de ligne, la technologie la plus répandue pour ce système est l'utilisation d'air chaud prélevé au niveau d'un étage compresseur qui vient chauffer le bord d'attaque. Une autre solution, particulièrement utilisée pour l'aviation générale et régionale, est l'utilisation de boudins gonflables qui fracturent la glace par déformation mécanique [234].

Commandes de vol

Une des fonctionnalités primordiales sur un avion est de pouvoir contrôler son altitude et sa trajectoire de vol. Cela est assuré par le système de commandes de vol. Ce système est composé :

- du système de contrôle cockpit (manches, manettes, palonniers) ;
- du système avionique (calculateurs, bus) ;
- des surfaces de contrôle et des systèmes d'actionnement associés.

Il est possible de distinguer des systèmes de commandes de vol primaires et secondaires. D'une part, le système de commandes de vol primaires permet de piloter l'avion selon les différents axes de rotation. Il est composé des surfaces de contrôle suivantes (également appelées gouvernes) : les ailerons pour le contrôle du roulis, la gouverne de profondeur pour le tangage et la gouverne de direction pour l'équilibre en lacet. D'autre part, le système de commandes de vol secondaires permet d'assurer d'autres fonctions comme par exemple agir sur la portance ou la traînée de l'avion. Il est notamment composé des surfaces de contrôle becs et volets (dispositifs hypersustentateurs), du plan horizontal réglable, des aérofreins et du système d'inverseurs de poussée.

Ces systèmes de commandes de vol utilisent de la puissance pour fonctionner. Les systèmes d'actionnement de ces systèmes utilisent majoritairement de la puissance hydraulique pour contrer les efforts aérodynamiques sur les gouvernes. De nombreux types d'actionneurs sont décrits dans la littérature [194–196]. Plus marginalement, de la puissance électrique est utilisée pour le cockpit et l'avionique. Une vue d'ensemble du besoin en actionnement d'un avion commercial est donnée dans la figure 2.2.

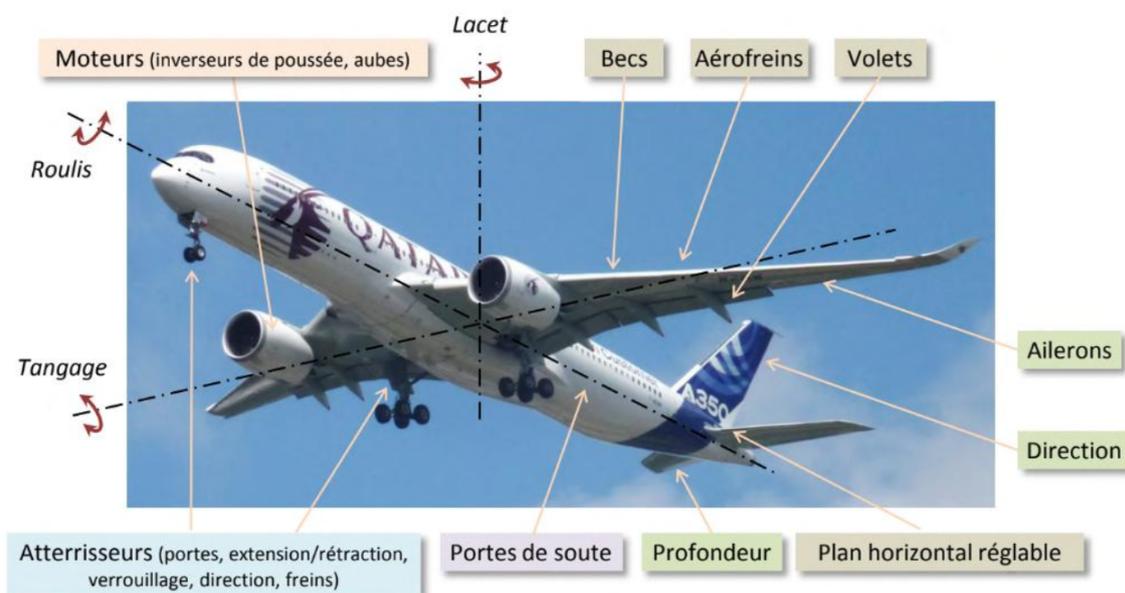


FIGURE 2.2 Besoins en actionnement d'un avion commercial [194].

Distribution et gestion de puissance

Une fonction importante réalisée par d'autres systèmes est la distribution et la gestion de puissance. Sur la majorité des avions, pour des raisons de sécurité, il existe une redondance des systèmes de distribution de puissance hydraulique, pneumatique et électrique. La puissance hydraulique et la puissance électrique peuvent être fournies par les moteurs grâce à des boîtes d'accessoires qui transforment la puissance mécanique de l'arbre du compresseur du turboréacteur via des systèmes d'engrenages eux-mêmes reliés respectivement à une pompe et à un générateur électrique. La puissance pneumatique est quant à elle obtenue par prélèvement d'air comprimé au niveau d'un étage du compresseur du moteur. Au sol et en cas de panne moteur, la génération de puissance est généralement assurée par le groupe auxiliaire de puissance (APU pour *Auxiliary Power Unit* en anglais), souvent situé dans la queue de l'avion. Ces différents systèmes de distribution contiennent des composants permettant la distribution de puissance (tubes hydrauliques, tubes pneumatiques, câbles électriques et connecteurs) aux différents systèmes et équipements. Des composants pour la gestion de la puissance comme pour le stockage (accumulateurs et batteries) sont également nécessaires pour garantir localement une puissance stable et disponible rapidement. Des composants actifs (alimentés) pour doser ou réguler (valves hydrauliques, vannes pneumatiques, convertisseurs de puissance électrique) sont également nécessaires pour ajuster les niveaux de puissance aux différentes charges (systèmes et équipements). Ces systèmes de distribution et leurs composants représentent une masse additionnelle et leurs composants actifs une puissance supplémentaire à fournir.

Autres systèmes

Enfin, d'autres systèmes peuvent être mentionnés. Par exemple, les systèmes carburant assurent l'alimentation du moteur en carburant stocké dans les réservoirs. Ils utilisent des composants et équipements comme des vannes et des pompes qui ont besoin de puissance et d'énergie pour fonctionner. Le système de train d'atterrissage, alimenté jusqu'à présent par une source hydraulique, permet le déploiement et la rétractation des trains ainsi que l'orientation du train avant. Des systèmes de secours sont également embarqués et représentent une masse "morte". Par exemple, la turbine de secours (RAT pour *Ram Air Turbine* en anglais) est déployée pour générer une puissance de secours en cas de panne totale de génération de puissance (turboréacteur et groupe auxiliaire de puissance), afin d'alimenter les systèmes essentiels pour atterrir en urgence. Enfin, il est possible de mentionner les charges commerciales (four, éclairage, divertissement, connectivité) qui représentent une consommation de puissance électrique non négligeable.

2.2.2 Impact des systèmes sur la consommation de carburant

Ces différents systèmes impactent l'avion pour plusieurs raisons. Outre les contraintes thermiques ou volumiques qui peuvent impacter le dimensionnement de l'avion, ils augmentent la consommation énergétique de l'avion à travers trois caractéristiques [212]. Tout d'abord, certains systèmes vont directement consommer de la puissance et de l'énergie sur le moteur pour assurer leur fonctionnement, via des prélèvements mécaniques (hydraulique ou électrique) ou pneumatiques. Ensuite, certains systèmes entraînent une modification des performances aérodynamiques de l'avion en générant de la traînée additionnelle, ce qui provoque également une surconsommation de carburant. Enfin, leur masse entraîne une surconsommation de carburant.

Concernant la consommation d'énergie et de puissance, plusieurs chiffres peuvent être donnés. Par exemple, la puissance totale des systèmes est d'environ 1.2 MW pour un avion de type monocouloir, à comparer aux 20 MW de puissance nécessaire pour la propulsion, soit 5,7 % de la puissance totale [82]. Le tableau 2.1 récapitule les puissances maximales pour les principaux systèmes d'un avion de type monocouloir.

Les valeurs fournies représentent les valeurs maximales qui peuvent être consommées durant les opérations de l'avion. En réalité, ces valeurs dépendent des charges appliquées sur ces systèmes comme par exemple les efforts et vitesses de déplacement pour les systèmes d'actionnement ou encore les conditions de température et de pression pour le système de conditionnement d'air. Ces charges dépendent donc des conditions environnementales de l'avion (zone de turbulences et rafales, jour chaud/froid, vol de jour/nuit...). Ces charges dépendent également des conditions opérationnelles de l'avion (nombre de passagers, vitesse de montée/descente...), des exigences de sécurité et des phases de vol comme illustré sur la figure 2.3. De ce fait, la consommation de puissance de chacun des systèmes évolue fortement au cours du vol et sa traduction en consommation de carburant est complexe à évaluer.

TABLE 2.1 Puissance maximale des systèmes sur un avion monocouloir [82].

Système	Puissance [kW]
Conditionnement d'air	520
Protection givre voilure	240
Protection givre nacelle	180
Génération et distribution (hydraulique)	30
Génération et distribution (électrique)	50
Commandes de vol	85
Charges commerciales	60
Systèmes train d'atterrissage	56
Systèmes carburant	15
Avionique	10

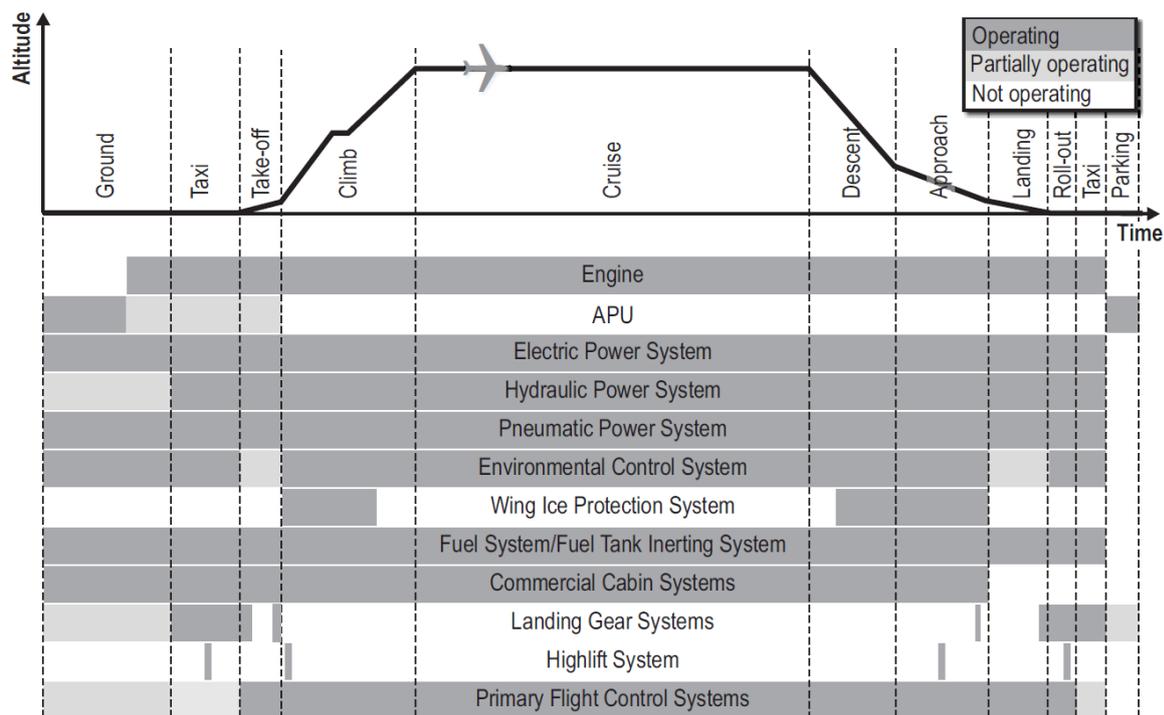


FIGURE 2.3 Opération des systèmes avion en fonction des phases sur un profil de vol standard [184].

Ensuite, la traînée générée par les systèmes peut être complexe à quantifier en raison des multiples interférences avec l'écoulement autour de la structure de l'avion. Le principal contributeur à la traînée est le système de conditionnement d'air qui requiert des entrées d'air comme source froide des échangeurs de chaleur. De façon similaire à la consommation de puissance, cette dernière varie au cours du vol ce qui entraîne une évaluation difficile.

Enfin, les systèmes représentent une masse non négligeable qui impacte à son tour la consommation énergétique de l'avion. Par exemple, ils correspondent à environ 14 % de la masse à vide d'un avion monocouloir [82]. Leur dimensionnement est réalisé sur leurs points de fonctionnement extrêmes.

2.2.3 Vers une électrification des systèmes avion

L'amélioration des systèmes non-propulsifs passe en grande partie par leur électrification [192]. Elle repose donc en grande partie par le remplacement des systèmes pneumatiques et hydrauliques par des systèmes électriques [59, 108]. Par exemple, remplacer les systèmes pneumatiques par des systèmes électriques permet à la fois une augmentation du rendement global de la turbine à gaz, une intégration physique plus facile et une maintenance simplifiée. Ce principe est illustré sur la figure 2.4 et est déjà partiellement implémenté sur de nouvelles architectures avion (Airbus A350 et A380, Boeing B787). À ce jour, seulement une électrification partielle des systèmes a été réalisée sur les dernières générations d'avions commerciaux mais la direction que prennent les acteurs du secteur est une électrification totale des fonctions non-propulsives avec le concept de *More Electric Aircraft* (MEA). Les applications des systèmes électriques couvrent toute la gamme des niveaux de maturité technologique (TRL pour *Technology Readiness Level* en anglais, un TRL de 1 correspondant au plus faible niveau de maturité et un TRL de 9 au plus fort).

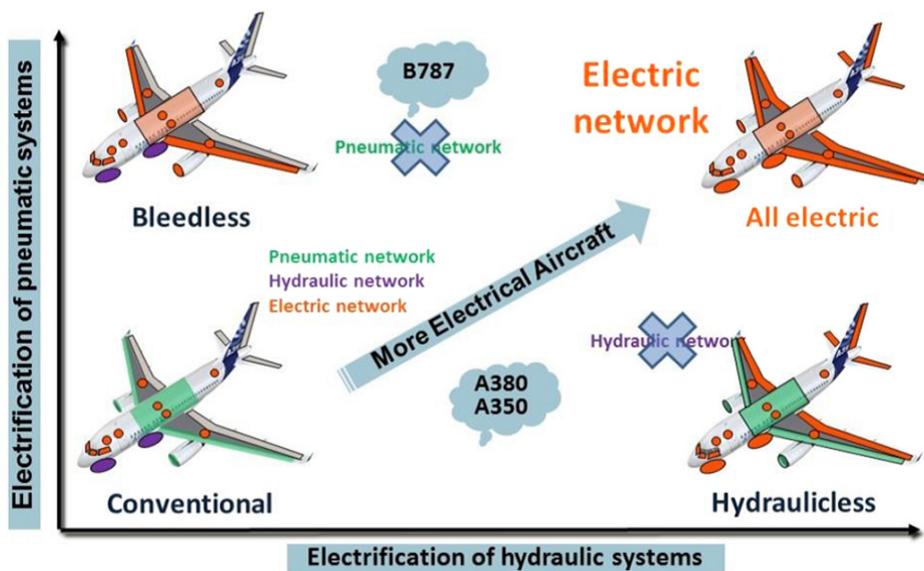


FIGURE 2.4 Les deux stratégies de l'avion plus électrique [108].

Pour les systèmes hydrauliques, en particulier pour les gros avions, l'objectif principal est de réduire la masse totale tout en facilitant l'intégration et l'entretien. Une électrification complète des systèmes hydrauliques mène à une architecture dite *hydraulicless*. À titre d'exemple, le remplacement d'un des réseaux de distribution hydraulique par un réseau électrique sur l'Airbus A380 a permis un gain de masse estimé à 500 kg [328]. Ce réseau électrique sert de source de puissance pour certains actionneurs de commandes de vol et pour le système d'actionnement d'inverseur de poussée. En outre, le remplacement des systèmes hydrauliques par des systèmes électriques permettrait l'élimination des fluides hydrauliques (Skydrol).

En ce qui concerne le remplacement des systèmes pneumatiques par des systèmes électriques, un des objectifs est de supprimer le prélèvement d'air chaud qui pénalise l'efficacité des turbines à gaz. L'avion Boeing B787 est devenu le premier avion commercial *bleedless* (sans prélèvement) en électrifiant les systèmes ECS et IPS. Le système de prélèvement d'air a en effet été supprimé en utilisant deux compresseurs à entraînement électrique pour l'ECS et des tapis chauffants électriques pour l'IPS. Cet avion intègre également l'électrification d'autres systèmes comme le démarrage moteur. Ces choix architecturaux conduisent à une élévation significative du niveau de puissance électrique embarquée sur l'avion (1 MW sur le Boeing B787) et donc une augmentation significative des masses des systèmes de génération et de distribution de puissance électrique. Néanmoins, Boeing estime un gain d'environ 3 % sur la consommation globale de carburant de l'avion [299].

Des études plus globales sur l'électrification des systèmes, avec par exemple un avion entièrement électrique dont seule la propulsion est assurée par des moteurs thermiques, estiment une réduction de la masse d'environ 10 % et une réduction de la consommation par siège d'environ 9 % [53, 131].

Pour finir, un cas particulier de l'électrification concerne les opérations au sol. Ces dernières représentent en effet une source de dépense énergétique importante, en particulier pour les courts et moyens courriers. Par exemple, pour un avion court-courrier, elles représentent environ 6 % de la consommation de carburant du vol [350]. Une solution envisagée à court terme est de réaliser les déplacements des avions au sol (assurés actuellement par les moteurs) par des systèmes électriques embarqués (EGTS pour *Electric Green Taxiing System* en anglais). Ces moteurs électriques intégrés dans les trains d'atterrissage évitent de recourir aux turboréacteurs, qui sont peu efficaces à très faible vitesse. Ils permettraient ainsi des économies de carburant de l'ordre de 3 % sur une mission de 1000 NM [187]. En revanche, sur des missions où la phase de roulage est négligeable par rapport au vol complet, ce système est considéré comme une masse supplémentaire trop lourde. Une autre solution est d'utiliser le concept de *taxibot*, un véhicule à énergie potentiellement électrique chargé de tracter l'avion entre la porte d'embarquement et la piste [134].

2.2.4 Enjeux de l'électrification des systèmes avion

En complément des informations fournies dans la section précédente, deux autres sérieux avantages à l'électrification sont l'augmentation des rendements des composants de transmission de puissance et un meilleur dosage de la puissance. En effet, les différents composants électriques

sont généralement plus simples à instrumenter et à piloter. De ce fait, un système électrique peut quasiment fournir la juste quantité de puissance et d'énergie nécessaire pour l'application. De plus, de nouvelles architectures de systèmes de distribution électrique sont actuellement à l'étude afin de mieux gérer la fluctuation et la distribution de puissance des différents systèmes durant un vol. De façon générale, l'électrification a un intérêt car elle consomme moins de puissance moteur, à condition que l'augmentation potentielle de masse associée n'annule pas ce gain. Par ailleurs, de nombreux verrous liés à une électrification totale des systèmes demeurent et sont à l'étude [41, 98].

La première thématique de recherche concerne le développement de nouvelles architectures et technologies pour les systèmes et leurs équipements afin qu'ils fonctionnent avec une source de puissance électrique. Par exemple, le développement d'actionneurs fiables, légers et à grande durée de vie, de type électro-hydrostatique autonome en fluide hydraulique et électromécanique, fait l'objet de recherches pour différentes applications comme les trains d'atterrissage ou les commandes de vol [213]. Cependant, la suppression totale d'équipements hydrauliques reste un challenge en raison de leur performance et de leur facilité d'utilisation pour réaliser certaines fonctions primordiales [194].

La deuxième thématique concerne la génération et la distribution de la puissance électrique. Le passage à l'avion plus électrique conduit à l'augmentation du nombre de systèmes utilisant de la puissance électrique et donc à l'augmentation du niveau de puissance que doit gérer le système de génération et de distribution. Cette augmentation de la puissance nécessite le développement de composants haute puissance fiables. Par exemple, le câblage devient un système complexe, appelé *Electrical Wiring Interconnection System*, qui est composé de câbles, connecteurs et contacteurs entre autres, et qui nécessite une approche multiphysique et intégrée pour sa conception. Afin de maintenir un courant raisonnable, et donc aussi une masse raisonnable de composants, il est envisagé d'augmenter la tension du réseau entre 500 et 1000 V. Néanmoins, cela favorise les phénomènes d'arc électrique et de décharge partielle notamment avec la diminution de la pression atmosphérique. L'augmentation du nombre de composants électriques et électroniques et des niveaux de puissance amplifie aussi les phénomènes liés à la compatibilité électromagnétique.

Enfin, la gestion thermique est un point critique de l'électrification des avions car, contrairement à l'hydraulique ou au pneumatique, les pertes ne sont pas transportées et doivent être gérées localement. En effet, malgré le développement de composants à faibles pertes et donc à haut rendement notamment en électronique de puissance, le nombre de composants électriques est amené à croître. Des systèmes de management (ou gestion) thermique doivent alors être mis en place. Par exemple, des entrées d'air sont utilisées sur les Airbus A350 et A380 pour refroidir les actionneurs électro-hydrostatiques, pourtant de relativement faible puissance [195]. Par ailleurs, il est important de mentionner que le système carburant joue à ce jour un rôle crucial dans la gestion thermique du système propulsif car le carburant est utilisé comme source froide. Le passage à un avion tout électrique (y compris la propulsion), et donc la disparition du carburant et l'augmentation significative de la puissance électrique, constitue un challenge majeur concernant la gestion thermique.

2.3 Modélisation et dimensionnement de systèmes avion

Afin de dimensionner les différents systèmes avion, il est nécessaire de développer des modèles pour estimer leurs principales caractéristiques. Après une rapide présentation des méthodes de modélisation, des applications issues de la littérature et leurs limites sont données.

2.3.1 Méthodes de modélisation et exemples

La modélisation des systèmes avion a pour objectif de représenter ces derniers. Elle permet par exemple de dimensionner des systèmes pour déterminer leurs principales caractéristiques ou encore d'évaluer leurs performances. En conception préliminaire, elle s'effectue généralement à un niveau intermédiaire entre les exigences individuelles de chaque composant et les exigences du système. Ce niveau d'étude ne se concentre pas sur la conception détaillée de chaque composant.

Les modélisations peuvent être classifiées en trois catégories selon leur niveau de détails [44]. Tout d'abord, les modèles d'estimation permettent d'estimer les principales caractéristiques d'un système sans entrer dans le détail des composants. Ensuite, les modèles d'interaction (aussi appelés de simulation) permettent d'établir les interactions entre les différents composants. Enfin, les modèles d'évaluation permettent de vérifier plus précisément le fonctionnement des composants, y compris leurs réponses temporelles. Dans le cadre de ces travaux, des modèles d'estimation et/ou d'interaction sont utilisés. En effet, ce type de modèles est adapté aux approches préliminaires de dimensionnement en raison de leur simplicité relative et du nombre réduit de paramètres [44, 78].

Pour développer ces modèles d'estimation et/ou d'interaction, de nombreuses méthodes sont possibles : simulations numériques 2D/3D, modèles empiriques, analyses dimensionnelles, approches par interpolation de données expérimentales ou de catalogues, modèles de substitution ou métamodèles (*surrogate models*) [298], démonstrations à partir d'équations physiques fondamentales... Dans la suite, deux exemples particulièrement utilisés lors de ces travaux sont brièvement introduits.

Lois d'échelle

Une loi d'échelle permet de relier des caractéristiques sur des échelles de grandes amplitudes. Ces modèles d'estimation sont utilisés dans des domaines variés allant de la biologie [210] à la conception préliminaire de systèmes mécatroniques [45, 46]. Dans le cadre de ces travaux, les lois d'échelle permettent d'étudier les effets d'un changement géométrique sur les caractéristiques d'un composant "sur-mesure" par rapport à un composant de référence. En notant a^* le ratio entre une valeur a et une valeur de référence a_{ref} , les lois d'échelle reposent sur trois hypothèses principales :

- les propriétés des matériaux sont identiques pour la référence et le composant étudié (par exemple, $\rho^* = 1$ avec ρ la densité du matériau) ;
- il y a une similitude géométrique, c'est-à-dire, en notant x, y, z les longueurs dans les trois directions de l'espace, que $x^* = y^* = z^*$;
- un phénomène physique est dominant.

Les lois d'échelle peuvent être déterminées en manipulant des équations du système ou en utilisant l'analyse dimensionnelle. Elles sont établies sous la forme suivante de l'équation (2.1), en supposant i paramètres x_i , avec y la caractéristique d'intérêt et α_i des nombres réels.

$$y^* = \prod_i x_i^{*\alpha_i} \quad (2.1)$$

Une application simple concerne par exemple la masse d'un composant. L'équation (2.2) donne la loi d'échelle entre la masse M d'un composant et une dimension caractéristique L , en reprenant les notations précédentes et en notant V le volume du composant.

$$M^* = \left(\iiint \rho dV \right)^* = \left(\rho \iiint dV \right)^* = \rho^* x^* y^* z^* = L^{*3} \quad (2.2)$$

Modèles de régression

Les modèles de régression permettent d'établir une relation mathématique entre une variable de sortie et une ou plusieurs variables d'entrée. Ces modèles sont généralement réalisés à partir de données expérimentales ou numériques. Cette approche est largement répandue dans l'ensemble des travaux de modélisation.

Le développement d'un modèle de régression nécessite de choisir une fonction mathématique qui permet d'obtenir la variable de sortie en fonction des variables d'entrée. L'objectif est de minimiser l'erreur entre les valeurs de sortie et les valeurs évaluées par la fonction pour les différentes variables d'entrée, en jouant sur la valeur de des paramètres de la fonction. Certaines fonctions de référence sont couramment utilisées.

Les modèles de régression linéaire sont les modèles les plus communs. Une fonction mathématique affine est alors utilisée. Plus généralement, des modèles polynomiaux sont utilisés pour obtenir de meilleurs approximations lorsque les relations en jeu ne sont pas linéaires. De façon générale, les régressions polynomiales sont performantes sur le domaine de construction.

En revanche, dans le cadre de phénomènes dont les domaines de variation sont de plusieurs décades, les modèles polynomiaux ne sont plus adaptés et les lois en puissance variable sont une alternative intéressante [274]. Leur formulation est similaire au principe des modèles polynomiaux mais est basée sur les logarithmes. Par exemple, l'équation (2.3) représente une loi en puissance variable d'ordre 3. Plus globalement, le modèle peut être réécrit sous la forme de l'équation (2.4).

$$\log(y) = \log(k) + \sum_i a_i \log(x_i) + \sum_{i \leq j} b_{ij} \log(x_i) \log(x_j) + \sum_{i \leq j \leq k} c_{ijk} \log(x_i) \log(x_j) \log(x_k) \quad (2.3)$$

$$y = k x_1^{f_1(x_1, \dots, x_q)} x_2^{f_2(x_2, \dots, x_q)} \dots x_q^{f_q(x_q)} \quad (2.4)$$

avec y la variable de sortie, x_i les variables d'entrée, q le nombre de variables d'entrée, k , a_i , b_{ij} , c_{ijk} des constantes numériques et f_i des fonctions polynomiales en $\log(x_j)$.

2.3.2 Applications aux systèmes avion dans la littérature scientifique

De nombreux travaux de la littérature scientifique décrivent des modélisations et des dimensionnements de systèmes, à la fois pour des composants aéronautiques et pour des systèmes complets. Des modèles d'estimation, d'interaction ou d'évaluation sont utilisés selon le niveau de détails des différentes références. Ces modèles sont le plus souvent analytiques.

Au niveau des composants, la majorité des études sont spécifiques à l'aéronautique bien que certaines méthodologies soient applicables à d'autres domaines. Quelques exemples sont donnés dans la suite de manière non exhaustive, notamment sur les composants d'ECS. Les entrées d'air d'avion pour des vitesses subsoniques sont par exemple modélisées à l'aide d'abaques basés sur des données expérimentales par l'*Engineering Sciences Data Unit* (ESDU) [92]. Concernant les composants électroniques, qui deviennent de plus en plus présents dans les avions, des modèles permettent d'estimer leur masse et leurs dimensions tout en respectant des contraintes thermiques et de performances. Par exemple, des modèles de substitution pour l'électronique de puissance, qui couplent des caractéristiques thermiques et électriques, sont détaillés dans [276]. De façon similaire, une modélisation de moteurs électriques et de leur chaîne de transmission complète sont développés dans [78]. Ensuite, de multiples architectures d'échangeurs thermiques sont étudiés dans la littérature aéronautique. Par exemple, des échangeurs à courants croisés utilisés pour les ECS sont modélisés dans [349] à partir de nombres adimensionnels comme le nombre de Nusselt. Des modèles similaires sont aussi utilisés pour dimensionner et optimiser des échangeurs dans le cadre d'architectures ECS [181, 331]. Enfin, la modélisation des turbomachines, tels que les compresseurs ou les turbines, peut être réalisée à l'aide de différents outils : diagramme de Cordier [69], diagramme Ns-Ds [31, 32] ou simulations numériques en aéronautique [302] et dans le domaine automobile [315].

Au niveau des systèmes, une modélisation fine incluant différents composants ou une modélisation plus globale peuvent être réalisées. Des exemples sur les systèmes ECS et IPS ainsi que sur des systèmes de management thermique induits par l'électrification sont présentés dans la suite.

Des ECS conventionnels et électriques sont étudiés dans la littérature scientifique. D'une part, concernant les systèmes conventionnels, [278] fournit des modèles thermodynamiques pour un ECS et étudie le comportement de ce dernier pour différentes phases de vol. De façon similaire, un modèle ECS comprenant une modélisation de la fonction de déshumidification est intégré à une architecture avion [297]. D'autre part, des modèles d'ECS électriques sont aussi développés dans la littérature et comparés aux architectures conventionnelles. Par exemple, un dimensionnement des systèmes conventionnels et électriques est présentée dans [84] pour différentes caractéristiques avion. Cette modélisation prend en compte l'intégration du système dans l'avion, à travers le contrôle de sa taille et de son positionnement, en incluant le réseau de tuyaux nécessaires au conditionnement d'air. Enfin, les systèmes conventionnels et électriques sont comparés à travers leur consommation induite en carburant dans [70]. La masse du système, sa traînée additionnelle générée, sa consommation électrique et ses éventuels prélèvements d'air sur les moteurs sont considérés dans ces travaux.

Des nombreuses solutions sont possibles pour l'IPS : systèmes pneumatiques thermiques ou avec boudins, systèmes électrothermiques ou électromécaniques, ou encore traitements de surface (*coating*). La plupart des solutions sont détaillés dans l'AIR1168/4 [3] ou dans des documents techniques [128]. Plus spécifiquement, des travaux se focalisent sur la modélisation et le dimensionnement de certaines technologies. Par exemple, les solutions thermiques nécessitent l'évaluation des besoins en puissance thermique [14, 323]. Les systèmes thermopneumatiques sont spécifiquement étudiés dans [15, 270]. Quant aux systèmes électrothermiques, des modèles sont par exemple détaillés dans [208]. Plus particulièrement, des modèles de tapis chauffants sont décrits dans [128, 180, 292, 295]. Enfin, des systèmes électromécaniques, utilisant le phénomène de résonance pour fracturer la glace avec par exemple des actionneurs piézoélectriques [253, 333], sont envisagés pour réduire significativement les besoins en puissance [47, 229]. Des travaux de modélisation s'intéressent à la caractérisation de ces systèmes sur plaques planes [337–339] mais aussi à leur intégration sur avion [246].

En raison de l'électrification des avions, les systèmes induits, comme les systèmes de management thermique, sont de plus en plus étudiés. En effet, ces systèmes pourraient impacter fortement le dimensionnement de l'avion. Par exemple, la masse des systèmes de refroidissement pourrait représenter 7 % de la masse d'une architecture de type turboélectrique [342]. Par conséquent, la prise en compte de l'intégration de ces systèmes lors de la phase de conception préliminaire est nécessaire. Des travaux ont par exemple été menés dans le cadre du dimensionnement d'un aéronef électrique à décollage et atterrissage verticaux, en prenant en compte les systèmes de management thermique [61]. De nombreuses solutions de management thermique sont étudiées dans la littérature aéronautique [330]. Au niveau de leur modélisation, des méthodologies pour intégrer ces différents systèmes sont en cours de développement [293]. Par exemple, une meilleure utilisation du carburant comme système de management thermique est étudiée dans [157]. De plus, les systèmes de management thermique basés sur l'utilisation de l'air extérieur sont étudiés dans [158]. Enfin, des travaux s'intéressent aussi au refroidissement de l'électronique de puissance sur des architectures hybrides [7, 29].

2.3.3 Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques

La plupart de ces travaux se limitent à des modélisations qui sont difficilement utilisables en conception avion. En effet, certains de ces modèles utilisent un nombre de variables trop important pour être facilement intégrés dans des outils de conception préliminaire. De plus, les caractéristiques principales des systèmes (masse, traînée, consommation électrique...) ne sont pas toujours calculées. Ensuite, certaines études se focalisent sur des systèmes conventionnels non électriques, et ne permettent donc pas une modélisation des solutions envisagées pour les futures architectures. Enfin, les systèmes induits par l'électrification ne sont pas toujours considérés et se limitent souvent à l'étude d'une unique solution, par exemple dans le cadre du management thermique.

Par conséquent, l'objectif de cette thèse est de développer des modèles d'estimation et/ou d'interaction pour des systèmes plus électriques, intégrant les systèmes induits par cette électrification et adaptés au cadre de la conception avion en phase d'avant-projet.

Chapitre 3

Modélisation de l'électrification des principaux systèmes avion

3.1 Introduction

Comme expliqué dans le chapitre 2, de nombreux systèmes avion permettent d'assurer des fonctions essentielles à l'avion. Ces systèmes impactent la consommation et le dimensionnement de l'avion. Leur électrification pourrait représenter une solution même si des verrous technologiques demeurent. Par exemple, l'ajout de systèmes électriques implique des problématiques de gestion de puissance électrique ou des contraintes thermiques. Ces systèmes plus électriques doivent donc être modélisés pour étudier leur intégration dans une architecture avion. Pour cela, des méthodologies variées peuvent être utilisées pour développer des modélisations de ces systèmes.

Ces travaux de thèse se focalisent sur certains systèmes avion spécifiques. D'une part, les systèmes pneumatiques (ECS, IPS) sur les architectures conventionnelles sont étudiés car ils représentent les systèmes les plus consommateurs en énergie et en puissance d'un avion. Leur électrification permettrait de rendre une architecture *bleedless*. D'autre part, les systèmes induits par l'électrification des systèmes sont étudiés. Ces travaux se concentrent sur les systèmes de génération et de distribution de puissance électrique et sur les systèmes de management thermique.

L'objectif de ce chapitre est donc de présenter les modèles et les méthodes associées pour les différents systèmes étudiés dans cette thèse. Pour chaque système, il s'agit de déterminer des modèles pour estimer les caractéristiques principales suivantes : masse, traînée additionnelle et puissance électrique. Ces modèles seront utilisés dans le chapitre 5 pour dimensionner des systèmes et architectures avion. Tout d'abord, un système électrique de conditionnement d'air est modélisé dans la section 3.2 par une approche détaillée par composant intégrant des modèles d'estimation et d'interaction. Ensuite, plusieurs systèmes de protection contre le givre, conventionnels et électriques, sont modélisés par une approche plus simple dans la section 3.3 à l'aide de modèles d'estimation. La section 3.4 présente quant à elle des modèles d'estimation pour les systèmes induits par l'électrification des systèmes avion. La validation des modèles est abordée dans la section 3.5. Enfin, une synthèse de la partie I est proposée en section 3.6.

3.2 Système électrique de conditionnement d'air

3.2.1 Présentation du système et méthode de modélisation

L'ECS est le système avion le plus consommateur en énergie et puissance. Il assure des fonctions variées : climatisation, chauffage, renouvellement d'air ou encore contrôle de l'humidité et de la pression. Sur la plupart des avions commerciaux, des architectures conventionnelles, basées sur le prélèvement d'air des moteurs, sont utilisées. Les avions sont généralement composés de deux packs ECS, pour des raisons de fiabilité, ainsi que d'un réseau de conduits pour distribuer l'air. Dans la suite, une architecture électrique simplifiée, inspirée par l'architecture du Boeing B787, est considérée.

La figure 3.1 est une représentation schématique de l'architecture étudiée dans ces travaux. Au niveau du fonctionnement, de l'air est directement prélevé depuis l'extérieur via des entrées d'air. Il est ensuite comprimé à l'aide de compresseurs entraînés par des moteurs électriques. Le nombre de motocompresseurs dépend des besoins en puissance et donc de la taille de l'avion. L'air passe ensuite dans l'*Air Cycle Machine* (ACM), composée d'échangeurs et de turbomachines. Il passe par un premier échangeur de chaleur pour diminuer sa température, puis dans un compresseur pour gagner en pression. L'air passe ensuite dans un second échangeur et est détendu dans une turbine. Cette turbine permet de fournir l'énergie nécessaire au compresseur de l'ACM et à un ventilateur qui permet de refroidir les échangeurs avec de l'air extérieur. Enfin, l'air en sortie d'ACM est mélangé avec de l'air recirculé de la cabine. L'objectif est d'atteindre les caractéristiques requises pour le débit, la pression et la température.

Les fonctions de déshumidification, généralement assurées par des composants additionnels au sein du pack air qui permettent d'extraire l'eau contenue dans l'air, ne sont pas étudiées dans cette modélisation. De plus, il est supposé que ce système permet d'assurer l'ensemble des fonctions sans utiliser de systèmes supplémentaires de type *Vapor Cycle System* (VCS), basés sur l'utilisation de fluides frigorigènes.

En comparaison aux architectures pneumatiques conventionnelles, cette architecture possède plusieurs avantages. Tout d'abord, l'utilisation d'un moto-compresseur permet de piloter plus facilement les caractéristiques de l'air, sans être directement dépendant de prélèvements d'air dans les moteurs. Cela permet ainsi de doser la puissance et donc d'améliorer le rendement global. Ce système permet aussi de libérer du volume dans les nacelles via la suppression des échangeurs préliminaires (*precooler*) utilisés sur les architectures conventionnelles en raison des températures élevées lors du prélèvement moteur. De plus, le fonctionnement de l'ECS n'affecte pas directement le fonctionnement du turboréacteur qui peut alors être optimisé sans considérer de prélèvements d'air. En revanche, l'électrification entraîne plusieurs contraintes. En effet, la puissance maximale électrique requise est augmentée conduisant à un surdimensionnement des générateurs électriques et des composants distribuant la puissance électrique. Enfin, l'ajout de moto-compresseurs de forte puissance entraîne une augmentation de la masse de l'ECS.

L'architecture ECS étudiée dans ces travaux est modélisée de façon détaillée à l'aide de modèles d'estimation et d'interaction. D'une part, une modélisation globale du système est réalisée. Elle permet

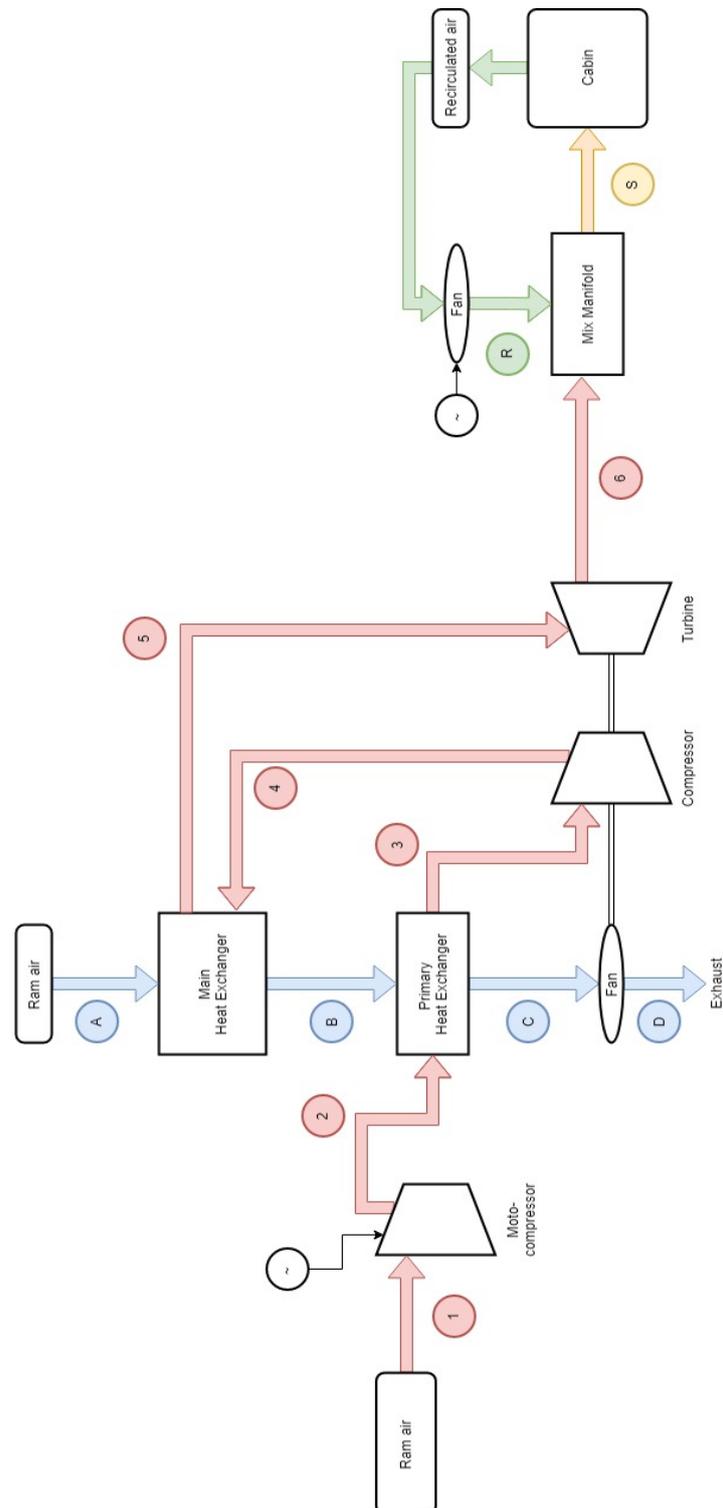


FIGURE 3.1 Schéma de l'architecture électrique ECS étudiée – En rouge l'air chaud de l'ECS, en bleu l'air froid, en vert l'air recirculé de la cabine et en jaune l'air soufflé en cabine après mélange.

de calculer les performances globales que doit assurer l'ECS. Ces performances sont notamment quantifiées en estimant les charges thermiques de l'avion et des débits d'air requis. De plus, des modèles thermodynamiques sont donnés et permettent de modéliser les interactions entre les différents composants du système ECS. D'autre part, des modèles sont donnés pour chaque composant du système : entrées d'air, échangeurs de chaleur, turbomachines (compresseurs, turbines, ventilateurs), moteurs électriques et réseau de conduits. Ces différents modèles sont complétés par des modélisations classiques des caractéristiques thermodynamiques de l'air, telles que le modèle de l'atmosphère normalisée (ISA pour *International Standard Atmosphere* en anglais) [135] ou la loi de Sutherland [89], qui seront utilisées dans l'ensemble de ces travaux de thèse.

Avant de présenter les différents modèles développés, il est nécessaire de déterminer des scénarios dimensionnants pour l'ECS. Ces scénarios permettent de définir les conditions dans lesquelles les limites de fonctionnement du système sont atteintes, et donc à dimensionner le système et ses composants. Dans ces travaux, deux scénarios dimensionnants et un scénario standard sont considérés, en incluant aussi l'étude de la défaillance d'un des deux packs ECS :

- "Jour chaud" : températures extérieures, nombre de passagers et flux solaire maximaux ;
- "Jour froid" : températures extérieures minimales, nombre de passagers minimal (20 % du nombre maximal), absence de flux solaire ;
- "Jour standard" : températures extérieures ISA, nombre de passagers moyen (taux de remplissage de 80 %), flux solaire maximal.

Les différents modèles d'estimation et d'interaction développés dans ce chapitre seront par la suite connectés afin de procéder à une application de dimensionnement d'ECS, en prenant en compte les scénarios dimensionnants définis. Ces travaux seront détaillés dans le chapitre 5.

3.2.2 Modélisation globale du système

Dans cette section, une modélisation globale du système est réalisée. Les deux premières parties permettent de calculer les performances requises de l'ECS. Les modèles associés sont notamment issus de [174, 320]. La dernière partie donne les modèles d'interaction entre les différents composants.

Charges thermiques

Dans le cadre d'un ECS, la première étape est de déterminer les charges thermiques de l'avion. Les charges thermiques totales HL_{tot} sont la somme de quatre charges thermiques.

Les charges thermiques externes HL_{ext} sont dues aux transferts thermiques par conduction et convection avec l'extérieur. Elles peuvent être simplement estimées à l'aide de l'équation (3.1) où U représente le coefficient de transfert thermique (de l'ordre de $0,7 \text{ W/m}^2/\text{K}$ pour un avion commercial), A la surface d'échange de l'avion, T_{skin} la température de peau de l'avion (qui dépend de la température extérieure) et T_{cab} la température en cabine (généralement 24°C).

$$HL_{ext} = UA (T_{skin} - T_{cab}) \quad (3.1)$$

Les charges thermiques métaboliques HL_{met} correspondent à la chaleur dégagée par les passagers et l'équipage. Elles sont définies par l'équation (3.2) avec N_{pax} et N_{crew} respectivement le nombre de passagers et le nombre de membres d'équipage.

$$HL_{pax} = N_{pax} (188 - 4,7 T_{cab}) + 2 N_{crew} (188 - 4,7 T_{cab}) \quad (3.2)$$

Les charges thermiques solaires HL_{sol} sont dues au flux solaire qui passe à travers les surfaces vitrées de l'avion. Elles s'expriment en fonction du flux solaire ϕ (qui dépend de l'altitude) et de la surface totale vitrée S_{glass} dans l'équation (3.3). Le coefficient correspond à la transmissivité des vitres et à la projection des surfaces vitrées.

$$HL_{sol} = 0,35 S_{glass} \phi \quad (3.3)$$

Les charges thermiques électriques HL_{elec} correspondent à la chaleur dégagée par l'ensemble des équipements électriques de l'avion. Elles sont exprimées dans l'équation (3.4) en fonction d'une partie fixe HL_{fix} qui dépend du scénario dimensionnant.

$$HL_{elec} = HL_{fix} + 60 N_{pax} \quad (3.4)$$

Les charges thermiques totales peuvent alors être calculées pour un avion pour différentes altitudes et pour les différents scénarios dimensionnants. Cela permet de tracer l'enveloppe des charges thermiques illustrée sur la figure 3.2. L'objectif du système ECS est d'équilibrer ces charges thermiques. Les valeurs positives nécessitent alors de mettre en place un refroidissement de la cabine, alors que les valeurs négatives correspondent à un besoin de chauffage. Dans le cas de panne d'un pack ECS, des assouplissements sont autorisés comme illustré sur la figure 3.2.

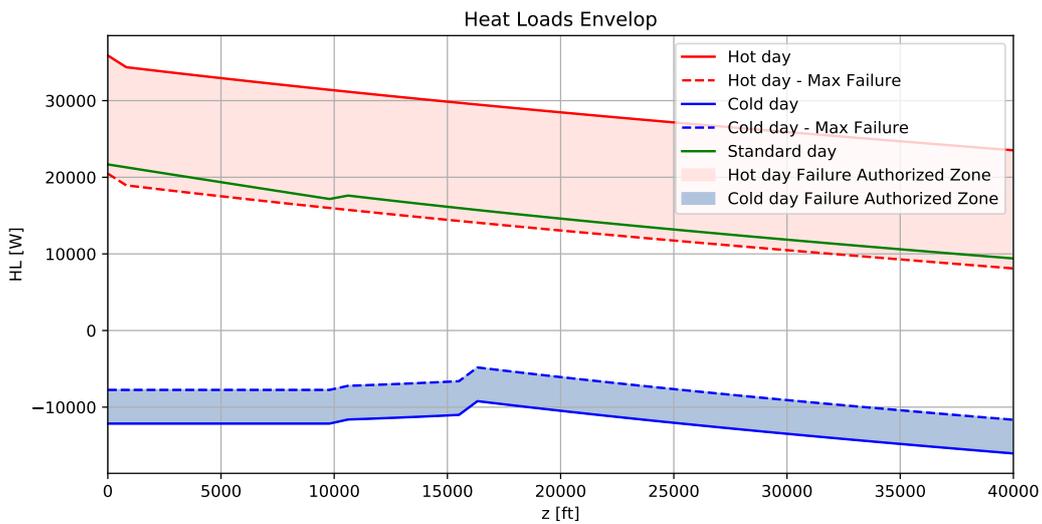


FIGURE 3.2 Enveloppe des charges thermiques pour un avion de type Airbus A320.

Débit minimal requis

La seconde étape est de calculer le débit d'air maximal, nommé *flow schedule*, que doit pouvoir fournir l'ECS. Pour cela, les débits requis sont calculés pour chacune des fonctions que doit assurer l'ECS : renouveler l'air en cabine, pressuriser ou re-pressuriser la cabine et refroidir ou chauffer la cabine si besoin.

Tout d'abord, le taux de renouvellement de l'air est déterminé afin d'assurer une quantité suffisante d'air frais pour les passagers et les membres d'équipage. Pour cela, les spécifications de certification CS-25 de l'EASA, qui couvrent les avions dits *large aeroplanes* et donc la majorité des avions commerciaux, sont utilisées. Par exemple, le débit minimal nécessaire est de 0,55 lb/min par passager dans le cas où les deux packs ECS sont fonctionnels, mais cette valeur est réduite à 0,4 lb/min en cas de défaillance.

En ce qui concerne les problématiques de pressurisation, l'équation (3.5) est utilisée pour déterminer le débit massique requis \dot{m}_{pres} . Pour la re-pressurisation, un taux de 11 mbar/min est considéré.

$$\dot{m}_{pres} = \begin{cases} 0,156 P_{cab} S_{leak} \sqrt{\frac{\left(\frac{P_{cab}}{P_{ext}}\right)^{-1,43} - \left(\frac{P_{cab}}{P_{ext}}\right)^{-1,71}}{T_{cab}}} & \text{si } \frac{P_{cab}}{P_{ext}} < 1,89 \\ 0,0405 \frac{P_{cab} S_{leak}}{\sqrt{T_{cab}}} & \text{sinon} \end{cases} \quad (3.5)$$

avec P_{cab} la pression en cabine, P_{ext} la pression extérieure et S_{leak} la section de fuite totale de l'avion.

Enfin, les débits pour les besoins en chauffage ou en climatisation sont estimés à partir d'une approche énergétique en utilisant les charges thermiques totales. L'équation (3.6) permet alors d'estimer le débit massique D_m avec C_p la capacité thermique massique de l'air et T_s la température de soufflage (8°C pour de la climatisation, 50°C pour du chauffage).

$$D_m = \frac{HL_{tot}}{C_p(T_{cab} - T_s)} \quad (3.6)$$

Par conséquent, le *flow schedule* peut être calculé en considérant la valeur maximale du débit massique pour l'ensemble des scénarios dimensionnants et des fonctions à assurer. Pour faciliter le dimensionnement du système, il est supposé que les fonctions de climatisation et de chauffage peuvent être réalisées avec des débits inférieurs. En effet, en modifiant la température de soufflage de l'air des packs et en le mélangeant avec de l'air recirculé de la cabine, il est possible d'obtenir la température et le débit requis en sortie du mélangeur. Par conséquent, le *flow schedule* est estimé en excluant ces deux fonctions et est généralement limité par le renouvellement d'air. Un exemple est donné sur la figure 3.3, en considérant le cas de la défaillance d'un pack ECS pour un scénario "jour froid".

Modèles thermodynamiques

Cette partie détaille les modèles thermodynamiques utilisés pour modéliser les différents composants et les interactions entre ces derniers. Des modèles similaires sont utilisés dans [278].

Au niveau des composants, pour modéliser les compresseurs et les turbines, des transformations isentropiques associées à un rendement isentropique η sont considérées. Par exemple, dans le cas

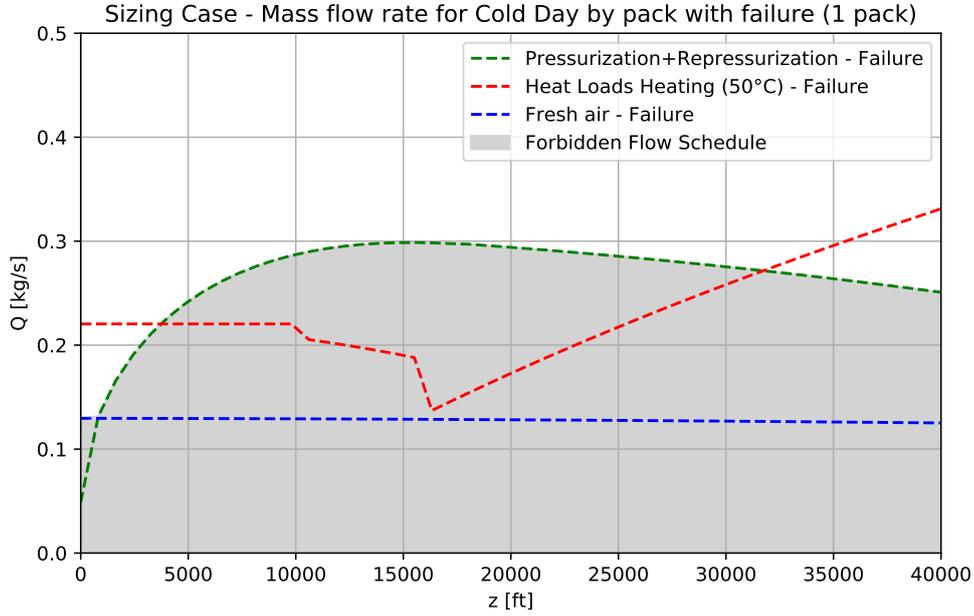


FIGURE 3.3 Débits requis pour un avion de type Airbus A320 en "jour froid avec défaillance".

d'un compresseur fournissant la puissance \mathcal{P}_C , les équations (3.7), (3.8) et (3.9) sont utilisées. D_m correspond au débit massique, T à la température réelle du fluide, T_{is} à sa température isentropique, P à sa pression, C_p à sa capacité thermique massique et γ à son indice adiabatique. Concernant les indices, i et o représentent respectivement l'entrée et la sortie du compresseur.

$$T_{is,o} = T_i \left(\frac{P_o}{P_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3.7)$$

$$\eta = \frac{T_{is,o} - T_i}{T_o - T_i} \quad (3.8)$$

$$\mathcal{P}_C = D_m C_p (T_o - T_i) \quad (3.9)$$

Pour les échangeurs de chaleur, un échange parfait est considéré entre les deux fluides (pas de pertes extérieures). Des pertes de charges sont exprimées via une différence ΔP ou via un rapport τ supérieur à 1. Les équations (3.10) et (3.11) sont alors utilisées en conservant les notations précédentes et en indiquant par 1 et 2 les deux fluides de l'échangeur.

$$D_{m1} C_{p1} (T_{o1} - T_{i1}) = D_{m2} C_{p2} (T_{i2} - T_{o2}) \quad (3.10)$$

$$P_i = P_o + \Delta P = \tau P_o \quad (3.11)$$

Au niveau global, en reprenant les numérotations de la figure 3.1, les pressions du flux d'air au niveau des différents composants du pack ECS peuvent être reliées via l'équation (3.12). τ représente un ratio (taux de compression, taux de détente, pertes de charges dans les échangeurs). La turbine est notée T , le compresseur C , le moto-compresseur MC , l'échangeur principal MHX et l'échangeur primaire PHX .

$$\tau_{MC} = \frac{P_2}{P_1} = \frac{1}{P_1} \frac{P_2}{P_3} \frac{P_4}{P_4} \frac{P_5}{P_5} \frac{P_6}{P_6} = \frac{P_6}{P_1} \frac{\tau_T \tau_{MHX} \tau_{PHX}}{\tau_C} \quad (3.12)$$

Des modèles sont aussi donnés pour le mélangeur d'air avec les équations (3.13) et (3.14). $D_{m,ACM}$ représente le débit massique d'air au niveau d'un pack ECS et $D_{m,recirc}$ celui au niveau du circuit de recirculation.

$$\frac{HL_{tot}}{2} = (D_{m,ACM} + D_{m,recirc}) C_p (T_{cab} - T_S) \quad (3.13)$$

$$D_{m,ACM} C_p (T_6 - T_S) = D_{m,recirc} C_p (T_{cab} - T_S) \quad (3.14)$$

3.2.3 Modélisation des composants – Entrées d'air

Présentation des entrées d'air

Le fonctionnement des packs ECS nécessite de prélever de l'air extérieur pour assurer le refroidissement des échangeurs et le débit d'air. À cette fin, des entrées d'air sont utilisées. Lorsque l'avion est à l'arrêt ou à faible vitesse, les ventilateurs permettent d'assurer le débit requis. Lorsque l'avion a une vitesse suffisante, de l'air passe naturellement dans les entrées d'air mais cela génère une traînée additionnelle.

Il existe deux principaux types d'entrées d'air, comme illustré sur la figure 3.4 qui montre les entrées d'air pour un pack ECS d'un Boeing B787 :

- *Scoop inlet* : cette géométrie génère une traînée importante mais facilite la prise d'air et l'augmentation en pression de l'air ;
- *Flush inlet* : cette géométrie crée peu de traînée mais le débit d'air et la montée en pression sont limités.

Ces entrées d'air peuvent aussi avoir des formes différentes. Elles peuvent par exemple être rectangulaires (comme sur la figure 3.4) ou plus aérodynamiques (entrées d'air NACA). Des volets peuvent enfin être utilisés pour réguler le débit d'air.

Pour ces travaux, des entrées d'air rectangulaires de type *scoop* sont considérées pour l'air du pack ECS puisque cette technologie permet un gain de pression plus important, qui ne devra donc pas être assuré par le moto-compresseur. En ce qui concerne le refroidissement des échangeurs, des entrées d'air NACA de type *flush* sont considérées en raison de leur faible traînée. Un contrôle actif du débit des entrées d'air à l'aide de volets est considéré.

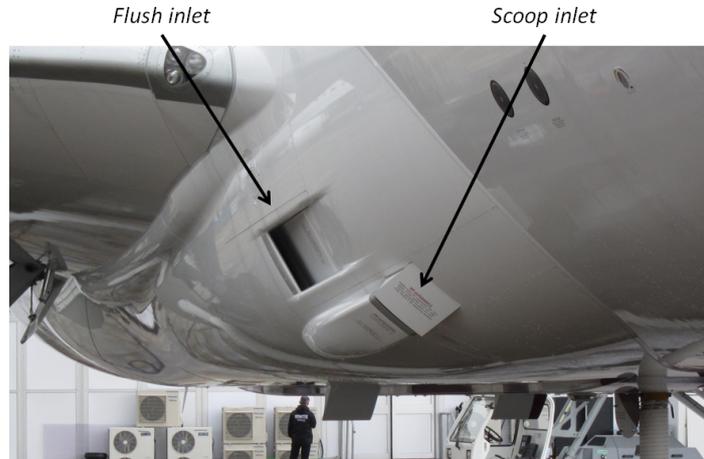


FIGURE 3.4 Entrées d'air du pack ECS du Boeing 787 [38].

Il est supposé que la consommation énergétique des volets est négligée. Les modèles développés ont pour objectif de déterminer les performances aérodynamiques des entrées d'air (notamment leur traînée) ainsi que leur masse.

Modélisation des performances aérodynamiques des entrées d'air

Dans cette section, des modèles pour estimer la traînée d'entrées d'air de type *scoop* sont décrits. La modélisation de la traînée des *scoop inlets* s'appuie sur les modèles et les abaques de données expérimentales issus de [92]. Des modèles similaires pour les entrées d'air de type *flush*, avec une démarche plus détaillée concernant les aspects géométriques, sont donnés en annexe B. De plus, la méthodologie de modélisation du gain de pression généré par les entrées d'air de types *scoop* et *flush* est donnée en annexe C. Elle est basée sur des métamodèles de simulations numériques CFD.

Préalablement, différentes hypothèses sur les caractéristiques géométriques des entrées d'air sont réalisées. Elles permettent notamment de calculer le ratio $\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0}$ à l'aide de modèles fournis dans [92]. Ce dernier représente le ratio entre le débit massique réel au niveau de l'entrée d'air \dot{m} et le débit massique théorique de l'entrée d'air \dot{m}_0 . Ce débit massique théorique, qui correspondrait au débit de l'entrée d'air si l'écoulement n'était pas perturbé, est défini par $\dot{m}_0 = \rho_0 A_0 V_0$ où ρ_0 est la masse volumique du fluide, A_0 la section de l'entrée d'air et V_0 la vitesse de l'écoulement.

La traînée de l'entrée d'air de type *scoop* D_{sc} est calculée à partir de l'équation (3.15). Cette formule fait intervenir un coefficient de traînée C_{Dsc} .

$$D_{sc} = \frac{1}{2} \dot{m}_0 V_0 C_{Dsc} \quad (3.15)$$

Le coefficient de traînée C_{Dsc} dépend de plusieurs termes. Ces derniers sont exprimés dans des abaques en fonction de plusieurs paramètres : le ratio $\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0}$, le nombre de Mach Ma , mais aussi de caractéristiques géométriques et aérodynamiques qui ont été fixées préalablement.

La lecture d'abaques, qui ne peut pas être directement intégrée dans des processus numériques, est remplacée par une modélisation via un modèle de substitution. Le coefficient de traînée est modélisé en fonction de deux paramètres : $\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0}$ et Ma (pour des valeurs comprises entre 0,2 et 0,8). Les données des abaques sont utilisées afin de générer un modèle de régression, basé sur des fonctions polynomiales. L'outil pyVPLM est utilisé pour réaliser la régression et l'analyse des résultats [300]. Ce dernier, basé sur les travaux [274], est aussi utilisé dans les annexes B et C.

La figure 3.5 montre les erreurs et écarts-types maximum et moyens pour des modèles polynomiaux d'ordre 3 en fonction du nombre de termes choisi pour le modèle. L'utilisation de plus de 5 termes ne permet pas d'améliorer significativement les performances du modèle. Par conséquent, un modèle polynomial d'ordre 3 avec 5 termes est utilisé, menant à des erreurs absolues maximales et moyennes inférieures à 0,1 %. La figure 3.6 montre quant à elle la comparaison entre les données et le modèle, ainsi que la distribution de l'erreur. Le modèle est ainsi donné dans l'équation (3.16) avec trois chiffres significatifs.

$$C_{Dsc} \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0}, Ma \right) = -7,72 + 12,4 \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} \right) + 0,706 Ma - 0,709 Ma \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} \right)^2 - 2,50 \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} \right)^3 \quad (3.16)$$

À titre d'application, pour un nombre de Mach de 0,8 et pour un débit d'air réel de 1 kg/s, les modèles donnent une traînée de 251 N pour une entrée d'air de type *scoop*. Pour une entrée d'air de type *flush*, dont les modèles sont donnés en annexe B, la traînée est plus faible et égale à 163 N.

Modélisation de la masse des entrées d'air

L'intégration d'entrées d'air nécessite des modifications structurelles ainsi que des composants supplémentaires comme des volets ou des actionneurs. L'estimation de cette masse additionnelle est relativement complexe.

Dans ces travaux, la modélisation de la masse des entrées d'air est basée sur des lois d'échelle. L'équation (3.17) permet d'exprimer la masse d'une entrée d'air M_{AI} en fonction de sa surface d'entrée S , de sa longueur l et d'une densité équivalente ρ_m . Cette équation peut être réécrite en considérant le débit massique de l'entrée d'air \dot{m} , connaissant la masse volumique de l'air ρ_a et la vitesse de l'écoulement V . En supposant les hypothèses classiques des lois d'échelle, comme la similitude géométrique, la masse de l'entrée d'air peut être estimée à partir de l'équation (3.18). Dans ces travaux, la masse de référence d'une entrée d'air (*scoop* ou *flush*) est de $M_{AI,ref} = 40 \text{ kg}$ pour un débit de référence de $\dot{m}_{ref} = 0,5 \text{ kg/s}$.

$$M_{AI} = \rho_m l S = \rho_m l \frac{\dot{m}}{\rho_a V} \quad (3.17)$$

$$M_{AI} = M_{AI,ref} \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{ref}} \quad (3.18)$$

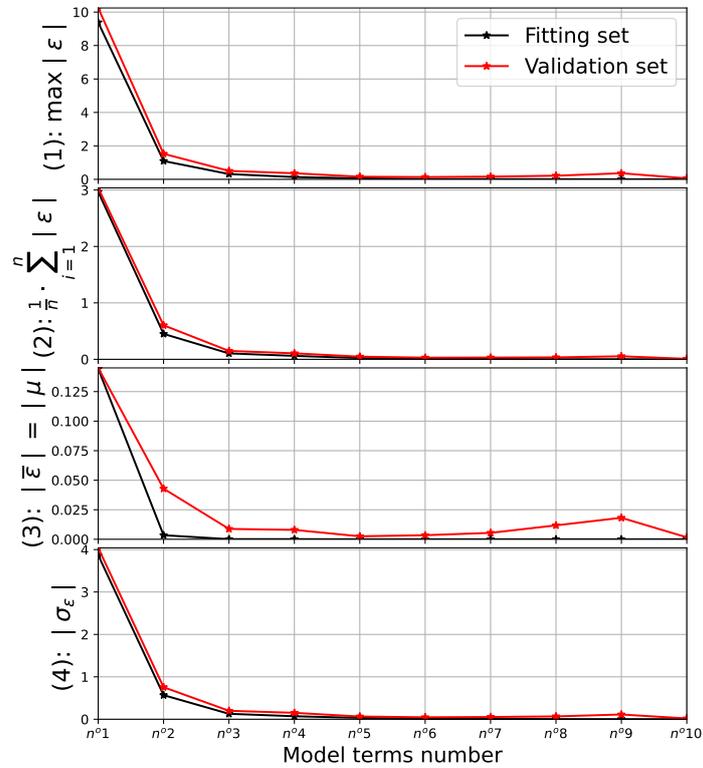


FIGURE 3.5 Résultats du modèle de régression sur C_{Dsc} – Erreurs et écarts-types.

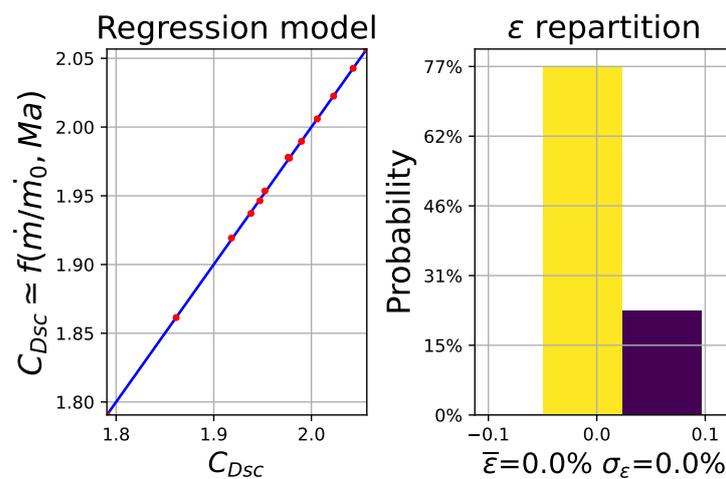


FIGURE 3.6 Résultats du modèle de régression sur C_{Dsc} – Validation et distribution de l'erreur.

3.2.4 Modélisation des composants – Échangeurs de chaleur

Présentation des échangeurs de chaleur

Les échangeurs de chaleur sont des composants qui permettent de réchauffer un fluide froid ou de refroidir un fluide chaud. La figure 3.7 montre un exemple d'échangeurs de chaleur intégrés sur un pack ECS réalisé par Liebherr pour le Comac C919. Les échangeurs de chaleur représentent donc une part importante du volume et de la masse du pack.

En aéronautique, il est important de trouver des composants à la fois légers et compacts afin de minimiser la consommation de carburant et de faciliter l'intégration dans des parties de la cellule souvent fortement contraintes. Ainsi, des échangeurs à courants croisés avec des ailettes, nommés *cross flow plate-fin heat exchangers*, peuvent être utilisés même si des solutions plus performantes mais aussi plus complexes existent. Ce type d'échangeur a pour avantage de posséder une grande surface d'échange grâce aux ailettes, ce qui le rend compact. Différentes formes d'ailettes existent (triangulaire, sinusoïdale, rectangulaire).

Dans le cadre de ces travaux, ce type d'échangeur avec des ailettes triangulaires est considéré. Ces mailles ont pour avantage d'être simples à modéliser et de délimiter des surfaces facilement calculables. Ainsi, de nombreux articles scientifiques ont pour thème l'étude de ces échangeurs avec mailles triangulaires [181, 349]. La figure 3.8 représente un schéma de la géométrie choisie, ainsi que la vision d'une maille élémentaire qui permettra de réaliser les modélisations.

Méthode

Les échangeurs de chaleur ne consommant pas d'énergie électrique et n'ajoutant pas de traînée à l'avion, l'objectif est de déterminer leur masse tout en évaluant les pertes de charge associées. Ces dernières sont calculées en supposant des valeurs d'entrée et de sortie pour les températures, pressions et débits des deux flux d'air. La méthodologie de modélisation, basée sur la méthode NUT (Nombre d'Unités de Transfert) [140, 214], peut être décomposée en différentes étapes :

1. Estimation des caractéristiques géométriques des mailles de l'échangeur ;
2. Estimation du nombre de Nusselt et du coefficient de convection ;
3. Estimation du coefficient de transfert thermique ;
4. Estimation de la capacité thermique minimale de l'échangeur ;
5. Estimation du nombre *NUT* de l'échangeur ;
6. Estimation des surfaces d'échange, des dimensions et de la masse de l'échangeur ;
7. Estimation du coefficient de friction et des pertes de charges de l'échangeur.

Cependant, une boucle algébrique est présente puisqu'une surface de référence (calculée dans l'étape 6) est nécessaire dans les modèles d'estimation du coefficient de transfert thermique (calculé dans l'étape 3) décrits dans la suite. Ainsi, une surface de référence S_0 , définie comme la surface des couches séparatrices des étages, est initialisée. L'objectif est d'obtenir une convergence pour cette valeur entre les étapes 3 et 6.

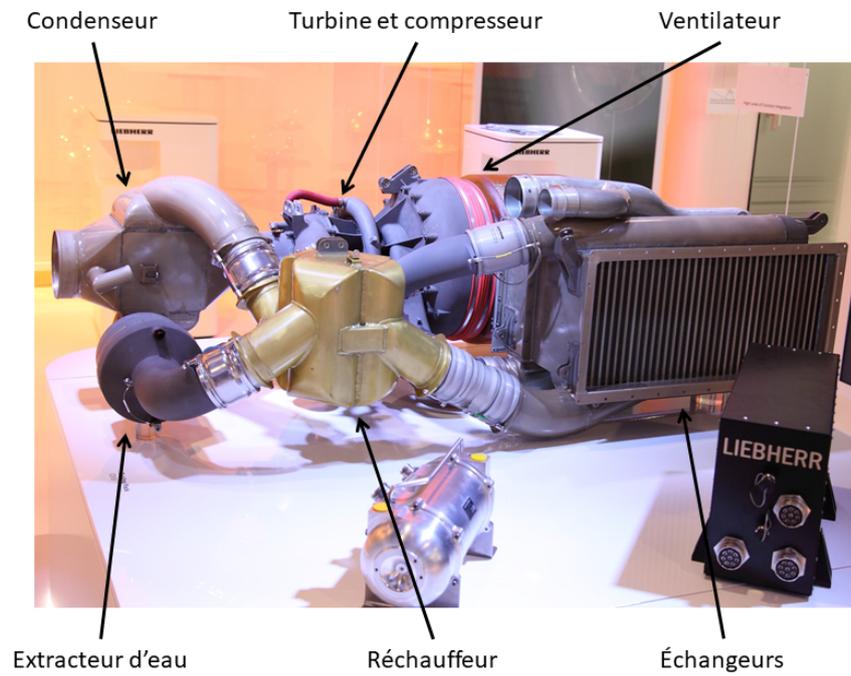


FIGURE 3.7 Pack ECS réalisé par Liebherr pour le Comac C919 [182].

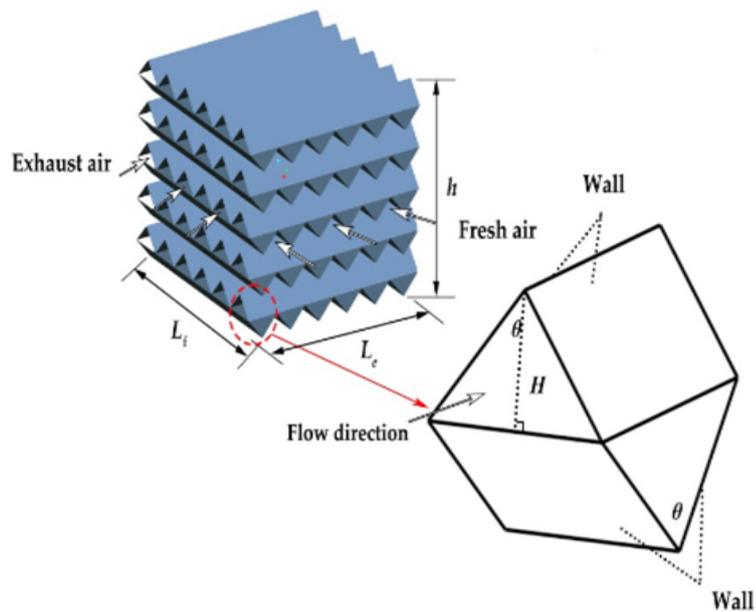


FIGURE 3.8 Schéma de la géométrie choisie pour les échangeurs de chaleur [349].

Modèles

L'étape 1 consiste à déterminer les caractéristiques géométriques de la maille élémentaire présentée sur la figure 3.8. Un diamètre équivalent (ou hydraulique) D_{eq} est déterminé pour les deux demi-maillages triangulaires qui représentent les flux d'air chaud et d'air froid. Ce diamètre équivalent, défini dans l'équation (3.19) à partir de la surface d'écoulement S_{cross} et du périmètre mouillé P_{wet} , est estimé à partir de la hauteur de triangle H et de l'angle de triangle θ indiqués sur la figure 3.8.

$$D_{eq} = \frac{4S_{cross}}{P_{wet}} = \frac{4 \cdot H \cdot 2H \tan\left(\frac{\theta}{2}\right)}{2H \tan\left(\frac{\theta}{2}\right) + \frac{2H}{\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)}} \quad (3.19)$$

L'étape 2 permet de calculer le nombre de Nusselt et le coefficient de convection de l'écoulement dans les mailles élémentaires. Le diamètre équivalent D_{eq} est considéré comme la longueur de référence. Dans ce type d'écoulement, en considérant des échanges par convection forcée, le nombre de Nusselt Nu peut généralement s'exprimer en fonction du nombre de Reynolds Re et du nombre de Prandtl Pr . Ces nombres sont définis dans les équations (3.20).

$$Re = \frac{\rho V D_{eq}}{\mu}, \quad Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda}, \quad Nu = \frac{h D_{eq}}{\lambda} \quad (3.20)$$

avec V la vitesse de l'écoulement, ρ la masse volumique du fluide, μ sa viscosité dynamique, C_p sa capacité thermique massique, λ sa conductivité thermique et h le coefficient de convection.

Dans le cas des conduites triangulaires, le nombre de Nusselt peut être calculé à l'aide de l'équation (3.21) [181, 349]. L'utilisation de la définition du nombre de Nusselt permet alors de calculer le coefficient de convection h .

$$Nu = 0,274 Re^{0,569} Pr^{0,333} \quad (3.21)$$

Le calcul du coefficient de transfert thermique est réalisé lors de l'étape 3 à l'aide des références [140, 156]. Tout d'abord, des efficacités pour prendre en compte les effets de conduction au niveau des ailettes sont calculées. Pour chaque fluide, l'efficacité réduite à une seule ailette η_f est calculée avec l'équation (3.22). L'efficacité globale η_0 est alors estimée via l'équation (3.23) en considérant une surface d'ailettes S_{fins} et la surface de référence initialisée S_0 .

$$\eta_f = \frac{\tanh(mH)}{mH} \quad (3.22)$$

avec m un paramètre défini tel que $m = \sqrt{\frac{2h}{\lambda_m \delta_m}}$ où λ_m est la conductivité thermique du matériau et δ_m l'épaisseur des couches de séparation et des ailettes.

$$\eta_0 = 1 - \frac{S_{fins}}{S_0 + S_{fins}} (1 - \eta_f) \quad (3.23)$$

Enfin, le coefficient de transfert thermique U_0 (calculé par rapport à S_0) est calculé en utilisant l'équation (3.24). Les notations précédentes sont conservées, en indiquant par H le fluide chaud et

par C le fluide froid. Le terme central correspond à la conduction entre les plaques, quand les deux autres termes correspondent à la convection pour les deux fluides en prenant en compte l'effet des ailettes.

$$\frac{1}{U_0 S_0} = \frac{1}{\eta_{0H} h_H (S_0 + S_{finsH})} + \frac{\delta_m}{\lambda_m S_0} + \frac{1}{\eta_{0C} h_C (S_0 + S_{finsC})} \quad (3.24)$$

L'étape 4 est le calcul de la capacité thermique minimale C_{min} . Elle est définie comme la valeur minimale du produit $D_m C_p$ pour les deux fluides, en notant D_m le débit massique.

L'étape 5 consiste à estimer le nombre NUT en utilisant la référence [214]. Les paramètres R et P sont introduits. Par exemple, dans le cas où le fluide chaud correspond à la capacité thermique minimale, les équations (3.25) et (3.26) sont utilisées. Les indices i et o correspondent aux valeurs en entrée et sortie d'échangeur respectivement.

$$R = \frac{D_{mH} C_{pH}}{D_{mC} C_{pC}} \quad (3.25)$$

$$P = \frac{T_{iH} - T_{oH}}{T_{iH} - T_{iC}} \quad (3.26)$$

Ainsi, le nombre NUT est obtenu à partir d'une résolution numérique de l'équation (3.27) dans le cadre d'un échangeur à courants croisés avec fluides non brassés.

$$P = 1 - e^{\frac{1}{R} NUT^{0.22} (e^{-R NUT^{0.78}} - 1)} \quad (3.27)$$

L'étape 6 permet ainsi de calculer la surface S de l'échangeur à l'aide de l'équation (3.28). Cette surface S est alors comparée à la surface S_0 et une itération du processus est réalisée jusqu'à convergence. Cette surface convergée permet de calculer les dimensions de l'échangeur ainsi que sa masse M_{HX} à l'aide de l'équation (3.29).

$$S = \frac{C_{min} NUT}{U_0} \quad (3.28)$$

$$M_{HX} = (S + S_{finsH} + S_{finsC}) \delta_m \rho_m \quad (3.29)$$

Enfin, l'étape 7 permet de calculer les pertes de charge de l'échangeur pour chaque fluide. Similairement à l'étape 2, un coefficient de friction f est calculé à partir du nombre de Reynolds via l'équation (3.30) [181, 349]. Les pertes de charges ΔP sont alors estimées avec l'équation (3.31) en notant L la longueur du conduit triangulaire.

$$f = 6,536 Re^{-0,421} \quad (3.30)$$

$$\Delta P = \frac{\frac{1}{2} f \rho V^2 L}{D_{eq}} \quad (3.31)$$

3.2.5 Modélisation des composants – Autres composants

Cette section se concentre sur une description des modèles pour les autres composants, tels que les turbomachines (compresseur, turbine, ventilateur), les moteurs électriques et le réseau de conduits.

Turbomachines

Les turbomachines sont présentes dans les systèmes de conditionnement d'air, au sein de l'ACM, ou connectées à des moteurs électriques pour comprimer l'air après les entrées d'air. Elles peuvent fournir de l'énergie au fluide (compresseur, ventilateur) ou bien en récupérer (turbine). Pour ces applications, les turbomachines sont souvent des machines avec un seul étage. Les compresseurs et les turbines sont généralement centrifuges. Quant aux ventilateurs, selon les besoins du cahier des charges, ils peuvent être centrifuges ou axiaux. Dans cette section, des modèles d'estimation de leur masse sont donnés.

Les modèles sont basés sur l'utilisation du diagramme de Cordier [69]. Ce dernier représente deux courbes (une pour les compresseurs, une pour les turbines) qui relie deux paramètres adimensionnels d'une turbomachine ayant le rendement maximal. Ce diagramme peut aussi permettre de connaître le type de machine (axial, centrifuge...) le plus adapté pour un fonctionnement particulier. La démarche détaillée dans la suite n'est valable que pour des turbomachines avec un seul étage. Pour des machines avec plusieurs étages, il faut adapter la démarche en raisonnant étage par étage.

Les deux paramètres adimensionnels utilisés sont la vitesse adimensionnelle σ et le diamètre adimensionnel δ . Ils sont définis via les équations (3.32) et (3.33) à partir de la vitesse de rotation de la turbomachine N (en tour par minute), du rayon de sa roue R , de son débit volumique Q_v , de son travail spécifique w et d'une constante $k = 2^{0,25} \sqrt{\pi}$.

$$\sigma = k \frac{N}{60} \frac{\sqrt{Q_v}}{w^{0,75}} \quad (3.32)$$

$$\delta = k R \frac{w^{0,25}}{\sqrt{Q_v}} \quad (3.33)$$

À partir des données du diagramme de Cordier, des modèles de régression sont réalisés. Des lois en puissance variable sont considérées en tant que fonction de référence. Une optimisation sur les paramètres de ces fonctions est faite pour minimiser l'erreur quadratique moyenne entre les valeurs théoriques et les modèles. Les équations (3.34) et (3.35) sont les modèles obtenus pour les compresseurs et les turbines respectivement, donnés avec trois chiffres significatifs. Une erreur maximale inférieure à 5 % et une erreur moyenne inférieure à 2 % sont obtenues.

$$\delta = 10^{0,240} \sigma^{-0,385+0,150 \log(\sigma)-0,165 \log(\sigma)^2+0,0639 \log(\sigma)^3} \quad (3.34)$$

$$\delta = 10^{0,135} \sigma^{-0,422+0,156 \log(\sigma)^3} \quad (3.35)$$

La figure 3.9 montre alors le diagramme de Cordier modélisé. Ce graphe est la représentation usuelle du diagramme de Cordier, avec le diamètre adimensionnel δ en abscisse. Dans ces travaux, les modèles donnent le diamètre adimensionnel δ en fonction de la vitesse adimensionnelle σ pour simplifier la démarche de dimensionnement détaillée dans la suite.

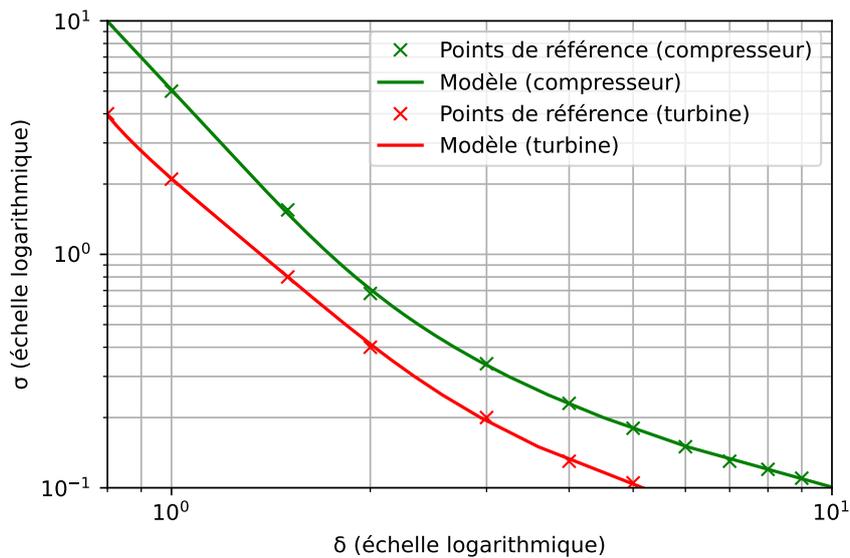


FIGURE 3.9 Diagramme de Cordier modélisé avec des points de référence.

Le diagramme de Cordier est dans un second temps utilisé pour procéder au dimensionnement des turbomachines. Les modèles utilisés sont décrits dans la suite.

Tout d'abord, une vitesse de rotation est fixée. Ensuite, le débit volumique est calculé à partir du débit massique et le travail spécifique w est calculé à partir des caractéristiques thermodynamiques. Par exemple, pour un compresseur ou une turbine, l'équation (3.36) donne le travail spécifique pour un gaz de capacité thermique massique C_p qui subit une transformation qui l'amène de la température T_1 à la température T_2 .

$$w = C_p |T_2 - T_1| \quad (3.36)$$

Ainsi, il est possible de calculer le coefficient de vitesse σ et par la suite le coefficient de diamètre δ à l'aide des équations (3.34) et (3.35) trouvées précédemment. Par conséquent, à partir de la définition du diamètre adimensionnel, le rayon de la turbomachine R peut être estimé. Enfin, en disposant d'une machine de référence (masse M_{ref} et rayon R_{ref}), la loi d'échelle (3.37) permet d'obtenir simplement la masse de la turbomachine M .

$$M = M_{\text{ref}} \left(\frac{R}{R_{\text{ref}}} \right)^3 \quad (3.37)$$

Moteurs électriques

Les moteurs électriques permettent d'entraîner les premiers compresseurs du pack ECS. L'objectif de cette section est de donner des modèles d'estimation de leur masse, mais aussi de leur rendement.

Il existe de nombreuses technologies pour les moteurs électriques. Dans cette thèse, un moteur haute vitesse de l'industrie aéronautique a été pris pour référence. Il s'agit d'un moteur synchrone à aimant permanent à une paire de pôles, à refroidissement à air en convection forcée. Les principales caractéristiques de ce moteur sont données dans le tableau 3.1.

TABLE 3.1 Caractéristiques du moteur électrique de référence.

Caractéristique	Valeur	Unité
Puissance nominale	50	kW
Couple nominal	6,4	Nm
Vitesse nominale	75000	RPM
Masse	9,5	kg
Rendement	0,92	-

Afin de choisir le moteur le plus adapté pour répondre aux besoins, des lois d'échelle sont mises en place pour dimensionner le moteur sur mesure. Ces dernières ont été obtenues à partir de travaux sur les lois d'échelle pour la mécatronique [46, 78], avec l'hypothèse que le coefficient de convection est constant. Les hypothèses et les notations des lois d'échelle données dans la section 2.2 sont utilisées en considérant notamment une température maximale constante pour le bobinage du moteur.

Tout d'abord, trois paramètres moteur sont considérés comme variables d'entrée : le diamètre du moteur D_{mot} , sa puissance P_{mot} et sa vitesse de rotation Ω_{mot} . Le couple du moteur T_{mot} est obtenu via l'équation (3.38) et sa masse M_{mot} est estimée à l'aide de la loi d'échelle donnée dans l'équation (3.39).

$$T_{mot} = \frac{P_{mot}}{\Omega_{mot}} \quad (3.38)$$

$$M_{mot}^* = D_{mot}^{*3} \quad (3.39)$$

Ensuite, pour évaluer le rendement du moteur, ses pertes doivent être évaluées. Pour cela, deux paramètres représentant les pertes Joule et les pertes fer du moteur, respectivement α et β , sont préalablement calculés à partir des équations (3.40) et (3.41). Les valeurs de référence pour ces deux paramètres sont obtenues à partir du moteur de référence.

$$\alpha^* = D_{mot}^{*-5} \quad (3.40)$$

$$\beta^* = D_{mot}^{*3} \quad (3.41)$$

Les équations (3.42) et (3.43) sont alors utilisées pour calculer les pertes Joule P_J et les pertes fer P_F du moteur. Les pertes Joule vont limiter le couple via le courant et les pertes fer vont limiter la vitesse

de rotation du moteur. Ainsi, les pertes totales P_T du moteur sont calculées avec l'équation (3.44), ce qui permet d'obtenir le rendement du moteur η_{mot} en utilisant l'équation (3.45).

$$P_J = \alpha T_{mot}^2 \quad (3.42)$$

$$P_F = \beta \Omega_{mot}^{1,5} \quad (3.43)$$

$$P_T = P_J + P_F \quad (3.44)$$

$$\eta_{mot} = \frac{P_{mot}}{P_{mot} + P_T} \quad (3.45)$$

Enfin, une contrainte sur la température maximale doit être vérifiée. Le paramètre $K_{T_{max}}$, défini comme le ratio P_T^*/D_{mot}^{*2} , doit rester inférieur à 1 pour maintenir une température maximale inférieure ou égale à celle de la machine de référence.

Par conséquent, ces modèles peuvent être utilisés pour déterminer les valeurs des trois paramètres moteur pour différentes applications. Ils permettent par exemple d'optimiser le moteur selon sa masse ou son rendement pour une puissance donnée.

Réseau de conduits

Un réseau de conduits permet de distribuer l'air conditionné dans l'avion. La masse de ce réseau M_{RC} est importante et constitue la principale masse du système ECS complet. Un modèle d'estimation est donné dans l'équation (3.46) en fonction du nombre de passagers N_{pax} et du nombre de moteurs N_{mot} . Il s'agit d'un modèle empirique issu de FAST-OAD, la plateforme de conception avion qui sera utilisée dans la suite de cette thèse [74]. Il a été adapté d'un modèle pour ECS conventionnel (calibré sur un avion de type Airbus A320), en identifiant les termes qui correspondent aux différentes masses du système (système de prélèvement d'air moteur, packs conventionnels, réseau de conduits).

$$M_{RC} = 27 N_{pax}^{0,46} + 7,2 N_{mot}^{0,7} N_{pax}^{0,64} + 0,0029 N_{pax}^{1,64} \quad (3.46)$$

Intégration du pack ECS et masse totale du système

Les deux packs ECS, constitués des différents composants détaillés précédemment (hors entrées d'air et réseau de conduits), doivent être intégrés sur l'avion. Des ajouts structurels (carter, renforts, tuyaux, vannes...) sont alors nécessaires. Pour prendre en compte ces éléments, un coefficient de surdimensionnement est considéré. Dans ces travaux, la masse des composants du pack est multipliée par un facteur 1,5 pour obtenir la masse du pack dans son ensemble.

Par conséquent, la masse totale du système est la somme de trois termes : la masse des deux packs, la masse des entrées d'air et la masse du réseau de conduits.

3.3 Systèmes conventionnels et électriques de protection contre le givre

3.3.1 Présentation des systèmes et méthode de modélisation

L'IPS est un système qui impacte fortement la consommation de puissance d'un avion, bien que les conditions givrantes ne soient rencontrées que peu fréquemment par les avions. Il assure la sécurité du vol en prévenant ou en limitant la formation de givre sur les différentes parties de l'avion. Sur la plupart des avions commerciaux, des architectures conventionnelles, basées sur le prélèvement d'air des moteurs, sont utilisées et protègent les ailes et les nacelles contre le givre.

Dans le cadre de ces travaux, les études se focalisent sur des avions commerciaux et donc sur la protection contre le givre au niveau des ailes et des nacelles. Trois systèmes sont étudiés et modélisés dans la suite :

- un système thermopneumatique avec anti-givrage (système conventionnel) ;
- un système électrothermique avec anti-givrage ;
- un système électrothermique avec dégivrage.

Le système conventionnel est basé sur l'utilisation d'air chaud prélevé des moteurs pour chauffer les bords d'attaque des ailes et des nacelles. L'objectif est d'empêcher totalement la formation de givre en réalisant de l'anti-givrage. Ce système est modélisé dans le but de pouvoir réaliser des comparaisons de performance avec les architectures électriques.

Le système électrothermique avec anti-givrage assure les mêmes fonctions que le système conventionnel. Néanmoins, ces dernières sont réalisées en utilisant des tapis chauffants.

Le système électrothermique avec dégivrage est quant à lui inspiré de l'architecture du Boeing B787. Il assure des fonctions de dégivrage, rendues possibles grâce à l'utilisation de tapis chauffants qui permettent de gérer les transferts thermiques localement. Des fonctions d'anti-givrage sont en revanche assurées sur les nacelles pour éviter l'endommagement des turboréacteurs par des morceaux de givre.

Les architectures IPS étudiées dans ces travaux sont modélisées à l'aide de modèles d'estimation. Plusieurs approches sont utilisées. Une approche énergétique permet par exemple de déterminer les puissances nécessaires pour assurer les fonctions d'anti-givrage ou de dégivrage. Des modèles de régression sont quant à eux utilisés pour estimer les masses des systèmes.

Avant de présenter les modèles développés, il est nécessaire de déterminer un scénario dimensionnant pour l'IPS. Le document de référence AIR1168/4 a été utilisé pour choisir le point de vol qui permet le dimensionnement du système [3]. Les caractéristiques du point de vol sont les suivantes :

- altitude de vol : 20000 ft ;
- vitesse de vol : 154 m/s ;
- température extérieure : -9°C ;
- teneur en eau liquide du nuage traversé (LWC pour *Liquid Water Content*) : $0,44 \text{ g/m}^3$

Les différents modèles d'estimation développés dans ce chapitre seront par la suite utilisés afin de procéder à des applications de dimensionnement et de comparaison d'IPS, à partir du scénario dimensionnant défini. Ces travaux seront détaillés dans le chapitre 5.

3.3.2 Modélisation du système thermopneumatique avec anti-givrage

La modélisation du système thermopneumatique avec anti-givrage se déroule en plusieurs étapes. Tout d'abord, des modèles de captation de la glace sont présentés. Ensuite, les puissances requises pour empêcher la formation de la glace sur les surfaces de l'avion sont estimées. La connaissance de la puissance totale requise permet de calculer les besoins en puissance au niveau du prélèvement d'air sur le moteur. Enfin, des modèles de masse sont introduits.

Modèles de captation de glace

Lors d'un vol dans des conditions givrantes, des gouttelettes d'eau surfondues frappent la structure de l'avion. Ces gouttelettes surfondues restent à l'état liquide lorsqu'elles sont en suspension dans le nuage. Cependant, lors de l'impact, un processus de solidification est déclenché et de la glace se forme sur la structure impactée [105]. Les conditions de givrage sont principalement définies par la température de l'air extérieur et la teneur en eau liquide du nuage LWC . Le débit massique surfacique d'eau frappant l'avion \dot{m}_s peut être défini au premier ordre à partir de l'équation (3.47) avec V la vitesse de l'avion.

$$\dot{m}_s = V LWC \quad (3.47)$$

La modélisation de l'accrétion de glace est un phénomène complexe qui dépend de nombreux paramètres [189, 336]. Par conséquent, par exemple dans le cas d'un écoulement autour d'un profil d'aile, le modèle (3.47) doit être corrigé. Un modèle simple de captation de glace, utilisé dans différents travaux [3, 166, 208], est considéré dans cette thèse. Comme illustré sur la figure 3.10, la géométrie étudiée de surface A est ramenée à une plaque de surface A' en conservant l'épaisseur t du profil d'aile (ou de la nacelle). Un facteur de correction E_m est alors calculé à partir de l'équation (3.48). L'équation (3.49) permet ainsi d'estimer le débit massique surfacique corrigé \dot{m}_s' .

$$E_m = 0,00324 \left(\frac{V}{t} \right)^{0,613} \quad (3.48)$$

$$\dot{m}_s' = E_m V LWC \quad (3.49)$$

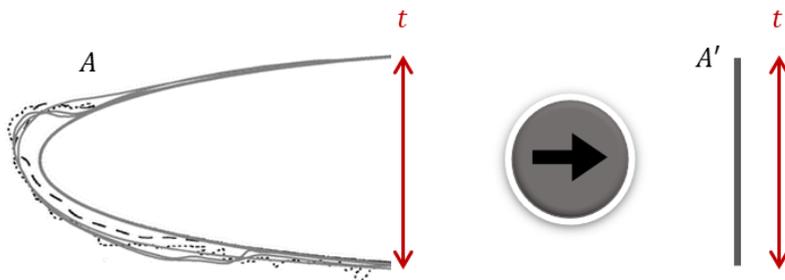


FIGURE 3.10 Représentation simplifiée pour le modèle d'accrétion de glace.

Modèles de puissances requises

Dans le cas d'un système d'anti-givrage, lorsque les conditions givrantes sont rencontrées, la peau des surfaces à protéger est chauffée en permanence. Deux modes de protection sont alors possibles :

- *running-wet* : la température de peau est suffisante pour maintenir sous forme liquide l'eau impactant la surface à protéger, mais l'accrétion de glace sur les surfaces en aval reste possible ;
- *evaporative* : la température de peau, plus importante que dans le mode *running-wet*, est suffisante pour permettre l'évaporation complète de l'eau impactant la surface à protéger.

Pour le système conventionnel, le mode *evaporative* est utilisé.

La modélisation des besoins en puissance de l'IPS est basée sur une approche énergétique. L'objectif est de déterminer la puissance thermique totale à apporter pour permettre d'assurer l'évaporation de l'eau lors de son contact avec la zone à protéger. Les différents modèles présentés dans la suite sont issus de différents travaux [3, 60, 166, 208].

Préalablement, la température de peau T_{skin} pour réaliser la fonction anti-givrage doit être déterminée. En mode *evaporative*, l'équation (3.50) permet de la calculer en fonction d'une température de référence $T_{ref} = 100^\circ C$, d'une pression de référence $P_{ref} = 1 \text{ bar}$, de la constante des gaz parfaits R , de la masse molaire de l'eau M_{H_2O} , de la chaleur latente de vaporisation de l'eau L_v et de la pression de vapeur saturante P_{sat} . Des valeurs typiques de l'ordre de $40^\circ C$ sont généralement trouvées pour cette température de peau.

$$T_{skin} = \frac{1}{\frac{1}{T_{ref}} - \frac{R}{M_{H_2O} L_v} \log \left(\frac{P_{sat,skin}}{P_{ref}} \right)} \quad (3.50)$$

L'estimation des différentes puissances en jeu peut alors être réalisée. Tout d'abord, un transfert thermique par convection avec l'air extérieur a lieu. La puissance correspondante \mathcal{P}_{conv} est calculée à l'aide de l'équation (3.51) avec h le coefficient de convection et T_{ext} la température extérieure.

$$\mathcal{P}_{conv} = h A (T_{skin} - T_{ext}) \quad (3.51)$$

Ensuite, l'eau impactant la surface doit être portée à la température T_{skin} . Une puissance correspondante \mathcal{P}_{temp} est alors calculée à partir de l'équation (3.52) avec $C_{p,water}$ la capacité thermique spécifique de l'eau liquide, $C_{p,ice}$ la capacité thermique spécifique de la glace et L_f la chaleur latente de fusion de l'eau. Il est supposé qu'une proportion $n = C_{p,water} (T_f - T_{ext}) / L_f$ de l'eau impactante est susceptible de se solidifier instantanément, en notant T_f la température de fusion de la glace.

$$\mathcal{P}_{temp} = \dot{m}_s' A' [(T_{skin} - T_{ext}) ((1 - n) C_{p,water} + n C_{p,ice}) + n L_f] \quad (3.52)$$

Dans le cadre d'un mode *evaporative*, l'eau impactante doit aussi être évaporée. La puissance correspondante \mathcal{P}_{evap} est alors estimée à l'aide de l'équation (3.53) en notant P_{ext} la pression extérieure et $K = 4,2 \cdot 10^{-4} \text{ Ks}^2/\text{m}^2$.

$$\mathcal{P}_{evap} = K h A' L_v \left(\frac{P_{sat,skin} - P_{sat,ext}}{P_{ext} - P_{sat,skin}} \right) \quad (3.53)$$

En revanche, des phénomènes physiques facilitent l'anti-givrage de la surface. En effet, l'écoulement de l'air chauffe la surface à protéger en raison des phénomènes aérodynamiques de friction. La puissance correspondante \mathcal{P}_{aero} , de signe négatif, est alors calculée avec l'équation (3.54) où Ma est le nombre de Mach, γ l'indice adiabatique de l'air et $R_c = 1 - 0,99 (1 - Pr^{0,5})$ un facteur correctif dépendant du nombre de Prandtl Pr .

$$\mathcal{P}_{aero} = -h A R_c \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 T_{ext} \quad (3.54)$$

Enfin, l'impact des gouttes d'eau entraîne aussi un apport de chaleur sur la surface à protéger. L'équation (3.55) permet alors d'estimer la puissance cinétique \mathcal{P}_{kine} , de signe négatif.

$$\mathcal{P}_{kine} = -\frac{1}{2} \dot{m}_s' A' V^2 \quad (3.55)$$

Ainsi, la puissance thermique totale requise pour assurer l'anti-givrage de la surface à protéger, notée \mathcal{P}_{tot} , est obtenue via l'équation (3.56).

$$\mathcal{P}_{tot} = \mathcal{P}_{conv} + \mathcal{P}_{temp} + \mathcal{P}_{evap} + \mathcal{P}_{aero} + \mathcal{P}_{kine} \quad (3.56)$$

Finalement, la puissance à fournir \mathcal{P}_{bleed} pour alimenter l'IPS thermopneumatique avec anti-givrage est estimée avec l'équation (3.57). Cette dernière dépend d'un rendement η_{bleed} dû aux pertes thermiques dans les tubes piccolo et derrière le bord d'attaque. Selon les technologies choisies, ce rendement est compris entre 0,5 et 0,75. La connaissance de cette puissance pneumatique permet aussi de calculer un débit massique d'air prélevé sur les moteurs.

$$\mathcal{P}_{bleed} = \frac{\mathcal{P}_{tot}}{\eta_{bleed}} \quad (3.57)$$

Modèles de masse

La masse de ce système dépend des systèmes de prélèvement d'air sur les moteurs et du réseau de tubes piccolo pour les nacelles et pour le bord d'attaque de la voilure. Un modèle d'estimation de la masse du système M_{bleed} est donné dans l'équation (3.58). Il s'agit d'un modèle de régression adapté de FAST-OAD (calibré sur un avion de type Airbus A320) [74]. Le premier terme correspond au poste fixe de prélèvement, le deuxième au système d'anti-givrage des nacelles et le dernier au système d'anti-givrage des ailes.

$$M_{bleed} = 53 + 9,5 N_{mot} D_N + 1,9 \frac{B - D_F}{\cos(\varphi)} \quad (3.58)$$

avec D_N le diamètre des nacelles, N_{mot} le nombre de moteurs, B l'envergure de la voilure, D_F le diamètre du fuselage et φ la flèche de l'aile au bord d'attaque.

3.3.3 Modélisation du système électrothermique avec anti-givrage

La modélisation du système électrothermique avec anti-givrage se déroule en suivant les mêmes étapes que le système conventionnel. L'estimation de la puissance électrique requise pour le fonctionnement du système suit une méthodologie relativement proche de celle pour le système conventionnel. Des modèles de masse spécifiques pour les tapis chauffants sont en revanche donnés.

Modèles de captation de glace et de puissances requises

Les modèles présentés précédemment pour déterminer \mathcal{P}_{tot} peuvent être utilisés pour ce système. La puissance requise pour le système \mathcal{P}_{elec} est quant à elle estimée à l'aide de l'équation (3.59) à partir d'un autre rendement η_{elec} . Il s'agit du rendement des tapis chauffants pour des utilisations continues. Des valeurs typiques comprises entre 0,85 et 0,95 sont considérées.

$$\mathcal{P}_{elec} = \frac{\mathcal{P}_{tot}}{\eta_{elec}} \quad (3.59)$$

Modèles de masse

De nombreuses architectures de tapis chauffants sont étudiées dans la littérature scientifique [128, 180, 292, 295]. Les tapis chauffants considérés dans ces travaux sont basés sur l'AIR1168/4 [3] et utilisent de la fibre de verre imprégnée dans de la résine époxy en tant que matériau diélectrique, protégée par un revêtement métallique. L'épaisseur de ce tapis est d'environ 1,4 mm et sa densité surfacique est de 3,7 kg/m². La connaissance des surfaces à protéger permet donc d'estimer la masse totale de tapis chauffants.

3.3.4 Modélisation du système électrothermique avec dégivrage

Le système électrothermique avec dégivrage est relativement plus complexe que les deux autres systèmes. Les nacelles sont cette fois-ci protégées par anti-givrage en considérant un mode *running-wet*. Concernant les ailes, une architecture spécifique, présentée sur la figure 3.11, est considérée pour assurer des fonctions de dégivrage. La surface à protéger sur le bord d'attaque des ailes est divisée en deux parties. D'une part, des bandes de séparation (*parting strips*) sont chauffées en permanence lorsque des conditions givrantes sont présentes. Un anti-givrage en mode *running-wet* est assuré sur ces zones. D'autre part, sur les autres zones, les tapis chauffants ne sont activés que périodiquement et successivement afin de réaliser du dégivrage local. Globalement, ce fonctionnement en dégivrage permet d'assurer une sécurité de vol comparable au fonctionnement en anti-givrage, tout en minimisant la consommation d'énergie et de puissance.

La modélisation de ce système ne diffère que partiellement de la modélisation des deux autres. La modélisation des puissances s'appuie sur les références utilisées précédemment [3, 60, 166, 208] et la modélisation de la masse des tapis chauffants est similaire à celle présentée pour le système électrothermique avec anti-givrage.

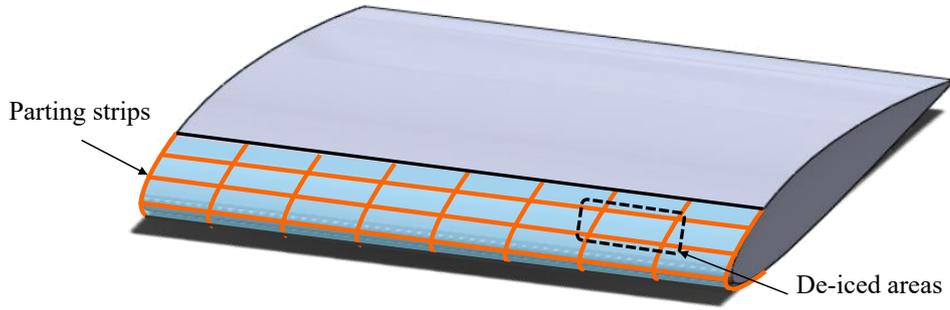


FIGURE 3.11 Schéma de l'architecture de dégivrage électrothermique pour l'aile.

Modèles pour les nacelles

Les modèles présentés précédemment pour déterminer \mathcal{P}_{tot} sont utilisés. En revanche, la température de peau dans le cas d'un mode *running-wet* est fixée à $T_{skin} = 10^\circ\text{C}$. La puissance nécessaire pour alimenter les tapis chauffants est alors estimée en reprenant le modèle (3.59).

Modèles pour les ailes

La puissance totale requise pour dégivrer les ailes est la somme de deux termes.

D'une part, concernant les bandes de séparation qui représentent environ 20 % de la surface à protéger, une méthodologie similaire à celle des nacelles est utilisée.

D'autre part, sur les autres zones, un dégivrage est effectué en faisant fondre une couche de glace à l'interface glace/peau, en supposant une épaisseur de fonte de 0,5 mm [208]. Le bloc de glace se détache alors grâce aux forces aérodynamiques. Afin de réduire la puissance maximale requise, la surface à dégivrer A_D est divisée en zones indépendantes de surface $A_{D,c}$ chauffées de façon cyclique. La taille maximale de ces surfaces est calculée à partir de l'équation (3.60). Ce modèle fait intervenir deux durées caractéristiques : une durée de fonte par surface fixée à $\Delta t_{melting} = 9\text{ s}$ et la durée du cycle de dégivrage $\Delta t_{cycle} = 2\text{ min}$ [3], correspondant ici à une épaisseur maximale de glace de 1,2 mm.

$$A_{D,c} = A_D \frac{\Delta t_{melting}}{\Delta t_{cycle}} \quad (3.60)$$

La puissance requise $\mathcal{P}_{D,c}$ pour le dégivrage de ces zones est alors calculée via l'équation (3.61). m_{ice} représente la masse de glace fondue sur la surface $A_{D,c}$. La température de peau est quant à elle calculée en utilisant l'AIR1168/4 [3]. Cette puissance est enfin corrigée à l'aide d'un rendement électrique de l'ordre de 0,7 en raison de l'utilisation intermittente des tapis chauffants.

$$\mathcal{P}_{D,c} = \frac{m_{ice}}{\Delta t_{melting}} (C_{p,ice} (T_f - T_{skin}) + L_f) \quad (3.61)$$

3.4 Systèmes induits par l'électrification d'un avion

L'électrification des systèmes entraîne des contraintes supplémentaires sur l'avion. Dans le cadre de ces travaux, deux problématiques sont étudiées. D'une part, la consommation plus importante d'énergie électrique nécessite de renforcer les systèmes de génération et de distribution de puissance électrique. D'autre part, l'électrification entraîne des pertes thermiques qui doivent être gérées à l'aide de l'intégration de systèmes de management thermique. L'objectif de cette section est de présenter des modèles d'estimation pour ces différents systèmes. Les différents modèles d'estimation développés dans ce chapitre seront par la suite utilisés dans le chapitre 5 lors du dimensionnement de systèmes et d'architectures avion.

3.4.1 Systèmes de génération et de distribution de puissance électrique

Les systèmes de génération et de distribution de puissance électrique, qui comprennent de nombreux composants, permettent d'alimenter l'ensemble des systèmes électriques en électricité. Dans ces travaux, ces systèmes sont simplifiés en considérant trois composants principaux :

- des générateurs électriques pour produire la puissance électrique à partir d'un prélèvement mécanique sur le moteur ;
- de l'électronique de puissance pour convertir la puissance électrique sous la forme requise ;
- des câbles électriques pour alimenter les différents systèmes électriques.

Des modèles d'estimation de la masse et du rendement de ces composants sont présentés dans cette section. Ces modèles, relativement simples par rapport aux modèles précédents, sont basés sur l'utilisation de coefficients. Bien que perfectibles, ces modèles sont néanmoins suffisants pour les études préliminaires de dimensionnement en phase d'avant-projet avion.

Modélisation des générateurs électriques et de l'électronique de puissance

La modélisation des générateurs électriques et de l'électronique de puissance est réalisée via une approche simple basée sur des coefficients de performance issus de travaux scientifiques.

En ce qui concerne la masse des composants, des puissances spécifiques, exprimées en W/kg, sont utilisées et permettent d'obtenir directement la masse des composants à partir de la puissance électrique. Les valeurs de puissances spécifiques sont directement reprises des objectifs du projet HASTECS [258, 259] qui vise à développer des technologies plus performantes pour ces composants. Pour les générateurs électriques, les valeurs visées sont de 5 kW/kg en 2025 et 10 kW/kg en 2035. Pour l'électronique de puissance, les valeurs visées sont quant à elles de 15 kW/kg en 2025 et 25 kW/kg en 2035, bien que des valeurs plus faibles puissent être utilisées dans le cas de systèmes complexes.

Dans ces travaux, des valeurs de puissances spécifiques de 5 kW/kg pour les générateurs et de 15 kW/kg pour l'électronique de puissance sont retenues pour dimensionner des systèmes électriques disponibles à court terme. Il est supposé que ces valeurs incluent les systèmes de management thermique pour les générateurs, mais pas pour l'électronique de puissance. Par conséquent, le dimensionnement de l'électronique de puissance nécessitera l'ajout de systèmes de management thermique.

Enfin, les rendements de ces composants électriques sont généralement très élevés. En reprenant les valeurs fournies dans le projet HASTECS, des rendements de 0,96 et de 0,98 sont respectivement utilisés pour les générateurs et pour l'électronique de puissance.

Modélisation des câbles

Une approche basée sur des coefficients issus de données industrielles est adoptée pour la modélisation des câbles. Pour des applications aéronautiques, des câbles de dimension AWG 12 (*American Wire Gauge*, unité de mesure pour définir le diamètre d'un câble électrique) sont considérés. Des câbles MLB 12 de Nexans sont alors utilisés comme référence dans cette thèse [216]. Les câbles sont modélisés ici dans le cas d'une utilisation permanente, ce qui peut entraîner un surdimensionnement pour certains systèmes utilisés de façon intermittente.

Le calcul de la masse du réseau de câbles est basé sur le respect de la contrainte en intensité maximale dans les câbles et sur des masses linéiques. La démarche présentée dans la suite est appliquée indépendamment pour chaque système électrique de l'avion. Tout d'abord, connaissant la puissance électrique à distribuer et la tension du réseau électrique de l'avion (230 VAC pour ces travaux), une intensité peut être estimée. L'intensité électrique maximale que peut supporter le câble de référence est d'environ 13 A, ce qui permet de calculer le nombre de câbles nécessaires. Des contraintes sur le nombre de câbles sont ensuite introduites pour prendre en compte la faisabilité du câblage (valeur entière, redondance des systèmes, contraintes géométriques...). Enfin, connaissant la distance entre la zone de connexion du câblage et le système électrique à alimenter, la masse des câbles est estimée en utilisant une masse linéique de référence de 87 g/m.

Les câbles électriques sont des composants performants induisant peu de pertes. Pour déterminer leur rendement, les pertes par effet Joule sont estimées. Tout d'abord, la résistance électrique R du câble est estimée grâce à la résistance linéique de référence de 7 Ω /km. L'équation (3.62) permet alors de calculer les pertes Joule P_{Joule} en considérant l'intensité I qui passe dans le câble. L'application de ce modèle donne typiquement des rendements supérieurs à 0,99.

$$P_{Joule} = R I^2 \quad (3.62)$$

3.4.2 Systèmes de management thermique

Les systèmes de management thermique permettent de gérer les pertes thermiques issues des différents systèmes électriques. De nombreuses solutions sont disponibles dans le contexte aéronautique. Après une brève présentation des solutions possibles, trois systèmes de management thermique sont sélectionnés et modélisés. Des modèles d'estimation sont proposés pour la masse, la traînée additionnelle et la consommation de puissance électrique de ces systèmes. Un article de conférence réalisé dans le cadre de cette thèse se focalise sur les modélisations présentées dans la suite [243].

Présentation des principaux systèmes de management thermique

Les pertes thermiques sur un avion plus électrique sont dues à plusieurs phénomènes physiques (pertes cuivre, pertes fer...) [20, 23] et leur estimation peut être complexe. Par exemple, dans le cas du stockage électrochimique d'énergie, les pertes thermiques dépendent du type de batterie utilisé [129]. Pour des applications aéronautiques, les ordres de grandeur des pertes thermiques vont de quelques dizaines de watts à quelques dizaines de kilowatts. Par exemple, les pertes thermiques associées à des actionneurs électromécaniques sont de l'ordre de quelques centaines de watts [235].

Par conséquent, les systèmes de management thermique sont amenés à être utilisés dans des conditions très variées, ce qui mène au développement de nombreuses solutions pour dissiper les pertes thermiques [330]. Ces technologies peuvent être classifiées comme passives ou actives (nécessitant alors de la puissance pour fonctionner). Des exemples sont donnés dans la suite.

Tout d'abord, certains systèmes de management thermique sont basés sur les transferts thermiques par convection. D'une part, cette convection peut être naturelle, ce qui a l'avantage d'être relativement simple et fiable, mais elle peut être insuffisante si elle est utilisée seule. Il faut alors augmenter les surfaces d'échange (par exemple avec des ailettes), et donc la masse du système. Des études ont montré que l'utilisation de la convection naturelle pour le contrôle de la température d'actionneurs électriques impactait significativement le dimensionnement de ces derniers [80, 275]. D'autre part, la convection peut aussi être forcée. Par exemple, de l'air peut être directement soufflé sur les composants à refroidir à l'aide de ventilateurs ou d'entrées d'air externes. Par exemple, la convection forcée réalisée à l'aide de ventilateurs électriques est le plus souvent obligatoire dans les baies d'équipement [277]. De même, des entrées d'air de type NACA sont utilisées pour le refroidissement d'actionneurs à source de puissance électrique sur des Airbus A350 et A380 [78]. Enfin, des jets de fluide sont aussi appliqués pour réaliser une convection forcée sur une surface spécifique. Par exemple, les aubes de turbine des turboréacteurs sont équipées d'un système de refroidissement par jet d'air [322].

Les transferts thermiques par conduction peuvent aussi être utilisés pour gérer des pertes thermiques. Par exemple, pour les composants mécatroniques de faible puissance, des dissipateurs thermiques avec des matériaux à forte conductivité thermique peuvent être utilisés [271]. Pour augmenter la dissipation de chaleur, ces dissipateurs, généralement composés d'ailettes, sont eux-mêmes refroidis par convection (naturelle ou forcée).

Ensuite, le principe de changement de phase est aussi utilisé pour faciliter les transferts thermiques. En effet, le passage de la phase liquide à la phase gazeuse est un processus endothermique et permet donc d'extraire plus de chaleur. Ces systèmes peuvent être passifs, comme par exemple les caloducs ou les thermosiphons qui utilisent des circulations de fluide en boucle fermée [39]. Au contact de la zone à refroidir, le fluide liquide se vaporise et ce fluide sous forme gazeuse se déplace ensuite vers une zone moins chaude pour se refroidir et se condenser. Des systèmes actifs existent aussi. Par exemple, les systèmes de type pompe à chaleur permettent d'inverser le sens naturel du transfert thermique en s'appuyant sur les changements de phase d'un fluide frigorigène. La modélisation et le contrôle de ces systèmes, utilisés en aéronautique, sont étudiés dans [343].

Enfin, d'autres systèmes de management thermique sont basés sur des phénomènes physiques plus complexes. Un premier exemple est l'utilisation de l'effet Peltier. Il consiste en un déplacement d'énergie sous forme de chaleur induit par la présence d'un courant électrique. Dans le domaine automobile, des études sur ce procédé ont par exemple été réalisées sur des véhicules électriques et hybrides [16]. Un second exemple est le refroidissement par immersion dans un liquide diélectrique, notamment pour les composants de baies électroniques [90].

Dans le cadre de cette thèse, trois systèmes actifs sont étudiés et modélisés dans la suite :

- un système de refroidissement via des entrées d'air : de l'air extérieur, dont le débit est piloté, est directement soufflé sur les composants à refroidir ;
- un système de recirculation d'air : de l'air, refroidi via un échangeur, est directement soufflé sur les composants à refroidir via un ventilateur ;
- un système de type pompe à chaleur : un fluide frigorigène est utilisé, via un cycle spécifique, pour refroidir les composants.

Modélisation de refroidissement via des entrées d'air

Le premier système étudié consiste à souffler de l'air extérieur directement sur les composants à refroidir. Des entrées d'air de type *flush* sont utilisées en raison de leur traînée réduite.

L'équation (3.63) permet de calculer le débit d'air requis pour dissiper la quantité de chaleur \dot{Q} , avec C_p la capacité thermique massique de l'air et ΔT une différence de température autorisée. La connaissance de ce débit d'air et des caractéristiques de vol permet ensuite d'utiliser les modèles spécifiques aux entrées d'air de la section 3.2 pour déterminer la traînée et la masse des entrées d'air.

$$\dot{m} = \frac{\dot{Q}}{C_p \Delta T} \quad (3.63)$$

Modélisation d'un système de recirculation d'air

En comparaison au premier système, le système de recirculation d'air permet d'éviter de mettre directement en contact l'air extérieur avec les composants à refroidir. La figure 3.12 est une représentation schématique du système étudié. Le fluide intérieur est entraîné à l'aide d'un ventilateur électrique. Pour l'air extérieur, des entrées d'air de type *flush* sont utilisées en raison de leur traînée réduite.

La première étape est de calculer la consommation électrique du système. Tout d'abord, le débit d'air \dot{m}_H dans la boîte est calculé à partir de l'équation (3.63) introduite précédemment, en définissant un écart de température maximum dans la boîte. Ensuite, la puissance délivrée par le ventilateur \mathcal{P} est estimée à l'aide de l'équation (3.64) avec ΔP le gain de pression dû au ventilateur, ρ la masse volumique du fluide et η_F le rendement du ventilateur. Enfin, la puissance à fournir au moteur électrique s'obtient à partir de cette valeur et d'un rendement moteur.

$$\mathcal{P} = \frac{\dot{m}_H \Delta P}{\rho \eta_F} \quad (3.64)$$

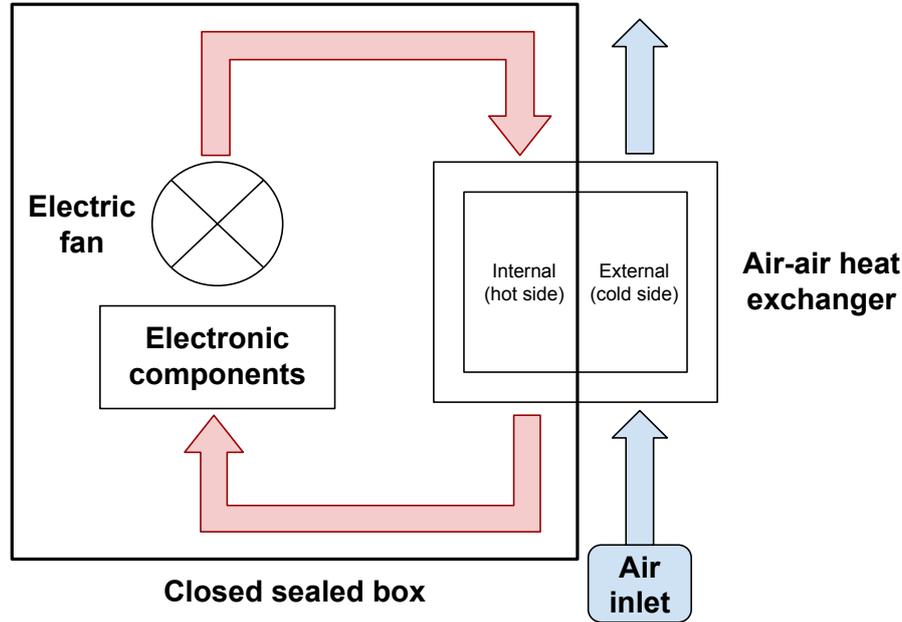


FIGURE 3.12 Représentation schématique du système de recirculation d'air.

Ensuite, la traînée générée par l'entrée d'air est estimée. Le débit d'air extérieur m_C est préalablement calculé en considérant une efficacité ε pour l'échangeur de chaleur et des différences de température admissibles. La connaissance de ce débit d'air et des caractéristiques de vol permet ensuite d'utiliser les modèles spécifiques aux entrées d'air de la section 3.2 pour déterminer la traînée.

Enfin, la masse du système est calculée. Pour les entrées d'air, les modèles de la section 3.2 sont utilisés. Ensuite, la masse du ventilateur et de son moteur est obtenue via un modèle de régression, sous la forme d'une loi en puissance (coefficient de détermination de 0,86), à partir de données industrielles publiques de Safran sur 14 ventilateurs [110]. L'équation (3.65), donnée avec deux chiffres significatifs, permet alors d'estimer la masse M_F du ventilateur électrique en fonction de sa puissance \mathcal{P} . Similairement, la masse de l'échangeur est obtenue via un modèle de régression, sous la forme d'une loi en puissance (coefficient de détermination de 0,92). L'équation (3.66), donnée avec deux chiffres significatifs, permet alors d'estimer la masse M_{HX} de l'échangeur en fonction du débit massique m_H .

$$M_F = 0,10 \mathcal{P}^{0,56} \quad (3.65)$$

$$M_{HX} = 31 m_H^{0,67} \quad (3.66)$$

Modélisation d'un système de type pompe à chaleur

Le dernier système étudié est basé sur le principe de la pompe à chaleur. Ce système permet d'inverser le sens naturel du transfert de chaleur et est utilisé pour chauffer une source chaude ou pour refroidir une source froide. La figure 3.13 est une représentation schématique du système étudié. Un compresseur entraîné électriquement fournit de l'énergie à un fluide frigorigène (en rouge), qui passe ensuite par un condenseur pour être refroidi par l'air extérieur (en bleu). Le réfrigérant passe par un détendeur et arrive sous forme liquide à basse température dans l'évaporateur, ce qui permet de refroidir les composants chauds. Pour l'air extérieur, des entrées d'air de type *flush* sont utilisées en raison de leur traînée réduite. Le fluide frigorigène R134a est considéré dans ces travaux.

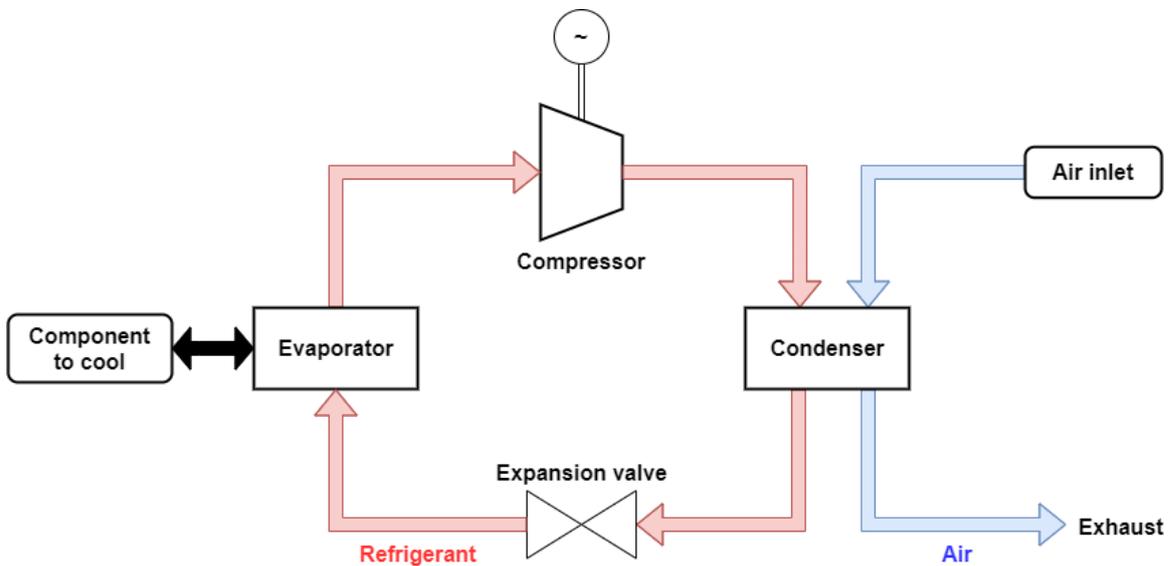


FIGURE 3.13 Représentation schématique du système de type pompe à chaleur.

Dans un premier temps, la consommation électrique du système est estimée, en s'appuyant sur l'utilisation du diagramme de Mollier du fluide frigorigène et sur des points caractéristiques. Le débit de fluide frigorigène \dot{m}_{FF} est calculé à partir de la chaleur à dissiper \dot{Q} et de la différence d'enthalpie au niveau de l'évaporateur Δh_E via l'équation (3.67). Ainsi, en notant Δh_C la différence d'enthalpie au niveau du compresseur et η le rendement du moteur électrique, la puissance consommée par le système \mathcal{P} est donnée dans l'équation (3.68).

$$\dot{m}_{FF} = \frac{\dot{Q}}{\Delta h_E} \quad (3.67)$$

$$\mathcal{P} = \frac{\dot{m}_{FF} \Delta h_C}{\eta} \quad (3.68)$$

Concernant les modèles de traînée, une méthode similaire au système de recirculation d'air est adoptée.

Enfin, la masse du pack M_P (hors entrées d'air) est déterminée via la loi d'échelle (3.69) à partir de la chaleur à dissiper \dot{Q} , en supposant une conservation de la densité de puissance. Le composant de référence est le *Honeywell Micro Vapor Cycle System* qui peut dissiper $\dot{Q}_{\text{ref}} = 20 \text{ kW}$ pour une masse de $M_{\text{ref}} = 64 \text{ kg}$ [324]. La masse des entrées d'air est quant à elle estimée avec les modèles présentés dans la section 3.2.

$$M_P = M_{\text{ref}} \frac{\dot{Q}}{\dot{Q}_{\text{ref}}} \quad (3.69)$$

3.5 Validation des modèles

Les modèles précédemment introduits permettent de dimensionner des systèmes avion, ce qui sera réalisé dans le chapitre 5. La validation de ces modélisations repose sur deux aspects. D'une part, il s'agit de valider les modèles de régression basés sur des données expérimentales ou numériques. D'autre part, les résultats obtenus pour le dimensionnement complet d'un système doivent être comparés aux données de systèmes de référence.

Concernant la validation des différents modèles de régression, des erreurs maximales inférieures à 5 % et des erreurs moyennes inférieures à 2 % sont généralement obtenues dans ces travaux. Dans le cadre du dimensionnement préliminaire en conception avion, des erreurs maximales de l'ordre de 10 % sont considérées comme acceptables.

La validation du modèle complet est quant à elle plus complexe. En effet, il est nécessaire de disposer de données de comparaison fiables. Dans le cadre de ces travaux, les comparaisons sont effectuées sur des données issues de la littérature scientifique ou sur des données industrielles non communiquées pour des raisons de confidentialité. Pour l'ECS électrique et les systèmes induits par l'électrification, la validation a été réalisée à partir de données industrielles. Ces données ont notamment permis la validation des modèles d'entrées d'air et la correction des modèles de masse des échangeurs de chaleur. Pour la modélisation des différentes solutions d'IPS, en plus de validations industrielles, des données académiques et industrielles publiques étaient disponibles. Tout d'abord, des écarts inférieurs à 10 % ont été trouvés pour la masse et la puissance d'un IPS thermopneumatique conventionnel sur un avion court-moyen-courrier [82]. Concernant la puissance du système de dégivrage thermoélectrique de la voilure pour le Boeing B787, les modèles de ces travaux permettent une estimation de 64 kW. Cette valeur est compatible avec la plage de valeurs de 45 kW à 75 kW donnée dans [66] et avec la valeur de 76 kW estimée dans [208]. De plus, les puissances surfaciques des systèmes thermopneumatiques et thermoélectriques obtenues pour différents avions de référence sont cohérentes avec [246]. De façon générale, les différents modèles développés dans ces travaux pourraient être corrigés et calibrés à partir de données industrielles ou de résultats d'études plus avancées.

3.6 Synthèse

La partie I s'est focalisée sur la modélisation des systèmes avion. Le chapitre 2 a introduit un état de l'art des systèmes avion et de leur modélisation. Le chapitre 3 a quant à lui détaillé les travaux réalisés dans le cadre de cette thèse sur la modélisation de certains systèmes électriques.

Les systèmes ont un rôle primordial sur les avions car ils permettent d'assurer de nombreuses fonctions variées. Sur les architectures actuelles, des systèmes pneumatiques, hydrauliques et électriques sont utilisés. Ils impactent la consommation de carburant de l'avion à travers leur masse, leur prélèvement de puissance (pneumatique, hydraulique ou électrique) et leur traînée additionnelle. L'électrification de ces systèmes représente la principale solution envisagée pour réduire leurs impacts. Néanmoins, des verrous technologiques demeurent comme l'amplification des systèmes de génération et de distribution de puissance électrique ou l'introduction de systèmes de management thermique pour gérer les pertes thermiques. La modélisation de ces systèmes est donc un enjeu majeur afin de pouvoir estimer les performances de ces nouveaux systèmes et les impacts de leur intégration sur avion. Pour cela, des modèles d'estimation et d'interaction peuvent être utilisés pour des travaux de conception préliminaire, notamment pour déterminer la masse, la traînée additionnelle et la consommation de puissance électrique de ces systèmes.

Ces travaux se sont concentrés sur la modélisation de certains systèmes avion primordiaux. Tout d'abord, l'électrification des systèmes pneumatiques, qui représentent les systèmes les plus consommateurs de puissance et d'énergie électrique, a été étudiée. D'une part, des modèles d'estimation et d'interaction par composant ont été développés pour un ECS électrique en utilisant des méthodologies variées (modèles de régression, lois d'échelle, modèles de substitution). D'autre part, des modèles d'estimation en grande partie basés sur une approche énergétique ont été développés pour modéliser des IPS conventionnels et électriques. Enfin, des systèmes induits par l'électrification des avions ont été étudiés. En effet, ces derniers ont un impact significatif lors du dimensionnement d'un avion plus électrique. Les systèmes de génération et de distribution de puissance électrique et les systèmes de management thermique ont été modélisés par des approches similaires aux systèmes pneumatiques électrifiés.

L'enjeu est maintenant de comprendre comment ces systèmes s'intègrent sur une architecture avion. Plus globalement, l'objectif est de pouvoir dimensionner des architectures avion complètes afin de pouvoir évaluer leurs performances, particulièrement du point de vue environnemental. Ces travaux sont présentés dans la partie II.

Deuxième partie

Dimensionner des architectures avion

La conception d'architectures avion est une démarche complexe, notamment en raison de la présence de nombreuses disciplines interagissant et souvent couplées entre elles. Des méthodologies d'analyse et d'optimisation multidisciplinaire sont alors utilisées pour procéder à la résolution numérique de ces problèmes, en particulier dans le cadre du dimensionnement de systèmes et d'architectures avion. Pour évaluer les performances environnementales d'une architecture avion, des méthodologies d'analyse de cycle de vie adaptées sont également utilisées.

Dans le cadre de ces travaux, une architecture avion nommée BEITA est étudiée en utilisant la plateforme de conception avion FAST-OAD. En plus d'améliorations propulsives et aéro-structurelles, BEITA intègre les systèmes *bleedless* et les systèmes induits par l'électrification modélisés dans cette thèse. L'étude est menée en plusieurs étapes. Des modèles pour évaluer la consommation de carburant des systèmes sont préalablement introduits. L'architecture BEITA est ensuite dimensionnée, optimisée et analysée. Enfin, les performances environnementales de BEITA sont évaluées à l'aide d'un module spécifique développé et implémenté dans FAST-OAD.

Chapitre 4

État de l'art sur le dimensionnement et l'évaluation d'architectures avion

4.1 Introduction

En plus de la modélisation des systèmes, la modélisation d'un avion requiert des travaux sur des disciplines variées. En effet, des modèles géométriques, aérodynamiques ou encore spécifiques à la propulsion doivent être développés afin de pouvoir modéliser un avion dans son ensemble. Ces différentes disciplines interagissent lors de la conception d'une architecture avion et le dimensionnement de cette dernière nécessite l'utilisation de méthodes et d'outils spécifiques. Ces analyses peuvent être réalisées au niveau d'une architecture dans son ensemble, mais aussi être limitées à l'étude d'un nouveau système propulsif ou à l'intégration d'un système non-propulsif. Le dimensionnement d'une architecture avion permet ainsi d'obtenir des informations d'intérêt à différents niveaux telles que les masses caractéristiques, la géométrie complète ou encore les caractéristiques aérodynamiques. L'analyse de l'architecture permet aussi d'évaluer les performances de l'avion, par exemple en déterminant sa consommation de carburant ou en traçant son diagramme *payload-range* qui permet de représenter l'ensemble des missions réalisables en fonction de la charge marchande et de la distance.

Outre ces résultats, l'évaluation des performances environnementales d'un avion est essentielle afin de comparer des architectures. Cette démarche nécessite le développement de méthodologies d'évaluation d'impacts environnementaux comme l'analyse de cycle de vie. Ces méthodes doivent être adaptées aux impacts du transport aérien ainsi qu'aux enjeux spécifiques de la conception avion.

Ce chapitre est donc composé de deux sections principales. D'une part, la section 4.2 introduit les bases méthodologiques au dimensionnement et à l'optimisation d'architectures avion. L'outil de conception avion FAST-OAD utilisé dans le cadre de ces travaux de thèse est introduit. De plus, des exemples de dimensionnement d'architectures avion dans la littérature sont présentés et le cas particulier de l'intégration des systèmes est abordé. D'autre part, la section 4.3 se focalise sur la méthodologie de l'analyse de cycle de vie. Des applications aéronautiques issues de la littérature scientifique sont présentées. Dans les deux sections, un bilan des besoins d'études à mener ou de méthodes à développer pour remplir les objectifs de la thèse est réalisé suite à l'analyse bibliographique.

4.2 Dimensionnement d'une architecture avion

Cette section introduit les méthodologies de base utilisées en conception avion et détaille différentes applications issues de la littérature scientifique pour des systèmes et des architectures avion.

4.2.1 Conception avion et analyse et optimisation multidisciplinaire

La conception préliminaire de systèmes complexes, tels que les avions, s'appuie sur de multiples modèles qui représentent ces derniers. L'objectif est de pouvoir dimensionner un système en estimant ses performances le plus précisément possible, tout en maintenant un temps de calcul de l'ordre de l'heure ou du jour. Cela nécessite l'utilisation de méthodologies adaptées. En effet, de nombreuses variables et contraintes représentent le problème physique. Ces systèmes sont en général multiphysiques et dépendent donc de plusieurs disciplines scientifiques ou domaines de l'ingénierie. Certains systèmes complexes présentent aussi des interactions entre les disciplines. Par exemple, la géométrie d'une aile d'avion influence à la fois l'aérodynamique de l'architecture mais aussi sa tenue structurelle. De plus, certaines de ces interactions sont également des couplages multidisciplinaires. Par exemple, pour dimensionner l'aile d'un avion, il est nécessaire de connaître la masse maximale au décollage, qui dépend elle-même de la masse à vide (dont la masse de l'aile) et des performances (dont l'aérodynamique de l'aile). La présence de ces couplages, qui créent des boucles algébriques, augmente ainsi la complexité du problème de dimensionnement [304].

L'analyse et l'optimisation multidisciplinaire (MDAO pour *Multidisciplinary Design Analysis and Optimization* en anglais) a pour objectif de faciliter la résolution de problèmes de conception multidisciplinaire. L'avantage de la MDAO est qu'elle permet de trouver un optimum pour un système complet intégrant un grand nombre de variables d'optimisation, de contraintes et de couplages, sans séparer les dimensionnements par discipline. Les méthodologies MDAO sont utilisées dans des domaines variés comme l'automobile [162] et le spatial [40]. Elles sont particulièrement utilisées en conception avion, pour dimensionner des composants fortement couplés comme la voilure d'un avion [120] ou des architectures complètes [168]. La figure 4.1 illustre schématiquement les principales disciplines qui interviennent lors du dimensionnement d'une architecture avion à l'aide de méthodologies MDAO.



FIGURE 4.1 Illustration schématique de la conception multidisciplinaire d'un avion [56].

Les méthodologies MDAO permettent de réaliser deux types de dimensionnement. D'une part, un simple dimensionnement d'un système peut être réalisé en résolvant les différents couplages. On parle alors de MDA. D'autre part, une optimisation d'un système peut être réalisée en considérant certains paramètres d'entrée comme variables et des variables de sortie comme contraintes en plus de la résolution des différents couplages. On parle alors de MDO.

Un problème de conception fait intervenir différents éléments définis dans la suite. Les variables de conception (ou variables de design) sont les différents paramètres qui sont déterminés dans le cadre d'un dimensionnement. Par exemple, la surface de la voilure est généralement une variable de conception pour le dimensionnement d'une architecture avion. Ces variables peuvent dépendre d'une seule discipline (variables locales) ou de plusieurs (variables partagées). De plus, ces différentes variables sont reliées via des modèles. Dans le cas spécifique d'une optimisation, des variables d'optimisation, des contraintes sous la forme d'égalités ou d'inégalités et un objectif (ou plusieurs) sont définis. Par exemple, le problème d'optimisation (4.1) représente l'optimisation de l'objectif $f(x)$ pour la variable d'optimisation x sur l'intervalle I , avec n contraintes d'égalités c_i et m contraintes d'inégalités g_j .

$$\begin{aligned}
 &\text{Optimiser (minimiser ou maximiser)} && f(x) \\
 &\text{pour la variable d'optimisation} && x \in I \\
 &\text{en respectant les contraintes} && c_i(x) = 0, \quad i = 1, \dots, n. \\
 & && g_j(x) \leq 0, \quad j = 1, \dots, m.
 \end{aligned} \tag{4.1}$$

Une fois le problème défini, la conception du système s'appuie sur la résolution des couplages et éventuellement du problème d'optimisation. De nombreuses formulations et techniques sont étudiées dans la littérature [78, 81, 198, 236].

Concernant la résolution des couplages, deux approches peuvent être utilisées [81, 198]. D'une part, les approches mononiveaux font appel à un unique optimiseur. Différentes formulations sont utilisées telles que MDF, IDF ou NVH. La formulation MDF résout directement les couplages pour la convergence des variables partagées, alors que la formulation IDF s'appuie sur un algorithme d'optimisation en créant deux variables d'optimisation et deux contraintes pour chaque variable partagée. La formulation NVH est quant à elle une formulation hybride plus robuste s'appuyant sur une seule variable d'optimisation normalisée et une seule contrainte d'inégalité. D'autre part, des approches plus complexes dites multiniveaux s'appuient sur de multiples optimiseurs. Les formulations CO, CSO et BLISS sont par exemple utilisées. Ces différentes approches et formulations ont des caractéristiques différentes [346]. Le choix le plus adapté dépend donc du problème considéré.

Pour visualiser le problème de conception, et particulièrement les différentes disciplines et les différents couplages, plusieurs représentations existent. Des diagrammes DSM (*Design Structure Matrix*) [42] ou N2 [153] peuvent être utilisés. Les diagrammes XDSDM (*eXtended Design Structure Matrix*) sont intéressants pour représenter ces problèmes [173]. La figure 4.2 est un exemple de diagramme XDSDM pour une formulation MDF avec plusieurs disciplines.

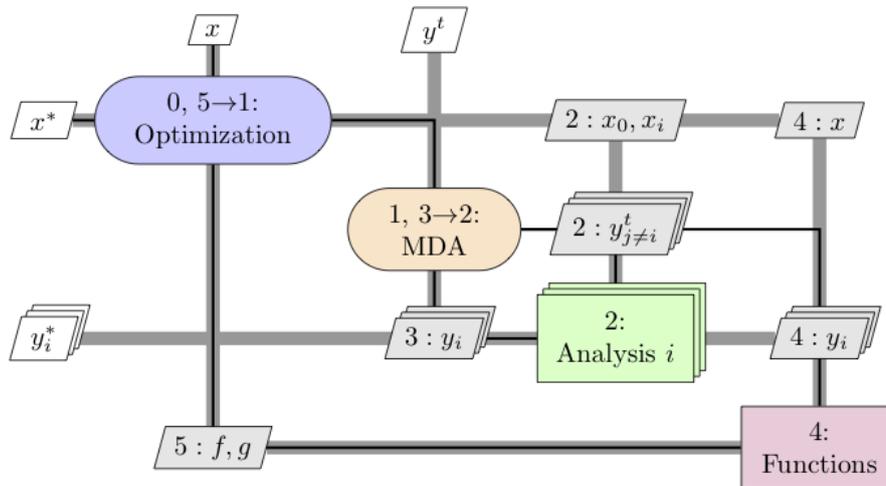


FIGURE 4.2 Diagramme XDSM pour une formulation MDF [117].

En ce qui concerne la résolution du problème d'optimisation, deux principales techniques sont possibles [78, 81]. D'une part, les méthodes avec gradient, telles que SLSQP (*Sequential Least Squares Programming*) [165], sont les plus performantes, notamment lorsque le nombre de variable d'optimisation augmente fortement. Le calcul des dérivées totales (des contraintes/objectifs par rapport aux variables d'optimisation) peut être réalisé via des différences finies, via l'utilisation des dérivées analytiques (méthode totalement analytique) ou via des approches hybrides (méthode semi-analytique) [81]. D'autre part, des méthodes sans gradient, souvent plus coûteuses en temps de calcul, sont moins sensibles à la présence d'optimums locaux. Des algorithmes génétiques ou des méthodes telles que COBYLA (*Constrained Optimization BY Linear Approximations*) [247] sont par exemple utilisés.

4.2.2 Présentation de la plateforme de conception avion FAST-OAD

Dans ces travaux de thèse, la plateforme de conception avion FAST-OAD, dont les liens d'accès sont donnés dans l'annexe A, est utilisée [74]. Cette dernière, calibrée initialement sur un avion de type Airbus A320, permet de réaliser des dimensionnements et des optimisations rapides d'architectures variées (avions commerciaux de catégorie CS-25, avions légers de catégorie CS-23, drones...). Dans le cadre de cette thèse, un focus est réalisé sur les avions commerciaux.

Comme expliqué précédemment, la résolution du dimensionnement d'architectures avion peut s'appuyer sur des méthodologies MDAO. FAST-OAD est basée sur OpenMDAO, une plateforme *open-source* écrite en langage de programmation Python pour procéder à des MDAO de systèmes [117]. FAST-OAD utilise une méthode mononiveau basée sur des formulations MDF pour la résolution des couplages. L'optimisation peut être réalisée via des méthodes sans gradient ou via des méthodes avec gradient semi-analytiques ou totalement analytiques.

L'architecture schématique de FAST-OAD est illustrée sur la figure 4.3. Cette dernière représente les différentes entrées et sorties et les différents modèles présents actuellement dans la plateforme.

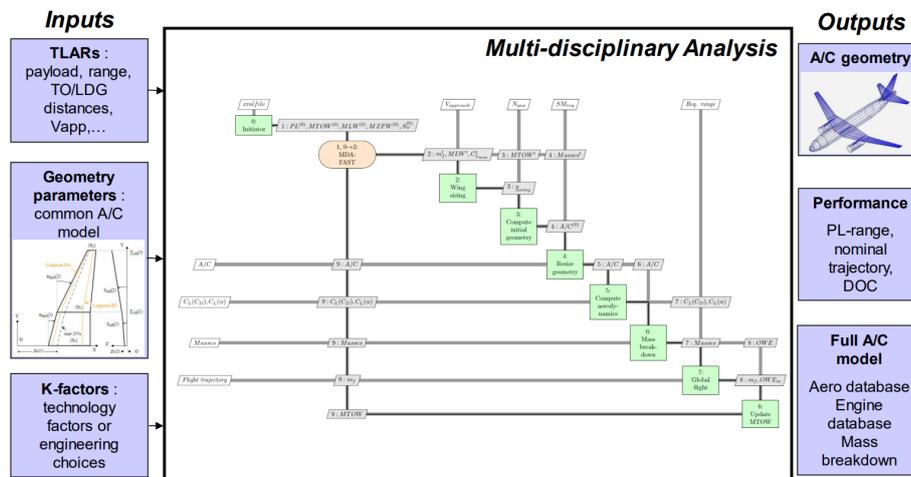


FIGURE 4.3 Architecture schématique de FAST-OAD [74].

Différentes entrées, au choix de l'utilisateur, sont attendues. Premièrement, les caractéristiques du cahier des charges de l'avion, nommées TLARs (*Top Level Aircraft Requirements*), doivent être explicitées. Il s'agit notamment de la charge marchande (ou du nombre de passagers), de la distance franchissable ou encore de la distance de décollage. Deuxièmement, des paramètres géométriques de base comme l'allongement de l'aile sont définis. Troisièmement, des corrections peuvent éventuellement être apportées aux modèles de FAST-OAD au niveau structurel ou aérodynamique par exemple, en s'appuyant sur des facteurs de correction nommés *K-factors*. Ils permettent notamment de prendre en compte des améliorations technologiques ou des choix architecturaux.

Ces différentes valeurs, couplées aux modèles de FAST-OAD, permettent alors de calculer plusieurs sorties à l'issue du dimensionnement d'une architecture. Tout d'abord, les caractéristiques géométriques telles que les surfaces de référence ou la taille des moteurs sont obtenues. Ensuite, les performances de l'avion (consommation de carburant, distance franchissable, trajectoire de vol...) sont données pour la mission de référence considérée et peuvent être estimées pour d'autres missions. Enfin, l'utilisateur a aussi accès à des résultats structurels, aérodynamiques et propulsifs détaillés. Les masses caractéristiques de l'avion telles que la masse maximale au décollage MTOW ou la masse à vide OWE sont en particulier obtenues.

Concernant les modèles, cinq modules principaux sont actuellement implémentés dans FAST-OAD : géométrie, masses, aérodynamique, propulsion et performances. Les modèles géométriques permettent de calculer l'ensemble des caractéristiques de l'avion (ailes, fuselage, empennages...) en fonction de scénarios dimensionnants (décollage, stabilité...) et de paramètres géométriques. Les modèles de masse sont quant à eux issus de modèles de régression pour estimer les masses des éléments principaux (structure, motorisation, systèmes...). Ensuite, les modèles aérodynamiques permettent d'estimer les coefficients de portance et de traînée dans différentes configurations de vol. Ils sont basés sur de multiples méthodologies (modèles de mécanique du vol, modèles de régression, utilisation de XFOIL...) mais ne sont pas directement issus de simulations numériques CFD. Les modèles de

propulsion, qui seront étudiés plus précisément dans le chapitre 5, sont basés sur des modèles dits *rubber engine* [266]. Ils permettent d'estimer les performances d'un turboréacteur en fonction de quelques paramètres principaux tels que sa poussée nominale ou son taux de compression. Enfin, les performances peuvent être évaluées de deux façons : par phase de vol via une approche simplifiée, ou point par point pour affiner l'analyse du vol. Ce module est utilisé dans le processus de dimensionnement pour vérifier que les TLARs sont respectées.

4.2.3 Dimensionnement d'architectures avion dans la littérature

Les méthodologies MDAO, couplées à des modèles pour les différentes disciplines de la conception avion, sont utilisées dans la littérature scientifique pour dimensionner et optimiser des architectures. Elles peuvent aussi être utilisées pour dimensionner des éléments spécifiques complexes d'une architecture comme les pales de la soufflante d'un turboréacteur [215] ou la chaîne propulsive d'un avion régional hybride électrique [238].

Les applications de dimensionnement sont réalisées sur des architectures variées. Dans le cadre d'améliorations incrémentales, [56] étudie par exemple le dimensionnement d'un avion régional de type Embraer 175 agrémenté d'améliorations en bout d'aile dans le but de réduire la traînée induite de l'avion. Cependant, la plupart des applications concerne des architectures disruptives. Tout d'abord, l'électrification des fonctions propulsives est intégrée dans le dimensionnement de nouvelles architectures. Par exemple, des architectures hybrides électriques et électriques sont étudiées dans le cadre de l'aviation générale [256]. De même, des architectures hybrides électriques sont dimensionnées pour des avions régionaux [321]. Ensuite, des architectures de rupture au niveau structurel sont aussi étudiées. Par exemple, une aile volante avec une propulsion électrique distribuée est dimensionnée et optimisée dans [290], en utilisant les mêmes bases méthodologiques que FAST-OAD. Enfin, des architectures basées sur l'utilisation d'hydrogène comme carburant sont aussi considérées ces dernières années. Des modèles préliminaires pour un avion régional, intégrant une propulsion hybride basée sur une pile à combustible à hydrogène, sont développés dans [230].

Plus largement, ces approches ne sont pas limitées à la conception d'architectures avion et peuvent être utilisées dans le cadre d'autres architectures aéronautiques ou d'autres domaines comme l'automobile. Par exemple, un drone multirotor est dimensionné dans [79] en utilisant des modèles spécifiques à ce type d'architecture [48]. Une validation est réalisée dans le cas du drone de référence Parrot ANAFI USA [232], les résultats montrant des différences inférieures à 10 % sur les principales spécifications [245].

4.2.4 Prise en compte des systèmes en conception avion dans la littérature

Le dimensionnement d'une architecture peut aussi intégrer des systèmes avion. En effet, ces derniers ont un impact sur la consommation de carburant de l'avion comme introduit dans la partie I, mais aussi sur son dimensionnement. Leur prise en compte lors des phases d'avant-projet est ainsi un enjeu majeur notamment pour le choix d'architectures de génération et de distribution de puissance.

Plusieurs travaux s'intéressent à l'intégration des systèmes en conception avion. Par exemple, [288] se focalise sur une méthodologie pour estimer les besoins en puissance électrique d'architectures conventionnelles et plus électriques. L'intégration des systèmes permet ainsi de rendre plus robuste le processus de pré-dimensionnement et d'optimiser le design initial de l'avion. L'intégration de systèmes pneumatiques conventionnels (ECS, IPS) est quant à elle étudiée dans [320]. Des optimisations d'architectures avion de type MDO sont réalisées avec et sans systèmes pneumatiques et les différences significatives obtenues dans le dimensionnement montrent l'importance d'inclure les systèmes avion dans les phases préliminaires de dimensionnement. De façon similaire, les travaux [58–60] s'intéressent à l'intégration de systèmes *hydraulicless* (commandes de vol, train d'atterrissage, freins) et *bleedless* (ECS et IPS) dans le cadre d'avions plus électriques. Des comparaisons avec une architecture conventionnelle sont alors réalisées sur une mission complète. Enfin, une méthodologie facilitant les compromis (*trade-offs*) au niveau avion des architectures de systèmes de puissance en phase amont de développement est détaillée dans [184]. Cette méthodologie permet elle aussi la comparaison d'architectures conventionnelles et plus électriques.

4.2.5 Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques

Les différents travaux de la littérature scientifique présentés précédemment permettent de dimensionner des architectures avion variées, incluant parfois l'intégration de systèmes avion. Néanmoins, de nombreux travaux utilisent des outils et des modèles privés. De plus, les architectures étudiées sont fréquemment des concepts de rupture et peu de travaux étudient des architectures conventionnelles améliorées, ce qui peut aussi présenter un intérêt. Enfin, l'évaluation des performances se concentre souvent sur la seule consommation de carburant, et peu sur l'analyse de multiples missions ou sur les impacts environnementaux générés. Cette thèse a donc pour but de contribuer à ces différents éléments en s'appuyant sur la plateforme de conception avion FAST-OAD.

Cependant, FAST-OAD fait face à plusieurs limitations qui offrent des perspectives de développement. En effet, les systèmes avion ne sont pas intégrés directement dans le dimensionnement de l'architecture. Seuls des modèles basés sur des coefficients empiriques sont présents pour prendre en compte la masse de ces derniers. Leur consommation directe de puissance et d'énergie n'est pas évaluée. Cela rend difficile l'évaluation de l'impact de l'intégration de systèmes plus électriques. De plus, des résultats supplémentaires pourraient être obtenus pour évaluer les performances de l'architecture dimensionnée (diagramme *payload-range*, impacts environnementaux...). L'objectif de cette thèse est donc de développer une approche pour intégrer les systèmes avion sur FAST-OAD et de fournir des résultats supplémentaires pour analyser les performances de l'avion.

D'autres limites de FAST-OAD peuvent être notifiées mais ne sont pas considérées dans ces travaux. Par exemple, les modèles moteur utilisés sont relativement simples et ne permettent pas d'avoir accès aux températures et pressions caractéristiques, qui sont notamment utiles pour l'estimation des émissions de polluants. De plus, FAST-OAD est à ce jour limité aux architectures conventionnelles dites *tube-and-wing* et à quelques architectures innovantes (ailes volantes).

4.3 Évaluation des performances environnementales d'un avion

La conception des futurs aéronefs doit intégrer l'évaluation de leurs performances environnementales. Leur prise en compte de façon précoce dans le cycle de conception permet de faciliter les choix architecturaux. Par conséquent, des méthodes quantitatives adaptées doivent être développées pour être intégrées dans des outils de conception avion.

4.3.1 Méthodologie de l'analyse de cycle de vie

Afin d'évaluer les impacts environnementaux d'un produit ou d'un service, différentes méthodes ont été développées. La méthodologie la plus couramment employée est l'Analyse de Cycle de Vie (ACV, ou LCA pour *Life Cycle Assessment* en anglais). L'ACV est une méthodologie normalisée par les normes ISO 14040 et 14044 [100, 141, 142]. La définition donnée est la suivante : « compilation et évaluation des entrants, des sortants et des impacts environnementaux potentiels d'un système de produits au cours de son cycle de vie ». De nombreux documents de référence fournissent des explications détaillées sur l'ACV et sont utilisés pour les explications qui suivent [127, 149, 160, 265].

Cette méthode permet de quantifier les impacts d'un produit (ou d'un procédé) sur l'ensemble de son cycle de vie, c'est-à-dire de sa fabrication puis de son utilisation jusqu'à sa fin de vie. De plus, elle peut être multicritère afin de prendre en compte l'ensemble des impacts. Cette méthode permet aussi de comparer différents produits d'un point de vue environnemental et d'évaluer les transferts de pollution entre étapes et impacts. Plus globalement, l'ACV facilite les pratiques d'éco-conception.

La méthodologie de l'ACV se décompose en quatre étapes distinctes présentées sur la figure 4.4. Ces dernières interagissent de façon permanente. En effet, les observations et les résultats des différentes étapes permettent de remettre en cause certaines hypothèses et d'affiner les résultats. La réalisation pratique d'ACV s'appuie en général sur des bases de données générales ou sectorielles (EcoInvent, ELCD, Agri-footprint...) et sur des logiciels spécifiques (SimaPro, OpenLCA, GaBi...).

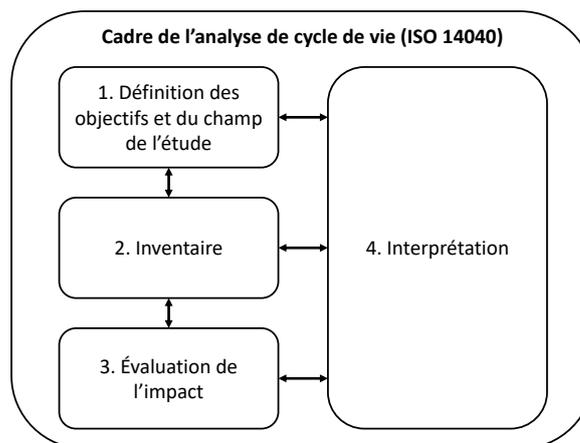


FIGURE 4.4 Cadre de l'analyse de cycle de vie selon la norme ISO 14040 [141].

Étape 1 : Définition des objectifs et du champ de l'étude

- Tout d'abord, il est nécessaire de définir les objectifs de l'étude. Ces objectifs peuvent être variés :
- évaluer les performances environnementales d'un produit en identifiant les étapes du cycle de vie (exemple : évaluer les impacts environnementaux d'une ligne de train) ;
 - comparer les performances environnementales de différents produits (exemple : identifier le mode de transport le moins impactant sur un trajet donné) ;
 - mettre en place une démarche d'éco-conception pour un produit (exemple : minimiser les impacts environnementaux d'une voiture sur tout le cycle de vie).

Selon les objectifs, des ACV attributionnelles ou conséquentielles peuvent être réalisées. La première permet d'évaluer les impacts attribués à un produit étudié. La seconde, plus complexe et menant à des processus non-linéaires, permet aussi de prendre en compte les changements provoqués par le produit sur le système complet. Dans la suite, l'ACV attributionnelle est considérée.

Ensuite, la fonction du produit étudié est définie, par exemple via une analyse fonctionnelle [316], ainsi qu'une unité fonctionnelle correspondante pour la quantifier. Cette dernière permet notamment de normaliser et de comparer les résultats d'une ACV. Par exemple, dans le cas des transports, une unité fonctionnelle couramment utilisée est "Déplacer une personne sur un kilomètre", bien que d'autres puissent être utilisées [36]. Cette unité permet de quantifier les impacts de la fonction "Déplacer des personnes" et de comparer des moyens de transport, par exemple en évaluant les émissions de CO₂ par passager et par kilomètre.

Enfin, il est nécessaire de définir les frontières de l'étude. Il s'agit de choisir les éléments qui sont pris en compte dans l'étude et ceux qui en sont exclus. Par exemple, dans le cadre de l'étude de l'impact environnemental d'une voiture électrique, différents aspects peuvent être considérés : production électrique, production des batteries, construction des infrastructures routières... L'objectif est de choisir des frontières suffisamment grandes pour bien mesurer les impacts majeurs.

Étape 2 : Inventaire

La deuxième étape est de réaliser un inventaire de l'ensemble des entrants et sortants pour l'ensemble du cycle de vie du produit. Cet inventaire est composé de différentes composantes : ressources naturelles non énergétiques (minerais, bois, eau...) et énergétiques (charbon, pétrole, électricité...), transformation et occupation des terres, émissions et déchets dans l'air, l'eau ou le sol...

Il s'agit d'une étape complexe puisqu'il faut obtenir un grand nombre de données. Ces dernières peuvent être issues de bases de données génériques ou de données industrielles (provenant parfois d'acteurs différents). L'avantage des bases de données est qu'elles sont composées de procédés représentatifs (fabrication d'acier, utilisation d'électricité...) intégrant l'ensemble des impacts sur le cycle de vie complet. Le choix des composantes prises en compte dépend du périmètre considéré et l'allocation des coproduits éventuels complexifie la démarche. En général, une agrégation est réalisée : les composantes de l'inventaire sont supposées être produites simultanément au même endroit. Les résultats de l'inventaire permettent de faire des premières analyses telles que des bilans énergétiques.

Étape 3 : Évaluation de l'impact

La troisième étape de l'ACV consiste à évaluer les impacts et les dommages environnementaux (souvent appelés impacts environnementaux par simplicité) à partir de l'inventaire obtenu.

Ces différentes notions permettent de structurer la chaîne de causalité. Une composante d'un inventaire environnemental (émission, ressource...) va engendrer des impacts environnementaux, qui eux-mêmes vont engendrer des dommages environnementaux. Les impacts environnementaux étant au milieu de la chaîne de causalité, ils vont engendrer moins d'incertitudes lors de leur quantification que les dommages environnementaux en fin de chaîne. En revanche, les dommages environnementaux ont pour avantage de réduire le nombre d'indicateurs à étudier, ce qui peut faciliter les analyses. Pour illustrer ces notions, la combustion du kérosène fossile est considérée. La combustion de ce carburant soufré engendre par exemple des émissions de dioxyde de soufre SO_2 . Ces émissions sont une composante de l'inventaire. Ensuite, le dioxyde de soufre émis va favoriser la survenue de pluies acides qui vont entraîner une acidification locale des lacs. Ce niveau d'effet, qualifié de *midpoint*, est nommé impact environnemental. Enfin, cette acidification va entraîner une mortalité de certaines espèces aquatiques et donc un impact sur les écosystèmes. Ce niveau d'effet, qualifié de *endpoint*, est nommé dommage environnemental.

Pour estimer les impacts et les dommages environnementaux, des méthodes d'évaluation sont utilisées. Il existe des méthodes basées sur des indicateurs *midpoint*, sur des indicateurs *endpoint* ou sur les deux approches simultanément. Une classification des impacts et des dommages environnementaux, propre à chaque méthode, est adoptée afin de regrouper des effets environnementaux similaires. L'estimation des impacts et des dommages environnementaux est basée sur l'utilisation de facteurs de caractérisation et sur l'utilisation de calculs matriciels [149].

Ainsi, pour un impact environnemental i , son score d'impact SI_i est calculé via l'équation (4.2) avec M_c les masses des différentes composantes de l'inventaire (ou parfois une autre caractéristique) et $FI_{c,i}$ le facteur de caractérisation de la composante c sur l'impact i . Pour illustrer les facteurs d'impact, le Potentiel de Réchauffement Global (PRG, ou GWP pour *Global Warming Potential* en anglais) est couramment utilisé pour estimer les impacts sur le changement climatique. Ce coefficient permet de comparer de façon simplifiée l'impact massique d'un GES par rapport au CO_2 sur un horizon temporel (souvent 100 ans). Par exemple, le GWP-100 du méthane d'origine fossile vaut 29,8 [201].

$$SI_i = \sum_c FI_{c,i} M_c \quad (4.2)$$

De la même façon, pour un dommage environnemental d , son score de dommage SD_d est calculé via l'équation (4.3), soit directement à partir des composantes de l'inventaire et de $FD_{c,d}$ le facteur de caractérisation de la composante c sur le dommage d , soit à partir des scores d'impact et de $FID_{i,d}$ le facteur de caractérisation de l'impact i sur le dommage d .

$$SD_d = \sum_c FD_{c,d} M_c = \sum_i FID_{i,d} SI_i \quad \text{avec} \quad FD_{c,d} = FI_{c,i} FID_{i,d} \quad (4.3)$$

Pour terminer, ces scores peuvent éventuellement être normés et pondérés pour obtenir des scores environnementaux uniques, à partir de facteurs de normalisation et de pondération [272, 273].

De nombreuses méthodes d'évaluation ont été développées et actualisées : ILCD [63], IMPACT 2002+ [148] et IMPACT World+ [49], ReCiPe 2008 [111] et ReCiPe 2016 [136]... Ces méthodes sont aussi régulièrement comparées afin d'évaluer leurs forces et leurs faiblesses [225]. La classification de la méthode *midpoint* et *endpoint* IMPACT World+ est par exemple illustrée sur la figure 4.5. La première colonne correspond à l'inventaire, la deuxième aux impacts environnementaux et la quatrième aux dommages environnementaux, composés de trois catégories (santé humaine, écosystèmes, ressources). Il est intéressant de noter que les échelles temporelles (court et long terme) et spatiales (local et global) diffèrent selon les impacts considérés. De plus, certaines composantes d'inventaire génèrent plusieurs impacts et certains impacts génèrent plusieurs dommages. Par exemple, le changement climatique impacte la santé humaine et les écosystèmes.

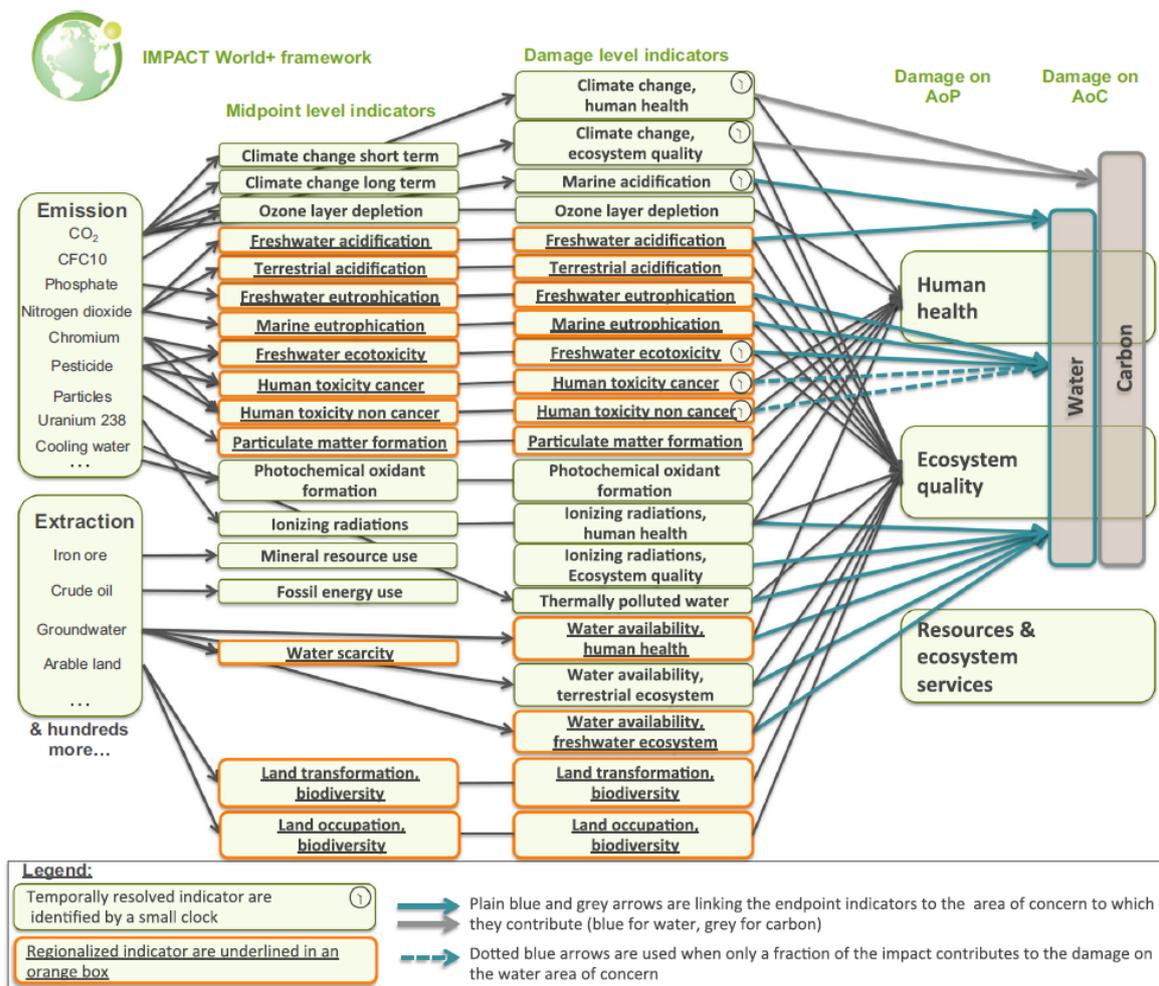


FIGURE 4.5 Impacts et dommages environnementaux de IMPACT World+ [49].

Étape 4 : Interprétations

La dernière phase consiste à interpréter les nombreux résultats issus d'une ACV. L'inventaire brut, les impacts environnementaux et les apports de chaque étape du cycle de vie sont exploitables. Ces interprétations permettent aussi de simplifier, ou au contraire de compléter, l'étude réalisée. Cela permet de comprendre les données les plus critiques. Pour une étude plus poussée, une évaluation des incertitudes (sur l'inventaire et/ou sur les méthodes d'évaluation) peut être réalisée. Enfin, une approche itérative peut être adoptée à la lumière de ces interprétations pour affiner les résultats.

4.3.2 Applications aéronautiques

La méthodologie ACV peut s'appliquer à de nombreux produits et secteurs d'activité. Dans le domaine académique, cette dernière est par exemple utilisée dans le bâtiment [152], dans l'énergie [199, 227], dans le maritime [248], dans l'automobile [19, 87] ou encore dans le transport de fret [133].

Concernant le secteur aéronautique, dont le cycle de vie d'un avion est présenté sur la figure 4.6, les résultats des différents travaux, présentés dans la suite, convergent vers plusieurs conclusions. L'inventaire d'une ACV avion est majoritairement composé de matériaux (aluminium, composites...) pour la structure de l'avion et d'émissions dues à la combustion du carburant (CO_2 , NO_x , SO_x ...). Les principaux impacts d'un avion sont le changement climatique, la consommation de ressources énergétiques et la formation de particules. De plus, les impacts ont majoritairement lieu lors de l'usage de l'appareil et lors de l'extraction et de la production du carburant. Néanmoins, ces travaux se basent souvent sur des méthodes d'évaluation usuelles qui considèrent des émissions au sol et non en altitude, en raison de l'absence des modèles adaptés.

Dans la littérature scientifique, des ACV pour différents types d'avions conventionnels sont réalisées. Tout d'abord, une méthodologie d'ACV simplifiée est utilisée sur un Airbus A320 [147]. Cette dernière a été mise à jour dans [163] pour étendre l'analyse à d'autres architectures. Ensuite, différents avions sont comparés entre eux et avec d'autres moyens de transport sur le périmètre américain [62]. Enfin, [145] étudie l'impact environnemental de différentes architectures en 2015 et en 2050 en Suisse, concluant notamment à l'intérêt d'augmenter le nombre de passagers par vol.

Des ACV sont aussi menées pour étudier des concepts d'avions disruptifs ou l'utilisation de carburants alternatifs. [240] propose un cadre conceptuel pour réaliser ce type d'études. Plus spécifiquement, des architectures basées sur l'hybridation de la propulsion sont étudiées dans différents travaux [255, 287]. Des analyses comparatives sont menées pour différencier les performances environnementales d'architectures avion. Par exemple, des avions électriques et conventionnels sont comparés dans [33]. De même, des avions à hydrogène sont comparés à des avions conventionnels [218] et plus électriques [30].

Des travaux se focalisent aussi sur des étapes spécifiques du cycle de vie des avions. Par exemple, [239] montre que l'extraction des matériaux et la production des avions ont émis environ $18 \text{ MtCO}_2\text{-eq}$ en 2017. Cela représente environ 2 % des émissions de GES du secteur aérien, soit une part relative-



FIGURE 4.6 Illustration du cycle de vie d'un avion.

ment marginale. Au niveau de la fin de vie, des travaux sur le recyclage d'un alliage de rotors sont présentés dans [267]. Ensuite, des analyses sur les ressources critiques pour le secteur aérien sont réalisées dans [86]. Enfin, les émissions de polluants près des aéroports sont étudiées comme par exemple dans [171].

Des outils spécifiques ont été développés pour évaluer les impacts environnementaux d'avions. Par exemple, GREET Model a été développé pour évaluer les principaux impacts environnementaux des transports, dont ceux de l'aviation [91]. GLOWOPT est quant à lui un projet de recherche européen focalisé sur les impacts environnementaux et notamment climatiques d'architectures avion. Cette dernière intègre également des méthodologies de conception avion [183].

4.3.3 Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques

La plupart de ces travaux s'appuient sur des bases de données (parfois privées) et sur des logiciels d'ACV pour fournir des résultats pour une architecture avion donnée. Des modèles explicites ne sont donc pas utilisés. Ce type d'approche est difficilement utilisable dans le cadre de la conception avion. En effet, l'absence de modèles directement implémentables dans des outils de conception préliminaire ne permet pas de coupler le dimensionnement avec l'évaluation des performances environnementales.

Par conséquent, l'objectif de cette thèse est de développer une approche d'évaluation d'impacts environnementaux pour avion adaptée à une intégration dans des plateformes de conception préliminaire comme FAST-OAD. Les modèles correspondants doivent aussi être utilisables pour une large gamme d'avions.

Chapitre 5

Dimensionnement et évaluation d'une architecture avion plus électrique

5.1 Introduction

Comme expliqué dans le chapitre 4, le dimensionnement d'architectures avion s'appuie sur des méthodologies MDAO en raison de nombreux couplages disciplinaires. La plateforme de conception avion FAST-OAD permet de réaliser des dimensionnements mais nécessite des modèles complémentaires pour réaliser les études prospectives envisagées dans les objectifs de la thèse. Dans le contexte de transition environnementale du secteur aérien, l'évaluation des impacts environnementaux des architectures avion est aussi nécessaire.

Dans le cadre de cette thèse, la méthodologie développée et présentée dans ce chapitre est illustrée via le dimensionnement d'une architecture nommée BEITA. Cette architecture plus électrique pourrait être déployée rapidement à horizon 2025-2030. Cette dernière s'appuie sur des technologies potentiellement disponibles, mais pas encore déployées simultanément. Elle intègre notamment des améliorations propulsives et aéro-structurelles, ainsi que les systèmes modélisés dans le chapitre 3. L'avion de référence CeRAS (*Central Reference Aircraft data System*), issu de la littérature scientifique, est utilisé pour réaliser des comparaisons [257].

L'objectif de ce chapitre est donc de présenter une méthodologie pour dimensionner et évaluer les performances techniques et environnementales d'une architecture avion, en incluant l'intégration des systèmes. Des applications sur l'architecture BEITA sont alors réalisées. Tout d'abord, la section 5.2 introduit des modèles pour évaluer l'impact des systèmes sur la consommation d'un avion. Des applications basées sur les systèmes modélisés dans le chapitre 3 sont réalisées. Ensuite, FAST-OAD est utilisé dans la section 5.3 pour dimensionner l'architecture BEITA. Des optimisations et des analyses de performances sur cette architecture sont aussi menées. Des diagrammes *payload-range* améliorés sont notamment introduits. La section 5.4 se focalise quant à elle sur le développement d'une méthodologie d'ACV adaptée au dimensionnement préliminaire d'architectures avion. De multiples applications sont alors présentées et une ouverture aux impacts environnementaux du transport aérien est faite. Enfin, une synthèse de la partie II est proposée en section 5.5.

5.2 Évaluation de l'impact d'un système sur un avion et applications

L'objectif de cette section est de présenter une modélisation pour évaluer l'impact d'un système sur la consommation de carburant d'un avion. Différentes applications avec les systèmes modélisés dans le chapitre 3 sont réalisées.

5.2.1 Modélisation de l'impact d'un système sur un avion

Comme détaillé dans la partie I, les systèmes impactent la consommation énergétique d'un avion via leur masse, leur traînée additionnelle et leur consommation directe d'énergie et de puissance. Il est alors nécessaire d'évaluer ces impacts. Pour cela, des modèles pour déterminer la consommation de carburant due à l'ajout d'un système avion sont présentés. Une démonstration de ces modèles, directement adaptés de [212], est présentée dans la suite. Les modèles pour estimer l'impact de la masse et de la traînée d'un système avion sont valables pour tous les systèmes, mais celui pour l'impact des prélèvements énergétiques n'est valable que pour des systèmes électriques. L'impact de la masse additionnelle de carburant sur la structure et la consommation de l'avion n'est pas considéré.

La démonstration des modèles s'appuie sur différentes équations fondamentales. Tout d'abord, les modèles sont basés sur les équations basiques de mécanique du vol (5.1) pour un vol longitudinal stabilisé en notant M la masse de l'avion (incluant la masse à vide de l'avion, la charge marchande et le carburant), L sa portance, D sa traînée et T la poussée des moteurs [22].

$$\begin{cases} L = Mg \\ D = T \end{cases} \quad (5.1)$$

La formule de Bréguet-Leduc [22, 264], donnée sous deux formes équivalentes dans les équations (5.2) et (5.3), est aussi utilisée. Elle permet d'exprimer simplement les performances d'un avion à partir de paramètres structurels, aérodynamiques et propulsifs. L'équation est souvent utilisée en phase de croisière car elle n'est valable que pour une phase de vol où les paramètres aérodynamiques et propulsifs sont relativement constants. Pour étudier les performances d'un avion sur l'ensemble d'un vol, il faut alors découper le vol en différentes phases, inclure des coefficients de correction ou utiliser d'autres méthodes basées sur les équations de dynamique du vol [263, 289].

$$R = \frac{V f}{g SFC} \ln \left(\frac{M_i}{M_f} \right) \quad (5.2)$$

$$\frac{M_i}{M_f} = e^{\frac{g t SFC}{f}} \quad (5.3)$$

avec R la distance parcourue par l'avion durant la phase de vol considérée, V la vitesse de l'avion durant la phase de vol, t la durée de la phase de vol (égale à R/V), f la finesse définie comme le rapport entre la portance et la traînée de l'avion, SFC la consommation spécifique des moteurs, M_i la masse de l'avion au début de la phase de vol et M_f la masse de l'avion à la fin de la phase de vol.

Ces différentes équations permettent de développer trois modèles pour estimer l'impact d'un système sur la consommation de carburant d'un avion via sa masse, sa traînée additionnelle et sa consommation de puissance électrique.

Premièrement, on considère l'ajout d'un système impactant uniquement via sa masse ΔM_S . En notant M_A la masse de l'avion au début de la phase de vol sans inclure le système, M_F la masse de carburant consommée par l'avion sans le système et $\Delta M_{F,\text{masse}}$ la masse de carburant additionnelle due à l'ajout du système, l'équation (5.3) peut se réécrire sous la forme de l'équation (5.4). En ordonnant les différents termes, on obtient l'équation (5.5). Par identification avec l'équation de Bréguet-Leduc conventionnelle, l'équation (5.6) est obtenue et permet d'évaluer la consommation de carburant due à l'ajout d'un système de masse ΔM_S .

$$\frac{M_A + \Delta M_S + M_F + \Delta M_{F,\text{masse}}}{M_A + \Delta M_S} = e^{\frac{g \ t \ SFC}{f}} \quad (5.4)$$

$$M_F + \Delta M_{F,\text{masse}} = (M_A + \Delta M_S) \left(e^{\frac{g \ t \ SFC}{f}} - 1 \right) \quad (5.5)$$

$$\Delta M_{F,\text{masse}} = \Delta M_S \left(e^{\frac{g \ t \ SFC}{f}} - 1 \right) \quad (5.6)$$

Deuxièmement, on considère l'ajout d'un système impactant uniquement via sa traînée additionnelle ΔD_S . En utilisant les équations de mécanique du vol (5.1) et par identification, une masse équivalente $\Delta M_{S,\text{traînée}}$ peut être définie via l'équation (5.7). Elle représente le même impact qu'une traînée additionnelle ΔD_S . En réutilisant l'équation (5.6), la consommation de carburant $\Delta M_{F,\text{traînée}}$ due à l'ajout d'un système générant une traînée additionnelle ΔD_S est calculée via l'équation (5.8).

$$L = f(D + \Delta D_S) = M g = (M_A + \Delta M_{S,\text{traînée}}) g \quad (5.7)$$

$$\Delta M_{F,\text{traînée}} = \Delta D_S \frac{f}{g} \left(e^{\frac{g \ t \ SFC}{f}} - 1 \right) \quad (5.8)$$

Troisièmement, un raisonnement similaire peut être effectué pour l'ajout d'un système impactant uniquement via sa consommation de puissance électrique ΔP_S . En notant η le rendement des générateurs électriques sur les moteurs et κ un coefficient qui détermine le débit de carburant consommé par quantité d'énergie mécanique produite, la consommation de carburant correspondante $\Delta M_{F,\text{puissance}}$ est calculée en utilisant l'équation (5.9).

$$\Delta M_{F,\text{puissance}} = \Delta P_S \frac{\kappa}{\eta} \frac{f}{g \ SFC} \left(e^{\frac{g \ t \ SFC}{f}} - 1 \right) \quad (5.9)$$

Ainsi, l'équation (5.10) permet d'estimer la consommation totale de carburant ΔM_F due à l'ajout d'un système avion.

$$\Delta M_F = \Delta M_{F,\text{masse}} + \Delta M_{F,\text{traînée}} + \Delta M_{F,\text{puissance}} \quad (5.10)$$

À titre d'illustration, cette formule est appliquée sur l'avion CeRAS. Ce dernier est un avion de référence de la littérature scientifique et est comparable à des avions de type Airbus A320 ou Boeing B737. Un vol de croisière d'une heure est considéré avec un nombre de Mach de 0,78 et une altitude de 35000 ft. De plus, on suppose une finesse de 17,4, une consommation spécifique de 0,58 kg/daN/h, un rendement électrique de 0,9 et un coefficient κ de 0,2 kg/h/kW.

Le système illustratif ajouté comporte les caractéristiques suivantes. Tout d'abord, il a une masse de 100 kg, en comparaison d'une masse à vide de l'avion de l'ordre de 42 t. De plus, il nécessite constamment 10 kW d'électricité, à comparer aux valeurs fournies dans le tableau 2.1. Enfin, il génère 100 N de traînée, ce qui correspond à moins de 0,5 % de la traînée de l'avion en croisière.

Les résultats obtenus sont alors donnés dans le tableau 5.1. Il est intéressant de noter l'ordre de grandeur suivant : la consommation de carburant due à 100 kg de masse est d'environ 3 kg par heure de croisière. Pour comparaison, l'avion CeRAS a une consommation horaire moyenne de carburant de l'ordre de 2500 kg (en incluant l'ensemble des phases de vol) sur sa mission de design.

TABLE 5.1 Exemple illustratif de l'impact d'un système sur la consommation d'un avion.

Impact du système	Caractéristique du système	Consommation de carburant supplémentaire
Masse	100 kg	3,3 kg
Traînée	100 N	5,9 kg
Puissance électrique	10 kW	2,3 kg

5.2.2 Application au dimensionnement du système de conditionnement d'air

Une première application de ces modèles est réalisée dans le cadre du dimensionnement du système ECS électrique modélisé dans la section 3.2. Les systèmes induits par l'électrification du système ne sont pas pris en compte dans le dimensionnement de l'ECS. L'avion de référence CeRAS est pris comme cas d'application (voir section 5.3 pour ses caractéristiques détaillées). Afin d'obtenir des motocompresseurs de taille raisonnable, deux motocompresseurs par pack sont considérés pour ce type d'avion.

Un processus de dimensionnement et d'optimisation de l'ECS est défini. L'objectif est de minimiser la consommation de carburant du système estimée en utilisant les modèles précédents. En raison de la complexité des modèles spécifiques à l'ECS de la section 3.2, notamment due aux interactions et aux couplages entre les différents composants du système ECS, une approche MDAO est adoptée. De façon similaire à FAST-OAD, une méthode mononiveau est utilisée. En revanche, la résolution des couplages s'appuie sur des formulations IDF et NVH. L'optimisation est quant à elle réalisée à l'aide d'un algorithme génétique (NSGA-II [77]) qui permet de fournir un résultat malgré l'exploration de zones non-physiques générant des problèmes numériques. Les diagrammes XDSM et DSM du processus de dimensionnement de l'ECS sont donnés sur les figures 5.1 et 5.2. Le diagramme XDSM

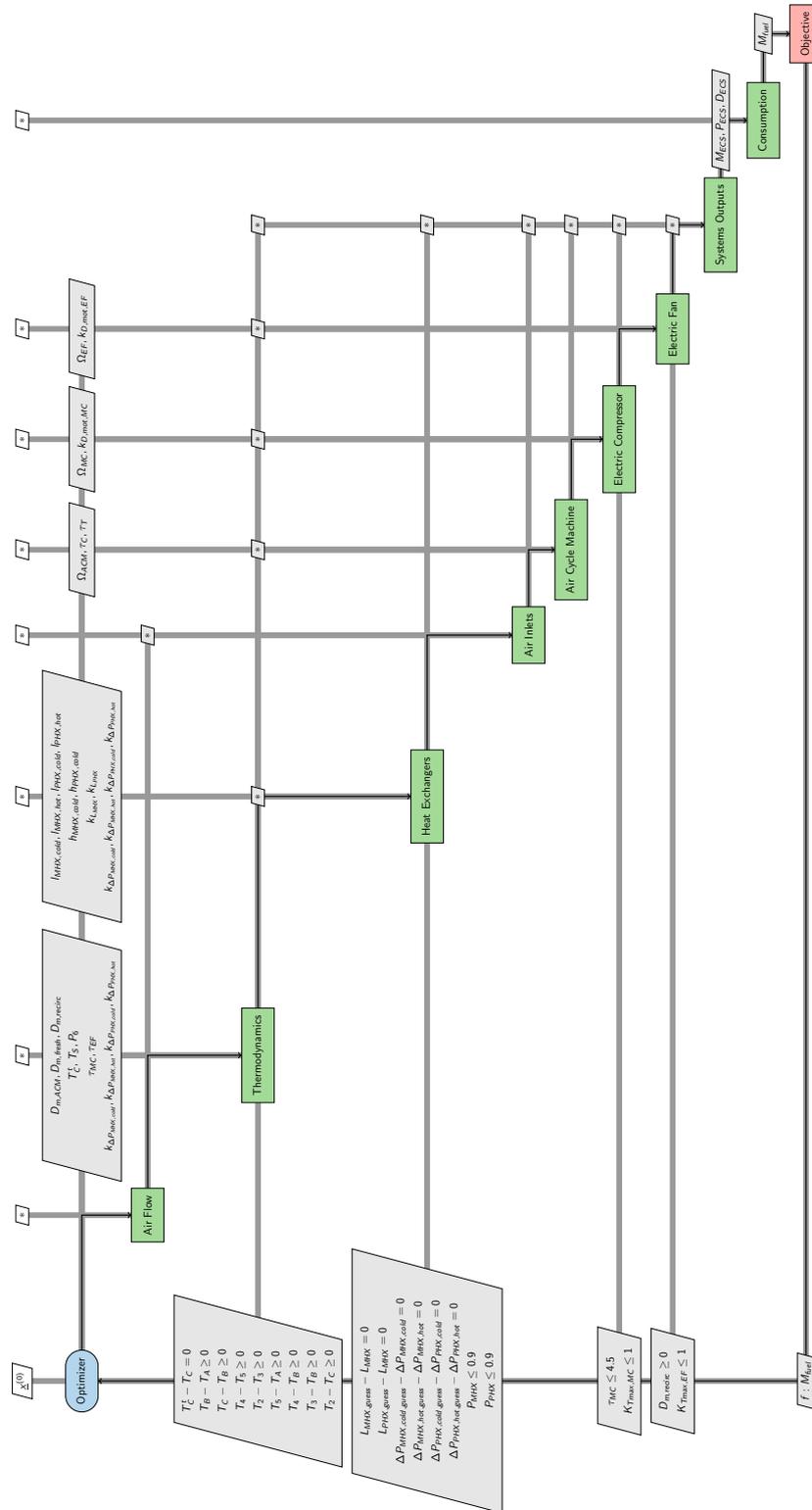


FIGURE 5.1 Diagramme XDSM du dimensionnement de l'ECS électrique.

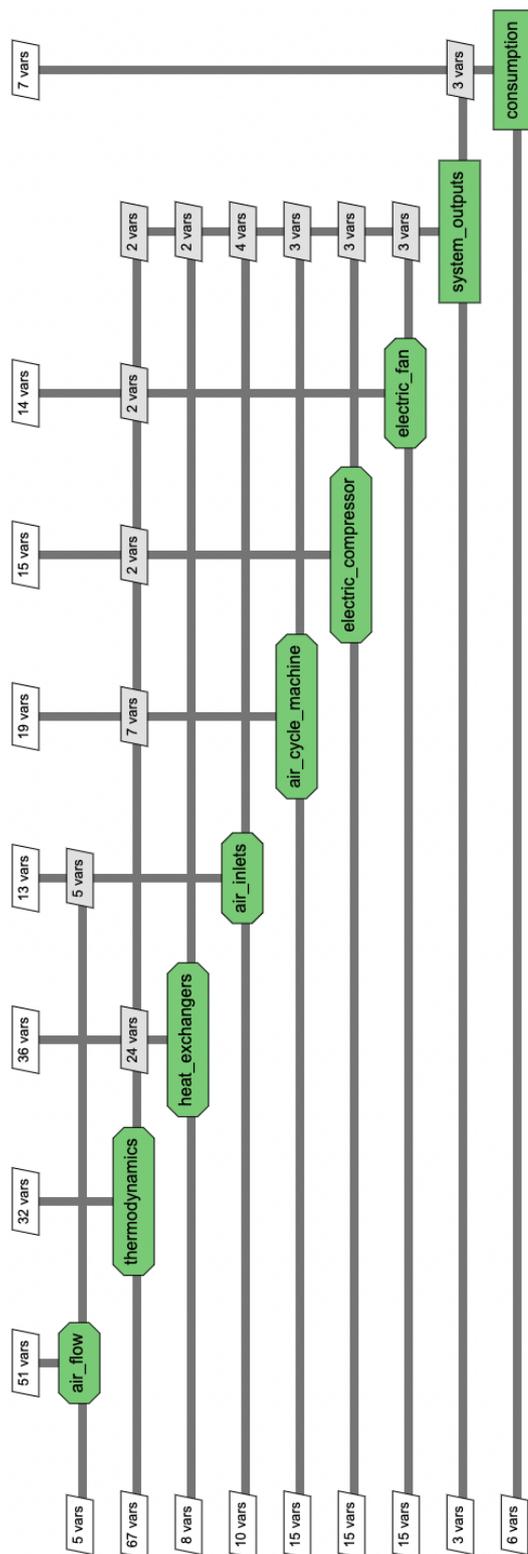


FIGURE 5.2 Diagramme DSM des interactions entre les disciplines de l'ECS électrique.

permet de visualiser la formulation du problème d'optimisation alors que le diagramme DSM permet de représenter de façon détaillée les interactions entre les différentes disciplines. Les blocs verts représentent les différents modules de calcul. Les paramètres d'entrée d'un module sont représentés sur les lignes verticales alors que les paramètres de sortie sont sur les lignes horizontales. Ces deux diagrammes permettent donc d'identifier les interactions entre les disciplines et les éventuelles boucles algébriques. Le problème d'optimisation contient 27 variables d'optimisation et 28 contraintes. Initialement, le problème de dimensionnement comprenait 7 couplages multidisciplinaires et faisait donc apparaître 7 boucles algébriques. Grâce aux formulations IDF et NVH, ces boucles algébriques ont été supprimées comme le montrent les diagrammes XDSM et DSM.

Le dimensionnement de l'ECS est réalisé en deux étapes. Dans un premier temps, un dimensionnement de l'architecture est réalisé pour différents scénarios dimensionnants. Ces derniers sont basés sur les scénarios "jour chaud" et "jour froid" détaillés dans la section 3.2, avec et sans défaillance d'un des deux packs ECS, en considérant deux phases de vol caractéristiques (croisière et attente au sol). Cette étape permet de définir les caractéristiques maximales des différents composants et la masse totale du système : il s'agit donc d'une démarche qui entraîne un possible surdimensionnement. Dans un second temps, le système est optimisé pour des conditions de vol moyennes. Cela permet d'évaluer les performances du système (consommation de puissance électrique, traînée générée) et sa consommation de carburant correspondante.

Pour illustrer la première étape, le scénario dimensionnant "jour chaud" avec défaillance d'un des deux packs en croisière est considéré. Le dimensionnement donne lieu à l'ensemble des paramètres du système. Par exemple, un débit d'air de 0,5 kg/s est obtenu pour l'ACM, avec un débit de refroidissement au niveau des échangeurs de 0,46 kg/s. La puissance des motocompresseurs est de 80 kW pour un taux de compression de 4,15. Le ventilateur de recirculation a quant à lui une puissance de 16 kW pour un débit d'air de 0,25 kg/s. Enfin, la masse des échangeurs est de 60 kg.

Les principales caractéristiques de l'ECS (pour un pack) pour les différents scénarios dimensionnants sont données dans le tableau 5.2. Les scénarios qui permettent de dimensionner la masse d'un des composants sont indiqués dans la dernière colonne. Cela signifie que la masse maximale d'un des composants a été obtenue pour ces scénarios. Il est intéressant de noter que de nombreux scénarios dimensionnants sont critiques pour le dimensionnement. Cette démarche permet d'obtenir une masse totale de 1500 kg pour l'ECS : 390 kg pour chacun des deux packs, 150 kg pour l'ensemble des entrées d'air et 570 kg pour le réseau de conduits.

Plusieurs remarques peuvent être apportées. Tout d'abord, le dimensionnement est complexe à réaliser numériquement dans les scénarios "jour froid" en croisière en raison des faibles températures extérieures : le flux d'air de l'ACM cherche à bypasser les échangeurs. De même, dans les cas d'attente au sol, l'optimiseur cherche à minimiser la consommation de puissance électrique du système au prix d'une forte augmentation de la masse. Ces cas nécessitent donc d'ajouter des contraintes supplémentaires. Enfin, pour certains scénarios, le dimensionnement aboutit à un débit massique fourni à l'ACM plus important que le débit minimal requis (*flow schedule*), afin de minimiser la consommation de carburant.

TABLE 5.2 Principaux résultats de dimensionnement de l'ECS pour les scénarios dimensionnant.

Scénario dimensionnant	$D_{m,ACM}$ [kg/s]	$D_{m,fresh}$ [kg/s]	$D_{m,recirc}$ [kg/s]	Traînée [N]	Puissance [kW]	Dimensionnant pour la masse
Jour chaud Sans défaillance Vol en croisière	0,33	0,38	0,31	141	127	✓
Jour froid Sans défaillance Vol en croisière	0,21	0,06	0,31	57	71	✓
Jour chaud Avec défaillance Vol en croisière	0,5	0,46	0,25	196	176	✓
Jour froid Avec défaillance Vol en croisière	0,27	0,19	0,25	93	79	
Jour chaud Sans défaillance Attente au sol	0,41	0,58	0,49	0	105	
Jour froid Sans défaillance Attente au sol	0,33	0,31	0,31	0	65	✓
Jour chaud Avec défaillance Attente au sol	0,5	0,65	0,52	0	156	✓
Jour froid Avec défaillance Attente au sol	0,34	0,26	0,28	0	66	

Pour évaluer les performances moyennes de l'ECS, un dimensionnement est réalisé pour un scénario "jour standard" en phase de croisière sans défaillance d'un des deux packs. Dans ce cas, le système complet (incluant les deux packs) consomme 190 kW de puissance électrique, dont 95 % dus aux motocompresseurs. Il génère aussi 200 N de traînée : 64 % proviennent des entrées d'air de type *scoop* pour l'ACM et 36 % des entrées d'air de type *flush* pour refroidir les échangeurs. Les débits d'air correspondants sont respectivement de 0,28 kg/s et de 0,22 kg/s. Le débit d'air pour la recirculation d'air issu de la cabine est quant à lui de 0,25 kg/s.

Par conséquent, ces différentes données permettent d'évaluer la consommation moyenne de carburant due à l'ECS. La consommation horaire du système dans le cas moyen est de 88 kg/h. La répartition de la consommation de carburant est la suivante : 48 % pour la consommation de puissance électrique, 10 % pour la traînée générée et 42 % pour la masse du système complet. La minimisation de la consommation de carburant du système ne passe donc pas par la simple minimisation de la masse du système, mais par une optimisation complexe globale intégrant notamment la consommation de puissance électrique.

Pour comparaison, dans le cas d'un scénario "jour chaud" en croisière sans défaillance d'un pack, la consommation horaire de carburant du système est de 106 kg/h. Dans le cas d'une attente au sol sans défaillance d'un pack, la consommation horaire, uniquement due à la consommation de puissance électrique, est de 19 kg/h pour un "jour standard" et de 47 kg/h pour un "jour chaud".

Le dimensionnement réalisé dans cette section pour le système ECS permet d'obtenir ses principales caractéristiques à partir des principaux scénarios dimensionnants. En revanche, il est basé sur une méthodologie simplifiée qui fait face à quelques limites. En effet, seuls quelques points de fonctionnement sont étudiés. De plus, les rendements des turbomachines sont considérés comme fixes pour simplifier le dimensionnement du système. Enfin, pour réaliser une optimisation plus fine du système, il faudrait réaliser une seule et unique optimisation, qui intègre et vérifie simultanément le fonctionnement du système pour chaque point de fonctionnement. Néanmoins cette approche bien plus complexe nécessiterait des données industrielles et opérationnelles détaillées, notamment sur les fréquences de rencontre des différentes conditions de vol et de fonctionnement du système ECS.

5.2.3 Application à la comparaison de systèmes de management thermique

Différents systèmes de management thermique ont été modélisés dans la section 3.4. Une des applications possibles des modèles introduits dans cette section est de comparer la consommation de carburant induite par ces différents systèmes pour différentes conditions d'utilisation.

Pour chaque système, l'objectif est d'estimer la consommation de carburant induite en fonction des pertes thermiques à dissiper. Pour cela, un avion et un vol de référence sont considérés. Les caractéristiques de l'avion de référence CeRAS sont utilisées. Une phase de croisière d'une heure, à un nombre de Mach de 0,8 et aux conditions ISA, est étudiée. Une efficacité de 0,8 pour les échangeurs, un rendement de 0,85 pour les moteurs électriques, ainsi que des différences de températures admissibles de 30°C sont considérés.

Deux cas d'étude sont envisagés. D'une part, dans certaines conditions, les systèmes peuvent être utilisés de façon permanente. Les résultats sont alors présentés sur la figure 5.3a. Le système de type pompe à chaleur est le moins consommateur de carburant, sauf pour de faibles puissances à dissiper (inférieures à 300 W) où le refroidissement via des entrées d'air est le plus efficace. Le système de recirculation d'air est quant à lui le moins performant. D'autre part, certains systèmes ne nécessitent que des utilisations intermittentes pour des phases de vol spécifiques. Les résultats sont alors présentés sur la figure 5.3b pour un taux d'utilisation faible de 5 %. Le refroidissement via des entrées d'air actives est cette fois-ci le plus économe en carburant dans tous les cas. En effet, en cas de faible utilisation, un système impacte majoritairement la consommation de carburant de l'avion de façon passive via sa masse. L'avantage du système de refroidissement via des entrées d'air est qu'il est de façon générale plus léger que celui de type pompe à chaleur.

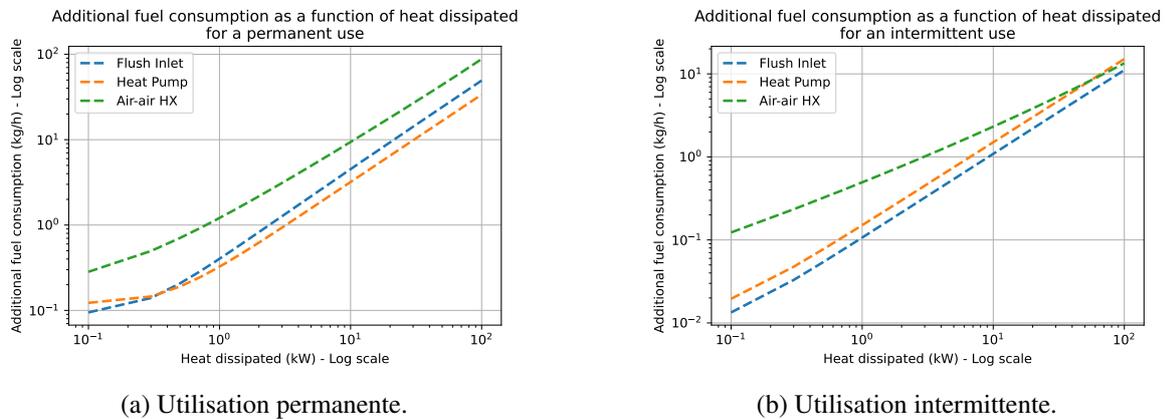


FIGURE 5.3 Comparaison des systèmes de management thermique.

Il est intéressant d'étudier, pour chaque système, les causes de la consommation de carburant (masse, traînée, consommation de puissance électrique). Tout d'abord, pour le système de type pompe à chaleur, la traînée est la principale contributrice pour de faibles pertes thermiques. Pour des pertes supérieures à 1 kW, la traînée représente la moitié de l'impact, alors que la masse et la consommation de puissance électrique représentent 25 % chacune. Ensuite, pour le système de refroidissement via des entrées d'air, la traînée représente plus de 80 % de l'impact. Enfin, pour le système de recirculation d'air, les trois composantes ont un impact similaire pour de faibles pertes et, pour de fortes pertes, la consommation de puissance électrique représente plus de 70 % de l'impact.

Des analyses de sensibilité ont aussi été réalisées dans le cadre de ces travaux. Par exemple, d'autres avions de référence peuvent être étudiés. Ainsi, l'application sur l'avion d'affaires Cessna Citation donne des résultats similaires pour la comparaison des systèmes de management thermique. De même, les différentes caractéristiques des systèmes peuvent être analysées. Par exemple, concernant la différence de température admissible, une diminution de cette valeur induit une augmentation de la consommation de carburant, en raison d'un débit massique plus important pour compenser. L'objectif est donc de maximiser cette valeur, dans le respect des limites thermiques des différents composants.

5.2.4 Application à la comparaison de systèmes de protection contre le givre

La dernière application de cette méthodologie dans le cadre de cette thèse concerne la comparaison de systèmes IPS complets, intégrant aussi les systèmes induits par l'électrification.

Les trois systèmes modélisés dans la section 3.3 sont considérés. De plus, les résultats pour un système supplémentaire, étudié dans le cadre d'une collaboration avec une autre thèse de l'ISAE-SUPAERO [228], sont aussi présentés. Il s'agit d'un système de dégivrage électromécanique qui s'appuie sur le phénomène physique de résonance en utilisant des actionneurs piézoélectriques [246]. Ce type d'IPS pourrait permettre de réduire significativement la puissance requise pour dégivrer, mais ces systèmes n'ont pas encore atteint un niveau de maturité suffisant pour être implémentés sur avions.

Dans ce cas d'étude, plusieurs hypothèses sont considérées. Les caractéristiques d'un Airbus A320 sont utilisées avec une protection des nacelles et d'une partie de la voilure. Les conditions givrantes n'étant rencontrées que peu fréquemment et sur des phases de vol spécifiques pour les avions commerciaux, une durée d'utilisation moyenne de 2 % du vol est supposée. Par conséquent, l'IPS est utilisé de façon intermittente. Les résultats de la section précédente justifient alors l'utilisation de systèmes de refroidissement via des entrées d'air pour l'électronique de puissance de l'IPS. Enfin, pour le système thermopneumatique conventionnel, l'évaluation de la consommation de carburant due au prélèvement d'air sur les moteurs est effectuée à partir d'un coefficient d'impact égal à $120 \text{ (kg}_{\text{fuel}}/\text{h})/(\text{kg}_{\text{air}}/\text{s})$ obtenu via l'AIR1168/8 [4].

Les résultats sont donnés sur la figure 5.4. Les principales caractéristiques sont quant à elles données dans le tableau 5.3 pour le système thermopneumatique conventionnel (TP), le système électrothermique avec anti-givrage (ETA), le système électrothermique avec dégivrage (ETD) et le système électromécanique (EM).

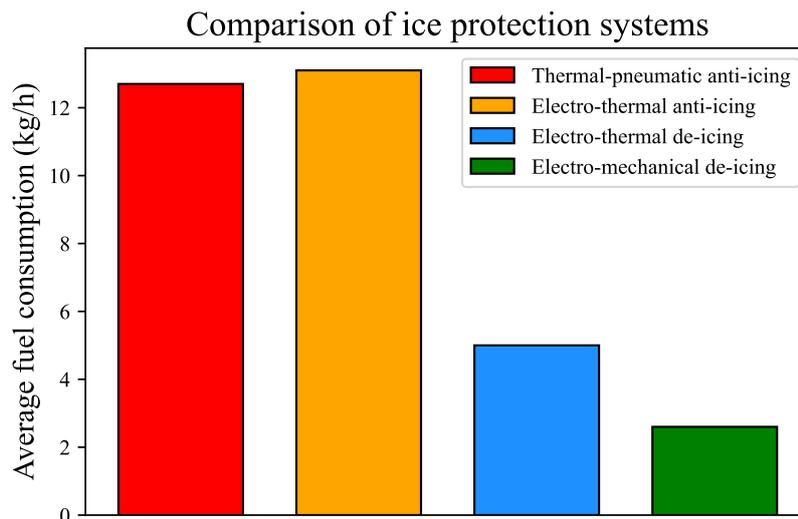


FIGURE 5.4 Comparaison des systèmes de protection contre le givre pour un Airbus A320.

TABLE 5.3 Principales caractéristiques des systèmes de protection contre le givre pour un A320.

Caractéristiques	TP	ETA	ETD	EM	Unité
Masse	160	272	114	61	kg
Puissance totale	466	326	71	26	kW
Puissance surfacique	27	19	4,0	1,5	kW/m ²

Le système électrothermique avec anti-givrage a des performances quasi équivalentes au système conventionnel thermopneumatique. Bien que le système électrothermique avec anti-givrage permette de réduire la puissance requise grâce à l'amélioration des rendements, sa masse est bien plus importante que celle du système conventionnel. Ainsi, l'électrification directe de l'IPS ne permet donc pas de réduire la consommation de carburant.

Le système électrothermique avec dégivrage permet quant à lui de diviser par plus de 2 la consommation de carburant en comparaison du système conventionnel. L'utilisation d'une fonction de dégivrage à la place d'une fonction d'anti-givrage, rendue possible par la mise en place de tapis chauffants, permet de réduire la puissance requise. Par conséquent, l'amélioration des rendements et la réduction de la masse totale du système permettent de réduire la consommation de carburant induite par le système. Dans ce cas, l'électrification est bénéfique.

Enfin, le système électromécanique permet de réduire significativement la consommation de carburant. Cela est dû à sa faible consommation de puissance électrique et à sa faible masse. Des analyses de sensibilité sur les différents paramètres sont nécessaires mais montrent néanmoins l'intérêt d'un tel système par rapport au système conventionnel.

Il est intéressant de noter que pour les systèmes électriques, la masse est responsable de plus de 80 % de la consommation de carburant. La minimisation de leur masse est donc l'objectif principal pour réduire leur consommation. Il s'agit ainsi d'une différence avec le dimensionnement du système ECS électrique étudié précédemment. En revanche, pour le système conventionnel, le prélèvement d'air est responsable de la moitié de l'impact, bien que le système ne soit actif que 2 % du temps. Cela montre la dégradation importante de performances due au prélèvement d'air sur les moteurs. Des analyses de sensibilité sur la durée d'utilisation montrent par ailleurs que pour des durées d'utilisation supérieures à 2 % du vol, le système conventionnel devient moins performant que le système thermoélectrique avec anti-givrage.

Des analyses similaires ont aussi été réalisées pour d'autres avions commerciaux tels que le Boeing B787 (avion long-courrier) et l'ATR 72 (avion régional). Des résultats similaires à la figure 5.4 sont alors obtenus. En revanche, de façon générale, plus un avion est petit, plus l'IPS représente une part importante de la consommation de carburant. En effet, par exemple dans le cas des systèmes thermoélectriques avec anti-givrage, l'IPS représente moins de 1 % de la consommation totale de carburant d'un Boeing B787 contre presque 2 % pour un ATR 72.

5.3 Utilisation de FAST-OAD pour dimensionner une architecture avion

L'objectif de cette section est de dimensionner une architecture avion complète en utilisant FAST-OAD. Après une présentation de l'architecture étudiée, des corrections de paramètres pour certains modèles sont proposées. Ensuite, le dimensionnement de l'architecture et des optimisations sont réalisés, donnant lieu à des comparaisons avec l'avion de référence CeRAS ainsi qu'à diverses analyses. Un article de conférence réalisé dans le cadre de cette thèse reprend ces travaux [242].

5.3.1 Présentation de l'architecture avion BEITA

Avant de présenter l'architecture dimensionnée dans le cadre de ces travaux, l'avion de référence CeRAS, pour *Central Reference Aircraft data System*, est introduit [257]. L'avion CeRAS est couramment utilisé pour valider des modèles avion. Les exigences (ou TLARs) de ce dernier, adaptées à ces travaux et aux caractéristiques de FAST-OAD, sont données dans le tableau 5.4. Le dimensionnement de l'architecture est basé sur une mission dite de dimensionnement, incluant une charge marchande (*payload* en anglais) et une distance (*range* en anglais). Les caractéristiques d'autres missions de référence, dites de design (dénomination originale, à ne pas confondre avec celle de dimensionnement) et d'étude, sont aussi données. La mission d'étude considérée est plus longue que dans le cahier des charges initial du CeRAS (800 NM contre 500 NM) pour mieux correspondre aux missions fréquemment réalisées par ce type d'avion.

TABLE 5.4 TLARs considérées pour l'avion de référence CeRAS (calibrées pour FAST-OAD).

Paramètres	Valeur	Unité
Nombre de passagers	150	PAX
Charge marchande maximale	19,6	t
Distance de dimensionnement	2500	NM
Charge marchande de dimensionnement	17	t
Distance de la mission de design	2750	NM
Distance de la mission d'étude	800	NM
Charge marchande des missions de design et d'étude	13,6	t
Nombre de Mach en croisière	0,78	-
Réserves – Distance de déroutement	200	NM
Réserves – Durée d'attente	45	min

L'architecture étudiée dans le cadre de ces travaux, nommée BEITA pour *Bleedless and Efficient Incremental Technologies Aircraft*, est représentée sur la figure 5.5. Il s'agit d'une architecture plus électrique de type court-moyen-courrier qui s'appuie sur des technologies existantes ou potentiellement déployables à horizon 2025-2030. Le dimensionnement de BEITA est réalisé en considérant des TLARs identiques au CeRAS ainsi que des caractéristiques géométriques similaires.

Cette architecture intègre des améliorations propulsives et aéro-structurelles. Leur modélisation simplifiée est détaillée dans la section suivante. Au niveau de la propulsion, une motorisation de type UHBR (*Ultra-High Bypass Ratio*), plus efficace, est espérée à court terme. Concernant les

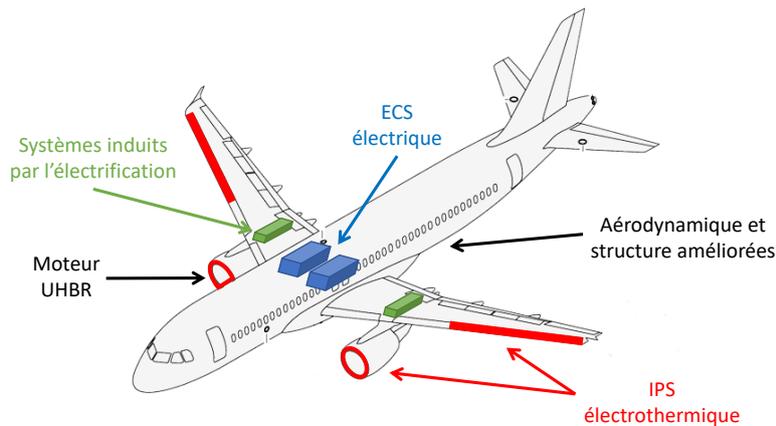


FIGURE 5.5 Illustration de l'architecture avion BEITA.

performances aérodynamiques, une modification de l'allongement de l'aile est envisagée pour réduire la traînée induite de l'avion. Enfin, un allègement structurel est supposé en raison de l'augmentation de l'utilisation de matériaux composites et de l'amélioration des processus de fabrication.

BEITA intègre aussi les systèmes plus électriques modélisés dans le chapitre 3. Tout d'abord, en remplacement des systèmes pneumatiques, un ECS électrique et un IPS électrothermique avec dégivrage sont utilisés : il s'agit donc d'une architecture *bleedless*. L'intégration de ces systèmes *bleedless* nécessite aussi le renforcement des systèmes de génération et de distribution de puissance électrique ainsi que l'installation de systèmes de management thermique. Plus précisément, en ce qui concerne le management thermique dans le cadre de ces travaux, le système ECS inclut déjà les contraintes thermiques et un refroidissement via des entrées d'air est considéré pour l'électronique de puissance de l'IPS en reprenant les hypothèses de la section 5.2.

5.3.2 Corrections des caractéristiques propulsives et aéro-structurelles

Outre les modèles déjà présents dans FAST-OAD et ceux spécifiques aux systèmes avion développés dans le chapitre 3, des corrections sur les caractéristiques propulsives et aéro-structurelles sont nécessaires pour dimensionner l'architecture BEITA. Ces corrections se basent sur la modification de paramètres de modèles de FAST-OAD et sont présentées dans cette section. L'approche adoptée dans ces travaux est relativement simple en comparaison de la modélisation des systèmes. En effet, l'objectif de cette thèse n'est pas de se focaliser sur ces aspects. La démarche utilisée est donc suffisante pour procéder au dimensionnement complet de l'architecture BEITA dans la suite de l'étude.

La modélisation de la propulsion dans FAST-OAD est basée sur des modèles dits *rubber engine* [266]. Ces modèles sont construits à partir d'une base de données de moteurs industriels. Ils permettent de modéliser les principales caractéristiques d'un turboréacteur à partir d'un ensemble de variables, comme par exemple le taux de dilution (ratio entre les débits d'air massiques du flux secondaire et du flux primaire) ou la température maximale tolérée en entrée turbine. Les modèles *rubber engine* sont

particulièrement intéressants dans le cadre du dimensionnement préliminaire d'architectures avion en raison de leur simplicité d'utilisation dans des processus MDAO. Des facteurs de correction peuvent être utilisés dans un second temps pour corriger par exemple la masse du moteur ou sa consommation spécifique (SFC pour *Specific Fuel Consumption* en anglais).

Pour illustrer l'utilisation des facteurs de correction sur les modèles *rubber engine*, des reconstructions de moteurs existants ont été réalisées à partir de données industrielles publiques. Le tableau 5.5 donne les principales caractéristiques des moteurs IAE-V2527-A5 (moteur de référence pour le CeRAS), CFM-56-5B (moteur utilisé sur des avions de type court-moyen-courrier comme l'Airbus A320) et CFM-LEAP-1A (version récente du CFM-56-5B). Ces moteurs sont utilisés sur des avions dont le cahier des charges est proche de celui de l'architecture BEITA.

TABLE 5.5 Paramètres FAST-OAD pour les moteurs IAE-V2527-A5, CFM-56-5B et LEAP-1A.

Paramètres	IAE-V2527-A5	CFM-56-5B	LEAP-1A	Unité
Taux de dilution	4,9	5,5	11	-
Rapport de pression totale	32,6	34,4	40	-
Température en entrée turbine	1633	1633	1833	K
Poussée maximale au décollage	118	133	143	kN
Altitude de design	33000	33000	34500	ft
Facteur de correction – SFC décollage	0,83	0,83	1,14	-
Facteur de correction – SFC croisière	1,03	0,96	0,95	-
Facteur de correction – Masse moteur	1,00	0,96	1,12	-
Résultats	IAE-V2527-A5	CFM-56-5B	LEAP-1A	Unité
SFC au décollage maximal	10,0	9,6	9,3	g/s/kN
SFC minimale en croisière	16,7	15,4	14,4	g/s/kN
Masse du moteur	2360	2480	3050	kg

Dans ces travaux, un moteur amélioré de type UHBR est considéré. Il s'agit d'une solution étudiée par les industriels et plus généralement dans la littérature scientifique [107]. Un moteur illustratif UHBR a été développé en utilisant les modèles *rubber engine*. L'objectif de cette modélisation n'est pas de fournir des résultats précis mais des ordres de grandeur pour illustrer la démarche de dimensionnement. Une modélisation plus fine de moteurs UHBR pourrait être réalisée, soit en adoptant une démarche similaire, soit en utilisant des modèles moteur plus détaillés.

En utilisant la même démarche que pour les moteurs de référence, les principaux paramètres du moteur UHBR ont été déterminés à partir de données industrielles publiques et de celles issues de [107]. Les facteurs de correction des modèles ont ensuite été calibrés pour permettre une réduction de la SFC en croisière de 20 % par rapport au moteur de référence du CeRAS. De plus, une masse équivalente au CFM-LEAP-1A a été supposée en raison notamment du retrait des systèmes de prélèvement d'air pour l'architecture BEITA. Les paramètres obtenus sont alors donnés dans le tableau 5.6. Il est intéressant de noter que les modèles *rubber engine* ont été élaborés à partir de moteurs dont les taux de dilution sont inférieurs à 10 en majorité, ce qui peut mener à l'utilisation de facteurs de correction importants pour les moteurs UHBR.

TABLE 5.6 Paramètres FAST-OAD pour le moteur de type UHBR.

Paramètres	UHBR	Unité
Taux de dilution	15	-
Rapport de pression totale	45	-
Température en entrée turbine	1933	K
Poussée maximale au décollage	150	kN
Altitude de design	34500	ft
Facteur de correction – SFC décollage	1,66	-
Facteur de correction – SFC croisière	0,85	-
Facteur de correction – Masse moteur	1,08	-
Résultats	UHBR	Unité
SFC au décollage maximal	9,0	g/s/kN
SFC minimale en croisière	13,5	g/s/kN
Masse du moteur	3050	kg

Les améliorations aéro-structurelles sont quant à elles modélisées plus simplement en modifiant des coefficients de modèles de FAST-OAD. D'une part, les améliorations aérodynamiques ne concernent que l'allongement de l'aile dans le cadre de ces travaux. La modification de ce seul coefficient dans les variables d'entrée est donc réalisée. D'autre part, pour les allègements structuraux, une réduction de la masse de 5 % est considérée pour le fuselage, l'aile et les empennages. Des coefficients de correction sont alors utilisés.

5.3.3 Dimensionnement de l'architecture BEITA

Le dimensionnement de l'architecture BEITA peut alors être réalisé en utilisant FAST-OAD et en conservant les TLARs et la majorité des caractéristiques géométriques du CeRAS. Dans un premier temps, seul un dimensionnement via une MDA est réalisé. Aucune variable d'entrée n'est considérée comme variable d'optimisation. L'allongement de BEITA est fixé à celui du CeRAS, c'est-à-dire à 9,5 (nombre arrondi au dixième). Pour simplifier les notations dans la suite, cette architecture est alors appelée BEITA-9.5.

Les modèles initiaux inclus dans FAST-OAD ainsi que les modèles développés dans cette thèse pour les systèmes avion sont utilisés. Concernant l'ECS, en raison de la complexité du modèle complet, le dimensionnement est effectué de façon préliminaire et indépendante pour les TLARs de l'avion CeRAS. Les principales caractéristiques du système, issues de la section 5.2, sont une masse de 1500 kg, une traînée additionnelle moyenne de 200 N et une consommation de puissance électrique moyenne de 190 kW. Les modèles pour l'IPS sont quant à eux directement implémentés, en considérant que l'IPS est utilisé en moyenne 2 % du vol. Les modèles des systèmes de management thermique associés (refroidissement via des entrées d'air), les modèles des systèmes de distribution et de génération de puissance électrique et les modèles de consommation des systèmes sont eux aussi directement implémentés. Enfin, les améliorations propulsives et aéro-structurelles sont directement réalisées en modifiant les variables d'entrée correspondantes dans FAST-OAD.

Au global, le dimensionnement de l'architecture avec FAST-OAD comporte 216 variables d'entrée, dont 83 sont des facteurs de correction. Au niveau des sorties, environ 200 variables sont calculées, certaines étant des vecteurs. Les diagrammes XDSM et DSM du dimensionnement sont représentés sur les figures 5.7 et 5.8. Dans cette section où un dimensionnement via une MDA est réalisé, seul le solveur est utilisé pour résoudre les couplages. Le module "Airframe Systems", qui contient les modèles spécifiques aux systèmes avion étudiés dans ces travaux de thèse, est notamment présent. En comparaison des figures 5.1 et 5.2, il est intéressant d'observer la présence de boucles algébriques dues à la formulation MDF.

Au niveau des résultats, le tableau 5.7 fournit les principales caractéristiques de BEITA-9.5, ainsi que celles du CeRAS calibrées avec FAST-OAD pour comparaison. Une comparaison plus détaillée de la répartition de masse des deux avions est donnée sur la figure 5.6. La masse à vide de BEITA-9.5 est plus élevée en raison de l'augmentation de la masse des moteurs et de celle des systèmes, malgré une structure allégée. L'augmentation de la masse des systèmes et notamment due à l'électrification de l'ECS. De façon générale, en dépit de sa plus grande masse à vide, BEITA-9.5 permet une réduction de 15 % de la consommation de carburant pour la mission de dimensionnement en comparaison du CeRAS. Les émissions directes de CO₂, directement proportionnelles à la consommation de carburant (voir section 5.4), sont aussi données par siège et par kilomètre, noté ASK (pour *Available Seat Kilometers* en anglais).

TABLE 5.7 Comparaison des caractéristiques des avions CeRAS et BEITA-9.5.

Paramètres	CeRAS	BEITA-9.5	Unité
Masse maximale au décollage (MTOW)	77,0	77,5	t
Masse à vide (OWE)	42,1	44,6	t
Surface de la voilure	122,4	126,8	m ²
Consommation de carburant (mission de dimensionnement)	15,0	12,8	t
Émissions directes de CO ₂ par siège et par kilomètre	68	58	g/ASK

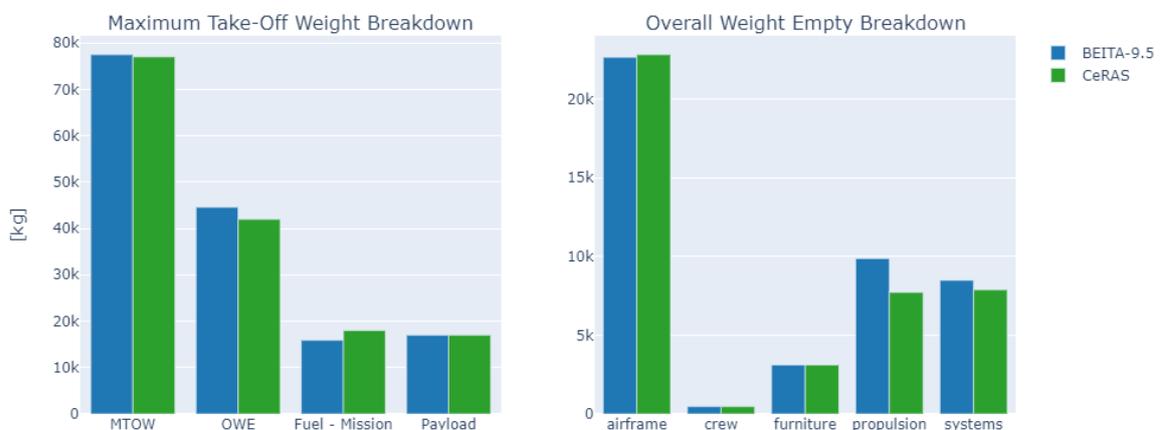


FIGURE 5.6 Répartition de masse pour les avions BEITA-9.5 et CeRAS.

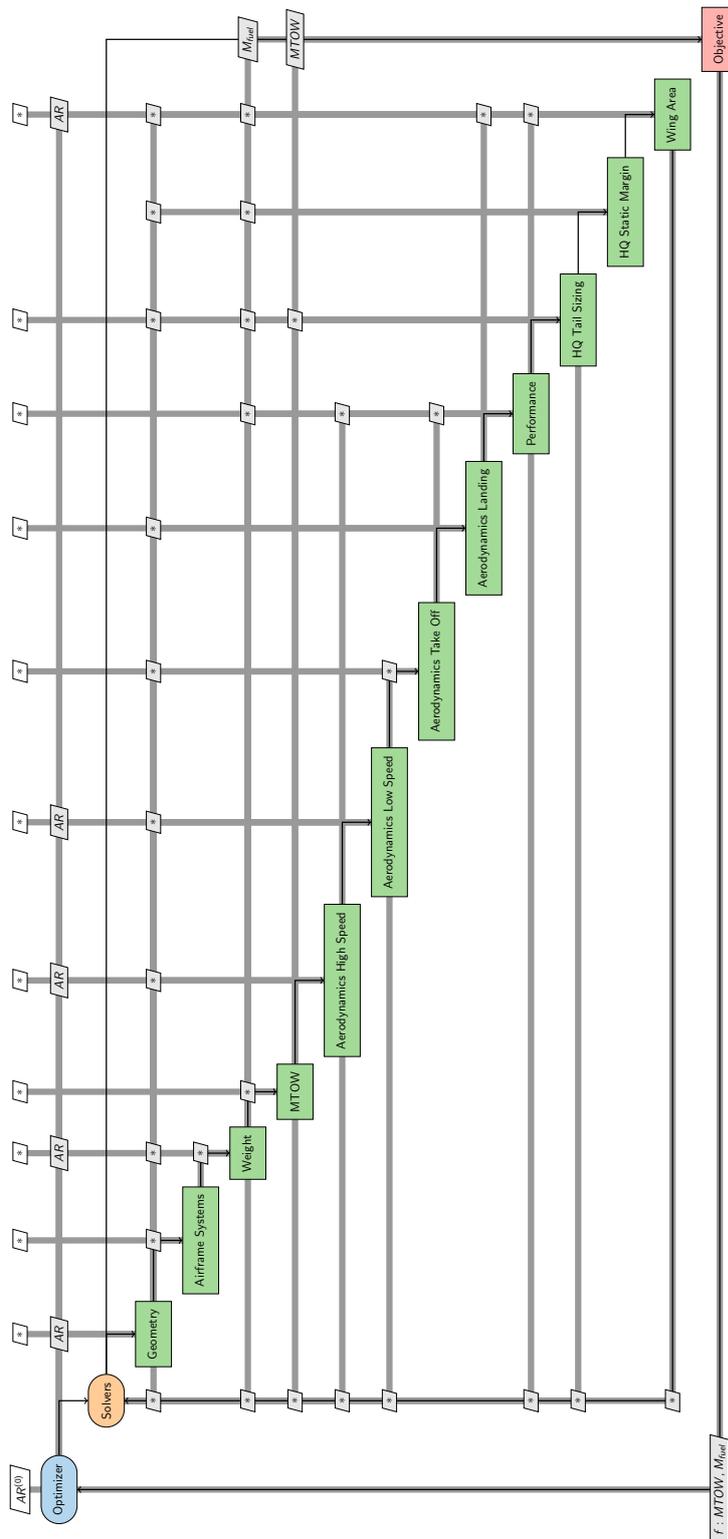


FIGURE 5.7 Diagramme XDSM du dimensionnement de BEITA avec FAST-OAD.

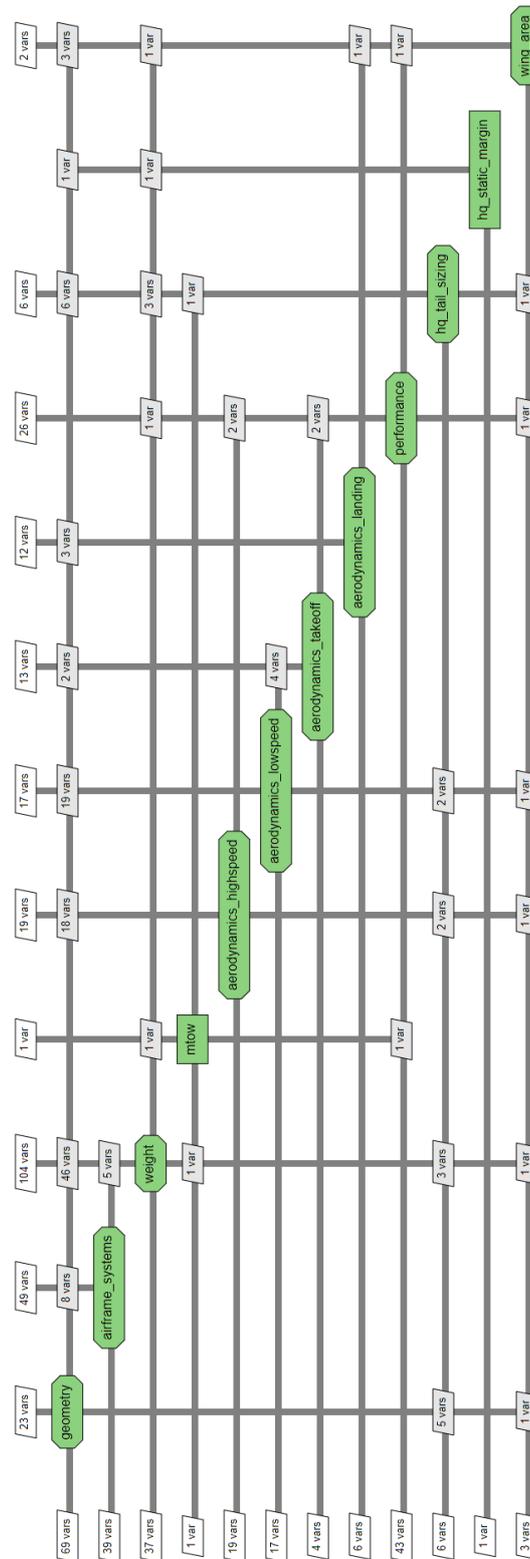


FIGURE 5.8 Diagramme DSM des interactions entre les disciplines de BEITA avec FAST-OAD.

L'architecture détaillée de BEITA-9.5 est représentée sur les figures suivantes. La figure 5.9 montre la vue de dessus de l'avion, la figure 5.10 la vue de face et la figure 5.11 la vue de côté. La géométrie détaillée de l'aile est donnée sur la figure 5.12 avec les dimensions géométriques associées.

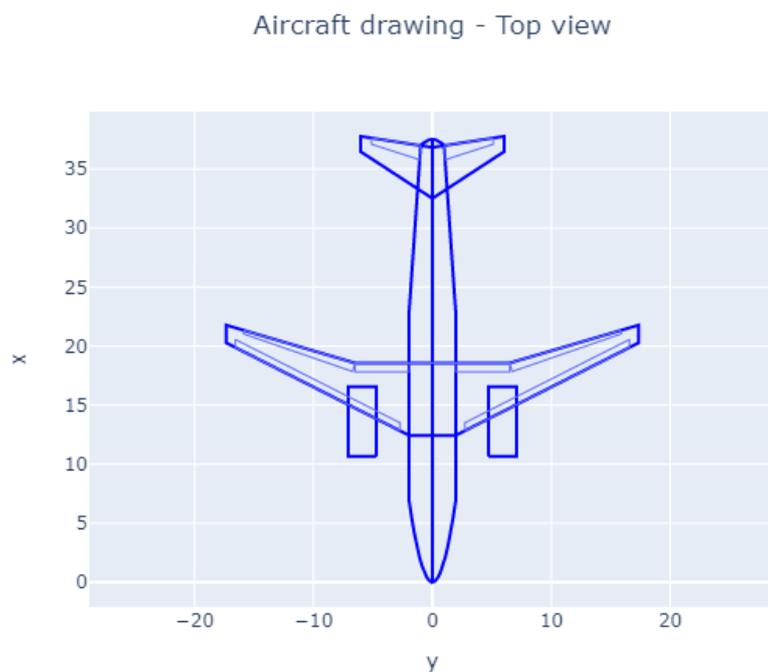


FIGURE 5.9 Géométrie de BEITA-9.5 – Vue de dessus.

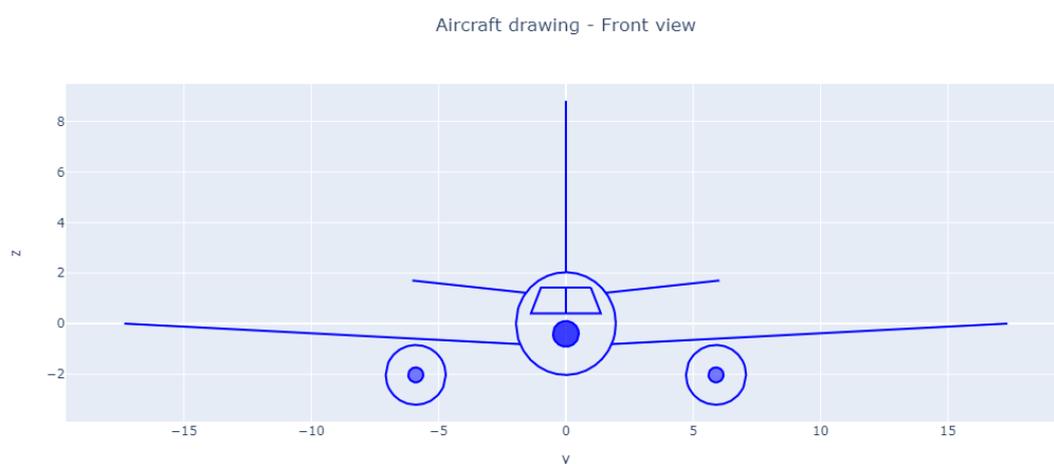


FIGURE 5.10 Géométrie de BEITA-9.5 – Vue de face.

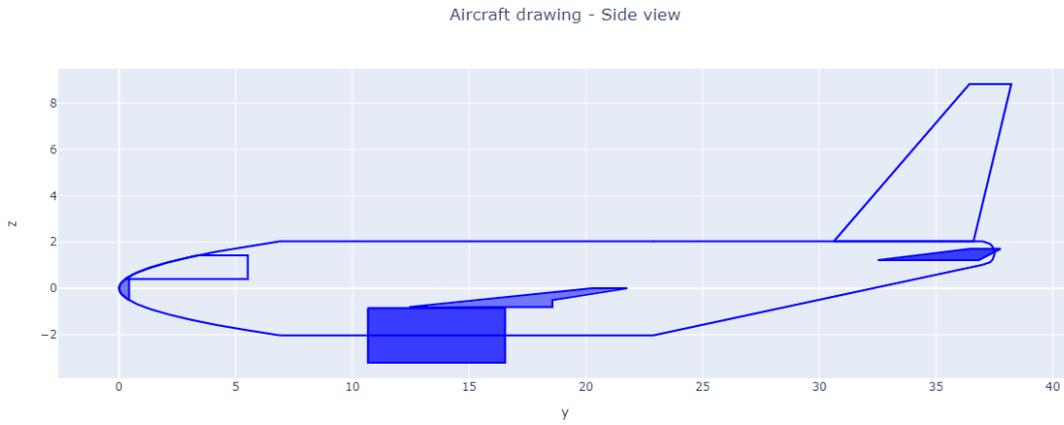


FIGURE 5.11 Géométrie de BEITA-9.5 – Vue de côté.

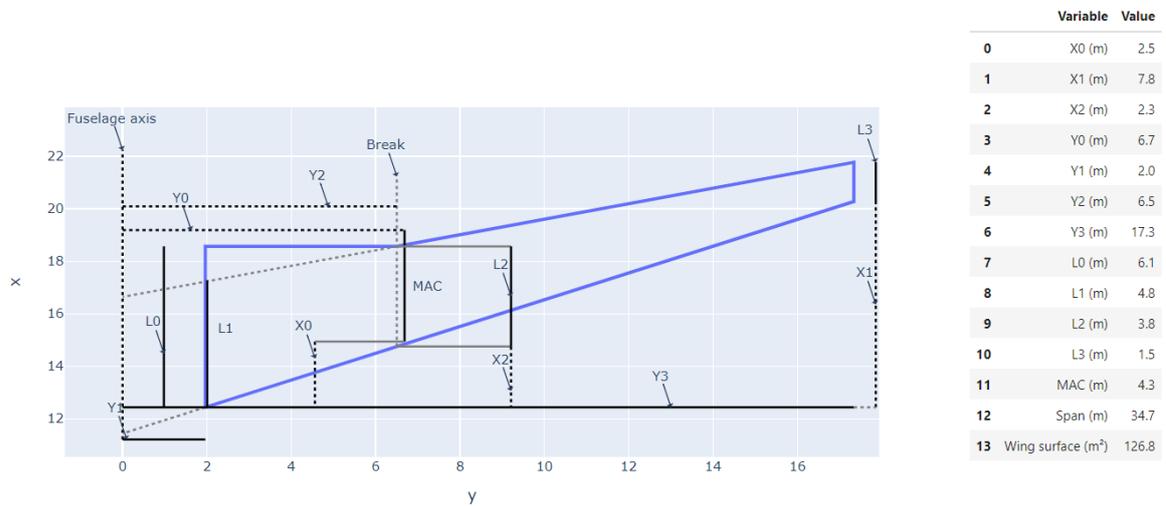


FIGURE 5.12 Géométrie détaillée de la voilure de BEITA-9.5.

En plus des caractéristiques globales, l'impact des différents systèmes étudiés dans ces travaux peut être détaillé. Tout d'abord, l'IPS consomme une puissance maximale de 68 kW, aboutissant à des puissances surfaciques de 2,6 kW/m² pour les ailes et de 3,9 kW/m² pour les nacelles. Les ordres de grandeur sont cohérents avec ceux trouvés dans la section 5.2 pour un avion équivalent. Sans prendre en compte leur masse, les systèmes *bleedless* (ECS et IPS) et les systèmes induits par l'électrification sont responsables de 3,9 % de la consommation de carburant sur la mission de dimensionnement. Enfin, la masse totale de ces systèmes est de 1660 kg, dont 90 % pour l'ECS et 5 % pour l'IPS.

Le dimensionnement réalisé permet enfin d'estimer les performances de BEITA-9.5 sur d'autres missions, telles que les missions de design et d'étude qui sont définies par une charge marchande réduite de 13,6 t (voir tableau 5.4). Pour la mission de design avec une distance de 2750 NM, la consommation totale de carburant est de 13,4 t, correspondant à des émissions directes de CO₂ de 55 gCO₂/ASK. Similairement, pour la mission d'étude plus courte de 800 NM, la consommation totale de carburant est de 4,4 t, correspondant à des émissions directes de CO₂ de 63 gCO₂/ASK. Cela représente une différence de performance de 13 % entre les deux missions concernant les émissions de CO₂ par passager et par kilomètre. Par conséquent, les performances par ASK de BEITA-9.5 sont meilleures sur le vol de longue distance. Cela est notamment dû au fait que la phase de croisière, durant laquelle les performances en consommation de carburant sont meilleures en comparaison des autres phases, occupe une part plus importante du vol dans la mission la plus longue.

5.3.4 Optimisations de l'architecture BEITA

L'architecture BEITA-9.5 a été dimensionnée en fixant de nombreuses caractéristiques géométriques comme l'allongement de la voilure. L'objectif de cette section est d'étudier des exemples d'optimisations d'architectures et l'impact du choix de la fonction objectif sur le dimensionnement. Des processus MDO, dont le diagramme XDMS est donné sur la figure 5.7, sont donc réalisés dans la suite. L'allongement est considéré comme variable d'optimisation et deux objectifs d'optimisation (à minimiser) sont étudiés : la masse de l'avion à travers sa masse maximale au décollage et la masse de carburant consommée sur la mission de dimensionnement. L'objectif de réduction de l'impact environnemental sera discuté dans la section 5.4. D'autres objectifs, tels que les coûts opérationnels, pourraient aussi être étudiés.

D'une part, en minimisant la masse maximale au décollage, un allongement optimal de 8,3 est trouvé. D'autre part, en minimisant la consommation de carburant, un allongement optimal de 18,6 est obtenu. Il faut néanmoins noter que ce dernier résultat est illustratif. En effet, outre les problématiques opérationnelles pour de telles envergures, FAST-OAD n'inclut pas de modèles adaptés pour les architectures à grand allongement, pour lesquelles des modifications structurelles comme des ailes haubanées sont nécessaires.

Pour illustrer les différences d'architectures obtenues, la figure 5.13 montre la géométrie des deux architectures optimisées, ainsi que celle de l'architecture initiale BEITA-9.5. Elle permet notamment d'observer la plus grande envergure de l'architecture BEITA-18.6. La figure 5.14 donne quant à

elle la répartition de masse pour les différentes architectures. La masse de la cellule augmente fortement sur BEITA-18.6 en raison notamment de la plus grande envergure de la voilure. De plus, la masse des systèmes augmente aussi sur BEITA-18.6. En effet, certains systèmes sont impactés par l'augmentation de l'envergure : c'est notamment le cas de l'IPS. La masse de ce système augmente ainsi de 17 % par rapport à BEITA-9.5, tout comme sa puissance maximale qui augmente aussi de 17 % pour atteindre 79 kW. Au global, bien que plus lourde, l'architecture BEITA-18.6 consomme moins de carburant que les autres architectures pour la mission de dimensionnement.

Par conséquent, minimiser la masse de l'avion et minimiser sa consommation ne mènent pas aux mêmes résultats. En effet, l'augmentation de l'allongement permet de réduire la traînée induite de l'avion et donc sa consommation de carburant, bien que cette dernière soit limitée par la masse additionnelle. Le choix de l'objectif est donc primordial dans l'optimisation d'une architecture avion, même dans le cas où deux objectifs sont corrélés, comme la masse d'un avion et sa consommation.

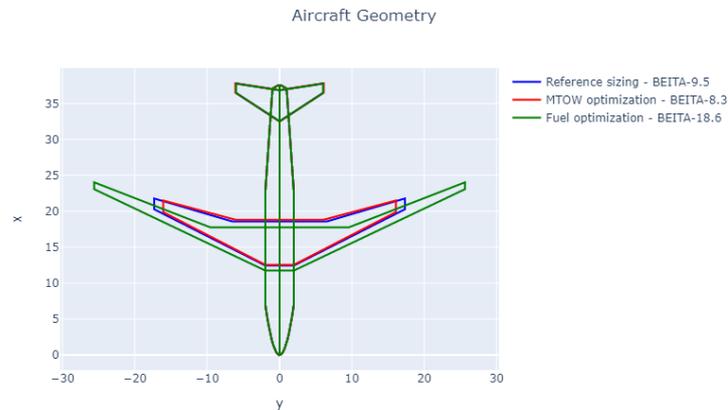


FIGURE 5.13 Géométries des différentes architectures BEITA optimisées.

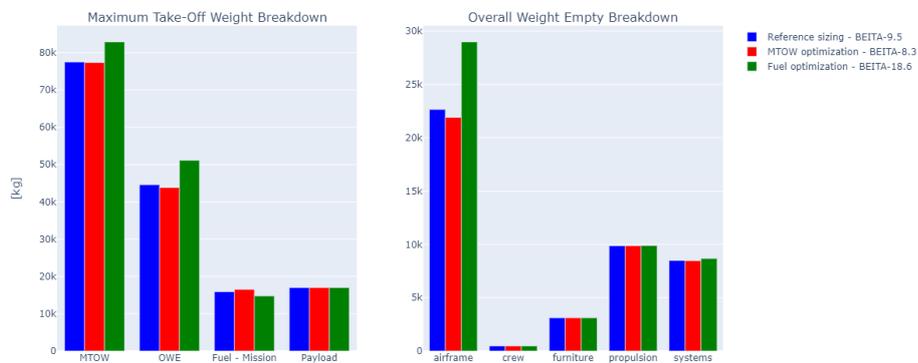


FIGURE 5.14 Répartition de masse des différentes architectures BEITA optimisées.

5.3.5 Redimensionnement de l'architecture BEITA pour la mission d'étude

Le dimensionnement et les optimisations de l'architecture BEITA ont été réalisés sur une mission de dimensionnement qui n'est pas celle fréquemment réalisée par les avions de type court-moyen-courrier. En effet, la figure 5.15 montre par exemple les diagrammes *payload-range* des avions Airbus A320-200 et Boeing B737-800 en intégrant aussi la fréquence d'utilisation par mission [137, 183]. La majorité des vols concerne de courtes distances avec des charges marchandes réduites. Les avions sont donc surdimensionnés pour des raisons de flexibilité d'utilisation (adaptabilité de la charge marchande et de la distance, moins d'avions différents au sein d'une flotte, réduction des coûts...).

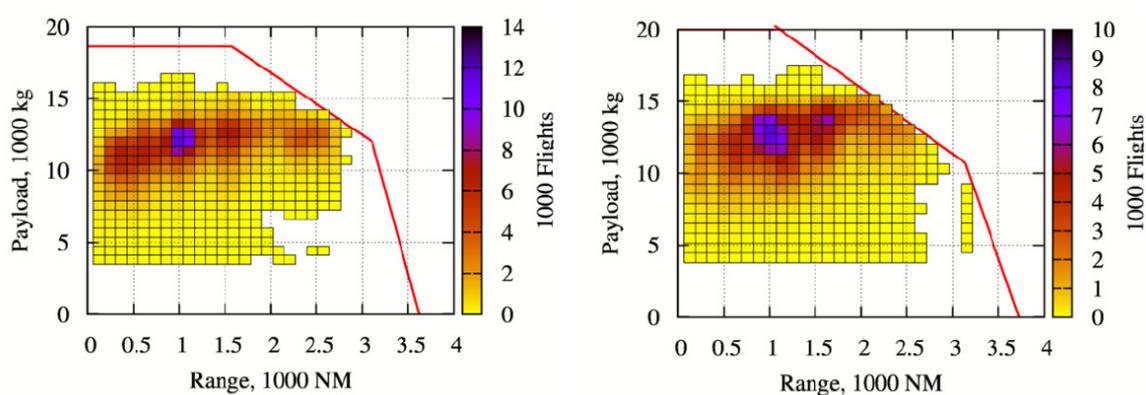


FIGURE 5.15 Diagrammes *payload-range* pour l'A320-200 (gauche) et le B737-800 (droite) [137].

L'objectif de cette section est d'étudier l'effet d'un redimensionnement de l'architecture BEITA-9.5 sur une mission plus souvent réalisée. Une distance réduite de 800 NM, une charge marchande de 13,6 t et une charge marchande maximale de 15 t sont donc considérées. Le moteur utilisé précédemment est conservé dans ces travaux, même si un redimensionnement de ce dernier permettrait d'améliorer l'efficacité de l'architecture.

L'avion redimensionné grâce à une MDA a une masse à vide de 40,9 t : cet avion est donc plus léger que l'avion dimensionné initialement. Dans le cadre de la mission d'étude, ce nouvel avion permet de réduire de 4 % la consommation de carburant par rapport à celui initial. Cette réduction marginale est cohérente avec d'autres résultats issus de la littérature scientifique [159]. Cependant, cette architecture est limitée au niveau des missions réalisables (charge marchande et distance), ce qui réduit la flexibilité d'utilisation pour l'opérateur.

5.3.6 Analyse des performances via des diagrammes *payload-range* améliorés

Pour terminer l'analyse des performances des architectures BEITA dimensionnées dans cette thèse, des diagrammes *payload-range* améliorés sont présentés. En plus de représenter les limites opérationnelles d'utilisation, les diagrammes développés dans ces travaux permettent de connaître les performances d'une architecture concernant sa consommation de carburant.

Pour illustrer leur utilisation, ces diagrammes sont notamment utilisés pour comparer facilement l'avion BEITA-9.5 initial avec celui redimensionné pour la mission d'étude. Pour chacune des architectures, les résultats sont présentés sur les figures 5.16 et 5.17. Les limites opérationnelles sont représentées via la ligne noire. La moindre quantité de missions réalisables par l'architecture redimensionnée est ainsi facilement visible. Les performances en consommation de carburant par passager et par kilomètre sont quant à elle indiquées à l'aide d'une échelle colorée. Par exemple, pour une mission de charge marchande 15 t et de distance 3000 NM, la performance de l'avion BEITA-9.5 initial est $1,2 \cdot 10^{-4} \text{ kg}_{\text{fuel}}/\text{kg}_{\text{payload}}/\text{km}$. Il est intéressant de noter la chute des performances des architectures BEITA-9.5 pour des distances de vol inférieures à 1000 NM.

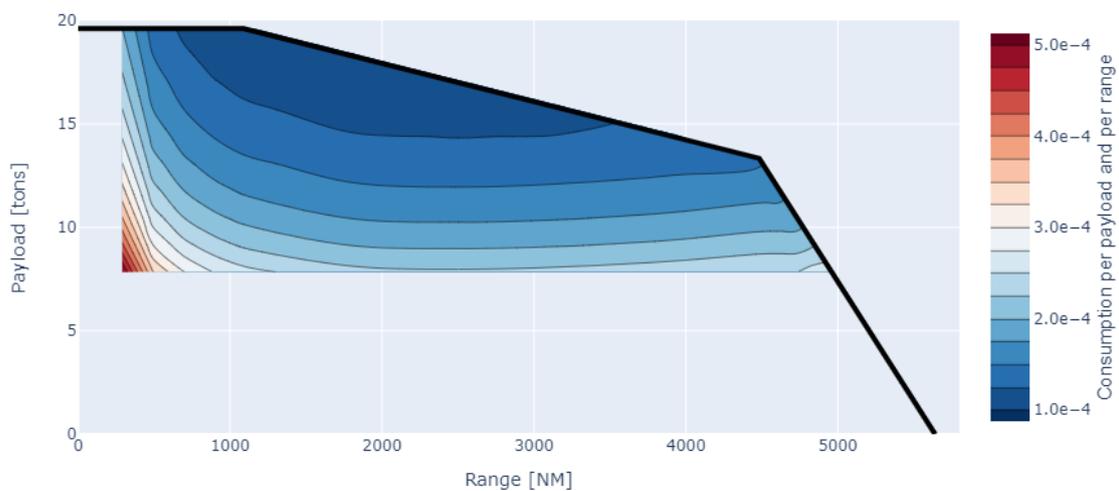


FIGURE 5.16 Diagramme *payload-range* de l'avion BEITA-9.5 initial.

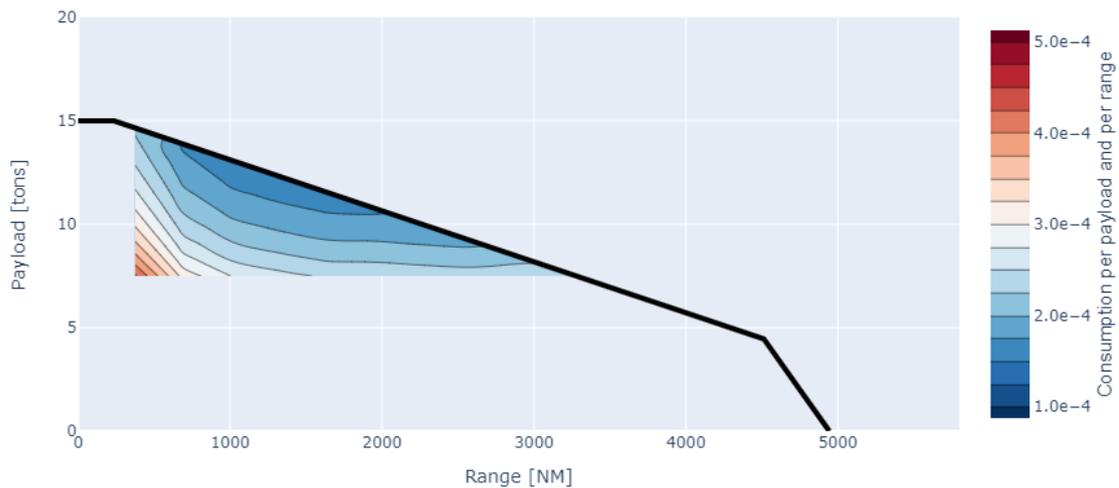


FIGURE 5.17 Diagramme *payload-range* de l'avion BEITA-9.5 redimensionné.

5.4 Méthodologie et résultats d'analyse de cycle de vie pour avion

Cette section présente la méthodologie d'ACV avion développée dans le cadre de cette thèse ainsi que plusieurs applications. Après une présentation globale de la méthodologie appliquée sur l'Airbus A320, un module d'ACV pour FAST-OAD est introduit. Un exemple sur l'avion BEITA, dimensionné dans la section précédente, est notamment présenté. La méthode développée permet enfin d'étendre l'analyse à l'ensemble de la flotte d'avions pour identifier les principaux impacts environnementaux générés par le secteur aérien. Ces travaux ont en partie contribué à la publication d'un article de conférence [97].

5.4.1 Présentation de la méthodologie utilisée et applications

La méthodologie d'ACV pour avion développée dans ces travaux est détaillée dans cette section. La présentation s'appuie sur l'Airbus A320 comme avion de référence. Une étude alternative utilisant des biocarburants en remplacement du kérosène fossile est aussi réalisée.

Choix préliminaires

Le développement de la méthode d'ACV pour avion nécessite tout d'abord le choix d'un logiciel d'ACV, d'une base de données et d'une méthode d'évaluation. Le logiciel d'ACV utilisé est OpenLCA 1.10.3 en raison de sa gratuité et de sa simplicité d'utilisation. Ce dernier est complété avec la base de données EcoInvent 3.8, cette dernière étant considérée comme une référence pour de multiples procédés. La méthode d'évaluation choisie pour ces travaux est ReCiPe 2016 [136]. Elle est illustrée sur la figure 5.18 et une description rapide des impacts environnementaux considérés est faite dans l'annexe D. Cette méthode, qui s'appuie sur une démarche à la fois *midpoint* et *endpoint*, est fréquemment utilisée dans les études académiques. Une approche par défaut dite *hierarchist* est utilisée. Néanmoins, ReCiPe 2016 fait face à deux principales limites pour une application sur avion. D'une part, comme l'ensemble des méthodes disponibles à ce jour, elle considère que les émissions ont lieu au niveau du sol. Pourtant, l'altitude a une influence sur les impacts environnementaux générés. Par exemple, les émissions de NO_x au niveau du sol ont des impacts environnementaux variés comme la formation d'ozone photochimique, l'acidification terrestre ou l'eutrophisation marine, alors qu'elles génèrent des impacts climatiques en altitude. D'autre part, les effets climatiques non- CO_2 de l'aviation comme les traînées de condensation ne sont pas intégrés. Des travaux s'intéressent à la prise en compte de ces effets pour des vols uniques [73].

Champ de l'étude

Le produit choisi est un avion Airbus A320 fonctionnant au kérosène fossile. L'unité fonctionnelle choisie pour cette étude est "Déplacer une personne sur un kilomètre". Les résultats sont ainsi donnés par passager et par kilomètre, noté RPK (pour *Revenue Passenger Kilometers* en anglais). Le RPK total est calculé à partir de plusieurs hypothèses [200]. Un Airbus A320 de 200 sièges est considéré,

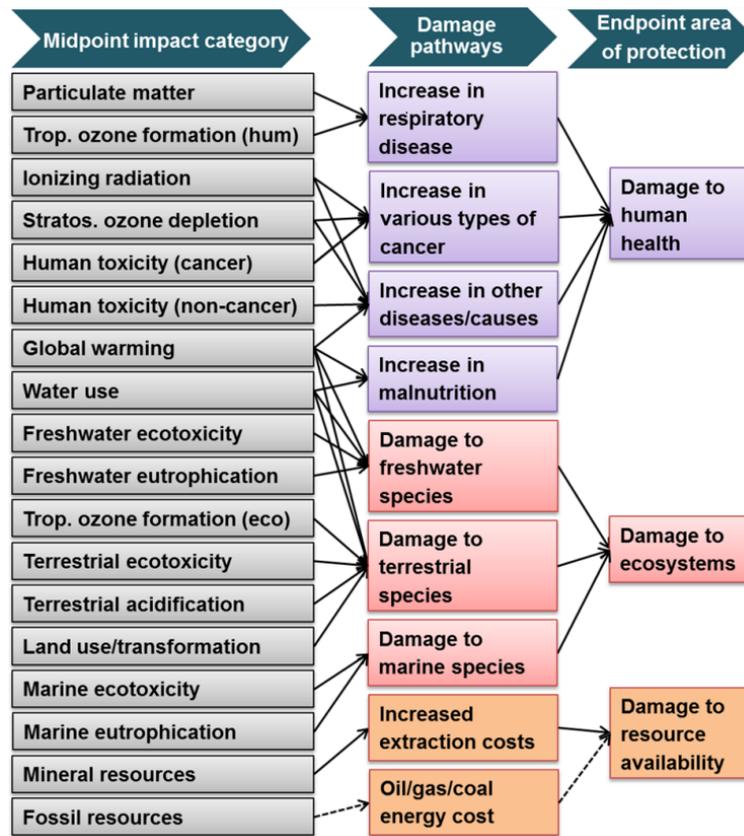


FIGURE 5.18 Impacts et dommages environnementaux de ReCiPe 2016 [136].

en prenant un taux de remplissage moyen de 82,4 % (valeur moyenne en 2019, voir section 7.2). Une distance moyenne de vol de 1185 km est supposée. Le nombre de vols réalisés annuellement par cet avion est estimé à environ 1300, pour une durée de vie de 25 ans. Ainsi, cela mène à un RPK total d'environ $6,4 \cdot 10^9$.

Concernant les frontières de l'ACV, les différentes étapes du cycle de vie de l'avion, illustrées sur la figure 4.6, sont considérées. Néanmoins, l'objectif étant d'obtenir des ordres de grandeur et ne disposant pas de données industrielles, plusieurs simplifications sont réalisées. Tout d'abord, seuls les principaux matériaux ont été considérés. Ensuite, les opérations de maintenance ne sont pas incluses. Enfin, la fin de vie de l'appareil n'est pas prise en compte. Ces différentes hypothèses sont aussi justifiées par le fait que ces étapes sont peu impactantes dans les études qui les incluent.

Dans la suite, le cycle de vie est découpé en quatre phases :

- production de l'avion : extraction des matériaux, production des différentes pièces, transports et assemblage complet ;
- impact des aéroports : construction et exploitation des infrastructures aéroportuaires ;
- production du carburant : extraction, raffinage et transport du kérosène fossile ;
- utilisation de l'avion : combustion du kérosène fossile et usage des freins et des pneus.

Inventaire

Les informations principales de l'inventaire sont données dans cette section. Des informations plus détaillées sont disponibles dans l'article de conférence [97].

Pour la phase de production de l'avion, de nombreuses données sont nécessaires. Concernant les matériaux utilisés, une structure de 37229 kg est considérée (*manufacturer's empty weight*) [109]. Les matériaux étudiés sont notamment les métaux (alliages d'aluminium, acier, alliages de nickel, titane, chrome) et les composites (fibre de carbone et fibre de verre). La répartition des différents matériaux a été réalisée en croisant plusieurs références [145, 147, 186, 335]. Par exemple, une masse d'aluminium de 21703 kg a été supposée. Les procédés d'extraction et de production d'EcoInvent ont été considérés en choisissant des fournisseurs moyens mondiaux. Pour le transport des différentes pièces, le circuit de production européen a été considéré. Différents pays européens sont concernés (Allemagne, Espagne, France, Grande-Bretagne) et la ligne d'assemblage se situe à Toulouse (France). Des transports routiers, ferroviaires, maritimes et aériens sont considérés selon les trajets et sont mesurés en tonne-kilomètre. Enfin, les composants additionnels comme les sièges, l'assemblage et la production de l'avion sont modélisés à l'aide de procédés intégrés dans EcoInvent.

La modélisation des aéroports est basée sur l'utilisation directe d'un module présent dans EcoInvent. Il représente la construction, l'entretien et l'utilisation de l'aéroport de Zurich en Suisse.

De la même façon, pour la production du kérosène fossile, les procédés inclus dans EcoInvent sont directement utilisés. La quantité de carburant à produire est basée sur la consommation moyenne de l'Airbus A320. Une valeur de 30 g/RPK est supposée.

Enfin, la modélisation de l'utilisation des avions requiert la connaissance de facteurs d'émission pour la combustion du kérosène fossile. Cette dernière entraîne l'émission de deux produits principaux (CO_2 et vapeur d'eau), de polluants (NO_x , SO_x , CO ...) et de métaux lourds présents en très faible quantité dans le kérosène fossile. Des facteurs d'émission fixes issus de différentes sources [1, 64] sont considérés. Par exemple, le facteur d'émission choisi pour le CO_2 est de 3,16 kg par kilogramme de carburant brûlé. Les données pour les freins et les pneus sont quant à elles directement issues d'EcoInvent, en utilisant des données automobiles en première approche.

Résultats

Les résultats de l'ACV de l'Airbus A320 sont présentés dans la suite. Ils sont donnés au niveau *midpoint* et au niveau *endpoint*.

La figure 5.19 donne la part relative de chaque phase du cycle de vie pour les différents impacts environnementaux, les résultats complets étant détaillés dans le tableau D.1 de l'annexe D. Au total, 18 impacts environnementaux sont considérés. Les deux phases du cycle de vie les plus impactantes sont l'utilisation de l'avion et la production du kérosène fossile. Ces résultats sont cohérents avec la littérature scientifique décrite dans le chapitre 4. Les aéroports génèrent des impacts sur l'utilisation des terres et la consommation d'eau. La production de l'avion est quant à elle négligeable pour la majorité des impacts environnementaux.

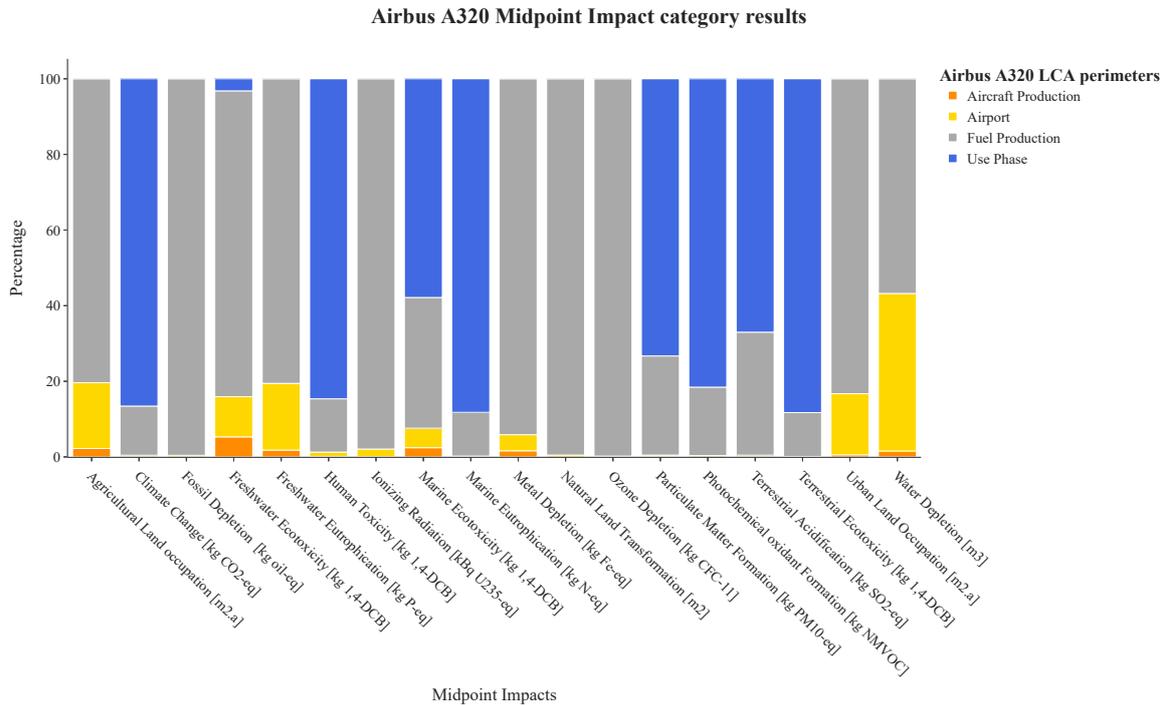


FIGURE 5.19 Résultats *midpoint* pour l'ACV d'un avion Airbus A320 avec ReCiPe 2016.

En se focalisant sur l'impact climatique, l'ACV de l'Airbus A320 donne un indicateur de 109 gCO₂-eq/RPK. La production du kérosène représente environ 13 % de cet impact. Pour la phase d'utilisation, les émissions de CO₂ représentent la quasi totalité de l'impact, les émissions d'autres GES comme le méthane étant très faibles. Ces résultats montrent ainsi que, hors prise en compte des effets climatiques non-CO₂, l'impact climatique d'une architecture avion est directement corrélé à sa consommation de carburant. Par conséquent, l'optimisation de l'impact climatique d'une architecture avion conventionnelle utilisant du kérosène fossile passe par la minimisation de sa consommation.

Au niveau *endpoint* pour ReCiPe 2016, trois dommages environnementaux sont considérés (écosystèmes, santé humaine, ressources) et ses derniers sont découpés grâce aux différents impacts environnementaux. Le changement climatique apparaît par exemple à la fois pour les écosystèmes et pour la santé humaine. Pour chaque impact environnemental, un score d'impact est estimé, en incluant des facteurs de normalisation et de pondération. Ces scores sont directement comparables, surtout au sein d'un dommage environnemental, même si des précautions d'analyse doivent être conservées en raison de la pondération.

La figure 5.20 montre ainsi les résultats au niveau *endpoint*. Les phases d'utilisation de l'avion et de production du carburant représentent la quasi totalité des dommages. Les trois dommages sont impactés par l'avion. Le changement climatique, la consommation de ressources énergétiques fossile et la formation de particules sont les impacts environnementaux les plus préoccupants.

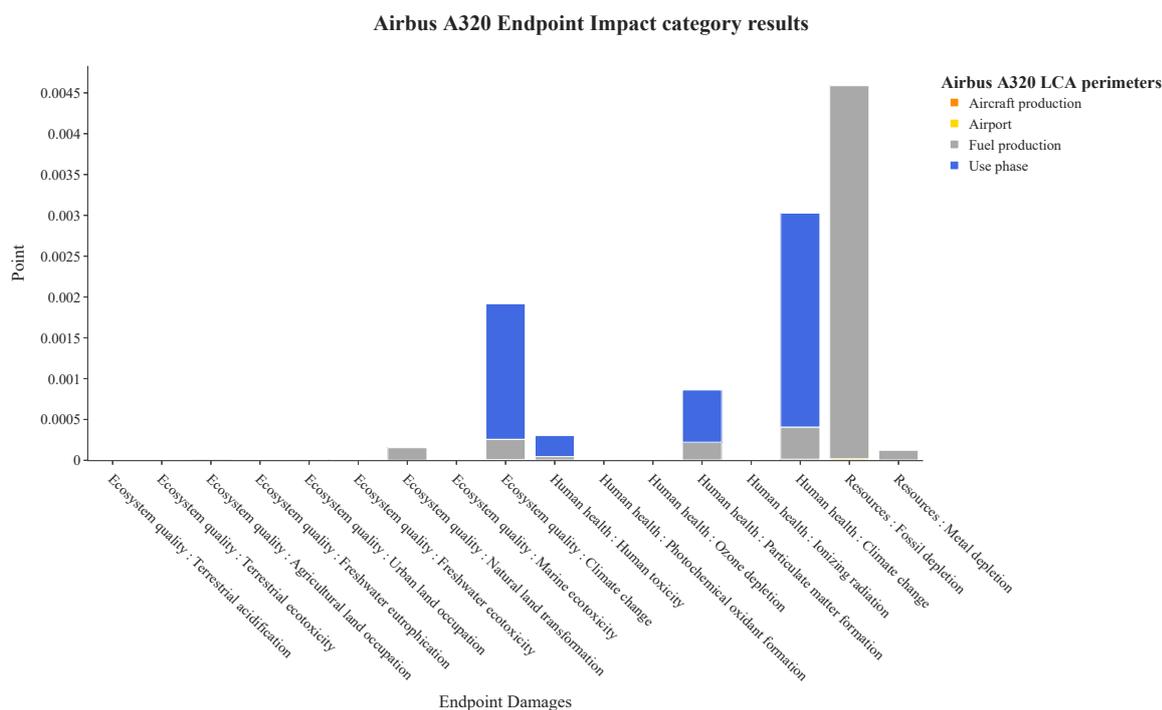


FIGURE 5.20 Résultats *endpoint* pour l'ACV d'un avion Airbus A320 avec ReCiPe 2016.

Ces résultats montrent ainsi que l'impact environnemental d'une architecture avion est directement corrélé à sa consommation de carburant. Par conséquent, l'optimisation de l'impact environnemental d'une architecture avion conventionnelle utilisant du kérosène fossile passe par la minimisation de sa consommation.

Validation de l'ACV

Pour valider les résultats de l'ACV, des comparaisons ont été réalisées avec d'autres travaux issus de la littérature scientifique. Par exemple, pour le changement climatique, [145] obtient une valeur de 77 gCO₂-eq/RPK pour une consommation de carburant de 22 g/RPK. En reprenant cette valeur de consommation, les modèles de cette thèse donnent des résultats proches avec une différence de 4 %. De même, [147] trouve une valeur de 99 gCO₂-eq/RPK, soit une différence de 10 %. Cette différence peut s'expliquer par une définition différente du RPK total de l'Airbus A320.

Analyses complémentaires

Les résultats précédents se basaient sur l'utilisation de kérosène fossile comme carburant. Des analyses complémentaires ont aussi été réalisées en considérant des biocarburants. L'objectif est de montrer les différences qui peuvent résulter de l'utilisation de carburants de substitution. La méthodologie d'ACV est conservée. Les procédés spécifiques issus d'EcoInvent ont été utilisés et les facteurs d'émission ont été corrigés, en considérant une consommation de carburant identique.

Dans ces travaux, plusieurs biocarburants ont été étudiés. Il s'agit de kérosène dérivé de l'huile de colza (*rapeseed oil*), de l'huile de soja (*soybean oil*), de l'huile de palme (*palm oil*) et de l'huile de cuisson usagée (*used cooking oil*). Ces kérosènes alternatifs sont obtenus à partir de procédés de type HEFA (voir section 7.3). Les émissions dues au changement d'usage des sols sont prises en compte et le CO₂ issu de la combustion est considéré comme biogénique. Des informations complémentaires sur les carburants alternatifs seront donnés dans la partie III.

Dans la suite, une substitution complète du kérosène fossile par des kérosènes alternatifs est considérée à titre illustratif. Il est important de noter qu'à ce jour, un taux d'incorporation maximal de 50 % est certifié, même si des travaux pour porter ces taux à 100 % sont en cours.

Les résultats obtenus sont présentés sur la figure 5.21 au niveau *midpoint*. Pour chaque impact environnemental, les valeurs pour le kérosène fossile et les quatre biocarburants sont sommées. Les résultats sont alors exprimés en pourcentage relatif. Par exemple, pour le changement climatique, le kérosène fossile et l'huile de palme génèrent de forts impacts, au contraire de l'huile de cuisson usagée. De façon générale, l'huile de cuisson usagée génère peu d'impacts environnementaux en comparaison des autres carburants. Cela est notamment dû au fait que, contrairement aux autres biocarburants et notamment à l'huile de palme, les impacts dus au changement d'usage des sols sont négligeables pour l'huile de cuisson usagée. Ce type de biocarburant est dit de deuxième génération, en comparaison des autres biocarburants étudiés ici qui sont dits de première génération.

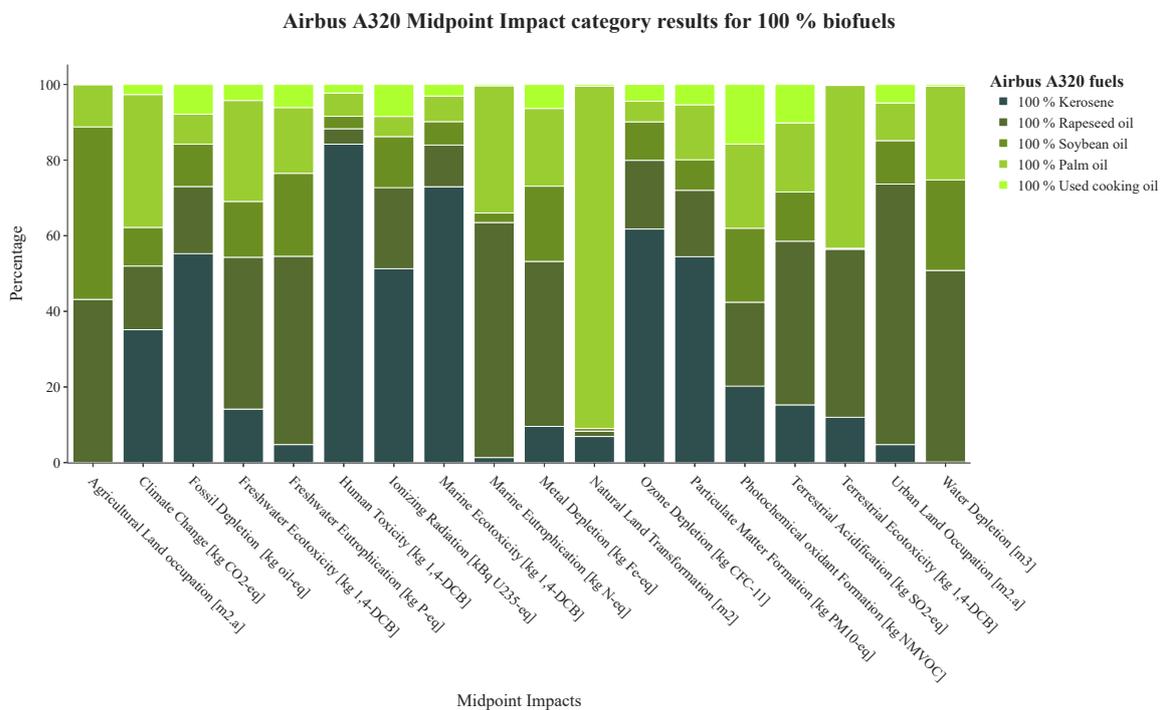


FIGURE 5.21 Comparaison des résultats *midpoint* pour différents carburants pour un Airbus A320.

Par conséquent, certains biocarburants peuvent être bénéfiques d'un point de vue climatique ou plus largement environnemental. Cependant, d'autres impacts environnementaux peuvent être impactés en contrepartie comme l'utilisation des terres. Enfin, ces travaux ne font pas état des disponibilités en ressources énergétiques, ce qui sera abordé dans la partie III.

5.4.2 Développement et intégration d'un module spécifique dans FAST-OAD

Une fois la méthodologie d'ACV avion validée, un module spécifique pour FAST-OAD a été développé. Cette section présente l'architecture de ce module et les principales méthodes. L'intérêt majeur est de pouvoir disposer d'un code intégrable dans FAST-OAD, qui soit applicable quelle que soit l'architecture avion. De plus, ce module est indépendant d'outils comme OpenLCA.

La figure 5.22 représente l'architecture du module d'ACV pour FAST-OAD. Les paramètres de gauche sont des entrées et ceux de droite des sorties des différents sous-modules. L'intérêt de ce module est qu'il n'est pas couplé avec les différentes disciplines dans FAST-OAD. Par conséquent, il peut être utilisé après le dimensionnement d'une architecture pour réduire les temps de calcul.

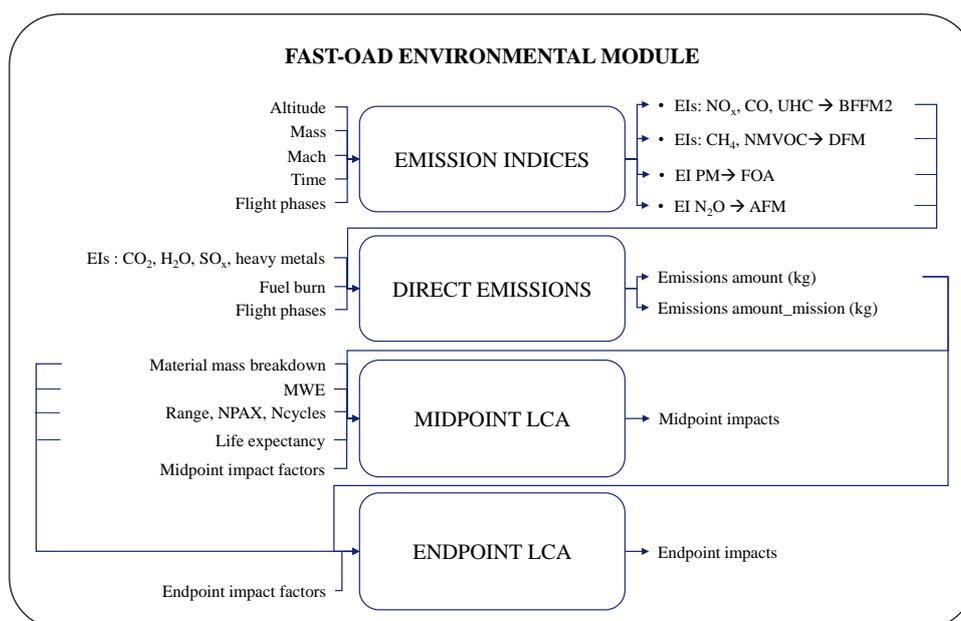


FIGURE 5.22 Représentation schématique du module d'ACV dans FAST-OAD.

Les premier et deuxième sous-modules sont utilisés pour calculer les émissions directes de l'architecture avion en vol et sur les phases au sol. Pour cela, un module spécifique pour calculer des facteurs d'émission est utilisé. Deux méthodes sont proposées. D'une part, des coefficients fixes, comme présenté dans la section précédente, peuvent être utilisés. D'autre part, des méthodes plus complexes peuvent être utilisées pour estimer les émissions de polluants. Les facteurs d'émission dépendent en effet de la phase de vol. De nombreuses méthodes sont alors décrites dans l'AIR5715 [1]. Par exemple, dans le cadre de ces travaux, la *Boeing Fuel Flow Method 2* est utilisée pour la

modélisation des facteurs d'émission pour les NO_x, CO et UHC [282]. Les méthodes *Derivative Factor Method*, *Approximate Factor Method* et *First Order Approximation 3.0* sont utilisées pour les autres facteurs d'émission considérés. La connaissance de ces facteurs d'émission permet ensuite d'estimer facilement les émissions directes de l'avion à partir de la consommation de carburant.

Les troisième et quatrième sous-modules permettent quant à eux d'évaluer les impacts environnementaux de l'architecture avion considérée. Ils sont directement issus des facteurs de caractérisation pour les impacts environnementaux *midpoint* et *endpoint*. Ces facteurs sont utilisés avec un inventaire simplifié, incluant les émissions décrites précédemment, les masses des matériaux estimées via une répartition massique fournie par l'utilisateur, et d'autres composantes issues de l'ACV classique.

Pour valider ce module, un Airbus A320 a été reconstruit à l'aide de FAST-OAD. Les caractéristiques obtenues (masse, consommation...) ont ensuite été utilisées pour réaliser une nouvelle ACV de l'avion avec OpenLCA. Les résultats obtenus ont alors été comparés avec ceux du module d'ACV utilisé directement dans FAST-OAD. Au niveau *midpoint*, une erreur comprise entre -0,2 et 1,3 % est obtenue pour les différents impacts environnementaux, aboutissant à une erreur moyenne de 0,2 %. Au niveau *endpoint*, une erreur comprise entre -0,2 et 0,8 % est obtenue pour les différents dommages environnementaux, aboutissant à une erreur moyenne de 0,2 %. Ainsi, les simplifications et les corrections réalisées pour ce module entraînent des erreurs négligeables.

5.4.3 Application à l'avion BEITA

Le module présenté précédemment est directement utilisé dans FAST-OAD pour déterminer les performances environnementales d'une architecture avion. Une illustration est faite dans cette section sur l'architecture BEITA-9.5 dimensionnée dans ces travaux.

Pour réaliser l'analyse, une mission de référence, fréquemment réalisée dans la vie de l'avion, est considérée. Par conséquent, comme indiqué dans la section 5.3, la mission d'étude est utilisée, avec une charge marchande de 13,6 t (pour 150 passagers) et une distance courte de 800 NM. Un taux de remplissage moyen de 82,4 % et une durée de vie de 25 ans pour l'avion sont aussi supposés.

La figure 5.23 fournit les résultats pour BEITA-9.5 ainsi que pour le CeRAS dimensionné avec FAST-OAD pour comparaison. Pour faciliter la lecture des résultats, les valeurs sont données en comparaison du CeRAS pour chaque impact environnemental (référence à 100 %) et les valeurs brutes des indicateurs environnementaux ne sont pas indiquées. L'architecture BEITA-9.5 permet de réduire l'ensemble des impacts environnementaux en comparaison au CeRAS. Des différences de réduction doivent toutefois être notées. Cela est dû au fait que de multiples composantes de l'inventaire interagissent (émissions de CO₂ diminuées pour BEITA-9.5, masse à vide augmentée pour BEITA-9.5, aéroports identiques pour les deux appareils...). En ce qui concerne le changement climatique, une réduction de 11 % est constatée. Une valeur totale de 88 gCO₂-eq/RPK est trouvée, avec 77 gCO₂-eq/RPK pour les émissions directes et 11 gCO₂-eq/RPK pour la production du kérosène fossile. Les émissions directes obtenues sont cohérentes avec les résultats obtenus dans la section 5.3, en utilisant le taux de remplissage pour convertir les RPK en ASK.

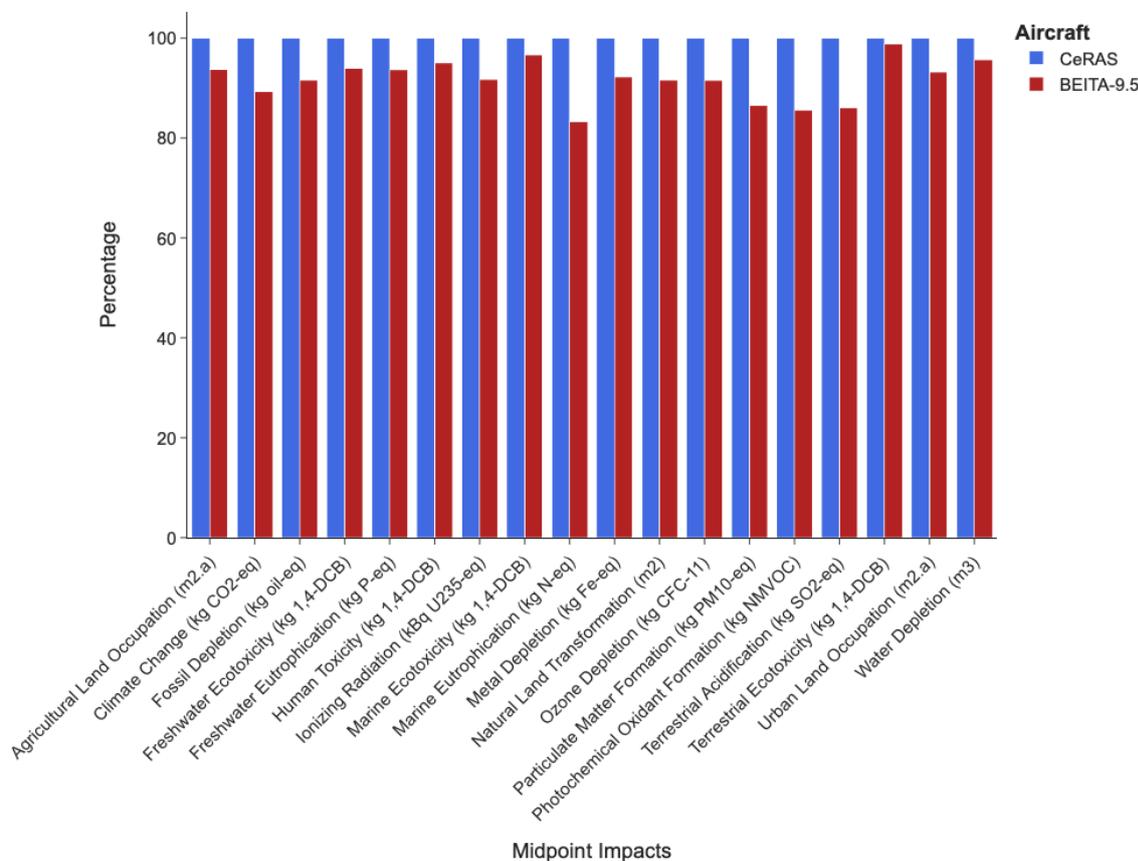


FIGURE 5.23 Comparaison des impacts environnementaux de BEITA-9.5 et du CeRAS.

5.4.4 Extension de la démarche à l'ensemble du transport aérien

Pour terminer cette étude, une extension de la démarche à l'ensemble du transport aérien est réalisée. L'objectif est de déterminer les principaux impacts environnementaux de l'aviation. Cela permettra notamment de choisir les impacts à considérer en priorité dans le cadre des travaux menés dans la partie III.

La démarche d'ACV utilisée pour l'Airbus A320 est considérée. Cette fois-ci, la quantité de RPK supposée n'est plus celle d'un seul avion, mais celle de l'ensemble de la flotte en 2018. La consommation de kérosène de l'avion est corrigée de façon à ce que ce dernier représente un avion moyen de la flotte. Pour cela, une calibration sur la consommation est réalisée pour retrouver les émissions globales de CO₂ du secteur aérien en 2018. Les caractéristiques de masse de l'avion Airbus A320 sont en revanche conservées. Cette hypothèse est valide en raison du fait que la production de l'avion affecte peu le bilan environnemental global.

Pour évaluer les impacts environnementaux, la méthode d'évaluation ReCiPe 2016 est à nouveau utilisée. Néanmoins, une autre méthode est aussi considérée à titre de comparaison. Il s'agit d'ILCD

[63] qui est fréquemment utilisée au niveau de l'Union européenne. L'étude est réalisée au niveau *midpoint* pour considérer de multiples impacts environnementaux. Les impacts environnementaux considérés dans les deux méthodes diffèrent peu. Enfin, des coefficients de normalisation et de pondération, propres à chacune des méthodes, sont utilisés. Ces coefficients permettent de ramener les différents impacts à des unités équivalentes et d'obtenir des scores uniques directement comparables, bien qu'une certaine subjectivité soit intrinsèque au choix des coefficients de pondération.

Les résultats de l'étude sont représentés sur la figure 5.24. Pour comparer directement les deux méthodes d'évaluation, les valeurs obtenues sont exprimées relativement à la valeur pour le changement climatique. Le changement climatique et l'utilisation des ressources fossiles sont les deux impacts largement prédominants. La formation de particules est aussi un impact non négligeable, mais il est directement corrélé à l'utilisation de ressources fossiles via les émissions de particules. D'après ReCiPe 2016, les autres impacts sont moins significatifs, même si la méthode ILCD tend aussi à mettre en valeur d'autres impacts environnementaux.

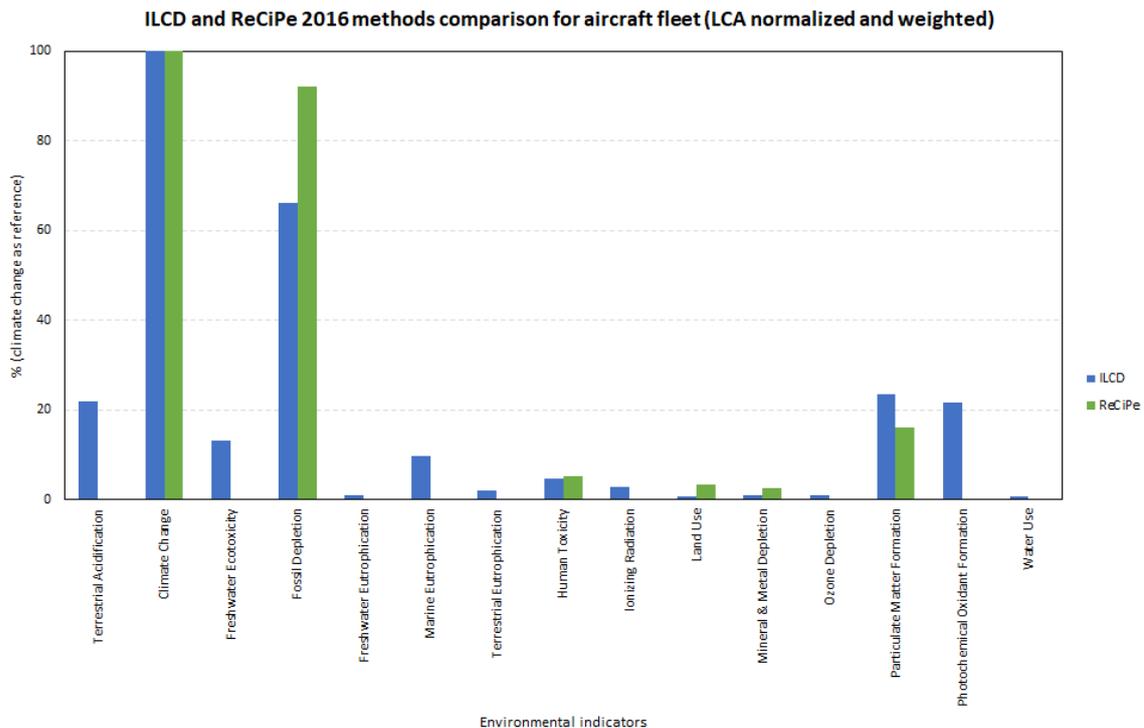


FIGURE 5.24 Impacts environnementaux de la flotte d'avions selon deux méthodes d'évaluation.

Par conséquent, les enjeux climatiques et énergétiques sont prédominants pour le secteur aérien. La transition écologique du secteur passe donc en priorité par la résolution de ces deux problématiques. Néanmoins, comme illustré précédemment dans le cas de l'utilisation de biocarburants pour l'aviation, des analyses exhaustives permettent de vérifier que la résolution de certains impacts environnementaux n'entraîne pas la dégradation d'autres.

5.5 Synthèse

La partie II s'est focalisée sur le dimensionnement de systèmes et d'architectures en conception avion. Le chapitre 4 a introduit un état de l'art sur les méthodologies utilisées pour dimensionner des architectures et pour évaluer leurs impacts environnementaux dans le cadre de la conception avion. Le chapitre 5 a quant à lui présenté les travaux réalisés dans le cadre de cette thèse sur le dimensionnement complet d'une architecture intégrant notamment des systèmes avion.

La conception d'architectures avion est une démarche complexe, notamment en raison de la présence de nombreuses disciplines interagissant et souvent couplées entre elles. Des méthodologies spécifiques d'analyse et d'optimisation multidisciplinaire, dites MDAO, sont alors utilisées pour procéder à la résolution numérique de ces problèmes. Ces méthodes sont fréquemment utilisées dans la littérature scientifique pour réaliser des dimensionnements de systèmes et d'architectures avion. Pour évaluer les performances environnementales d'une architecture avion, des méthodologies spécifiques sont utilisées. L'ACV permet d'évaluer de multiples impacts environnementaux sur l'ensemble du cycle de vie d'un produit. Cette méthode peut être appliquée aux aéronefs et de nombreuses références académiques proposent des adaptations spécifiques pour évaluer les performances environnementales d'architectures avion.

Ces travaux se sont concentrés sur l'étude et le dimensionnement d'une architecture avion nommée BEITA en utilisant la plateforme de conception avion FAST-OAD. BEITA intègre les systèmes *bleedless* et les systèmes induits par l'électrification modélisés dans le chapitre 3. L'architecture intègre également des améliorations propulsives et aéro-structurelles illustratives. Préalablement au dimensionnement de BEITA, une méthodologie pour évaluer l'impact des systèmes sur la consommation de carburant d'un avion a été introduite. Cette dernière a été appliquée aux différents systèmes étudiés dans ces travaux. Ensuite, l'architecture BEITA a été dimensionnée, optimisée et analysée. Des comparaisons avec l'avion de référence CeRAS ont été réalisées. Les performances ont notamment été étudiées en introduisant des diagrammes *payload-range* spécifiques, qui permettent de connaître la consommation d'une architecture pour chaque mission réalisable. Enfin, des modèles d'ACV avion ont été détaillés. L'implémentation d'un module spécifique dans FAST-OAD a permis d'évaluer les performances environnementales d'avions tels que BEITA. L'utilisation de ces modèles a aussi permis de réaliser une première analyse d'impacts environnementaux au niveau de la flotte mondiale et a montré que les enjeux climat-énergie sont prédominants pour le secteur aérien.

L'objectif est maintenant de comprendre comment de nouvelles architectures avion, à l'image de BEITA, peuvent s'inscrire dans des scénarios de transition du secteur aérien pour répondre aux enjeux environnementaux, et plus particulièrement climatiques et énergétiques. Plus globalement, il s'agit de pouvoir simuler des scénarios prospectifs pour le transport aérien, à partir de la modélisation de différents leviers d'action, et d'évaluer leur durabilité. Ces travaux sont présentés dans la partie III.

Troisième partie

Simuler des scénarios prospectifs pour le transport aérien

Les scénarios prospectifs sont des approches holistiques qui représentent un enjeu majeur dans l'exploration des possibles. Ces méthodologies sont particulièrement intéressantes pour le transport aérien afin d'élaborer des scénarios de transition concernant les enjeux environnementaux. Des travaux académiques, industriels et institutionnels proposent ainsi des scénarios de transition pour l'aviation.

Dans le cadre de ces travaux, un outil spécifique nommé CAST est développé pour simuler et évaluer des scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Des modèles sont détaillés pour les principaux leviers d'action qui permettent de réduire l'impact environnemental de l'aviation. Une attention particulière est portée sur l'introduction de nouvelles architectures avion plus efficaces (telles que BEITA) dans la flotte. Des méthodologies d'évaluation de durabilité sont proposées pour les enjeux climatiques et énergétiques. L'évaluation climatique s'appuie notamment sur la notion de budget carbone et sur la métrique climatique GWP*. Plusieurs applications sont alors réalisées à l'aide de CAST. Les analyses de scénarios montrent notamment le bénéfice des nouvelles technologies mais aussi le besoin d'un arbitrage entre le niveau de trafic aérien et la part du budget carbone mondial allouée au secteur aérien.

Chapitre 6

État de l'art sur les scénarios prospectifs pour l'aviation

6.1 Introduction

Le développement d'architectures avion plus efficaces en carburant, à l'image de celle présentée dans la partie II, n'est qu'une des solutions envisagées pour réduire l'impact environnemental de l'aviation. De façon générale, des leviers d'action technologiques, énergétiques, opérationnels, politiques et socio-économiques sont possibles (chapitre 1). Néanmoins, l'étude d'un unique appareil n'est pas suffisante pour évaluer l'impact environnemental complet du transport aérien. Il est donc nécessaire d'adopter des approches holistiques en s'intéressant à l'ensemble de la flotte.

Dans le contexte de transition écologique, des approches basées sur des scénarios prospectifs sont fréquemment utilisées [223]. L'objectif de la prospective n'est pas de prévoir l'avenir, mais d'explorer et d'analyser une multitude de scénarios. Elle peut s'appliquer dans des domaines variés allant de l'élaboration de scénarios technologiques au développement de stratégies institutionnelles ou industrielles. Ces approches sont particulièrement intéressantes dans le cadre de la transition écologique du transport aérien. De nombreux travaux se focalisent sur l'élaboration de scénarios de transition pour le secteur aérien, notamment du point de vue technologique. L'évaluation de la durabilité environnementale de ces scénarios est une étape importante pour apprécier leur pertinence. Pour cela, de nombreuses notions scientifiques sont requises, notamment en ce qui concerne les enjeux climatiques.

L'objectif de ce chapitre est donc double. D'une part, la section 6.2 introduit différentes notions complémentaires utiles à l'évaluation de scénarios climatiques. Ces notions permettent notamment l'évaluation des effets non-CO₂ de l'aviation. Les concepts de métrique climatique et de budget carbone sont aussi détaillés. D'autre part, la section 6.3 présente quant à elle un état de l'art sur les scénarios prospectifs pour le transport aérien. Des exemples globaux et sectoriels sont préalablement donnés. En ce qui concerne l'aviation, des scénarios industriels, institutionnels et académiques sont présentés, avant de procéder à une analyse des besoins pour la thèse.

6.2 Compléments pour l'évaluation de scénarios climatiques

Cette section détaille différentes notions complémentaires sur les aspects climatiques. Elles seront notamment utilisées dans le chapitre 7.

6.2.1 Notion de forçage radiatif effectif et application à l'aviation

En complément des informations fournies sur le réchauffement climatique dans le chapitre 1, l'évolution du climat peut être mesurée via le forçage radiatif [254]. En climatologie, la notion de forçage radiatif effectif (ERF pour *Effective Radiative Forcing* en anglais) est couramment utilisée. Elle est définie comme le déséquilibre radiatif qui existerait si la surface terrestre et la troposphère ne s'étaient pas ajustées aux changements dus aux différents phénomènes qui impactent le climat (GES, aérosols...). Dit autrement de façon vulgarisée, il s'agirait de la mesure du déséquilibre du bilan radiatif si tous les impacts climatiques générés entre 1750 et aujourd'hui avaient lieu instantanément en 1750 (année de référence préindustrielle).

La figure 6.1 montre l'évolution historique de l'ERF pour différents phénomènes physiques, une valeur positive signifiant un effet réchauffant. Les zones ombragées représentent les incertitudes qui diffèrent selon les phénomènes physiques.

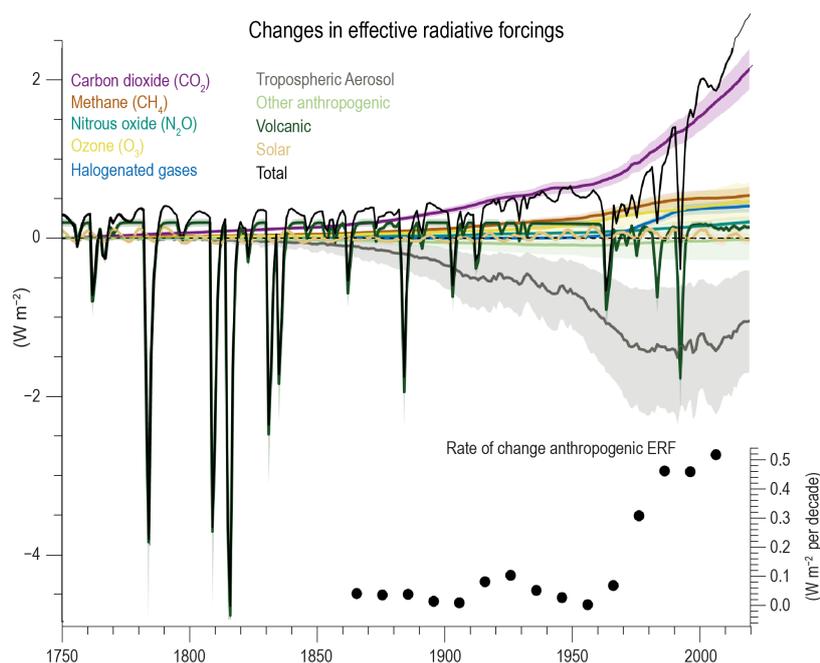


FIGURE 6.1 Évolution historique de l'ERF pour différents phénomènes physiques [201].

Cette notion est utile pour mesurer l'impact climatique du transport aérien [177, 178]. Les chiffres donnés dans le chapitre 1 pour quantifier l'impact climatique de l'aviation sont par exemple issus de l'estimation du forçage radiatif effectif des différents effets non- CO_2 [82].

Plus précisément, la figure 6.2 donne l'estimation de la contribution des différents effets climatiques de l'aviation entre 1940 et 2018. Les valeurs sont données en ERF, mais aussi en forçage radiatif (RF pour *Radiative Forcing* en anglais), méthode fréquemment utilisée avant le développement de l'ERF. Les résultats montrent que les effets non-CO₂ représentent environ 2/3 de l'impact climatique de l'aviation, la grande majorité étant due aux traînées de condensation. Cette figure montre aussi les grandes incertitudes associées aux effets non-CO₂. En effet, par exemple pour les traînées de condensation, l'estimation médiane est de 57 mW/m², avec des estimations allant de 17 à 98 mW/m² (intervalle de confiance à 90 %).

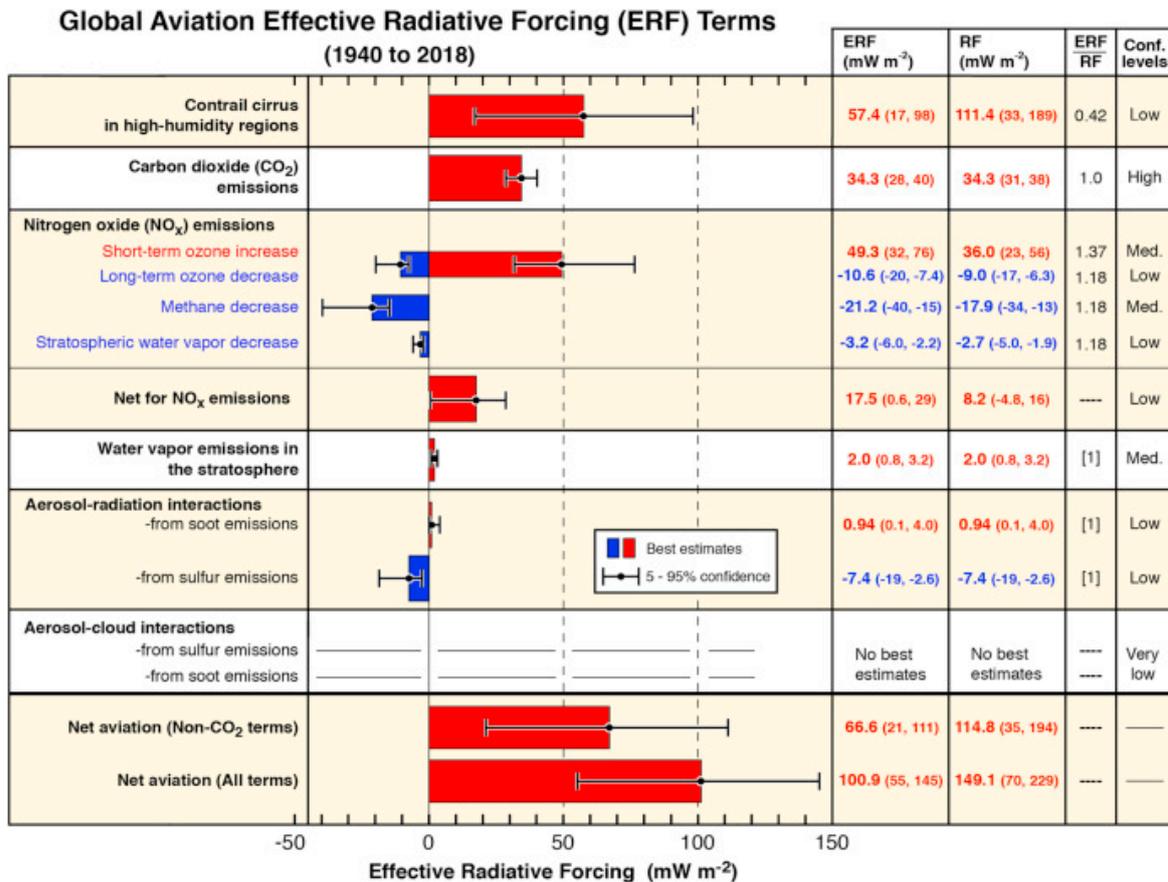


FIGURE 6.2 Contribution des différents impacts de l'aviation au forçage radiatif [177].

6.2.2 Modèles et métriques climatiques

Le système climatique est complexe en raison du grand nombre de phénomènes physiques présents et des multiples composantes qui interagissent : atmosphère, océans, cryosphère, continents et biosphère. Par conséquent, pour comprendre l'évolution du climat, l'utilisation de modèles climatiques est nécessaire. Ils sont une représentation mathématique du système climatique basée sur des principes physiques, chimiques ou encore biologiques [55], pour une zone géographique donnée.

La résolution d'une modélisation climatique s'appuie sur plusieurs étapes. Tout d'abord, les différentes composantes sont séparées et discrétisées (dans l'espace et dans le temps) via des maillages. Ensuite, les différentes équations physiques qui régissent le système sont décrites. Enfin, le problème est résolu numériquement, ce qui peut nécessiter l'utilisation de supercalculateurs et/ou de longs temps de calcul selon la complexité du problème.

Différents types de modèles, plus ou moins complexes, existent : modèles à bilan d'énergie 0D (EBM), modèles de circulation générale 3D avec ou sans couplage de composantes (GCM, ESM), ou encore modèles régionaux (RCM). Des modèles climatiques simplifiés sont aussi en développement pour faciliter les estimations préliminaires d'évolution de température pour différents scénarios [303].

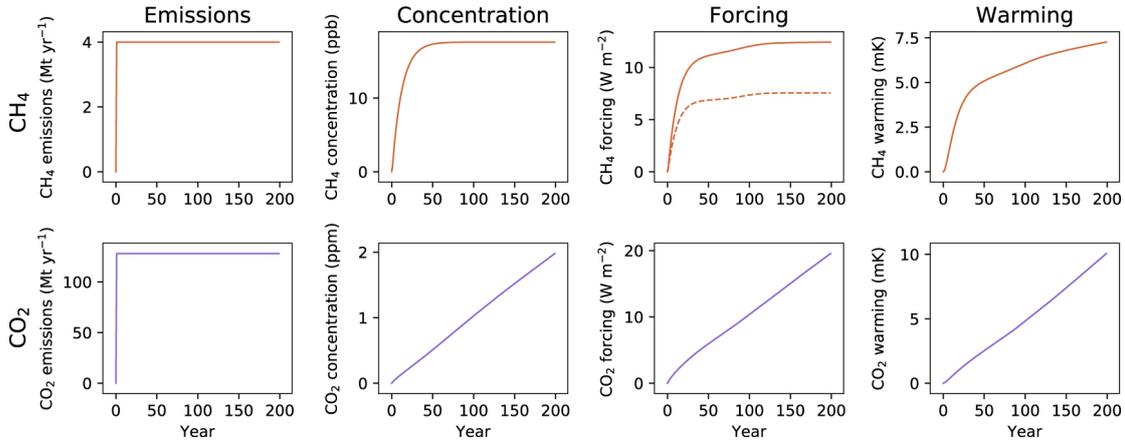
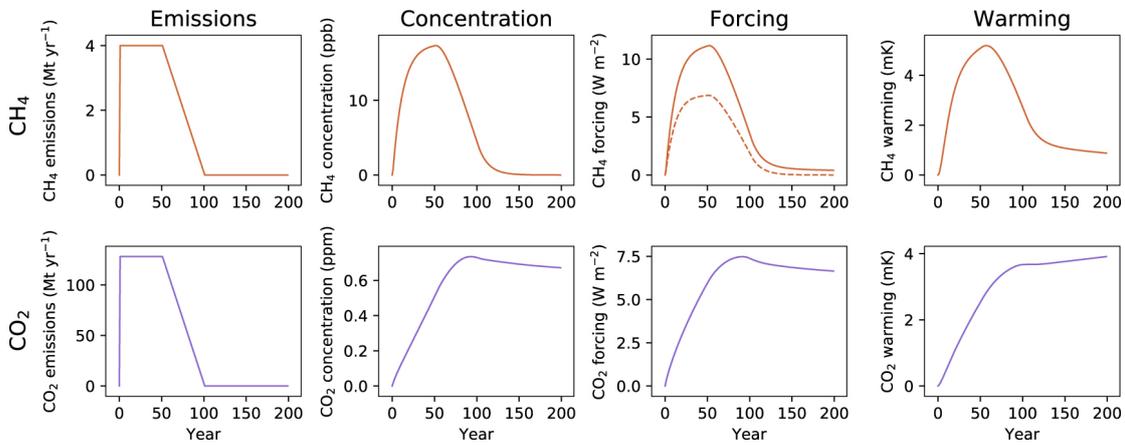
Une autre approche plus simplifiée consiste à utiliser des métriques climatiques. Cette approche permet notamment de comparer des GES entre eux et parfois d'évaluer leur impact sur l'évolution de la température. De multiples métriques sont disponibles dans la littérature scientifique [2, 294] : GWP, AGWP, GTP, AGTP... Dans le cadre de ces travaux, deux métriques sont considérées et détaillées dans la suite : GWP et GWP*. Leur intérêt est notamment qu'elles permettent de comparer des émissions de GES et qu'elles sont relativement simples à utiliser.

Cas particulier des polluants climatiques à courte durée de vie

Avant de présenter en détail les deux métriques climatiques considérées, il est nécessaire d'expliquer la différence d'impact climatique entre les émissions de CO₂ et les polluants climatiques à courte durée de vie (SLCPs pour *Short-Lived Climate Pollutants* en anglais). Il s'agit d'un point important pour ces travaux en raison de la courte durée de vie des effets climatiques non-CO₂ de l'aviation.

La figure 6.3 représente la comparaison de deux scénarios d'émissions pour le CO₂ et le méthane qui est un SLCP [188]. Le scénario 1 considère des émissions constantes pour les deux gaz. En ce qui concerne le CO₂, sa concentration dans l'atmosphère augmente linéairement, ce qui traduit l'effet cumulatif du CO₂ dans l'atmosphère. En effet, une grande partie du CO₂ émis dans l'atmosphère est encore présent après plusieurs décennies et une partie y demeure même plusieurs siècles. Ainsi, ces émissions entraînent une augmentation quasi-linéaire du forçage radiatif et donc de la température. Au contraire, la concentration de méthane dans l'atmosphère se stabilise au bout de quelques décennies en raison de sa courte durée de vie, donnant alors un profil d'évolution de température différent. Il est intéressant de noter que l'augmentation de température due aux émissions de méthane est plus forte que celle due au CO₂, en dépit d'émissions beaucoup plus faibles, reflétant ainsi le fait que le méthane est un gaz à effet de serre plus puissant que le CO₂. Le scénario 2 considère quant à lui un profil plus complexe avec une baisse des émissions au bout d'un certain temps. Dans le cas du CO₂, cela se traduit par une stabilisation de la concentration et de la température. Pour le méthane, cette baisse entraîne une baisse de la concentration et du réchauffement généré.

Par conséquent, les émissions de CO₂ et de SLCPs sont de nature fondamentalement différente. En effet, les émissions de CO₂ sont cumulatives, alors que l'impact des émissions de SLCPs est majoritairement lié à leur variation et non à leur quantité absolue.

(a) Scénario 1 : augmentation puis stabilisation des émissions de méthane et de CO₂.(b) Scénario 2 : augmentation, stabilisation puis baisse des émissions de méthane et de CO₂.FIGURE 6.3 Comparaison de l'impact climatique du méthane et du CO₂ [188].

Métriques climatiques GWP et GWP*

Dans cette section, les métriques climatiques GWP et GWP* sont détaillées. Elles sont ensuite comparées dans le cas d'une utilisation pour des émissions de SLCPs.

GWP est une métrique climatique basique introduite dans le chapitre 4. Elle est définie par l'équation (6.1) avec G le gaz étudié, H l'horizon temporel considéré et RF l'impact sur le forçage radiatif d'un kilogramme de gaz. L'équation (6.2) est alors utilisée pour obtenir les émissions équivalentes de CO₂ en CO₂-eq, notées $E_{CO_2\text{-eq}}$, à partir des émissions E_G du gaz.

$$\text{GWP}_H = \frac{\int_0^H \text{RF}_G(t) dt}{\int_0^H \text{RF}_{CO_2}(t) dt} \quad (6.1)$$

$$E_{CO_2\text{-eq}} = \text{GWP}_H E_G \quad (6.2)$$

GWP* est quant à elle une métrique climatique améliorée développée récemment [18, 50, 65]. Elle permet d'estimer les émissions équivalentes de CO₂ en CO₂-we de sorte à mieux correspondre à l'évolution en température (*warming equivalent*). En ce sens, elle représente ainsi un modèle climatique simplifié [209] en comparaison à d'autres modèles climatiques plus complexes qui peuvent nécessiter de longs temps de calcul. Par rapport à GWP, elle prend en compte non plus la seule valeur absolue des émissions mais aussi la variation du taux d'émission. L'équation (6.3) permet d'estimer les émissions équivalentes de CO₂, notées $E_{CO_2\text{-we}}$, d'un gaz G pour un horizon temporel H , en fonction des émissions absolues E_G et de la variation d'émissions ΔE_G sur une période Δt . Les paramètres r et s dépendent du gaz et représentent l'influence des effets cumulatifs ou de court terme.

$$E_{CO_2\text{-we}} = \text{GWP}_H \left(r \frac{\Delta E_G}{\Delta t} H + s E_G \right) \quad (6.3)$$

L'intérêt majeur de GWP* est qu'elle permet de mieux évaluer l'effet des SLCPs que GWP. La démonstration est faite sur la figure 6.4 en reprenant les deux scénarios présentés précédemment pour le méthane [188]. Les émissions équivalentes sont calculées avec les deux métriques étudiées. Il est intéressant de noter que des émissions équivalentes peuvent être négatives pour GWP*. Pour chacune des métriques et pour les deux scénarios, l'estimation de l'évolution de la température est tracée, cette dernière étant corrélée aux émissions cumulées (voir section 6.2.3). La ligne pointillée indique le résultat obtenu via un modèle climatique plus complet pour comparaison. La métrique GWP* permet une bonne évaluation de l'évolution en température au contraire de GWP.

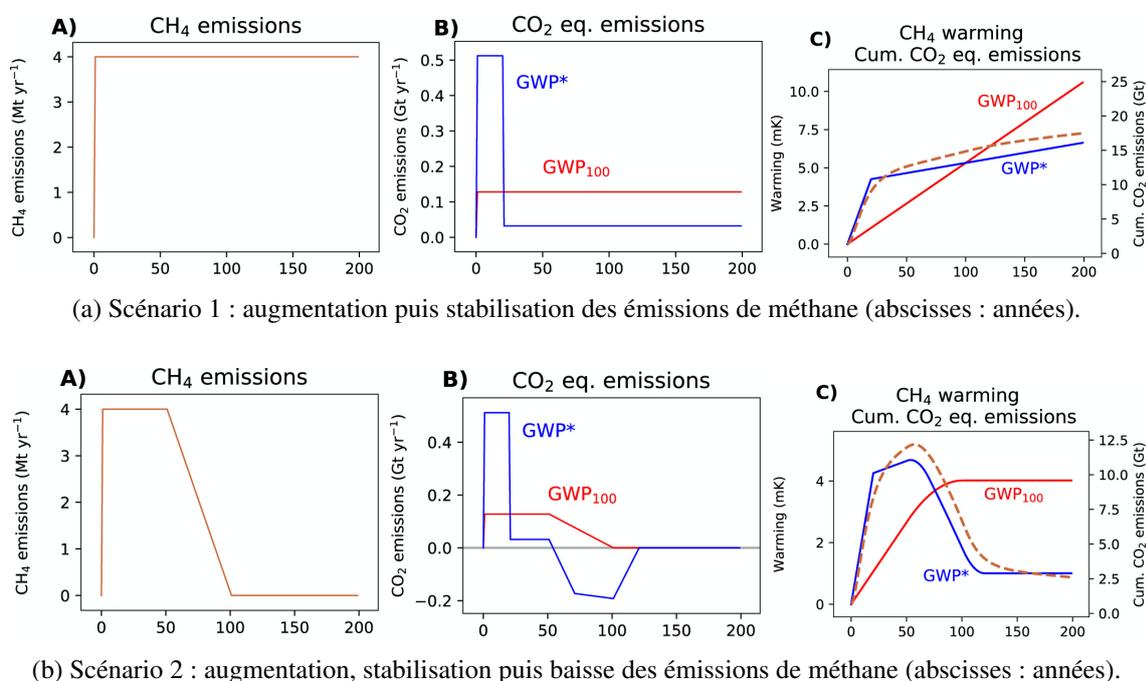


FIGURE 6.4 Comparaison des métriques climatiques GWP et GWP* pour le méthane [188].

Par conséquent, GWP* permet d'estimer de façon simple, rapide et correcte les impacts sur la température, notamment pour les émissions de SLCPs. Cela justifie son utilisation dans la suite de ces travaux (chapitre 7).

6.2.3 Concept de budget carbone

Dans le cadre des stratégies d'atténuation du réchauffement climatique, le budget carbone est un concept intéressant utilisé par le GIEC [201]. Il est défini comme la quantité cumulée maximale restante de CO₂ qui peut être émise pour limiter l'augmentation de température sous une certaine valeur (par exemple +1,5°C). Les émissions considérées sont calculées de façon nette : il s'agit de la différence entre les émissions brutes de CO₂ anthropiques et les puits de carbone anthropiques. Les émissions cumulées de CO₂ et l'augmentation de la température moyenne sont reliées par une relation quasi-linéaire, ce qui facilite l'estimation des budgets carbone [204]. Par conséquent, l'utilisation des budgets carbone permet par exemple d'évaluer simplement la pertinence de scénarios de transition pour atteindre des objectifs climatiques à partir de leurs seules émissions de CO₂ [102].

De nombreuses méthodologies peuvent être appliquées pour calculer des budgets carbone [205], ce qui mène à de nombreuses estimations [262]. Ces dernières dépendent par exemple des modèles climatiques utilisés ou de la prise en compte des impacts climatiques non-CO₂ (autres GES et autres forçages) [206]. Des incertitudes sont notamment présentes au niveau de la réponse climatique transitoire aux émissions cumulées de CO₂ (TCRE pour *Transient Climate Response to cumulative carbon Emissions* en anglais). Il s'agit d'un coefficient qui correspond à la relation quasi-linéaire entre les émissions cumulées de CO₂ et l'augmentation de température [190, 191]. Son estimation médiane est de l'ordre de 0,45°C/1000GtCO₂ [261]. Les budgets carbone peuvent alors être exprimés pour différents centiles du TCRE. Le tableau 6.1 récapitule par exemple des estimations de budgets carbone pour différentes élévations de température. Ces budgets carbone sont calculés pour des émissions débutant en 2020. Pour comparaison, l'ordre de grandeur des émissions annuelles de CO₂ de ces dernières années est d'environ 40 GtCO₂.

TABLE 6.1 Estimations de budgets carbone en GtCO₂ [201].

Température [°C]	Centile du TCRE				
	17 ^e	33 ^e	50 ^e	67 ^e	83 ^e
1,5	900	650	500	400	300
1,6	1200	850	650	550	400
1,7	1450	1050	850	700	550
1,8	1750	1250	1000	850	650
1,9	2000	1450	1200	1000	800
2,0	2300	1700	1350	1150	900

Un modèle simplifié pour estimer ces budgets carbone est donné dans l'équation (6.4), en reprenant les travaux [261]. L'avantage de cette méthode est que les différents paramètres d'influence sont clairement identifiés.

$$CB = \frac{T_{lim} - T_{hist} - T_{non-CO_2} - T_{ZEC} - ESF}{TCRE} \quad (6.4)$$

avec CB qui représente le budget carbone estimé, T_{lim} l'augmentation de température considérée, T_{hist} l'élévation de la température déjà atteinte pour une année de référence, T_{non-CO_2} une température équivalente pour inclure les impacts climatiques non- CO_2 , T_{ZEC} une température équivalente pour prendre en compte une éventuelle contribution après l'atteinte de la neutralité carbone et ESF les émissions équivalentes dues aux rétroactions climatiques.

Une visualisation graphique de ce modèle est donnée sur la figure 6.5. La contribution graphique des différents paramètres est bien représentée, en considérant la relation linéaire entre les émissions cumulées et l'augmentation de température.

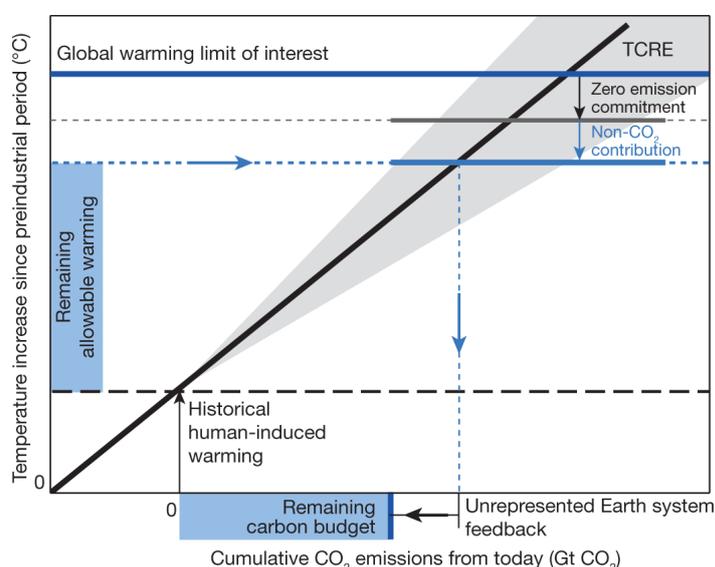


FIGURE 6.5 Évolution historique de l'ERF pour différents phénomènes physiques [201].

Ces budgets carbone doivent être comparés à des émissions cumulées nettes de CO₂. Pour réaliser des comparaisons directes avec des émissions cumulées brutes de CO₂, des budgets carbone dits bruts peuvent être calculés. Il suffit alors d'ajouter aux budgets carbone (nets) les puits de carbone anthropiques. Le retrait du carbone de l'atmosphère (CDR pour *Carbon Dioxide Removal* en anglais) peut être réalisé via de nombreuses solutions : afforestation, reforestation, changement des pratiques agricoles, utilisation de bioénergie avec séquestration du carbone (BECCS pour *BioEnergy with Carbon Capture and Storage* en anglais) ou encore capture directe du carbone dans l'atmosphère (DACCS pour *Direct Air Capture with Carbon Storage* en anglais). L'estimation des capacités de CDR est extrêmement incertaine pour des raisons technologiques, économiques et politiques. Ainsi, la plage de valeurs cumulées sur la période 2020-2100 est très grande, allant de quelques dizaines de GtCO₂ à plus de 1000 GtCO₂ [201, 202]. Une analyse plus approfondie des potentiels considérés dans les scénarios de ces rapports donne une valeur médiane de 520 GtCO₂, avec un premier quartile de 280 GtCO₂ et un troisième quartile de 730 GtCO₂.

6.3 Scénarios prospectifs et application au transport aérien

Des scénarios prospectifs globaux et sectoriels sont présentés dans cette section. Des travaux focalisés sur la transition du secteur aérien sont ensuite présentés et discutés afin de déterminer les besoins de développement dans le cadre de cette thèse.

6.3.1 Scénarios prospectifs

La définition de scénarios prospectifs est un exercice holistique intéressant pour évaluer des futurs possibles. Des aspects socio-économiques, environnementaux et technologiques peuvent être considérés lors de l'étude de scénarios prospectifs. Concernant les aspects technologiques, l'objectif est d'identifier et de modéliser les principaux leviers d'action pour réduire l'impact environnemental des activités humaines. Par exemple, dans le cadre des enjeux climatiques, les leviers d'action identifiés sont notamment la réduction des émissions de GES et l'augmentation des capacités de CDR, même si d'autres mesures peuvent être prises en compte sur les effets climatiques non-CO₂. Le choix d'hypothèses d'évolution concernant ces différents leviers d'action permet de générer des scénarios prospectifs et des trajectoires d'émissions correspondantes.

Les exemples de scénarios de la littérature scientifique pour atténuer le réchauffement climatique et respecter les objectifs de l'accord de Paris sur le climat sont nombreux. Au niveau mondial, les travaux du GIEC font référence et se basent sur de nombreux travaux de la littérature scientifique [201]. Des scénarios socio-économiques et des trajectoires d'émissions sont notamment proposés. D'autres acteurs institutionnels proposent également des analyses similaires, comme par exemple l'AIE dans son rapport Net Zero by 2050 avec des déclinaisons sectorielles [9]. Des travaux sectoriels et géographiques sont aussi réalisés. Par exemple, le secteur des transports est particulièrement intéressant à étudier en raison de la présence d'un effet rebond et de l'augmentation des vitesses de déplacement [305]. Des études spécifiques ont aussi été réalisées pour de multiples pays : France [36], Nicaragua [52] ou Chine [348].

Plus globalement, des travaux de recherche s'intéressent aussi à l'évaluation globale de scénarios prospectifs pour de multiples critères environnementaux. Des méthodologies de type ACV sont alors adaptées [37, 334], notamment dans le cadre des limites planétaires définies dans le chapitre 1 [269]. Outre des évaluations globales, ces méthodologies peuvent aussi être appliquées à des secteurs particuliers sous certaines hypothèses d'allocation des impacts environnementaux [268]. Des études ont ainsi été réalisées dans des domaines variés : chimie [325], bâtiment [21], production d'électricité aux États-Unis [17] ou encore transport routier [327].

Enfin, en raison de la multiplicité des leviers d'action et de leurs nombreux réglages possibles, il est intéressant de disposer d'outils pour procéder à des simulations. Différents travaux focalisés majoritairement sur les enjeux climatiques et énergétiques sont disponibles. Par exemple, le simulateur EN-ROADS permet de simuler des trajectoires d'émissions en fonction de paramètres techniques et socio-économiques [309]. Similairement, l'outil Global Calculator est utilisé pour générer des trajectoires à partir de scénarios sur l'énergie, les terres ou la nourriture [312].

6.3.2 Application au transport aérien

Comme montré dans le chapitre 1, une transition écologique du secteur aérien est nécessaire. En effet, en raison de la croissance importante du secteur et de la difficulté pour mettre en place facilement des solutions techniques pour décarboner le secteur, l'aviation pourrait représenter jusqu'à 22 % des émissions mondiales de CO₂ d'ici 2050 sans action de sa part [51].

De nombreux scénarios prospectifs pour l'aviation ont été publiés, issus de travaux institutionnels, industriels ou académiques. Plusieurs exemples sont présentés dans la suite.

Exemples de scénarios prospectifs institutionnels et industriels

Les travaux institutionnels et industriels pour proposer des scénarios de transition pour l'aviation se multiplient ces dernières années. Ils s'appuient en grande partie sur des leviers d'action techniques, mais aussi sur des mesures économiques de compensation carbone.

Au niveau mondial, différents organismes ont proposé des scénarios. En 2010, l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI), organisation internationale qui dépend de l'Organisation des Nations Unies, s'est fixée comme objectif de stabiliser les émissions de CO₂ de l'aviation civile internationale à partir de 2020. L'OACI a alors adopté en 2016 le système de compensation CORSIA (*Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation*) pour les émissions au-dessus du niveau de 2019 [220]. Plus récemment, l'OACI a publié un rapport sur la faisabilité d'un objectif ambitieux à long terme concernant la réduction des émissions de CO₂ de l'aviation civile internationale [221]. Plusieurs scénarios sont proposés et les émissions cumulées de CO₂ de ces derniers sont comparées à des budgets carbone. Ensuite, des acteurs industriels comme l'ATAG ont pris des engagements plus forts pour réduire les émissions de l'aviation commerciale dans son ensemble. Les premiers engagements consistaient à diviser les émissions du secteur par 2 en 2050 par rapport à 2005. L'ATAG a dorénavant pour objectif la neutralité carbone du secteur à horizon 2050. Plusieurs scénarios sont alors proposés dans son rapport Waypoint 2050 [28], en jouant plus ou moins sur des leviers technologiques, opérationnels, énergétiques et économiques. Un scénario intermédiaire est par exemple présenté sur la figure 6.6. Enfin, des travaux sont aussi menés par l'organisation non gouvernementale ICCT (*International Council on Clean Transportation*). Dans son rapport Vision 2050 [116], les émissions cumulées de CO₂ de différents scénarios sont aussi comparées à des budgets carbone.

Des déclinaisons au niveau régional sont aussi proposées, notamment au niveau européen. L'ACARE (*Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe*) a tout d'abord proposé un objectif technique de réduction des émissions de CO₂ de 75 % par passager et par kilomètre en 2050 par rapport à 2000 [5]. Des objectifs pour les NO_x et le bruit étaient aussi présentés. Plus récemment, l'ACARE a aussi déclaré l'objectif de neutralité carbone à horizon 2050 pour le transport aérien européen [6]. En complément de CORSIA, l'Union européenne s'est dotée d'une politique plus volontariste pour les vols intra-européens via son système d'échange de quotas d'émission (EU-ETS pour *European Union — Emissions Trading System* en anglais) [94]. Des premiers travaux sur l'intégration

des effets non-CO₂ dans le cadre d'EU-ETS ont aussi été publiés [26]. Ensuite, plusieurs associations industrielles européennes du secteur aérien se sont engagées à atteindre la neutralité carbone en 2050 dans le cadre du rapport Destination 2050 [217]. Un scénario, représenté sur la figure 6.7, a alors été publié. En plus de mesures techniques et économiques, il intègre aussi des effets sur la demande. Enfin, une feuille de route pour favoriser l'émergence de carburants alternatifs a été dessinée au niveau de l'Union européenne à travers l'initiative ReFuelEU [96]. Des objectifs d'intégration de carburants alternatifs dans la flotte ont ainsi été fixés pour les carburants dits *drop-in*, c'est-à-dire qui peuvent être directement intégrés dans les réservoirs des avions actuels, même si l'intégration de l'hydrogène est aussi à l'étude. Par exemple, l'objectif proposé par le Parlement européen est que les carburants durables d'aviation (SAF pour *Sustainable Aviation Fuel* en anglais) représentent 6 % des carburants *drop-in* pour l'aviation en 2030 et 85 % en 2050. Si les taux d'incorporation des SAF à l'intérieur d'un réservoir sont actuellement limités à 50 % au maximum, des travaux de certification sont en cours pour permettre le remplacement complet du kérosène fossile.

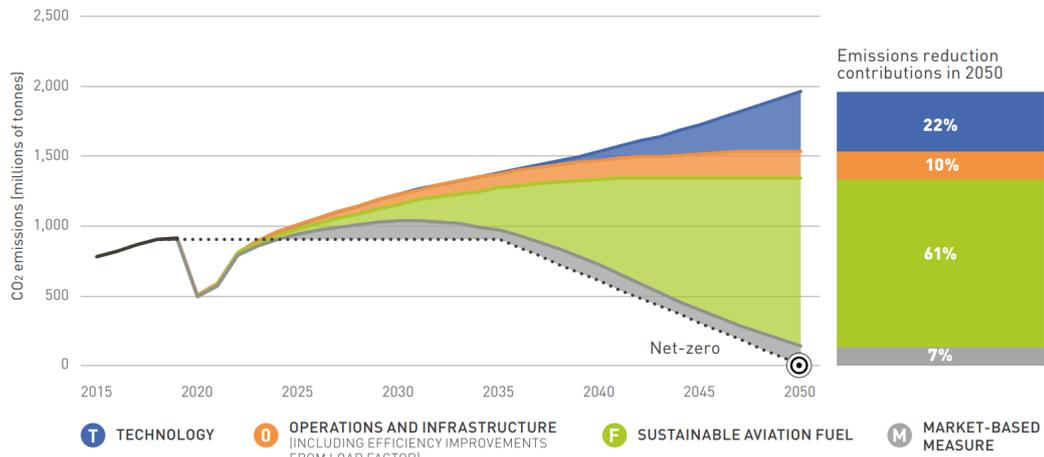


FIGURE 6.6 Scénario pour l'aviation au niveau mondial (Waypoint 2050) [28].

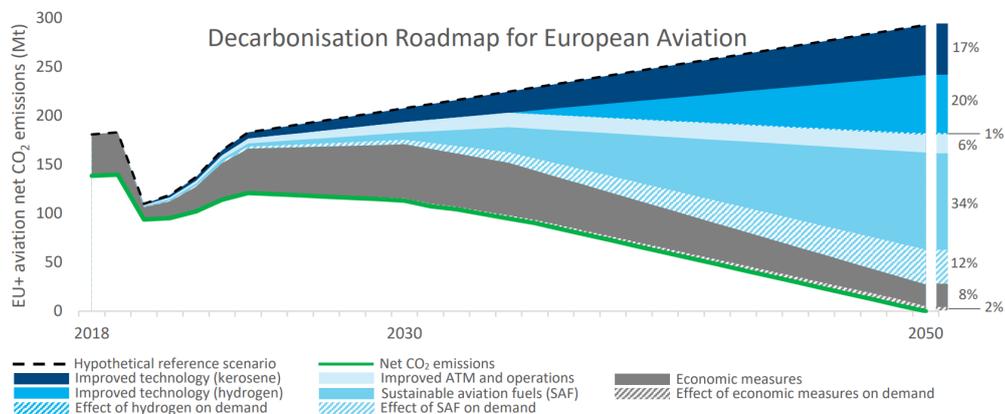


FIGURE 6.7 Scénario pour l'aviation au niveau européen (Destination 2050) [217].

Exemples de scénarios prospectifs académiques

Au niveau académique, les premières études concernant les scénarios prospectifs pour l'aviation ont été réalisées avant les années 2000 [332]. Depuis, différents travaux ont été publiés en adoptant des approches différentes [35], basées sur des objectifs d'émissions, d'émissions cumulées (budgets carbone) ou de températures. Ils s'appuient sur des leviers techniques mais aussi sur des leviers politiques et socio-économiques variés (mesures économiques, régulation du trafic aérien...).

De nombreuses études portent sur les émissions de CO₂ du secteur [114, 207]. Par exemple, [12, 13] étudie des scénarios en excluant ceux intégrant des ruptures technologiques. Il suppose que l'aviation doit se décarboner à la même vitesse que l'ensemble des secteurs. Il conclut sur la nécessité de stabiliser le nombre de vols par habitant à des niveaux légèrement supérieurs à ceux des années 2000 pour limiter la concentration atmosphérique de CO₂ à 450 ppm. De façon similaire, [176] conclut que l'objectif de l'OACI de croissance neutre en carbone est incompatible avec l'accord de Paris en considérant la même hypothèse sur la vitesse de décarbonation. Ensuite, une méta-analyse de 30 scénarios (dont certains de l'OACI) est présentée dans [122] avec des taux de croissance annuels compris entre 1,2 et 4,6 %. Elle montre qu'en dépit des améliorations technologiques, la quasi totalité des scénarios ne permettent pas d'abaisser les émissions du secteur en 2050 sous leur niveau de 2000, en raison de la croissance du trafic. Enfin, différents scénarios sur les émissions de CO₂ du secteur ont été modélisés dans [319] de sorte à évaluer leur impact sur l'élévation de température à horizon 2100. Un scénario de l'OACI basé sur une croissance du trafic aérien de 4,6 % par an et une amélioration de l'efficacité énergétique de 2 % par an est par exemple considéré. En comparant avec l'élévation de température du scénario de référence RCP2.6 du GIEC [310], la contribution des émissions de CO₂ de l'aviation au réchauffement anthropique total sur la période 1940–2100 serait de 5,2 %. Dans le cas d'un scénario plus ambitieux où les émissions de CO₂ seraient divisées par 2 en 2050 par rapport à 2005, cette contribution s'élèverait à 1,9 %.

D'autres études plus récentes intègrent quant à elles les effets non-CO₂ de l'aviation dans leurs scénarios. Tout d'abord, la réponse climatique de scénarios intégrant les émissions de CO₂ et de NO_x est étudiée dans [279]. [119] évalue quant à lui l'impact climatique de différents scénarios pour l'aviation, en incluant l'ensemble des impacts climatiques de l'aviation. Une allocation pour l'aviation de 5 % des objectifs en température de l'accord de Paris est considérée. La conclusion est qu'il est peu probable que les scénarios industriels atteignent les objectifs en température de l'accord de Paris. Seuls les scénarios ambitieux basés sur les objectifs européens de l'ACARE pourraient être compatibles avec ces objectifs en température. Ensuite, [161] étudie aussi l'impact de scénarios pour le transport aérien sur l'évolution de température dans le cadre de l'accord de Paris. Les auteurs concluent que l'aviation pourrait être responsable d'entre 6 et 17 % de la future augmentation de température. Pour réduire cet impact, ils proposent alors l'utilisation de carburants bas-carbone ou une baisse du trafic aérien de 2,5 % par an. Ces mesures permettraient de réduire les émissions de CO₂ mais aussi les effets non-CO₂ du secteur. Enfin, [88] réalise des analyses similaires intégrant également des études de coûts. Les travaux s'appuient notamment sur le modèle *open-source* AIM2015 qui permet de

simuler le comportement de l'écosystème du transport aérien pour évaluer l'évolution du trafic aérien en fonction de différents scénarios. Les scénarios étudiés permettent de réduire les émissions de CO₂ de l'ordre de 90 % mais l'atténuation des effets non-CO₂ est plus limitée.

Ces différents travaux confirment donc la difficulté pour décarboner le secteur aérien, même dans le cas de scénarios industriels ambitieux. Ces résultats sont cohérents avec la littérature scientifique qui considère l'aviation comme un secteur difficile à décarboner (*hard-to-abate*) [291]. Ils justifient donc le possible recours à des leviers politiques et socio-économiques, dont quelques exemples sont donnés dans le chapitre 1 et dans cette section, en complément des leviers techniques.

6.3.3 Analyse des besoins issue des travaux bibliographiques

La plupart de ces travaux font face à plusieurs limites. Tout d'abord, la comparaison directe des scénarios est difficile. En effet, les leviers d'action considérés diffèrent selon les études et les modélisations associées ne sont pas standardisées. De plus, les catégorisations de ces leviers diffèrent aussi. Par exemple, l'utilisation d'hydrogène peut être classée dans les leviers technologiques de conception de nouvelles architectures ou dans les leviers énergétiques de changement de carburant. Ensuite, la majorité des travaux se focalise sur les enjeux climatiques, et plus particulièrement sur les émissions de CO₂. Certains travaux intègrent également les effets non-CO₂. Les autres impacts environnementaux sont en revanche peu étudiés. De plus, l'évaluation de la durabilité environnementale des scénarios est complexe. Les modalités d'évaluation diffèrent aussi selon les travaux : évaluation des seules émissions, objectifs d'élévation de température moyenne, ou encore choix des règles d'allocation. Enfin, les modèles proposés nécessitent parfois de longs temps de calcul et peu de références académiques *open-source* sont disponibles.

Par conséquent, l'objectif de cette thèse est de définir un cadre méthodologique de référence pour simuler et évaluer des scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Pour cela, il est nécessaire de développer des modèles représentatifs pour les différents leviers d'action et des méthodologies d'évaluation de durabilité environnementale.

Chapitre 7

Simulation et évaluation de scénarios prospectifs pour l'aviation

7.1 Introduction

Comme présenté dans le chapitre 4, de nombreux travaux se focalisent sur la définition de scénarios prospectifs pour le transport aérien. Ces scénarios reposent sur de multiples leviers d'action. Ils se concentrent majoritairement sur les émissions de CO₂ du secteur, bien que des plus récents intègrent aussi les impacts climatiques non-CO₂.

Dans ces travaux, une méthodologie complète est développée pour permettre la simulation et l'évaluation de scénarios prospectifs pour l'aviation. Ce développement nécessite l'identification et la modélisation de leviers d'action variés d'ordre technologique, opérationnel, énergétique ou encore politique. L'évaluation de la durabilité environnementale des scénarios requiert l'utilisation de méthodes spécifiques ainsi que le choix des critères environnementaux à prendre en compte. L'intérêt est d'instaurer un cadre commun d'analyse, notamment à travers le développement d'un outil *open-source* intégrant ces différents modèles et méthodes.

L'objectif de ce chapitre est donc de présenter les modèles et les méthodes développés pour simuler et évaluer des scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Tout d'abord, la section 7.2 détaille les caractéristiques de l'outil CAST (*Climate and Aviation – Sustainable Trajectories*), développé spécifiquement dans le cadre de cette thèse pour répondre à cet objectif. Ensuite, la modélisation des principaux leviers d'action pour réduire l'impact environnemental du transport aérien est détaillée dans la section 7.3. Des modèles de renouvellement de flotte sont également proposés. Ils permettent par exemple d'intégrer aux scénarios de transition des architectures avion issues de travaux de conception avion comme dans le chapitre 5. La section 7.4 introduit quant à elle différentes méthodologies d'évaluation de durabilité climatique et énergétique. De multiples applications sont alors réalisées dans la section 7.5 à l'aide de l'outil CAST. Différents scénarios sont analysés et des résultats généraux sur les scénarios de transition du secteur aérien sont donnés. Enfin, une synthèse de la partie III est proposée en section 7.6.

7.2 Développement de l'outil spécifique CAST

Cette section présente l'outil CAST développé dans le cadre de ces travaux. Les liens d'accès de ce dernier sont donnés dans l'annexe A. Le périmètre d'étude et les données utilisées sont explicités. Une catégorisation et une modélisation de la flotte sont aussi introduites. Les principaux modèles et méthodes de CAST seront quant à eux détaillés dans les sections 7.3 et 7.4. Un article de journal spécifique aux modèles, aux méthodes et à l'utilisation de l'outil CAST a été publié [241]. De plus, CAST a contribué à la rédaction d'un rapport institutionnel de l'ISAE-SUPAERO sur la thématique aviation et climat qui détaille notamment les différents leviers d'action pour l'aviation [82].

7.2.1 Présentation de l'outil CAST

L'outil CAST permet de simuler et d'évaluer des scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. La modélisation des scénarios inclut de multiples leviers d'action, notamment techniques. L'évaluation de la durabilité environnementale se concentre sur les enjeux climatiques et énergétiques, conformément aux conclusions de la section 5.4.4 sur l'ACV. Concernant les enjeux climatiques, il s'agit de vérifier la compatibilité d'un scénario pour l'aviation avec les objectifs en température de l'accord de Paris. Dans le cadre de ces travaux, les aspects socio-économiques ne sont pas considérés.

L'architecture de CAST est donnée sur la figure 7.1. Les variables d'entrée sont réparties en deux familles. D'une part, de multiples paramètres permettent la modélisation des leviers d'action. Ils sont répartis en quatre catégories : l'évolution du trafic aérien, l'amélioration de l'efficacité énergétique de la flotte, le changement de vecteur énergétique et les stratégies pour réduire les effets non-CO₂. D'autre part, des paramètres environnementaux permettent de régler les contraintes environnementales. Les modèles qui composent CAST permettent alors de générer des scénarios pour l'aviation en termes d'émissions, d'évolution du trafic ou encore d'énergie consommée. Des analyses environnementales peuvent aussi être menées pour évaluer la durabilité d'un scénario.

Deux versions de CAST ont été développées au cours de cette thèse. La première version, sortie au premier trimestre de l'année 2021, était une application web *open-access*, c'est-à-dire directement utilisable en ligne. Elle intégrait une modélisation simple des principaux leviers d'action et une analyse des enjeux climatiques. La deuxième version, dont la sortie publique est prévue au premier trimestre de l'année 2023, est une application web *open-access* et *open-source*, c'est-à-dire directement utilisable en ligne et avec mise à disposition du code source et des modèles. Elle intègre des modèles plus détaillés pour les différents leviers d'action et une analyse des enjeux énergétiques.

Dans les deux versions, une interface graphique a été déployée dans un but pédagogique et pratique. En effet, celle-ci permet de multiplier les possibilités d'utilisation : recherche, enseignement, formation d'entreprises et de décideurs ou encore sensibilisation. Pour adapter la manipulation de l'outil selon le type d'utilisateur, différents modes sont proposés :

- Découverte : l'utilisateur peut modifier des paramètres via des curseurs pré-implémentés ;
- Scénarios : l'utilisateur peut afficher des scénarios pré-implémentés ;
- Expert : l'utilisateur a accès au réglage de la totalité des variables.

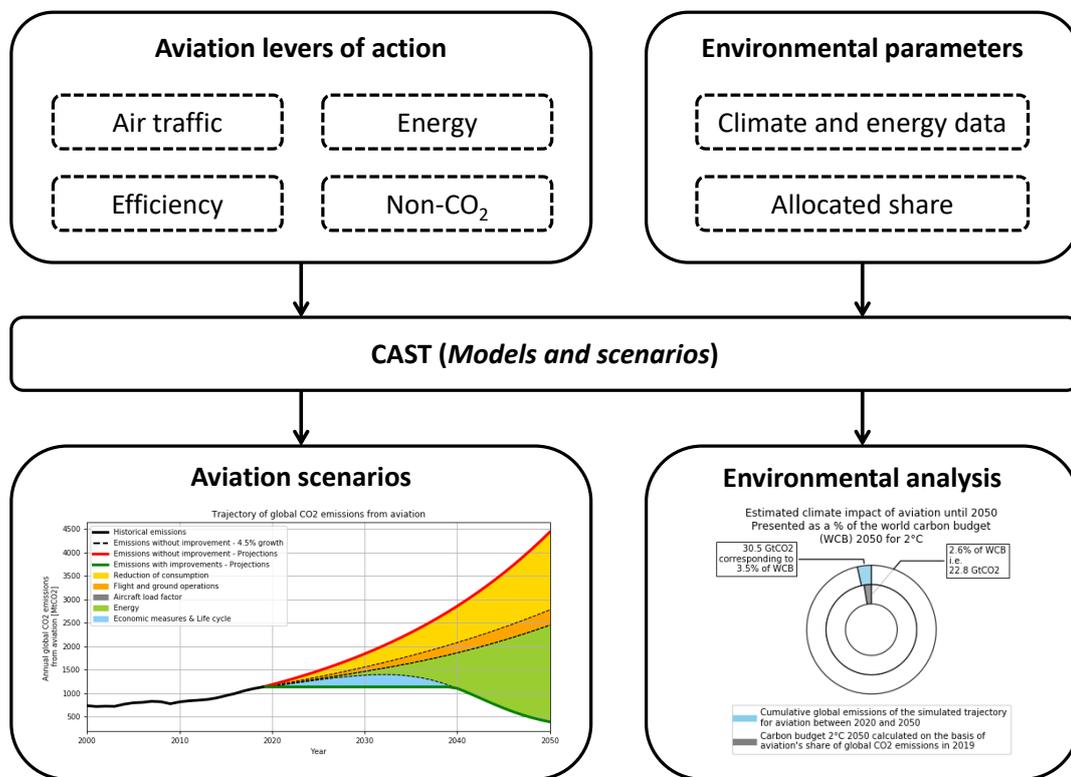


FIGURE 7.1 Architecture schématique de l’outil CAST.

Un aperçu de l’interface graphique de la première version de CAST, en mode Découverte, est présenté sur la figure 7.2. L’interface graphique est disponible en français et en anglais.

D’un point de vue développement logiciel, CAST est écrit en langage de programmation Python. Les données et les modèles sont manipulés et implémentés en utilisant le package *Pandas* [344], mais aussi d’autres packages scientifiques comme *SciPy* [340] pour résoudre des modèles implicites par exemple. La deuxième version s’appuie aussi sur GEMSEO [103], un logiciel scientifique pour les ingénieurs et les chercheurs utilisé pour explorer les espaces de conception et trouver des solutions optimales de systèmes multidisciplinaires. L’interface graphique est basée sur *ipywidgets* [151] pour les widgets et sur *ipynpl* [150] pour les graphes. Enfin, l’outil est déployé en tant qu’application web grâce à *Voilà* [252].

De façon synthétique, CAST fait appel à de multiples modèles, répartis en 12 principaux modules de calcul, s’appuyant sur de nombreux paramètres. En effet, CAST contient plus de 100 variables d’entrée. Il contient aussi plus de 100 paramètres fixes d’entrée utilisés pour calibrer des modèles ou fournir des données comparatives (valeurs historiques, scénarios prospectifs). Au niveau des résultats, plus de 150 variables de sortie sont disponibles, ce qui permet de tracer plus de 50 graphes.

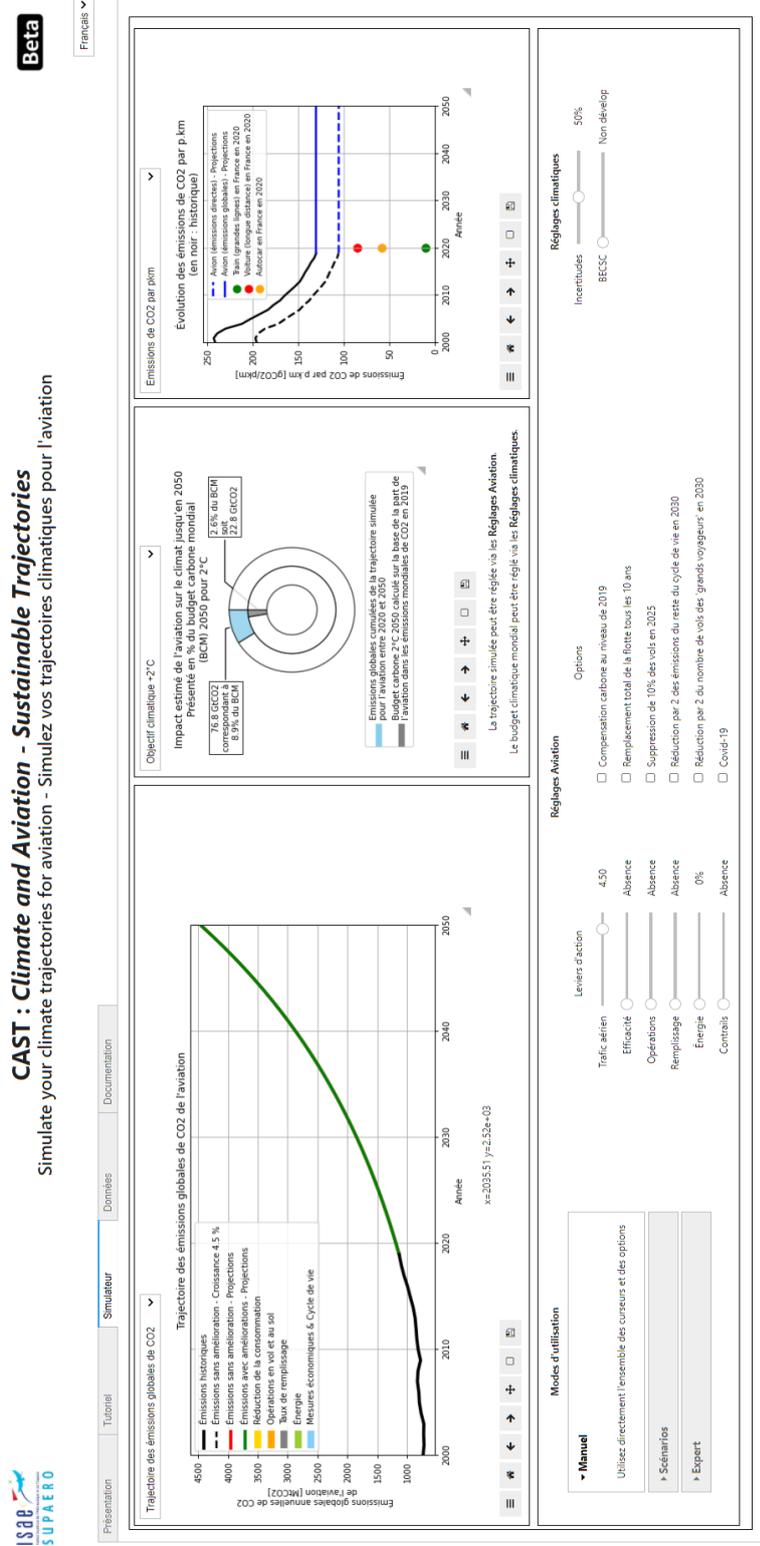


FIGURE 7.2 Interface graphique de l'outil CAST pour le mode Découverte.

7.2.2 Périmètre d'étude et données utilisées

Dans le cadre de ces travaux, les scénarios sont étudiés jusqu'en 2050 en raison de la difficulté pour définir des scénarios technologiques au-delà. De plus, le périmètre d'étude se limite à l'aviation commerciale. L'aviation militaire et l'aviation privée, qui représentent respectivement 8 % et 4 % de la consommation mondiale de kérosène [113], sont exclues de l'étude. L'aviation commerciale inclut le transport de passagers et le transport de fret. Le fret représente environ 15 % des émissions de CO₂ de l'aviation commerciale [115]. Dans la suite, hors mentions contraires, les termes "aviation", "transport aérien" ou encore "secteur aérien" font référence à l'aviation commerciale.

Plusieurs données sont requises pour développer et calibrer l'outil CAST. Il s'agit de données historiques sur le trafic aérien (majoritairement à partir des années 2000) mais aussi de coefficients spécifiques pour pouvoir estimer les émissions et l'impact climatique de l'aviation.

Concernant le trafic aérien, des données annuelles de l'OACI sont utilisées : nombre de passagers, RPK, ASK, taux de remplissage, RTK (*Revenue Ton Kilometers*, équivalent du RPK pour le fret) ou encore distance totale parcourue par les avions. Par exemple, le taux de remplissage moyen des avions en 2019 était de 82,4 %. La consommation annuelle de kérosène est quant à elle obtenue à partir des données domestiques et internationales de l'AIE [10], en considérant que l'aviation commerciale représente 88 % de la consommation globale [113]. Par exemple, l'aviation dans son ensemble a consommé 345 Mtoe en 2019. La consommation de carburants alternatifs est quant à elle actuellement marginale pour l'aviation commerciale [82].

Pour estimer les émissions, des facteurs d'émission pour le kérosène fossile sont utilisés. Concernant le CO₂, un facteur d'émission pour la combustion de 73,2 gCO₂/MJ est utilisé [314]. Ces émissions sont qualifiées de directes dans la suite. L'intégration des émissions liées à la production du kérosène fossile mène quant à elle à un facteur d'émission de 87,5 gCO₂/MJ [314]. Enfin, pour prendre en compte les autres phases du cycle de vie, une majoration de 2 % est incluse, en utilisant les résultats moyens de [240]. Les émissions totales, incluant des émissions directes et indirectes, sont alors qualifiées de globales. Les différentes valeurs utilisées sont cohérentes avec les résultats d'analyse de cycle de vie obtenus dans la section 5.4. Concernant les autres émissions, les facteurs d'émission utilisés sont donnés dans le tableau 7.1. Ils ont été obtenus à partir des données de [177]. Des émissions directes sont considérées.

TABLE 7.1 Facteurs d'émission pour la combustion du kérosène fossile.

Émissions	Valeur	Unité
CO ₂	3,15	kgCO ₂ /kg _{fuel}
H ₂ O	1,23	kgH ₂ O/kg _{fuel}
NO _x	15,1	gNO _x /kg _{fuel}
Aérosols (BC)	0,03	gBC/kg _{fuel}
Aérosols (SO _x)	1,2	gSO ₂ /kg _{fuel}

Enfin, l'estimation de l'impact climatique de l'aviation via le calcul de l'ERF s'appuie sur l'utilisation de coefficients pour les différents impacts. Ils sont obtenus via une analyse des données de [177]. Ces coefficients sont récapitulés dans le tableau 7.2. Comme expliqué dans le chapitre 6, les émissions de CO₂ sont cumulatives. Par conséquent, au premier ordre, le coefficient pour estimer l'ERF doit être appliqué sur les émissions cumulées de CO₂. L'impact des autres émissions est quant à lui estimé à partir des émissions annuelles. Pour finir, l'impact des traînées de condensation est supposé corrélé à la distance totale annuelle parcourue par les avions.

TABLE 7.2 Coefficients pour estimer l'ERF des impacts climatiques de l'aviation.

Impact climatique	Valeur	Unité
CO ₂ (cumulatif)	0,88	mW/m ² /GtCO ₂
H ₂ O	0,0052	mW/m ² /TgH ₂ O
NO _x	11,55	mW/m ² /TgN
Aérosols (BC)	100,7	mW/m ² /TgBC
Aérosols (SO _x)	-19,9	mW/m ² /TgSO ₂
Traînées de condensation	1,058.10 ⁻⁹	mW/m ² /km

Une validation des différentes données et de la démarche de calcul est réalisée en calculant les émissions directes de CO₂ de l'aviation en 2019. Une valeur de 930 MtCO₂ est obtenue. Pour comparaison, les estimations de l'ATAG et de l'ICCT pour 2019 sont respectivement de 915 MtCO₂ [27] et de 920 MtCO₂ [115], soit une différence inférieure à 2 % avec les résultats obtenus.

Ces données permettent de retrouver des valeurs similaires à celles du chapitre 1 concernant les contributions de l'aviation au réchauffement climatique. Ces contributions sont indiquées dans le tableau 7.3, les méthodes d'obtention ayant été détaillées et utilisées dans [82]. Les contributions sont données en comparaison des émissions mondiales de CO₂ en 2019 [109] et de l'ERF mondial pour différentes périodes [201]. Différents périmètres sont proposés au niveau des impacts climatiques et de la temporalité.

TABLE 7.3 Quantification des contributions de l'aviation commerciale au réchauffement climatique.

Périmètre	Valeur brute	Contribution	Période de référence
CO ₂ direct	930 MtCO ₂	2,1 %	2019
CO ₂ global	1135 MtCO ₂	2,6 %	2019
CO ₂ direct + non-CO ₂	99 mW/m ²	3,7 %	1750-2018
CO ₂ global + non-CO ₂	106 mW/m ²	4,0 %	1750-2018
CO ₂ direct + non-CO ₂	45 mW/m ²	4,9 %	2000-2018
CO ₂ global + non-CO ₂	48 mW/m ²	5,1 %	2000-2018

7.2.3 Catégorisation et modélisation de la flotte

Afin de pouvoir modéliser des scénarios finement, la flotte d'avions est divisée en plusieurs catégories représentatives. En effet, certaines parts de marché sont amenées à évoluer différemment.

De plus, certaines architectures avion (avions à hydrogène, avions électriques) ne pourraient être disponibles que pour réaliser des missions de courte distance à moyen terme.

Les catégories d’avions peuvent être définies en prenant en compte la distance parcourue (court, moyen et long-courrier) ou le type d’avion (régional, monocouloir dit *narrow-body*, bicouloir dit *wide-body*, autres). Dans ces travaux, les catégories suivantes sont considérées :

- Court-courrier : avions de transport de passagers qui parcourent moins de 1500 km ;
- Moyen-courrier : avions de transport de passagers qui parcourent entre 1500 km et 4000 km ;
- Long-courrier : avions de transport de passagers qui parcourent plus de 4000 km ;
- Fret : avions-cargos (*dedicated freighter aircraft*) ou avions de transport de passagers incluant du fret (*belly cargo*).

Ces différentes catégories sont hétérogènes car elles incluent différents types d’avions. Pour simplifier, des types d’avions représentatifs sont considérés dans la suite. Il est supposé que la catégorie court-courrier est composée d’avions régionaux (avec turboréacteurs ou turbopropulseurs) et d’avions *narrow-body*. Il est aussi supposé que la catégorie moyen-courrier est composée d’avions *narrow-body* alors que la catégorie long-courrier est composée d’avions *wide-body*. Enfin, pour le fret, aucun avion représentatif n’est considéré. Il est supposé que les avions de cette catégorie sont une pondération calibrée des autres avions représentatifs.

La flotte d’avions est dans un second temps modélisée, ce qui permettra notamment d’utiliser des modèles de renouvellement de flotte dans la section 7.3. Afin de calibrer les caractéristiques moyennes des différentes catégories de la flotte en 2019, une procédure spécifique est adoptée pour obtenir une flotte représentative. Il est important de noter que cette démarche est une modélisation et que la flotte d’avions est en réalité plus complexe. Dans la suite, la méthode est illustrée pour les catégories d’avions de transport de passagers.

Tout d’abord, il s’agit d’estimer la consommation énergétique par ASK pour chacune des catégories. La valeur par ASK permet de s’affranchir de l’influence du niveau du trafic aérien. Pour cela, des facteurs d’émission en gCO₂/RPK sont utilisés. Ces derniers sont issus de l’analyse d’un rapport de l’ICCT [115]. Ils sont alors convertis en consommation énergétique par ASK en utilisant le taux de remplissage moyen des avions en 2019 et les facteurs d’émission de la section précédente. Les résultats sont donnés dans le tableau 7.4.

TABLE 7.4 Caractéristiques moyennes de la flotte d’avions en 2019.

Catégories	Facteur d’émission	Consommation énergétique
Court-courrier - Régional	172,8 gCO ₂ /RPK	1,95 MJ/ASK
Court-courrier - <i>Narrow-body</i>	98,8 gCO ₂ /RPK	1,11 MJ/ASK
Moyen-courrier	76,9 gCO ₂ /RPK	0,87 MJ/ASK
Long-courrier	89,9 gCO ₂ /RPK	1,01 MJ/ASK

Ensuite, pour chaque catégorie, deux avions représentatifs sont considérés : un pour l’ancienne génération, un autre pour la plus récente. Les caractéristiques de ces avions sont construites à partir d’une pondération de différents avions du marché. Cette dernière est effectuée à partir de données

sur le nombre d'avions en service, leurs performances et leurs missions [222]. Par exemple, pour la catégorie moyen-courrier, l'avion représentatif ancien est un mélange d'avions Airbus et Boeing (A319, A320, A321, B737-700, B737-800, B737-900), alors que l'avion représentatif récent est l'Airbus A320neo. Les résultats de consommation énergétique par ASK sont alors donnés dans le tableau 7.5.

TABLE 7.5 Caractéristiques des avions représentatifs pour la catégorie moyen-courrier.

Avion représentatif	Consommation énergétique	Distribution représentative de la flotte
Avion moyen	0,87 MJ/ASK	100 %
Avion ancien	0,92 MJ/ASK	77 %
Avion récent	0,70 MJ/ASK	23 %

Enfin, pour chaque catégorie, la distribution représentative des avions anciens et récents est déterminée grâce à l'équation (7.1). Les résultats pour la catégorie moyen-courrier sont par exemple donnés dans le tableau 7.5. Les valeurs obtenues sont comparées avec la flotte réelle pour vérifier la cohérence des avions représentatifs choisis.

$$E_{mean} = x E_{old} + (1 - x) E_{recent} \quad (7.1)$$

avec E_{mean} la consommation énergétique par ASK moyenne pour la flotte de la catégorie, E_{old} celle pour l'avion représentatif ancien, E_{recent} celle pour l'avion représentatif récent et x la part représentative d'avions anciens dans la flotte.

7.3 Modélisation des différents leviers d'action

L'objectif de cette section est de présenter la modélisation des différents leviers d'action considérés dans ces travaux de thèse pour simuler des scénarios pour l'aviation. Préalablement, une identification des principaux leviers d'action est réalisée.

7.3.1 Identification des principaux leviers d'action

Les différents leviers d'action pour réduire les émissions du secteur aérien sont identifiés et reliés entre eux dans cette section. Pour cela, une approche basée sur une adaptation de l'identité de Kaya est utilisée.

L'identité de Kaya (7.2) permet de décomposer les émissions mondiales de CO₂ à travers des facteurs démographiques (la population POP), économiques (le PIB par habitant PIB/POP) et technologiques (l'intensité énergétique E/PIB qui peut être assimilée à un rendement et le contenu en CO₂ de l'énergie CO_2/E) [155]. L'intérêt de cette identité est qu'elle indique différents leviers pour agir sur les émissions de CO₂ [101, 172]. Différentes études, souvent basées sur des méthodes de décomposition spécifiques [75], justifient le choix des paramètres pertinents pour décomposer

les émissions [25, 341]. Néanmoins, certains paramètres sont interdépendants et les interprétations peuvent être complexes [284].

$$CO_2 = POP \times \frac{PIB}{POP} \times \frac{E}{PIB} \times \frac{CO_2}{E} \quad (7.2)$$

Cette identité peut être adaptée au transport aérien de multiples façons. Dans le cadre de ces travaux, une décomposition simplifiée est proposée via l'équation (7.3). Les différents paramètres sont justifiés par d'autres travaux en lien avec les transports et l'aviation [24, 36, 185, 291]. Le premier facteur *RPK* correspond au trafic aérien. Le deuxième facteur E/RPK représente le ratio entre l'énergie consommée par le secteur *E* et le trafic aérien. Il correspond à la consommation énergétique moyenne des avions par passager et par kilomètre. Le dernier facteur CO_2/E est quant à lui le ratio entre les émissions de CO_2 du secteur et l'énergie qu'il consomme. Il représente le contenu en CO_2 de l'énergie utilisée par les avions. Ces paramètres représentent les différents leviers d'action pour décarboner le secteur aérien : sobriété d'usage, efficacité énergétique, décarbonation de l'énergie. Ils correspondent globalement à ceux décrits dans les chapitres 1 et 6.

$$CO_2 = RPK \times \frac{E}{RPK} \times \frac{CO_2}{E} \quad (7.3)$$

Cette équation peut être modifiée ou détaillée. Par exemple, des coefficients additionnels peuvent être ajoutés pour inclure les émissions indirectes de CO_2 ou les effets climatiques non- CO_2 . De même, le facteur d'efficacité énergétique peut être décomposé pour séparer des leviers technologiques et opérationnels (taux de remplissage, amélioration des opérations en vol ou au sol). Enfin, comme pour l'identité de Kaya originale, des paramètres économiques peuvent être intégrés.

Il est important de noter que ces différents facteurs ne sont pas totalement indépendants. Par exemple, un changement de vecteur énergétique peut mener à une augmentation de la consommation énergétique par passager et par kilomètre. De même, le niveau de trafic aérien peut affecter le taux de remplissage. Seules les principales interactions sont prises en compte dans la suite.

Avant de modéliser l'évolution de ces différents paramètres, il est intéressant de tracer leur évolution historique. La figure 7.3 représente les facteurs de l'équation (7.3) en intégrant aussi le taux de remplissage RPK/ASK . En dépit de l'amélioration importante de l'efficacité énergétique via la technologie et le taux de remplissage, les émissions de CO_2 du secteur ont doublé en raison de la forte augmentation du trafic. Le contenu en CO_2 de l'énergie n'a quant à lui pas évolué en raison de l'usage quasi exclusif de kérosène fossile.

Ces travaux permettent donc d'identifier et de relier les différents leviers d'action pour réduire les émissions du transport aérien. Dans la suite, en plus d'une section consacrée aux stratégies contre les effets non- CO_2 , des modèles déterministes pour estimer les paramètres suivants sont présentés :

- Sobriété : évolution du trafic aérien ;
- Efficacité : amélioration de l'intensité énergétique via différents leviers (renouvellement de la flotte pour des avions plus efficaces, opérations, taux de remplissage) ;
- Décarbonation : incorporation de carburants alternatifs en remplacement du kérosène fossile.

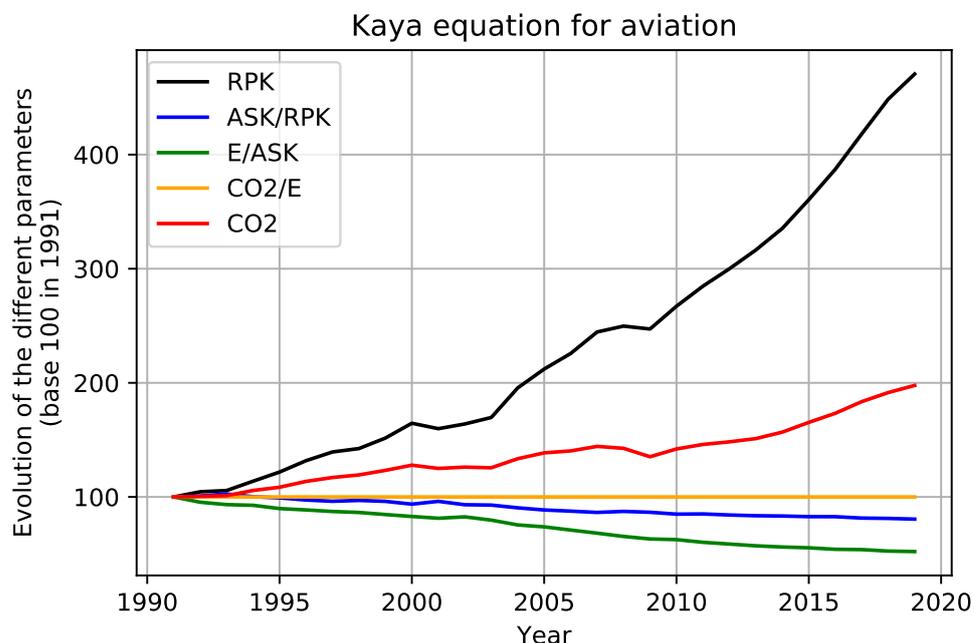


FIGURE 7.3 Évolution historique des différents paramètres de l'identité de Kaya pour l'aviation.

7.3.2 Évolution du trafic aérien

Le paramètre qui correspond à l'évolution du trafic aérien est le RPK. La modélisation de ce levier est basée sur l'étude des données historiques mondiales. Les modèles présentés dans cette section peuvent être appliqués à la flotte dans son ensemble ou à des catégories d'avions.

La figure 7.4 représente les valeurs historiques depuis 1991 ainsi qu'un modèle tendanciel réalisé. Ce dernier a été obtenu en utilisant une fonction exponentielle avec un taux de croissance fixe. Le modèle est donné dans l'équation (7.4) avec RPK_{1991} la valeur du RPK en 1991, x l'année et τ un taux de croissance lissé. Pour déterminer τ , une optimisation est réalisée en utilisant la méthode SLSQP pour minimiser la racine de l'erreur quadratique moyenne (RMS pour *Root Mean Square* en anglais) entre les données historiques et le modèle. Cela permet notamment de lisser les valeurs dues à différentes crises politiques (attentats du 11 septembre 2001 aux États-Unis, crise financière de 2008). Le taux de croissance obtenu est 5,5 % sur la période 1991–2019, avec une erreur RMS de 0,032. En restreignant l'étude sur les dix dernières années, le taux de croissance obtenu est alors de 6,5 %, ce qui montre une accélération de la croissance du trafic aérien ces dernières années.

$$RPK(x) = RPK_{1991} (1 + \tau)^{x-1991} \quad (7.4)$$

Le modèle (7.4) est donc pertinent pour modéliser l'évolution du trafic aérien. Par conséquent, le modèle (7.5), indexé à partir de 2019, est utilisé pour réaliser des projections sur l'évolution du trafic

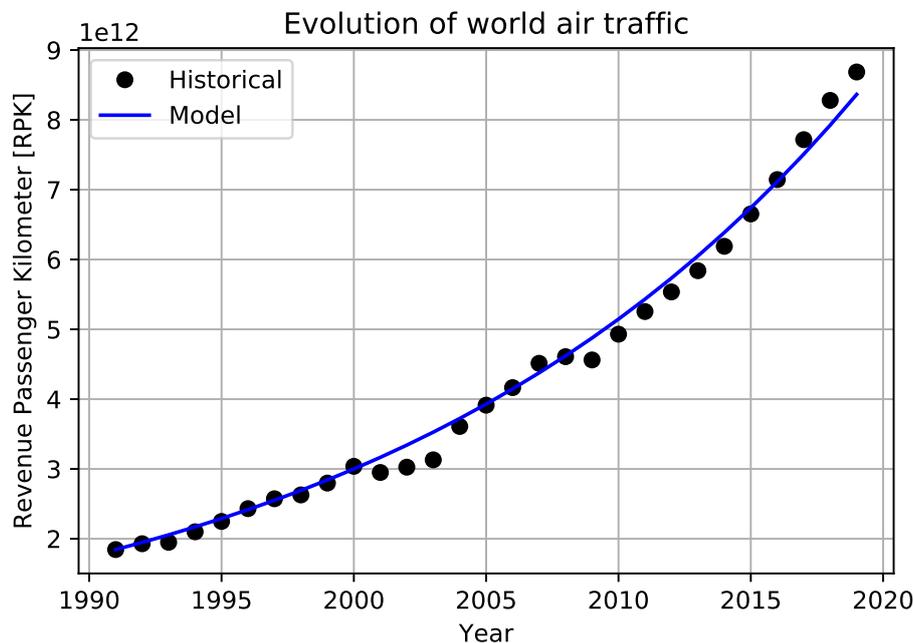


FIGURE 7.4 Modélisation de l'évolution historique du trafic aérien.

aérien. Pour des scénarios plus détaillés, ce modèle peut être appliqué par décennie en utilisant des taux de croissance annuels composés (CAGR pour *Compound Annual Growth Rate* en anglais).

$$RPK(x) = RPK_{2019} (1 + \tau)^{x-2019} \quad (7.5)$$

Néanmoins, la difficulté réside dans l'estimation du futur du taux de croissance. En effet, ce dernier pourrait être impacté pour différentes raisons. Par exemple, en raison de la saturation de certains marchés (exemple : Europe), les industriels du secteur anticipent un déclin de ce taux de croissance dans le futur. De même, ce taux pourrait devenir bien plus faible voire négatif (ce qui signifie une baisse du trafic aérien) en raison de crises et/ou de mesures économiques, politiques, environnementales ou encore sanitaires à l'image de l'épidémie Covid-19.

Différentes projections issues des milieux industriels et institutionnels sont disponibles. Avant l'épidémie Covid-19, Airbus et Boeing prévoyaient respectivement une croissance annuelle de la distance totale parcourue de 4,4 % et 4,7 % à partir de 2017 [99]. L'OACI envisageait quant à elle une croissance du trafic aérien de 4,1 % par an entre 2015 et 2045. Néanmoins, l'épidémie Covid-19 a entraîné une baisse de ces projections. L'ATAG prévoit maintenant une croissance annuelle de 3,1 % du trafic aérien de passagers entre 2019 et 2050 dans son scénario médian [28], alors qu'Airbus prévoit 3,6 % pour la période 2019-2041 [11]. Malgré la crise sanitaire du Covid-19, tous les scénarios présentés prévoient donc une croissance du trafic aérien dans les prochaines décennies.

7.3.3 Efficacité énergétique via le renouvellement de flotte

Le paramètre qui correspond à l'efficacité énergétique est l'intensité énergétique par passager et par kilomètre E/RPK . Dans ces travaux, ce paramètre est influencé par trois leviers distincts : le renouvellement de la flotte par des avions plus efficaces, les opérations et le taux de remplissage.

Dans cette section, l'amélioration de l'efficacité via le renouvellement de la flotte est modélisée, la modélisation de l'amélioration des opérations et du taux de remplissage étant traitée dans la section suivante. Le paramètre modélisé est donc la consommation énergétique par siège et par kilomètre E/ASK . Deux approches sont présentées dans la suite. D'une part, une approche dite *top-down* est utilisée pour modéliser simplement l'amélioration de l'efficacité via des gains technologiques annuels. D'autre part, une approche dite *bottom-up* permet de modéliser plus finement l'évolution de l'efficacité énergétique de la flotte en s'appuyant sur des gains par architecture et des modèles de renouvellement de flotte. Cette approche plus complexe permet de directement relier la conception avion et les scénarios prospectifs technologiques.

Approche *top-down*

Dans cette approche, l'objectif est de modéliser simplement l'évolution de la consommation énergétique par siège et par kilomètre à partir de modèles tendanciels basés sur les données historiques. Pour cela, une méthodologie en trois temps est utilisée :

1. Élaboration d'un modèle pour les données historiques ;
2. Projection de ce modèle jusqu'en 2050 et modélisation de la projection pour obtenir un modèle tendanciel ;
3. Réglage des différents paramètres du modèle pour obtenir un scénario pour l'évolution de l'efficacité énergétique.

L'intérêt de cette méthode est de séparer la modélisation des données historiques de celle de la projection. Cela permet d'obtenir un modèle précis pour l'évolution historique et un modèle simple pour simuler des scénarios d'évolution. La principale difficulté est de sélectionner un modèle de régression performant qui permet de représenter l'évolution tendancielle. Ainsi, les modèles polynomiaux ne sont pas utilisés en raison de leur faible robustesse en dehors de leur domaine de construction [274]. Des modèles basés sur des exponentielles et des logarithmiques sont préférés.

Pour la première étape, trois modèles, donnés dans les équations (7.6), (7.7) et (7.8), sont considérés pour l'année x . Ils sont calibrés sur la période 2002–2019 en raison des perturbations occasionnées par les attentats du 11 septembre 2001 aux États-Unis. Pour chaque modèle, une optimisation des différents coefficients est réalisée en utilisant la méthode SLSQP afin de minimiser l'erreur RMS entre les données historiques et le modèle. La figure 7.5 montre les modèles obtenus. Le modèle 3 permet de minimiser l'erreur RMS, d'un facteur 4 par rapport au modèle 2 et d'un facteur 7 par rapport au modèle 1. Par conséquent, le modèle 3 est sélectionné avec les paramètres suivants (donnés avec deux chiffres significatifs, sauf l'année x_0) : $\gamma = 2,0$, $\beta = 0,72$, $\alpha = 0,35$ et $x_0 = 1990$.

$$f_1(x) = f_0 (1 - \tau)^{x-2002} \quad (7.6)$$

$$f_2(x) = \frac{f_f}{1 - e^{-\varepsilon (x-x_0)}} \quad (7.7)$$

$$f_3(x) = \frac{\gamma}{\beta \ln[\alpha (x - x_0)]} \quad (7.8)$$

avec f_0 , τ , f_f , ε , x_0 , α , β , γ différents coefficients calibrés durant l'optimisation.

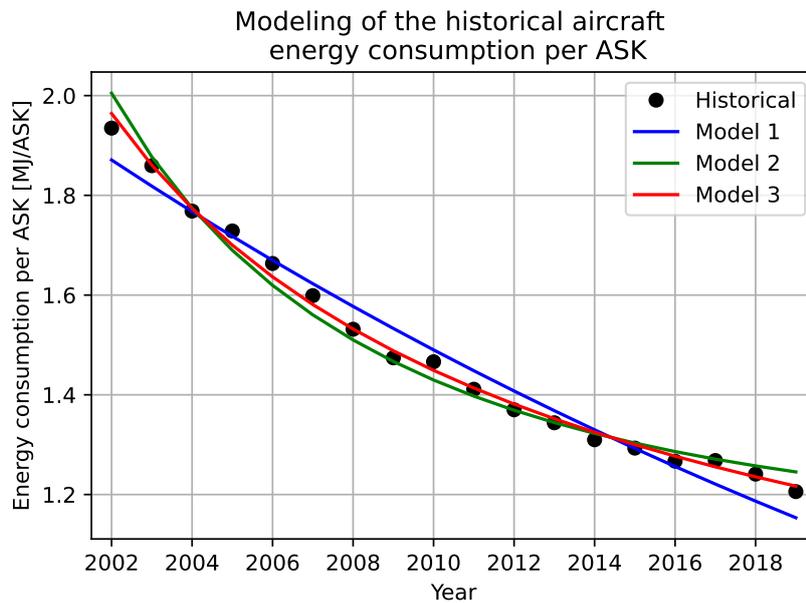


FIGURE 7.5 Modélisation de l'évolution historique de l'efficacité énergétique des avions.

La deuxième étape consiste à projeter le modèle sélectionné pour ensuite développer un modèle simplifié pour cette projection. La projection obtenue est représentée en pointillé sur la figure 7.6. En considérant une démarche similaire à celle utilisée précédemment, des fonctions sont choisies pour modéliser les données de la projection tendancielle. La figure 7.6 montre alors que les résultats obtenus sont relativement proches. Par conséquent, le modèle le plus simple, donné dans l'équation (7.9), est choisi pour modéliser la projection tendancielle de la consommation énergétique par siège et par kilomètre E_{ASK} pour l'année x . Un paramètre τ , qui peut être assimilé à un taux annuel d'amélioration de l'efficacité énergétique, est utilisé pour la modélisation. Une valeur de 1,0 % est obtenue pour la projection tendancielle. Il est intéressant de noter le ralentissement du rythme de l'amélioration de l'efficacité énergétique, ce qui est cohérent avec la littérature scientifique [179].

$$E_{ASK}(x) = 1,22 (1 - \tau)^{x-2019} \quad (7.9)$$

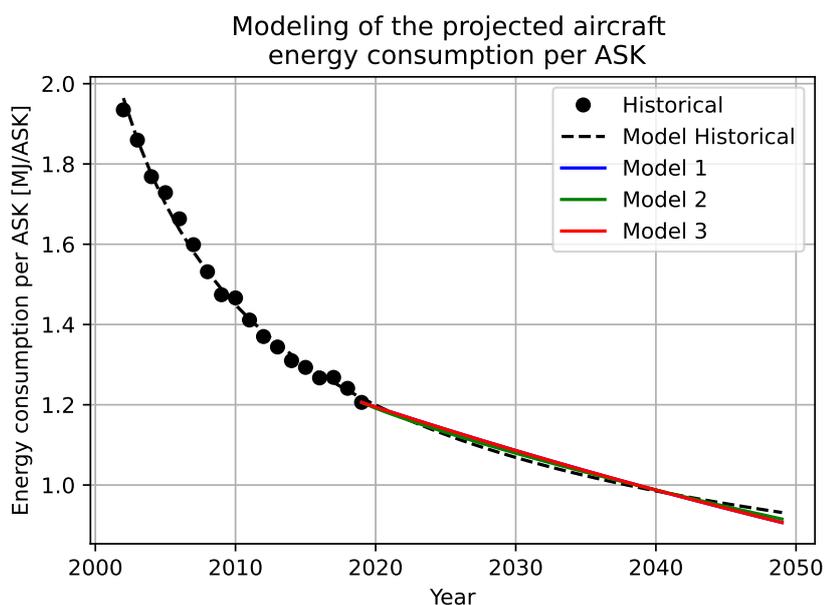


FIGURE 7.6 Modélisation de la projection tendancielle de l'efficacité énergétique des avions.

La dernière étape est le réglage du modèle précédent, à travers le paramètre τ , pour définir un scénario d'évolution de l'efficacité énergétique. Par exemple, différents scénarios sont présentés sur la figure 7.7. Le scénario tendanciel est représenté en noir. Les scénarios plus ambitieux sont basés sur l'analyse des données historiques sur différentes périodes, avec des valeurs pour τ allant jusqu'à 2,5 %.

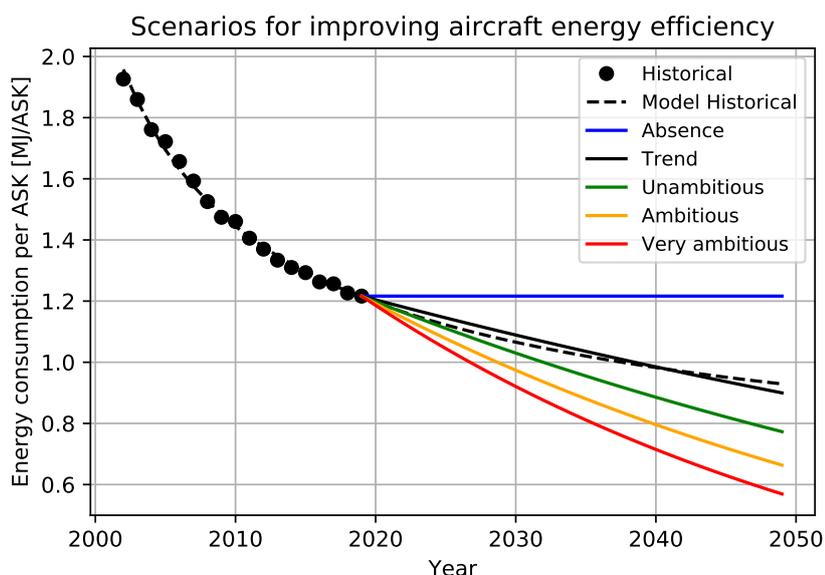


FIGURE 7.7 Scénarios pour l'évolution de l'efficacité énergétique via l'approche *top-down*.

Approche *bottom-up*

Dans cette seconde approche, l'objectif est de modéliser l'évolution de l'efficacité énergétique de la flotte d'avions en utilisant des modèles de renouvellement de flotte. Cette approche, qui permet de faciliter les liens avec la conception avion, est détaillée dans un article de conférence réalisé dans le cadre de ces travaux [83].

Les modèles de renouvellement de flotte développés s'appuient sur des fonctions logistiques. Une formulation de ces fonctions est donnée dans l'équation (7.10).

$$f(x) = \frac{A}{1 + e^{-k(x-x_0)}} \quad (7.10)$$

avec A , k and x_0 des paramètres détaillés dans la suite qui permettent d'ajuster le modèle.

Ces fonctions, aussi appelées sigmoïdes ou *S-shaped curves*, sont particulièrement pertinentes pour modéliser l'introduction d'un produit dans un marché [34]. Par conséquent, elles sont utilisées dans de multiples champs disciplinaires [144, 169, 170] : économie, sociologie, démographie, technologie ou encore médical. Ce type de fonctions a déjà été utilisé dans la littérature scientifique pour étudier le renouvellement des flottes d'avions [119, 124–126].

Dans ces travaux, les fonctions logistiques correspondent aux parts que différentes architectures avion représentent dans la flotte. Afin d'utiliser ces fonctions, une calibration des différents coefficients est nécessaire. L'initialisation des données est effectuée à partir de la démarche avec les avions représentatifs par catégorie expliquée dans la section 7.2.

Le coefficient A représente la valeur finale de la fonction. Dans ces travaux, sa valeur est initialement fixée à 1 pour modéliser le fait qu'à long terme, une nouvelle architecture avion s'impose totalement sur le marché. Ensuite, le coefficient k permet de régler la vitesse de renouvellement de la flotte. Il peut être relié à la durée D pour remplacer $(100 - l)$ % de la flotte en utilisant l'équation (7.11). Enfin, le paramètre x_0 est utilisé pour définir le timing d'introduction de l'avion dans la flotte. Il peut être calculé à partir de l'équation (7.12) avec x_a l'année de mise sur le marché de l'avion.

$$k = \frac{\ln\left(\frac{100}{l} - 1\right)}{D/2} \quad (7.11)$$

$$x_0 = x_a + D/2 \quad (7.12)$$

Une limite de ces modèles basiques est qu'ils ne peuvent être directement utilisés que pour une seule catégorie homogène. En effet, il n'est par exemple pas possible de modéliser une catégorie qui se divise en deux architectures principales sur le marché. Cet aspect est pourtant important pour intégrer des architectures spécifiques telles que les avions à hydrogène sur les marchés du court et du moyen-courrier ou les avions *narrow-body* sur la catégorie long-courrier (comme l'Airbus A321XLR). Par conséquent, les modèles sont adaptés pour permettre la création de sous-catégories. Pour cela, le coefficient A est ajusté pour faire varier les différentes parts de marché au sein de l'ensemble de la catégorie.

Deux exemples d'utilisation sont présentés dans la suite. La catégorie moyen-courrier est considérée en utilisant les avions représentatifs de la section 7.2. Un premier exemple simple est donné sur la figure 7.8 (gauche) qui représente la distribution de différents avions au sein d'une flotte. Il est supposé qu'un nouvel avion apparaît tous les 15 ans avec une période de 20 ans pour un remplacement de 98 % de la flotte, soit $l = 2$. Un second exemple est donné sur la figure 7.8 (droite). En plus des hypothèses précédentes, il est supposé qu'un nouvel avion, représentant une nouvelle sous-catégorie, apparaît en 2035 et qu'il représentera 50 % du marché à terme.

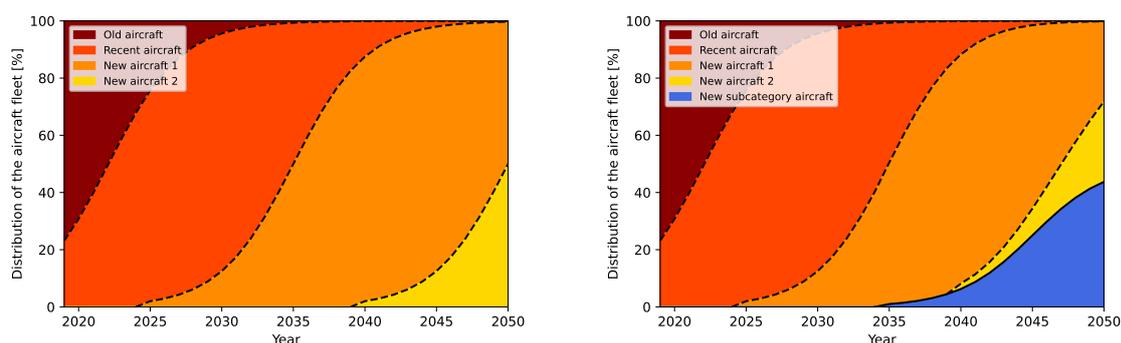


FIGURE 7.8 Utilisation des modèles de renouvellement de flotte pour deux exemples.

Connaissant la façon dont la flotte se renouvelle à partir de ces modèles, il est possible d'estimer la consommation énergétique moyenne par siège et par kilomètre de la flotte d'avions E_{mean} pour l'année x . L'équation (7.13) est alors utilisée à partir des performances de chaque avion E_i et du nombre de siège-kilomètre réalisé par chaque avion ASK_i . Ce dernier est obtenu à partir de l'ASK total et de la répartition annuelle issue des modèles de renouvellement de flotte.

$$E_{mean}(x) = \frac{\sum_i E_i ASK_i(x)}{\sum_i ASK_i(x)} \quad (7.13)$$

En dehors de la consommation de carburant, le modèle précédent peut aussi être appliqué à d'autres caractéristiques comme les émissions de NO_x ou de particules. Les modèles de renouvellement de flotte permettent aussi d'estimer la production annuelle d'avions en fonction de l'évolution du trafic.

Pour illustrer l'utilisation de cette approche pour modéliser un scénario d'évolution de l'efficacité énergétique, une application complète est proposée. Comme pour les exemples précédents, la catégorie moyen-courrier est considérée. À titre d'exemple, différentes sous-catégories sont étudiées :

- une architecture *narrow-body* conventionnelle (appelée "Turbofan"), qui correspond à l'ensemble du marché en 2020 ;
- une architecture régionale avec turbopropulseurs (appelée "Turboprop"), disponible en 2030 pour le moyen-courrier et qui représentera 30 % du marché à terme ;
- une architecture à hydrogène (appelée "Hydrogen"), disponible en 2035 pour le moyen-courrier et qui représentera 20 % du marché à terme.

Au sein de chaque sous-catégorie, il est supposé qu'un nouvel avion apparaît tous les 15 ans avec une durée de 20 ans pour remplacer 98 % de la flotte. Pour chaque avion, des valeurs illustratives sont considérées et indiquées dans le tableau 7.6. Il est supposé que les architectures régionales permettent d'améliorer l'efficacité en raison de l'utilisation de turbopropulseurs (au prix d'une vitesse et d'une charge marchande réduite), mais que celles à hydrogène sont moins efficaces notamment en raison du volume et de la masse des réservoirs. "Turbofan 1" et "Turbofan 2" représentent respectivement les avions représentatifs anciens et récents. Pour faire le lien avec la conception avion et la partie II, "Turbofan 3" pourrait être l'architecture BEITA étudiée dans le chapitre 5.

TABLE 7.6 Caractéristiques des futurs avions du scénario illustratif de l'approche *bottom-up*.

Avion	Mise sur le marché	Consommation énergétique par ASK relative
Turbofan 1	-	+31 %
Turbofan 2	-	Référence
Turbofan 3	2025	-15 %
Turbofan 4	2040	-30 %
Turboprop 1	2030	-25 %
Turboprop 2	2045	-40 %
Hydrogen	2035	+10 %

Ces différentes hypothèses permettent ainsi d'utiliser les modèles de renouvellement de flotte. Les résultats sont présentés sur la figure 7.9.

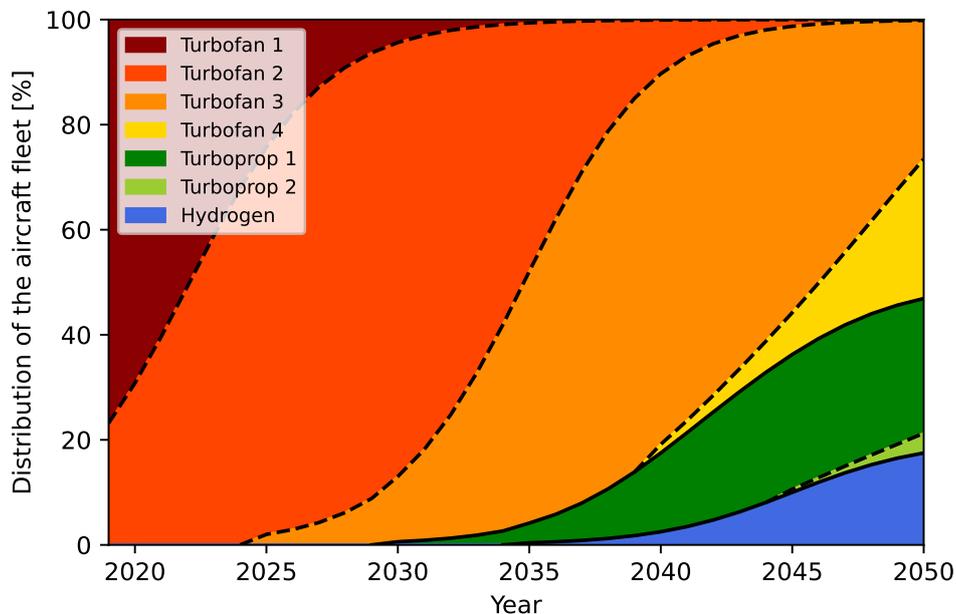


FIGURE 7.9 Évolution de la flotte d'avions du scénario illustratif de l'approche *bottom-up*.

L'équation (7.13) est alors utilisée pour tracer la figure 7.10. Les données historiques pour la catégorie moyen-courrier ont été obtenues à partir des données de l'ensemble du trafic, de sorte à retrouver une valeur d'environ 0,87 MJ/ASK en 2019. La ligne rouge correspond à l'évolution de l'efficacité énergétique par ASK de la flotte moyenne pour ce scénario illustratif dans le cadre de l'approche *bottom-up*.

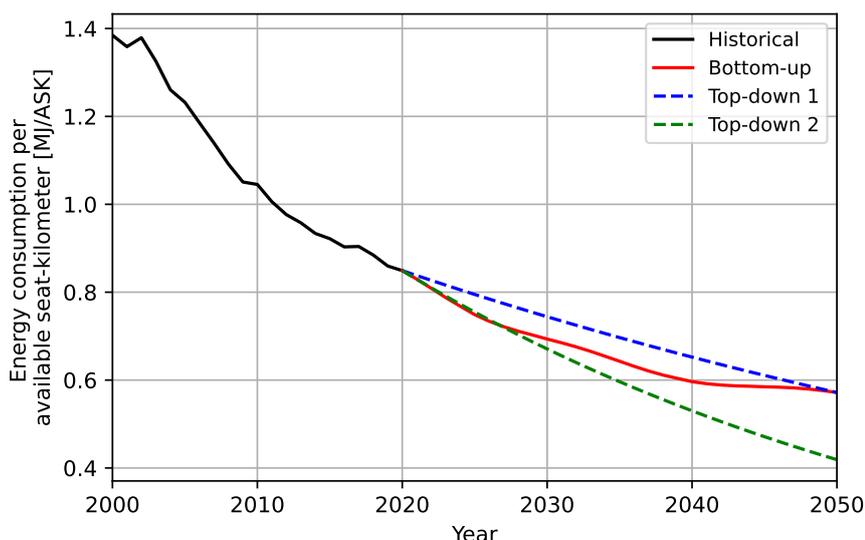


FIGURE 7.10 Scénario pour l'évolution de l'efficacité énergétique via l'approche *bottom-up*.

Pour comparaison, deux trajectoires ont été tracées en utilisant l'approche *top-down* définie précédemment. Pour la première trajectoire, le taux d'amélioration est fixé de sorte à obtenir une consommation énergétique par ASK en 2050 similaire à celle de l'approche *bottom-up*. Pour la seconde trajectoire, un scénario très ambitieux est considéré. En effet, le taux est défini de sorte à obtenir les caractéristiques de l'avion le plus efficace en 2050 pour l'ensemble de la flotte. Il est intéressant de noter les différences significatives entre les deux approches. L'approche *bottom-up* permet une modélisation plus fine de l'évolution de l'efficacité énergétique. Elle permet notamment de modéliser des pics de renouvellement ou l'impact de l'intégration d'architectures moins efficaces (comme celle à hydrogène). Ces différences impactent sensiblement la consommation cumulée d'énergie (ou les émissions cumulées) du secteur. Par exemple, en considérant une stagnation de l'ASK entre 2020 et 2050, la première trajectoire *top-down* entraînerait une augmentation de la consommation cumulée d'énergie de 6 % sur cette période par rapport à l'approche *bottom-up*. La seconde trajectoire *top-down* entraînerait quant à elle une baisse de la consommation cumulée de 8 %.

Pour terminer sur les modèles de renouvellement de flotte, différentes analyses ont été réalisées pour évaluer l'influence des différents paramètres des modèles. Ces dernières sont détaillées dans l'annexe E. Elles montrent notamment l'intérêt d'accélérer le renouvellement de la flotte ou d'introduire plus précocement des architectures plus efficaces.

7.3.4 Efficacité énergétique via les opérations et le taux de remplissage

L'objectif de cette section est de présenter la modélisation de l'évolution de l'efficacité énergétique de la flotte via deux autres solutions : les opérations et le taux de remplissage.

Opérations

L'amélioration des opérations concerne les phases au sol (roulage, attente...) et en vol (optimisation des trajectoires, gestion du trafic aérien, vols en formation...). Les gains potentiels en consommation de carburant estimés par les industriels vont de quelques pourcents à une dizaine de pourcents [28].

Concernant leur modélisation, il est complexe d'utiliser des données historiques puisqu'elles sont souvent confondues avec les données de consommation énergétique par siège et par kilomètre. Par conséquent, une approche basée sur des estimations de futurs gains est considérée en utilisant des fonctions logistiques (7.10) comme pour les modèles de renouvellement de flotte. Cette fois-ci, le paramètre A représente le gain de consommation réalisable. Le paramètre k correspond quant à lui à une vitesse d'implémentation de la mesure opérationnelle, alors que le paramètre x_0 permet de régler le timing de la mise en place. Pour modéliser plus finement l'amélioration des opérations, il est possible de superposer différentes sigmoïdes, par exemple lorsque les durées d'implémentation ou les dates de mise en service diffèrent.

Taux de remplissage

Pour modéliser l'évolution du taux de remplissage, une démarche similaire à l'approche *top-down* pour la consommation énergétique par ASK est utilisée. Les résultats sont récapitulés sur la figure 7.11.

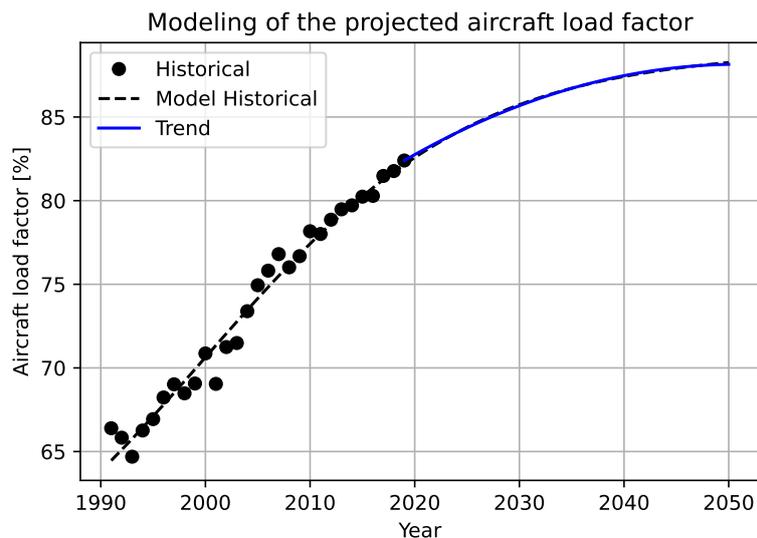


FIGURE 7.11 Modélisation de la projection tendancielle du taux de remplissage des avions.

Les données historiques sont modélisées à partir de la fonction donnée dans l'équation (7.14) pour l'année x . Les coefficients, donnés avec trois chiffres significatifs, ont été déterminés de sorte à minimiser l'erreur RMS entre les données historiques depuis 1991 et le modèle. Une valeur faible de $6,6 \cdot 10^{-5}$ est obtenue. Le modèle est alors utilisé pour obtenir une projection tendancielle du taux de remplissage. Il est intéressant de noter que le modèle converge vers un taux de remplissage de 89 %, valeur ambitieuse déjà atteinte par certaines compagnies aériennes.

$$f(x) = 52,3 + \frac{36,7}{1 + e^{-0,0776(x-2000)}} \quad (7.14)$$

La modélisation de la projection est quant à elle réalisée en utilisant une fonction polynomiale du second ordre en raison de sa simplicité. Le taux de remplissage tendanciel LF pour l'année x est alors modélisé en utilisant l'équation (7.15) avec les paramètres $a = -5,3 \cdot 10^{-3}$ et $b = 0,36$ (donnés avec deux chiffres significatifs). L'erreur RMS obtenue est alors de $5,3 \cdot 10^{-7}$.

$$LF(x) = a(x - 2019)^2 + b(x - 2019) + 82,4 \quad (7.15)$$

Des scénarios peuvent ainsi être définis comme pour la consommation énergétique par ASK. Pour cela, ce modèle est utilisé en modifiant les paramètres a et b de façon à obtenir le taux de remplissage souhaité en 2050.

7.3.5 Décarbonation de l'énergie via l'incorporation de carburants alternatifs

Le paramètre qui correspond à la décarbonation de l'énergie est le contenu en CO_2 de l'énergie CO_2/E . Son évolution s'appuie sur l'introduction de carburants alternatifs dans la flotte en remplacement du kérosène fossile. L'objectif est donc d'estimer le facteur d'émission des carburants alternatifs sur l'ensemble de leur cycle de vie. Ce dernier est exprimé en $\text{gCO}_2\text{-eq/MJ}_{\text{fuel}}$ mais les émissions seront directement assimilées à du CO_2 par simplification. Dans la suite, deux approches sont proposées. La première s'appuie sur une modélisation détaillée des carburants et de leur intégration dans la flotte. La seconde est une approche simplifiée basée sur un carburant alternatif représentatif.

Modélisation des carburants et de leur intégration dans la flotte

Dans un premier temps, l'objectif est d'estimer les principales caractéristiques des carburants alternatifs. Ces dernières sont obtenues par analyse statistique de données issues de la littérature scientifique. De nombreux vecteurs énergétiques alternatifs sont envisagés pour décarboner le carburant aéronautique [82]. Dans ces travaux, trois principales alternatives sont étudiées : les biocarburants, l'hydrogène et les électrocarburants. Les biocarburants et les électrocarburants sont des carburants *drop-in*, alors que l'hydrogène nécessite quant à lui des architectures avion spécifiques. La sélectivité des carburants *drop-in* lors de leur production n'est pas étudiée dans ces travaux.

Les biocarburants, aussi appelés BtL (*Biomass-to-Liquid*), sont des carburants issus de la biomasse. L'estimation de leur facteur d'émission est complexe [313]. Dans ces travaux, plusieurs biocarburants

représentatifs (non exhaustifs) ont été définis en fonction de la ressource et de la voie de production. Il est ensuite possible de définir un unique biocarburant représentatif en effectuant une pondération. Les ressources considérées dans ces travaux sont les déchets (déchets ménagers ou huiles de cuisson usagées), les résidus forestiers, les résidus agricoles, les cultures énergétiques dédiées (lignocellulose, matières à base de sucre et d'amidon ou huiles végétales) et les algues. En ce qui concerne les voies de production, les procédés HEFA (*Hydroprocessed Esters and Fatty Acids*), FT (Fischer-Tropsch) et ATJ (*Alcohol-to-Jet*) sont considérés. Toutes les voies et les ressources ne sont pas directement compatibles et la maturité de production industrielle des différents biocarburants diffère.

Les caractéristiques de ces biocarburants représentatifs sont estimées statistiquement de sorte à obtenir le premier quartile Q1, la médiane et le troisième quartile Q3. Les données utilisées sont issues de [91, 249, 307, 308, 314, 351] pour les facteurs d'émission, ainsi que de [76, 123, 167, 226, 233, 345] pour les autres données. Les facteurs d'émission sont donnés dans le tableau 7.7 et les rendements énergétiques dans le tableau 7.8. De plus, le procédé HEFA pour convertir l'huile en carburant nécessite l'ajout d'hydrogène. Une valeur médiane de $9 \text{ MJ}_{\text{H}_2}/\text{MJ}_{\text{fuel}}$ est utilisée.

TABLE 7.7 Facteurs d'émission en $\text{gCO}_2\text{-eq}/\text{MJ}_{\text{fuel}}$ pour les biocarburants représentatifs.

Voie de production	Ressource	Q1	Médiane	Q3
FT	Déchets municipaux	-	27,6	-
FT	Lignocellulose et résidus	0,3	7,7	12,6
ATJ	Matières à base de sucre et d'amidon	33,7	52,2	68,4
HEFA	Huiles végétales et algues	42,1	61	73,9
HEFA	Huiles de cuisson usagées	-	20,7	-

TABLE 7.8 Rendements énergétiques en $\text{MJ}_{\text{fuel}}/\text{MJ}_{\text{biomass}}$ pour les biocarburants représentatifs.

Voie de production	Q1	Médiane	Q3
FT	0,4	0,46	0,49
ATJ	0,31	0,48	0,58
HEFA – Biomasse vers huile	0,42	0,66	0,85
HEFA – Huile vers carburant	0,71	0,88	0,92

L'hydrogène peut quant à lui être produit de plusieurs manières. Dans ces travaux, cinq principales voies sont considérées. Les caractéristiques estimées sont issues d'une analyse statistique des données des références [8, 85, 146, 231, 296]. D'une part, sa production peut s'appuyer sur l'utilisation de ressources fossiles via le vaporeformage du méthane ou la gazéification du charbon. Il s'agit des deux moyens de production majoritairement utilisés à ce jour. Les valeurs médianes des facteurs d'émission de ces procédés sont respectivement de $100 \text{ gCO}_2\text{-eq}/\text{MJ}_{\text{H}_2}$ et de $192 \text{ gCO}_2\text{-eq}/\text{MJ}_{\text{H}_2}$. L'impact de ces procédés peut être réduit en utilisant des solutions de capture et stockage du carbone. Dans ce cas, les facteurs d'émission sont respectivement de $31 \text{ gCO}_2\text{-eq}/\text{MJ}_{\text{H}_2}$ et de $41 \text{ gCO}_2\text{-eq}/\text{MJ}_{\text{H}_2}$. D'autre part, l'hydrogène peut être produit à partir d'électricité via l'électrolyse de l'eau. Le facteur d'émission de cet hydrogène dépend alors du facteur d'émission du mix électrique et d'un rendement énergétique de

production ayant pour valeur médiane 0,59. Enfin, dans le cas d'une utilisation de l'hydrogène sous forme liquide, des pertes additionnelles doivent être prises en compte pour l'étape de liquéfaction.

Enfin, les électrocarburants, aussi appelés PtL (*Power-to-Liquid*), sont produits à partir d'électricité. Ils nécessitent de l'hydrogène (obtenu via électrolyse) et du CO₂ récupéré en sortie d'usine ou directement dans l'atmosphère. Dans ces travaux, le facteur d'émission de ce type de carburant est obtenu à partir du facteur d'émission du mix électrique et d'un rendement énergétique de 0,4 [326].

Dans un second temps, des modèles d'introduction dans la flotte sont utilisés pour les carburants *drop-in* (biocarburants et électrocarburants). Pour cela, des valeurs de référence pour les taux d'incorporation de ces carburants *drop-in* dans la flotte sont choisies (tous les 10 ans, tous les 5 ans...). Une interpolation avec des fonctions polynomiales (linéaires, quadratiques, cubiques) est ensuite réalisée pour déterminer les valeurs annuelles. Une application avec une interpolation quadratique, basée sur les objectifs de l'initiative ReFuelEU, est proposée sur la figure 7.12. La connaissance de ces taux d'incorporation et des facteurs d'émission des carburants *drop-in* permet ainsi de déterminer le taux de décarbonation de la flotte et donc le contenu en CO₂ de l'énergie moyenne utilisée par la flotte annuellement. En revanche, en ce qui concerne l'hydrogène, des modèles spécifiques via les modèles de renouvellement de flotte sont utilisés, mais le principe reste identique.

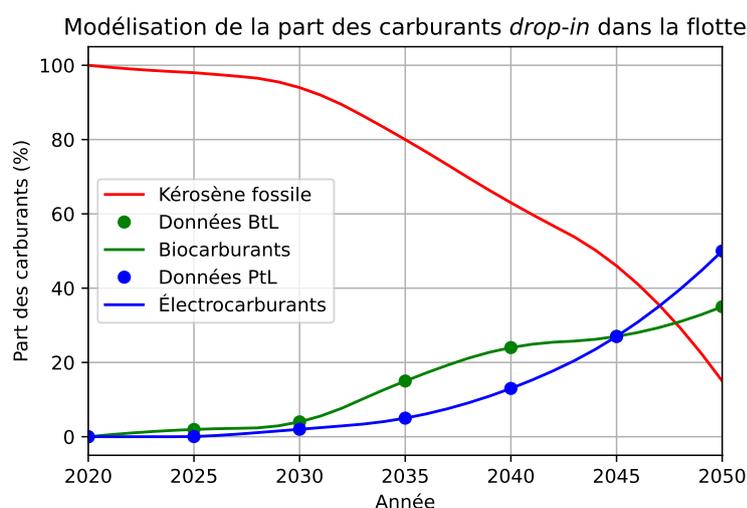


FIGURE 7.12 Exemple de scénario d'introduction de carburants *drop-in* dans la flotte.

Modélisation simplifiée

Une approche simplifiée est aussi possible. Dans cette dernière, un carburant alternatif moyen est considéré. L'inconvénient de cette approche est qu'elle ne permet pas de distinguer différents types de carburant, et notamment l'hydrogène qui nécessite des architectures spécifiques. De plus, elle ne permet pas de modéliser facilement l'évolution du facteur d'émission d'un carburant, notamment pour ceux à base d'électricité.

Préalablement, la notion de taux de décarbonation est introduite. Le taux de décarbonation d'un carburant est défini comme la réduction du contenu en CO_2 de ce dernier par rapport au kérosène fossile. Par exemple, en reprenant le facteur d'émission du kérosène fossile de $87,5 \text{ gCO}_2\text{-eq/MJ}$ (incluant les émissions directes et indirectes), un taux de décarbonation d'un carburant de 75 % signifie que son facteur d'émission vaut $21,9 \text{ gCO}_2\text{-eq/MJ}$. Plus généralement, on définit le taux de décarbonation de la flotte d'avions comme la réduction du contenu en CO_2 de l'énergie moyenne utilisée par cette dernière par rapport à celui d'une flotte similaire fonctionnant au kérosène fossile.

Dans cette approche, pour modéliser le taux de décarbonation de la flotte, des fonctions logistiques (7.10) sont utilisées. Cette fois-ci, le paramètre A représente le taux de décarbonation final de la flotte. Ce paramètre correspond au taux de décarbonation du carburant alternatif moyen considéré. Le paramètre k correspond quant à lui à une vitesse d'introduction des carburants alternatifs dans la flotte, alors que le paramètre x_0 permet de régler le timing de l'intégration.

7.3.6 Stratégies spécifiques aux effets non- CO_2

Plus globalement, des stratégies spécifiques aux effets non- CO_2 sont aussi modélisées. Dans ces travaux, seuls les principaux effets non- CO_2 (NO_x et traînées de condensation) sont étudiés.

Concernant les émissions de NO_x , leur réduction passe par la réduction de la consommation de carburant et/ou la baisse du facteur d'émission des NO_x . Des modèles similaires à ceux de l'efficacité énergétique via le renouvellement de flotte sont utilisés pour estimer le facteur d'émission des NO_x . L'équation (7.13) peut notamment être adaptée en remplaçant les consommations énergétiques E_i par les facteurs d'émission des NO_x par avion.

En ce qui concerne les traînées de condensation, de nombreuses stratégies sont étudiées [82]. Les stratégies opérationnelles, qui reposent sur la modification de trajectoires, sont prometteuses [106]. Ces stratégies pourraient être appliquées sur un nombre réduit de vol. En effet, une étude dans l'espace aérien du Japon montre que 2 % des vols sont responsables de 80 % des traînées de condensation [317]. Une autre possibilité est de modifier les émissions, notamment en réduisant la quantité de particules émises [219]. L'amélioration des moteurs [317] et l'utilisation de carburants alternatifs sont notamment envisagées [318]. Des études se concentrent alors sur la quantification des gains potentiels. Par exemple, la mise en place des stratégies opérationnelles, éventuellement couplées à des moteurs améliorés, pourrait permettre de réduire le forçage radiatif induit par les traînées de condensation de 20 % à plus de 90 %, pour des surconsommations de carburant marginales [203, 317]. Dans ces travaux, des modèles simplifiés, basés sur des fonctions logistiques (7.10) comme pour les modèles de renouvellement de flotte, sont utilisés pour modéliser la réduction du forçage radiatif induit par les traînées de condensation. Cette fois-ci, le paramètre A représente la réduction finale permise par les mesures adoptées. Le paramètre k correspond quant à lui à une vitesse d'implémentation des stratégies, alors que le paramètre x_0 permet de régler le timing de l'implémentation. En revanche, l'impact direct des carburants alternatifs, complexe à évaluer [197, 219], n'est pas directement considéré en raison de la faible maturité des quelques modèles présents dans la littérature [119, 161].

7.4 Évaluation de la durabilité environnementale des scénarios

Dans cette section, les méthodologies utilisées pour évaluer la durabilité environnementale des scénarios sont présentées. Dans ces travaux, seuls les enjeux climatiques et énergétiques sont considérés. En effet, la section 5.4.4 a permis de montrer que ces deux enjeux environnementaux sont les plus impactants pour le transport aérien.

7.4.1 Méthodologie pour les enjeux climatiques

Dans ces travaux, l'évaluation de la durabilité climatique s'appuie sur la notion de budget carbone, introduite dans la section 6.2.3 et utilisée dans d'autres travaux [347]. Les budgets carbone peuvent être directement comparés à des émissions cumulées pour vérifier le respect d'objectifs climatiques. Cette méthode, utilisable pour les émissions de CO₂, est par la suite étendue pour intégrer les effets non-CO₂.

Émissions de CO₂

Tout d'abord, un budget carbone brut mondial GCB est considéré. Pour rappel, il est défini comme la somme d'un budget carbone net et d'une capacité de CDR (afforestation, BECCS, DACCS...). Il est supposé que ce budget sera entièrement consommé à horizon 2100. Cette contrainte est exprimée dans l'équation (7.16) via des émissions cumulées, en considérant des émissions $E_{CO_2,k}$ pour l'année k à partir de 2020.

$$GCB = \sum_{k=2020}^{2100} E_{CO_2,k} \quad (7.16)$$

Une infinité de trajectoires pour les émissions de CO₂ permettent de satisfaire cette contrainte. Dans la suite, un modèle simplifié de décroissance des émissions à un taux annuel fixe x est considéré. L'équation (7.16) peut alors être écrite sous la forme de l'équation (7.17). Il s'agit d'une série géométrique qui peut alors être exprimée plus simplement. Cette équation peut ainsi être résolue de façon implicite pour déterminer le taux annuel de décroissance des émissions x .

$$GCB = \sum_{k=2020}^{2100} E_{CO_2,2019} (1-x)^{k-2019} = E_{CO_2,2019} \frac{(1-x) - (1-x)^{82}}{x} \quad (7.17)$$

Comme expliqué dans la section 7.2, le périmètre d'étude des scénarios est limité à 2050. Par conséquent, l'équation (7.18) est utilisée pour déterminer le budget carbone brut mondial corrigé à horizon 2050 GCB_c .

$$GCB_c = E_{CO_2,2019} \frac{(1-x) - (1-x)^{32}}{x} \quad (7.18)$$

Enfin, il est nécessaire d'attribuer une part de ce budget carbone à l'aviation. Ainsi, le budget carbone pour l'aviation (à horizon 2050) GCB_A est calculé à l'aide de l'équation (7.19) via une part allouée F .

$$GCB_A = F GCB_c \quad (7.19)$$

Le choix de la part allouée au secteur aérien est d'ordre politique et peut faire intervenir de multiples critères (techniques, économiques, sociétaux...). Des discussions sur cette allocation sont proposées dans [82]. Une valeur de référence intéressante est celle de la contribution récente de l'aviation aux émissions de CO_2 . Par exemple, il s'agit de 2,6 % sur le périmètre de l'aviation commerciale en considérant les émissions globales de CO_2 (voir section 7.2). Cette valeur peut être interprétée comme la part qui serait allouée au secteur aérien dans le cadre d'une approche non différenciée où tous les secteurs d'activité réduiraient leurs émissions à la même vitesse. Des allocations inférieures ou supérieures à cette valeur peuvent aussi être considérées. Néanmoins, l'attribution d'une part plus grande nécessite mécaniquement que d'autres secteurs réduisent leurs émissions plus rapidement que la moyenne pour respecter le budget carbone mondial fixé. Ce type d'arbitrage peut nécessiter des approches multisectorielles, comme par exemple proposé dans [280]. Dans ce scénario, les émissions cumulées directes de CO_2 de l'aviation représenteraient 3,4 % du budget carbone considéré de 1055 Gt CO_2 sur la période 2011–2050.

Une application est par exemple donnée pour les budgets carbone médians issus du rapport spécial du GIEC sur les conséquences d'un réchauffement planétaire de 1,5°C [202]. Ces budgets carbone diffèrent légèrement des budgets carbone donnés dans le tableau 6.1. En corrigeant les budgets avec les émissions passées et les rétroactions climatiques (de l'ordre de 100 Gt CO_2), les budgets carbone nets à partir de 2020 pour +1,5°C et +2°C sont respectivement de 395 Gt CO_2 et de 1315 Gt CO_2 . Sans prendre en compte de CDR, les budgets carbone bruts corrigés à horizon 2050 sont alors respectivement de 379 Gt CO_2 et de 865 Gt CO_2 . Enfin, en allouant par exemple la part de référence de 2,6 % au secteur aérien (valeur arrondie de 2,635 %), les budgets carbone pour l'aviation sont respectivement de 10,0 Gt CO_2 et de 22,8 Gt CO_2 .

Par conséquent, la durabilité climatique d'un scénario (concernant les émissions de CO_2) peut être évaluée en comparant les émissions cumulées de CO_2 avec le budget carbone alloué pour l'aviation. Si les émissions cumulées sont inférieures ou égales au budget carbone, l'objectif climatique est atteint.

Intégration des effets non- CO_2

L'approche précédente est étendue aux effets non- CO_2 . Des budgets carbone dits équivalents sont alors calculés. Pour cela, l'équation (6.4) est utilisée en supprimant le terme correspondant aux effets non- CO_2 . Par conséquent, le budget carbone brut mondial équivalent $EGCB$ est calculé via l'équation (7.20). La valeur du TCRE dépend du centile considéré comme expliqué dans la section 6.2.3. Le terme T_{non-CO_2} dépend quant à lui de l'objectif en température considéré. Il est par exemple égal à 0,1°C pour un objectif de +1,5°C et à 0,2°C pour +2°C [261].

$$EGCB = GCB + \frac{T_{non-CO_2}}{TCRE} \quad (7.20)$$

La même démarche que celle pour les émissions de CO₂ est ensuite utilisée pour définir un budget carbone équivalent pour l'aviation. Des règles d'allocation doivent également être définies. La valeur de référence considérée cette fois-ci est 5,1 %, sur le périmètre de l'aviation commerciale, sur une période récente et en incluant les émissions globales de CO₂ et les effets non-CO₂ (voir section 7.2).

Par conséquent, comme précédemment, la durabilité climatique d'un scénario (pour l'ensemble des effets) peut être évaluée en comparant les émissions équivalentes cumulées avec le budget carbone équivalent calculé pour l'aviation. Les émissions équivalentes sont calculées en utilisant la métrique climatique GWP* introduite dans la section 6.2.2. Pour cela, l'équation (7.21) permet d'estimer les émissions équivalentes des différents effets non-CO₂. Il s'agit d'une réécriture de l'équation (6.3) basée sur des hypothèses issues de [18, 177], avec notamment $r = 1$ et $s = 0$. Les émissions équivalentes cumulées totales sont ainsi la somme des émissions cumulées de CO₂ et de la somme de ces émissions équivalentes annuelles pour chaque effet non-CO₂ de 2020 à 2050.

$$E_{CO_2-we} = \frac{\Delta F}{\Delta t} \frac{H}{AGWP_H} \quad (7.21)$$

avec E_{CO_2-we} les émissions équivalentes pour une année donnée d'un effet non-CO₂, ΔF la variation correspondante de l'ERF (lissée sur 5 ans pour mieux représenter les tendances globales) sur une période Δt de 20 ans, un horizon temporel H de 100 ans et $AGWP_H = 88 \text{ an.mW/m}^2/\text{GtCO}_2$ le potentiel de réchauffement global absolu du CO₂ sur 100 ans.

Cette approche permet de conserver une méthodologie similaire à celle utilisée pour les émissions de CO₂. Elle s'appuie donc sur la comptabilité d'émissions. Ces émissions équivalentes peuvent aussi être converties en impact sur la température à l'aide du coefficient TCRE ou de modèles climatiques. Cela revient alors à procéder à une comparaison directe avec des objectifs en température, comme réalisé dans [119, 161].

7.4.2 Méthodologie pour les enjeux énergétiques

L'évaluation de la durabilité énergétique s'appuie quant à elle sur une approche voisine de celle présentée pour les enjeux climatiques. Cette fois-ci, plutôt que de comparer des émissions cumulées à des budgets carbone, les consommations énergétiques d'un scénario sont comparées à des budgets en ressources énergétiques disponibles. Seules les ressources énergétiques liées à la biomasse et à l'électricité, identifiées dans la section 7.3, sont étudiées dans ces travaux. Pour simplifier les comparaisons, les disponibilités sont vérifiées en 2050. Une approche plus exhaustive consisterait en la vérification des disponibilités en ressources énergétiques de façon annuelle.

De la même façon que pour les budgets carbone, une allocation (d'ordre politique) des ressources énergétiques pour l'aviation est supposée. Le choix d'une valeur de référence peut par exemple s'appuyer sur la contribution du secteur dans la consommation énergétique mondiale (de l'ordre de 2 à 3 %, voir chapitre 1). Ainsi, un scénario pourra être considéré comme durable d'un point de

vue énergétique si la consommation de ressources énergétiques en 2050 ne dépasse pas le budget en ressources énergétiques considéré.

Disponibilité de la biomasse

L'estimation de la biomasse disponible au niveau mondial est complexe et dépend de plusieurs critères. Dans ces travaux, une analyse statistiques des données de l'IRENA (*International Renewable ENergy Agency*) est réalisée [143]. Les catégories de ressources données dans la section 7.3 sont utilisées. Les résultats sont donnés dans le tableau 7.9. La valeur basse et la valeur haute sont déterminées de sorte à exclure les valeurs extrêmes (*outliers*).

TABLE 7.9 Scénarios de disponibilité mondiale de la biomasse en EJ à horizon 2050.

Ressources	Valeur basse	Q1	Médiane	Q3	Valeur haute
Déchets	9	10	12	20	27
Résidus agricoles	10	30	57	103	204
Résidus forestiers	5	15	17	39	59
Cultures énergétiques	8	37	63	109	217
Algues	5	8	15	31	50
Total	37	100	164	302	557

Les estimations du tableau 7.9 sont affinées à l'aide d'une analyse des références [306, 308] pour obtenir des résultats détaillés pour différentes ressources. Concernant les déchets, les huiles de cuisson usagées représentent un gisement de l'ordre de 1 EJ, le reste étant des déchets ménagers. Les cultures énergétiques sont quant à elle divisées en 63 % de lignocellulose, 9 % d'huiles végétales et 28 % de matières à base de sucre ou d'amidon.

Les résultats obtenus sont cohérents avec [301] qui conclut à des estimations probables inférieures à 300 EJ. De même, les résultats par type de ressource sont du même ordre de grandeur que ceux donnés dans [226].

Disponibilité de l'électricité

Concernant l'électricité au niveau mondial, l'estimation est aussi complexe en raison de facteurs techniques, économiques ou politiques. De multiples scénarios de disponibilité sont proposés par des acteurs académiques, industriels et institutionnels. Plusieurs scénarios sont ainsi représentés sur la figure 7.13, avec l'estimation de la disponibilité mais aussi du facteur d'émission du mix électrique. Il est intéressant de noter le point de référence en 2019 et la grande dispersion des scénarios. En revanche, tous les scénarios prévoient une augmentation de la production électrique et une baisse du facteur d'émission. Pour comparaison, les facteurs d'émission au niveau mondial pour les moyens de production bas-carbone sont inférieurs à 50 gCO₂-eq/kWh, avec des valeurs de l'ordre de 10 gCO₂-eq/kWh pour l'éolien ou le nucléaire [310]. Dans le cadre de ces travaux, le budget en ressources énergétiques d'électricité s'appuie donc sur ces différentes estimations.

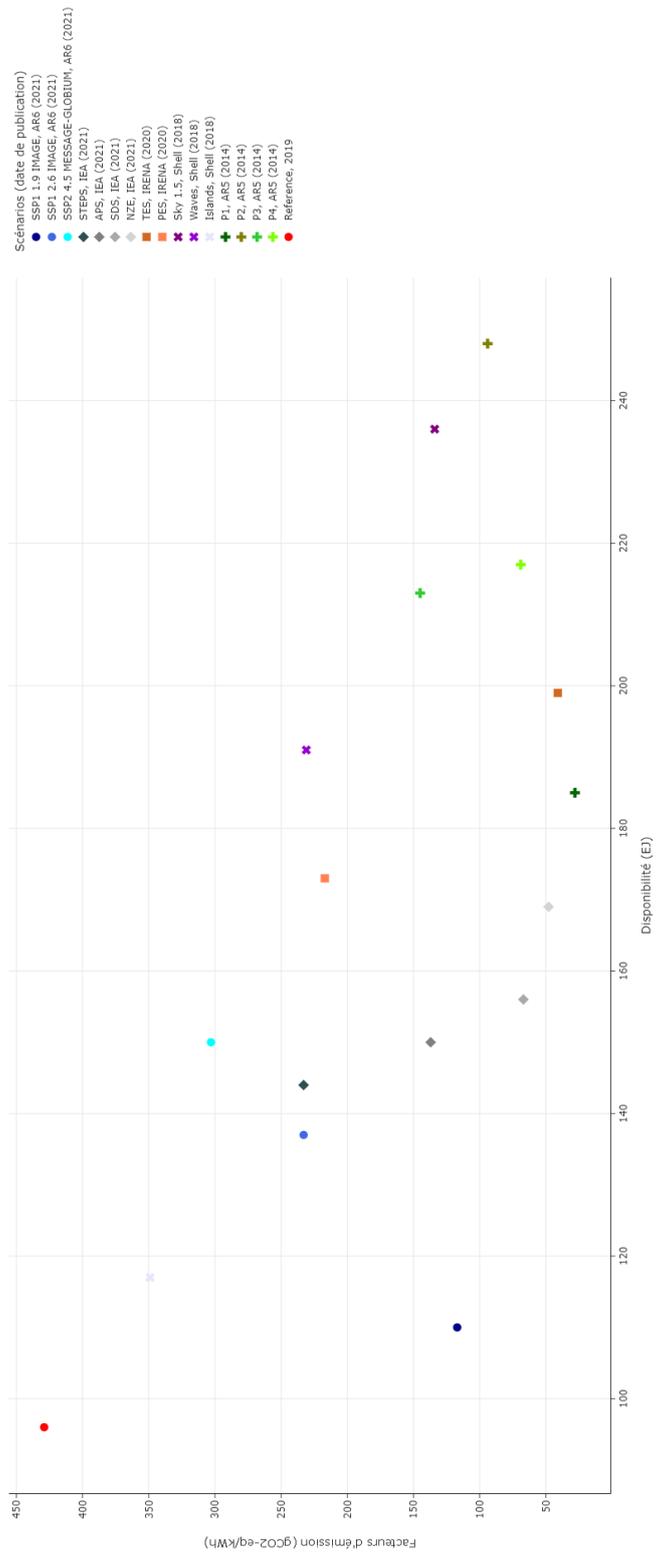


FIGURE 7.13 Scénarios de production électrique mondiale à horizon 2050.

7.5 Applications à l'analyse de scénarios durables pour l'aviation

L'objectif de cette section est de présenter quelques applications possibles aux modèles et aux méthodes détaillés dans ce chapitre. Pour cela, l'outil CAST introduit dans la section 7.2 est utilisé. Pour les applications de cette section, le périmètre d'étude inclut les émissions directes et indirectes de CO₂ pour faciliter la prise en compte des carburants alternatifs. Les applications présentées dans la suite ont notamment permis d'alimenter différentes publications scientifiques [82, 241].

7.5.1 Exemple de simulation et d'évaluation d'un scénario illustratif

Un exemple de simulation et d'analyse d'un scénario illustratif est présenté dans la suite. Des applications similaires peuvent aussi être réalisées pour reconstituer des scénarios proposés par des acteurs académiques, industriels ou institutionnels.

Simulation du scénario illustratif

Les modèles de la section 7.3 sont utilisés pour modéliser un scénario illustratif. Pour l'amélioration de l'efficacité énergétique via le renouvellement de flotte, l'approche *top-down* est utilisée par simplicité. Pour la décarbonation de l'énergie, une modélisation par carburant est adoptée en utilisant des interpolations linéaires et quadratiques. L'hydrogène est quant à lui modélisé à part à l'aide de modèles basés sur les fonctions logistiques.

Le scénario illustratif comprend plusieurs hypothèses. Il est supposé que la croissance annuelle du trafic aérien est de 3 % pour toutes les catégories d'avions. L'impact de l'épidémie Covid-19 est pris en compte, en supposant que le trafic aérien retrouve son niveau de 2019 en 2024. Ces hypothèses sur l'évolution du trafic sont proches des projections industrielles et institutionnelles. Une amélioration annuelle de l'efficacité énergétique de 1,5 % est considérée, soit une baisse moyenne de 36 % de la consommation énergétique par ASK pour la flotte à horizon 2050 par rapport à 2020. De plus, un avion à hydrogène est introduit dans la flotte du court-courrier à partir de 2035, pour représenter à terme la moitié de ce marché. Ensuite, des gains opérationnels optimistes de 12% à horizon 2050 sont considérés et le taux de remplissage moyen évolue de manière tendancielle de sorte à atteindre 89 % en 2050. En ce qui concerne les carburants alternatifs *drop-in*, les objectifs d'introduction de ReFuelEU sont supposés. Enfin, aucune stratégie spécifique aux effets non-CO₂ n'est mise en place.

La modélisation des carburants alternatifs nécessite aussi des hypothèses concernant les voies de production. Pour les biocarburants, il est supposé que les voies HEFA sont utilisées à court terme en raison de leur plus grande maturité industrielle. Les voies FT sont ensuite privilégiées en raison de leur plus faible facteur d'émission, de sorte à représenter 80 % des biocarburants en 2050. La voie ATJ, plus émettrice, n'est en revanche pas considérée. Ensuite, il est considéré que la production d'hydrogène, actuellement basée sur l'utilisation de gaz et de charbon, se décarbone au fil des années, en s'appuyant majoritairement sur l'électrolyse de l'eau en 2050. Enfin, un rythme soutenu de décarbonation de l'électricité est considéré de sorte à atteindre un facteur d'émission moyen de 20 gCO₂-eq/kWh en 2050.

Ces différentes hypothèses permettent de modéliser le scénario illustratif. La figure 7.14 représente les émissions annuelles de CO₂ de l'aviation dans ce scénario. Ce scénario permettrait de réduire les émissions de CO₂ de 71 % en 2050 par rapport à 2019. En revanche, en conservant la flotte actuelle avec l'augmentation prévue du trafic aérien, les émissions du secteur auraient plus que doublé. L'impact des différents leviers est aussi représenté via les zones colorées. L'amélioration de l'efficacité énergétique est surtout due au renouvellement de la flotte (jaune). La décarbonation de l'énergie (vert) a un fort potentiel mais son apparition est plus tardive en raison des contraintes de déploiement des vecteurs énergétiques alternatifs.

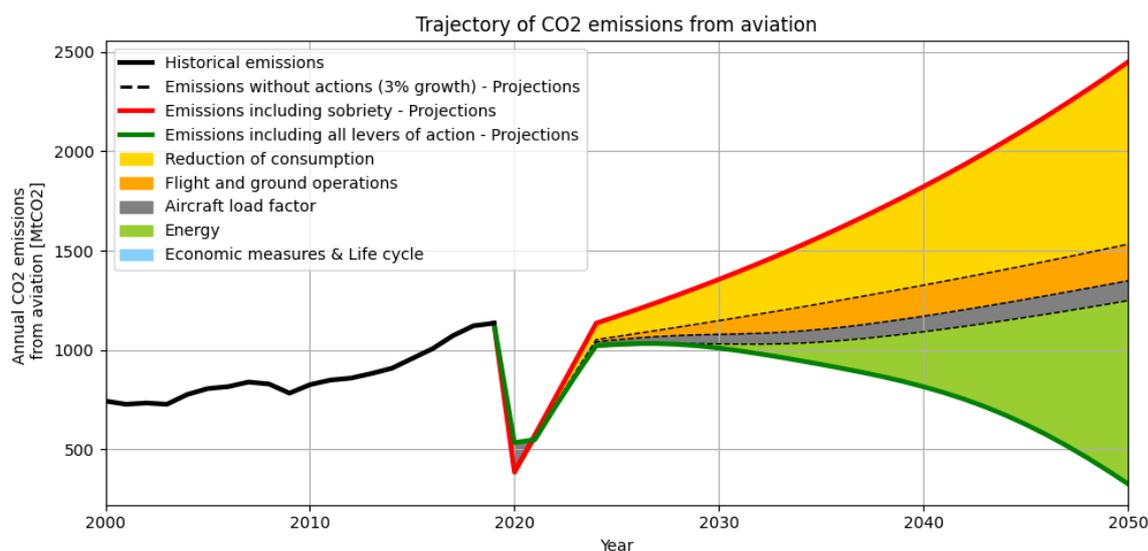


FIGURE 7.14 Évolution des émissions annuelles de CO₂ pour le scénario illustratif.

Plus globalement, la figure 7.15 donne l'évolution de l'ERF de l'aviation en décomposant les différents effets climatiques. Ce scénario entraînerait une multiplication par deux de l'ERF total de l'aviation entre 2019 et 2050. Il est intéressant de noter l'augmentation de l'ERF dû aux émissions de CO₂ malgré la baisse des émissions annuelles. En effet, les émissions de CO₂ ont un effet cumulatif. Néanmoins, une inflexion est visible, au contraire de l'ERF dû aux traînées de condensation qui augmenterait significativement en raison de l'augmentation du trafic et de l'absence de stratégies spécifiques. De plus, l'impact des aérosols diminuerait en raison de l'utilisation de carburants alternatifs au kérosène fossile.

Enfin, de nombreuses études supplémentaires peuvent être menées. Par exemple, l'étude des facteurs d'émission des carburants alternatifs est présentée sur la figure 7.16. L'intensité carbone des différents carburants alternatifs décroîtrait au cours du temps en raison des changements de voies de production et de la décarbonation du mix électrique. Néanmoins, dans ce scénario, l'hydrogène et les électrocarburants ne deviendraient plus intéressants que le kérosène fossile qu'après 2030. Par conséquent, leur utilisation plus précoce dans ces conditions de production augmenterait paradoxalement les émissions de CO₂ de l'aviation.

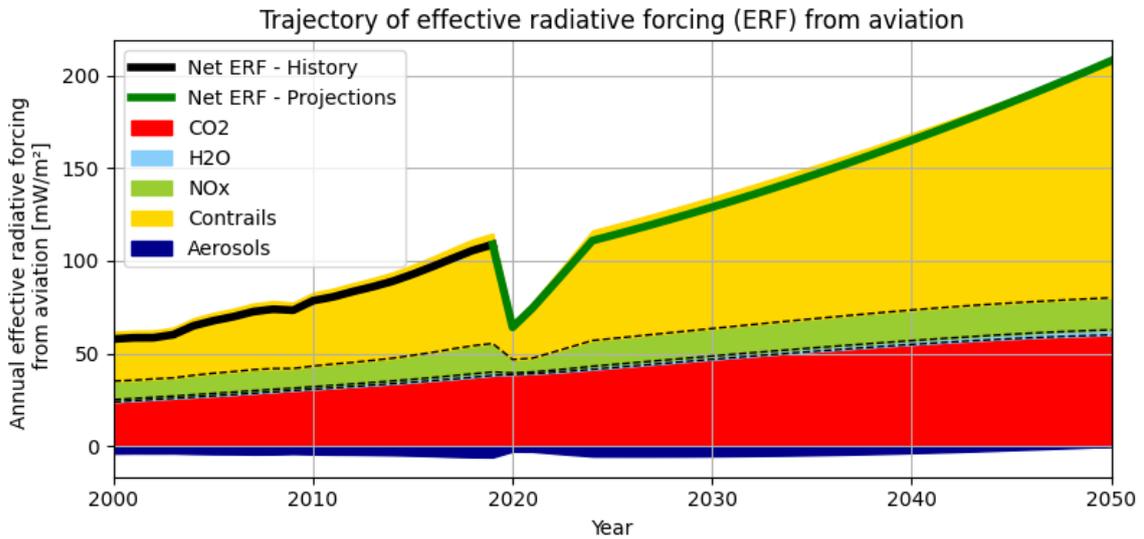


FIGURE 7.15 Évolution de l'ERF de l'aviation pour le scénario illustratif.

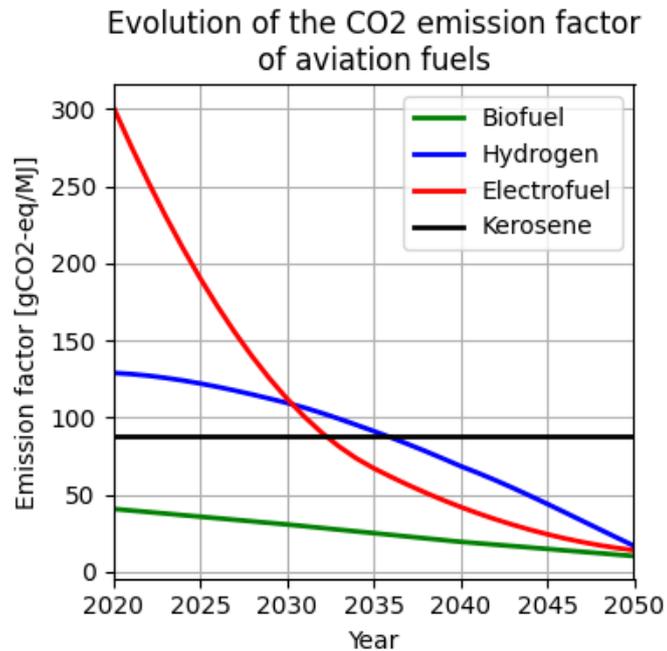


FIGURE 7.16 Évolution du facteur d'émission des carburants alternatifs pour le scénario illustratif.

Évaluation de la durabilité du scénario illustratif

Les modèles de la section 7.4 sont utilisés pour évaluer la durabilité environnementale du scénario. Différents paramètres pour l'évaluation de la durabilité du scénario sont définis. Un objectif climatique de $+1,8^{\circ}\text{C}$ avec 67 % de chances de réussite est considéré comme dans [281]. Cela correspond à un budget carbone net de 850 GtCO_2 en utilisant le tableau 6.1. Une capacité cumulée de CDR d'ici 2100 de 280 GtCO_2 est supposée. Concernant les ressources énergétiques, les estimations médianes de la section 7.4 sont utilisées pour la biomasse, soit 164 EJ au total. Une disponibilité optimiste de 250 EJ est considérée pour l'électricité. Enfin, des règles d'allocation sont supposées pour comparaison. Pour les enjeux climatiques, une allocation non différenciée est utilisée : 2,6 % du budget carbone mondial et 5,1 % du budget carbone équivalent mondial sont donc alloués à l'aviation. Pour les ressources énergétiques, des allocations arbitraires de 7 % de la biomasse et de l'électricité disponibles sont choisies à titre illustratif.

Le scénario illustratif peut ainsi être évalué. Par exemple, la figure 7.17 permet d'évaluer la durabilité climatique du scénario en se focalisant sur les émissions de CO_2 . Les émissions cumulées de CO_2 de ce scénario s'élèveraient à $24,8 \text{ GtCO}_2$, ce qui représenterait 3,1 % du budget carbone brut mondial à horizon 2050. Pour comparaison, le budget carbone alloué à l'aviation avec les hypothèses précédentes serait de $20,7 \text{ GtCO}_2$. Les émissions cumulées seraient donc supérieures au budget carbone alloué à l'aviation. Avec la méthodologie utilisée, cela signifie donc que le scénario serait considéré comme non durable. Pour rendre ce scénario durable en ce qui concerne ses émissions de CO_2 , plusieurs possibilités sont alors envisageables :

- développer encore plus fortement les leviers d'action techniques (efficacité ou carburants alternatifs) ;
- réduire le taux de croissance du trafic aérien, ce qui entraînerait une hausse plus limitée voire une baisse de son niveau : avec cette solution, un taux de croissance annuel de 1,0 % permettrait de respecter le budget carbone défini ;
- augmenter le budget carbone alloué à l'aviation : avec cette solution, une allocation de 3,1 % du budget carbone mondial serait nécessaire.

Une analyse similaire est aussi réalisée sur l'impact climatique total (effets CO_2 et non- CO_2) à l'aide des émissions équivalentes. Les émissions équivalentes cumulées du scénario s'élèveraient à $100 \text{ GtCO}_2\text{-we}$, alors que le budget carbone équivalent alloué à l'aviation serait de $56 \text{ GtCO}_2\text{-we}$. Entre 2020 et 2050, ce scénario entraînerait ainsi une augmentation de la température planétaire moyenne de $0,045^{\circ}\text{C}$ en utilisant la valeur médiane du coefficient TCRE. Cela correspondrait à 7,5 % de l'écart entre l'élévation actuelle de température ($+1,2^{\circ}\text{C}$) et celle visée dans ce scénario ($+1,8^{\circ}\text{C}$). Ce dépassement significatif s'explique notamment en raison de l'augmentation du trafic aérien et de l'absence de mesures spécifiques contre les traînées de condensation.

Concernant les aspects énergétiques, l'aviation consommerait dans ce scénario 16 EJ de carburants aéronautiques en 2050, dont 2,1 EJ de kérosène fossile (contre 13 EJ en 2019). La production des autres carburants nécessiterait l'utilisation de ressources énergétiques. La consommation de biomasse

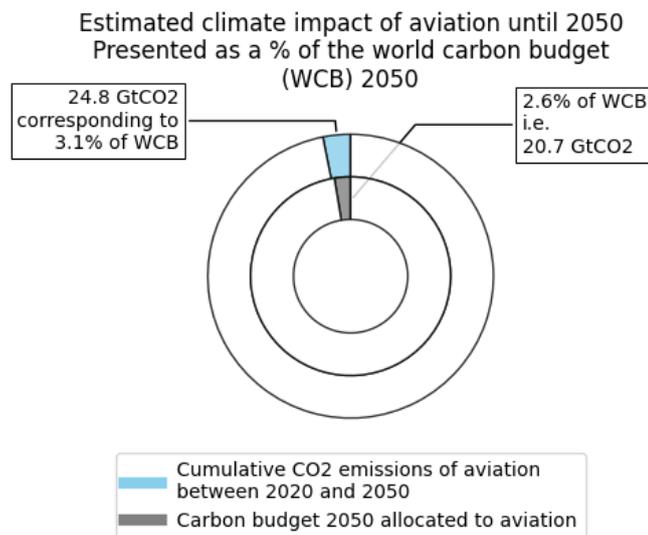


FIGURE 7.17 Analyse climatique du scénario illustratif pour les émissions de CO₂.

de ce scénario s'élèverait ainsi à 9,6 EJ en 2050. Cela représenterait moins de 6 % de la biomasse mondiale disponible, soit moins que l'allocation supposée dans ce scénario. En revanche, ce scénario entraînerait une consommation d'électricité de 22 EJ en 2050, ce qui dépasserait la quantité allouée à l'aviation avec les hypothèses choisies. De façon générale, l'utilisation de carburants alternatifs pourrait entraîner une hausse de la consommation énergétique totale de l'aviation en considérant les ressources énergétiques nécessaires pour les produire. La disponibilité des ressources énergétiques est donc un enjeu majeur pour la transition du secteur aérien.

7.5.2 Analyse climatique de scénarios représentatifs

L'analyse du scénario illustratif précédent a montré que de nombreux paramètres influencent la durabilité d'un scénario pour l'aviation. Dans cette section, l'objectif est d'étudier l'influence de certains paramètres clés sur la durabilité des scénarios. Pour cela, trois scénarios représentatifs pour les leviers d'action techniques sont considérés et présentés dans la suite. Des analyses sont alors effectuées, notamment sur l'évolution du trafic aérien et le budget carbone alloué à l'aviation, afin de fournir des résultats globaux sur la transition climatique du secteur aérien.

L'analyse de ces scénarios se concentre sur les enjeux climatiques. Les limites en disponibilité des ressources énergétiques ne sont pas considérées dans cette étude. Dans un premier temps, les analyses de cette section se limitent aux budgets carbone médians donnés dans la section 7.4 pour +1,5°C et +2°C, sans considérer l'utilisation de CDR.

Description des scénarios représentatifs

Les modèles de la section 7.3 sont à nouveau utilisés pour modéliser des scénarios représentatifs. Pour l'amélioration de l'efficacité énergétique via le renouvellement de flotte, l'approche *top-down* est utilisée par simplicité. Pour la décarbonation de l'énergie, l'approche simplifiée est adoptée. Elle est basée sur la modélisation de l'évolution du taux de décarbonation de la flotte en supposant un taux de décarbonation moyen des carburants bas-carbone de 75 %, cohérent avec les données pour les carburants alternatifs de la section 7.3.

Trois scénarios pour les leviers d'action techniques, plus ou moins ambitieux, sont considérés. Ils ont été définis en compilant des données académiques, industrielles et institutionnelles [93, 139, 244, 251]. L'intérêt d'établir plusieurs scénarios tient au fait que les améliorations techniques futures sont incertaines. Ces scénarios représentatifs permettent donc de fournir des plages de variation envisageables, bien que d'autres valeurs puissent finalement être atteintes, par exemple sur les gains d'efficacité énergétique et sur les taux de décarbonation de la flotte.

1. Scénario tendanciel sans décarbonation du carburant : amélioration tendancielle du taux de remplissage et de l'efficacité énergétique prenant en compte un ralentissement à cause de limites technologiques, pas d'amélioration des opérations ni d'utilisation de carburants bas-carbone ;
2. Scénario tendanciel avec décarbonation partielle du carburant : amélioration tendancielle du taux de remplissage et de l'efficacité énergétique prenant en compte un ralentissement à cause de limites technologiques, amélioration des opérations et utilisation de carburants bas-carbone pour la moitié de la flotte à horizon 2050 ;
3. Scénario en rupture technologique avec décarbonation totale du carburant : ruptures technologiques pour l'efficacité énergétique, amélioration importante du taux de remplissage et des opérations et utilisation de carburants bas-carbone pour l'ensemble de la flotte à horizon 2050.

Les principales hypothèses de ces scénarios sont résumées et décrites de manière quantitative dans le tableau 7.10. Au niveau de l'efficacité énergétique, le scénario 1 permet une réduction de la consommation énergétique par RPK de 32 % entre 2019 et 2050. Les scénarios 2 et 3 permettent quant à eux une réduction de respectivement 37 % et 50 %.

Ces hypothèses permettent de déterminer le facteur d'émission global de la flotte. Plus le facteur d'émission est bas, plus le scénario est ambitieux techniquement. À titre de comparaison, pour la flotte mondiale, le facteur d'émission moyen en 2019 était de 131 gCO₂-eq/RPK. Les avions de dernière génération ont quant à eux des facteurs d'émission moyens inférieurs à 100 gCO₂-eq/RPK, et même moins de 60 gCO₂-eq/RPK sur certaines missions spécifiques.

Une fois les hypothèses techniques fixées, seules deux caractéristiques non techniques restent à définir. Il s'agit de l'évolution du trafic aérien et du budget carbone alloué au secteur. L'évolution du trafic aérien est modélisée simplement en choisissant un taux de croissance annuel moyen, commun à l'ensemble des catégories. Le budget carbone alloué au secteur est quant à lui modélisé via une part allouée. Des analyses sont réalisées dans la suite en considérant ces paramètres comme des variables.

TABLE 7.10 Principales hypothèses techniques pour les trois scénarios représentatifs.

Scénario	1	2	3
Amélioration annuelle de l'efficacité énergétique entre 2020 et 2050	1 %	1 %	1,5 %
Taux de remplissage moyen en 2050	89 %	89 %	92 %
Réduction de consommation via les opérations en 2050 par rapport à 2020	0 %	8 %	12 %
Taux de décarbonation de la flotte en 2050	0 %	37,5 %	75 %
Facteur d'émission en 2050 [gCO ₂ -eq/RPK]	89	52	17

Analyse des scénarios – Effets CO₂

Les scénarios sont tout d'abord analysés en se focalisant sur les émissions de CO₂ pour des objectifs climatiques de +1,5°C et +2°C. Deux approches sont alors proposées. Dans la première approche, le taux de croissance du trafic aérien est fixé à 3 % par an. La part du budget carbone mondial à allouer à l'aviation est alors déterminée de sorte à ce que les émissions cumulées du scénario soient égales au budget carbone alloué à l'aviation. Dans la seconde approche, le raisonnement est inversé. Une allocation non différenciée de 2,6 % du budget carbone mondial est supposée, ce qui permet de déterminer le taux de croissance durable associé.

Les résultats obtenus sont synthétisés dans le tableau 7.11. Pour +1,5°C, tous les scénarios nécessitent une allocation du budget carbone supérieure à 6 %. Pour respecter une allocation de 2,6 %, un décroissance importante du trafic aérien est alors nécessaire. Pour +2°C, les résultats sont plus nuancés. En effet, le scénario 2 permettrait de maintenir le niveau de trafic actuel alors que le scénario 3 permettrait une croissance du trafic proche de 3 % par an. En revanche, le scénario 1 nécessiterait quant à lui une baisse du trafic aérien. De façon générale, les scénarios techniques les plus ambitieux permettent d'obtenir des taux de croissance plus importants. Ce bénéfice peut être mesuré. Par exemple, dans le cas d'une croissance annuelle du trafic aérien de 3 %, les émissions cumulées des scénarios 1 et 3 sont respectivement de 38,8 GtCO₂ et de 22,8 GtCO₂, soit une différence de 41 %.

Analyse des scénarios – Effets CO₂ et non-CO₂

Les scénarios sont ensuite analysés en incluant les effets non-CO₂ pour l'évaluation de la durabilité climatique. Les taux de croissance obtenus précédemment pour respecter une allocation non différenciée pour l'aviation du budget carbone mondial pour +2°C sont utilisés. Aucune stratégie spécifique aux effets non-CO₂ n'est intégrée dans un premier temps.

Les émissions équivalentes cumulées des différents scénarios sont de 26,8 GtCO₂-we pour le scénario 1, de 44,6 GtCO₂-we pour le scénario 2 et de 91,3 GtCO₂-we pour les scénario 3. Pour comparaison, un budget carbone équivalent pour l'aviation de 50,2 GtCO₂-we est obtenu avec une

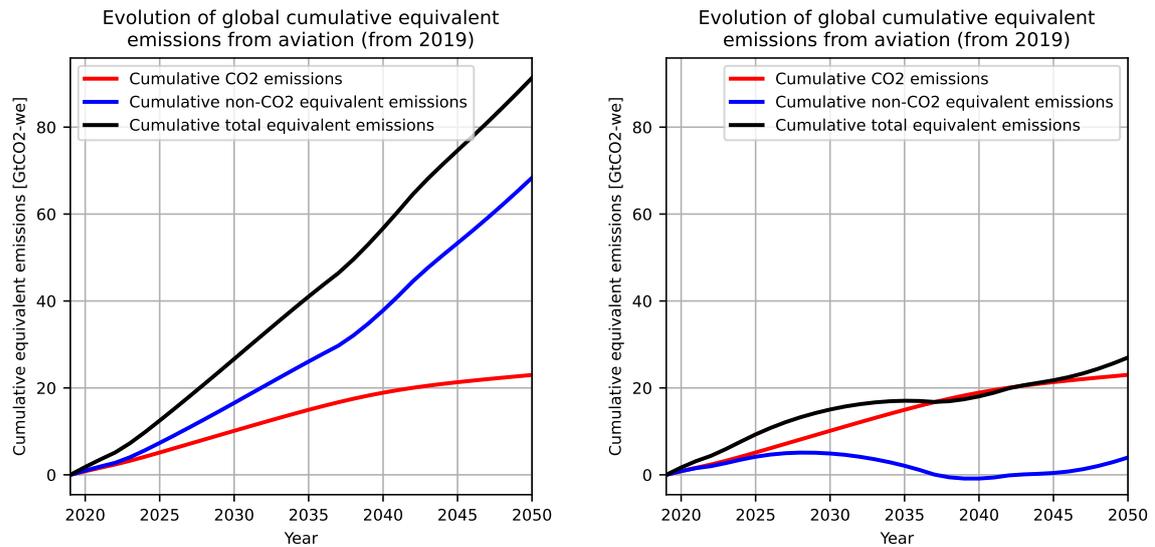
TABLE 7.11 Résultats de l'analyse des scénarios représentatifs.

Scénario	1	2	3
Part du budget carbone mondial pour +1,5°C à allouer à l'aviation dans le cas d'une croissance annuelle de 3% du trafic aérien	10,2 %	8,2 %	6,0 %
Part du budget carbone mondial pour +2°C à allouer à l'aviation dans le cas d'une croissance annuelle de 3% du trafic aérien	4,5 %	3,6 %	2,6 %
Taux de croissance annuel du trafic aérien compatible avec une allocation non différenciée pour l'aviation du budget carbone mondial pour +1,5°C	-13,7 %	-12,3 %	-10,1 %
Taux de croissance annuel du trafic aérien compatible avec une allocation non différenciée pour l'aviation du budget carbone mondial pour +2°C	-1,8 %	-0,1 %	2,9 %

allocation non différenciée de 5,1 % du budget carbone équivalent mondial pour +2°C. Ainsi, les scénarios 1 et 2 respecteraient ce budget. Cela est notamment dû à la baisse du trafic aérien dans ces scénarios qui réduirait à court terme l'effet des traînées de condensation. En revanche, le scénario 3 consommerait 9,3 % du budget carbone équivalent mondial pour +2°C. Ce scénario mènerait ainsi à une augmentation de la température planétaire moyenne d'environ 0,041°C.

Pour rendre le scénario 3 compatible avec ce budget carbone équivalent pour +2°C, des mesures spécifiques aux effets non-CO₂ sont introduites. Par exemple, des stratégies étudiées dans [317], basées sur la déviation de trajectoires pour réduire les traînées de condensation, sont considérées. Elles permettraient de réduire l'ERF des traînées de condensation de 59,4 %, au prix d'une légère surconsommation de carburant pour l'ensemble de la flotte de 0,014 %. Dans ce cas, les émissions cumulées de ce scénario seraient réduites pour atteindre 27,0 GtCO₂-we, soit 2,7 % du budget carbone équivalent mondial. Ce scénario mènerait ainsi à une augmentation réduite de la température planétaire moyenne d'environ 0,012°C. La figure 7.18 présente la comparaison des émissions cumulées pour le scénario 3 avec et sans stratégies spécifiques aux effets non-CO₂. Il est intéressant de noter que les émissions équivalentes annuelles pour les effets non-CO₂ peuvent devenir négatives puisque les émissions équivalentes cumulées diminuent. Si ces stratégies étaient appliquées au scénario 1, les émissions équivalentes cumulées seraient de -2,4 GtCO₂-we. L'augmentation des émissions cumulées de CO₂ serait plus que compensée par la baisse des émissions équivalentes cumulées des effets non-CO₂. Cette valeur négative signifie que l'aviation réduirait son impact climatique par rapport à aujourd'hui et entraînerait donc un refroidissement par rapport à aujourd'hui. En revanche, l'aviation entraînerait toujours un réchauffement par rapport à l'ère préindustrielle.

Cette étude permet donc de mettre en avant plusieurs conclusions. En raison de la courte durée de vie des effets non-CO₂, il est possible de limiter le réchauffement climatique futur induit par l'aviation, voire même de réduire cet impact et donc de générer un refroidissement relatif par rapport à



(a) Sans stratégies contre les traînées de condensation (b) Avec stratégies contre les traînées de condensation

FIGURE 7.18 Émissions équivalentes cumulées du scénario 3.

aujourd'hui (mais toujours un réchauffement au global). Les stratégies spécifiques aux effets non-CO₂ représentent donc un levier majeur pour réduire l'impact climatique de l'aviation. Néanmoins, des stratégies doivent aussi être mises en place pour réduire les émissions de CO₂, afin de ne pas substituer le réchauffement dû aux effets non-CO₂ par un réchauffement dû aux émissions de CO₂, qui impacte plus fortement l'augmentation de la température à long terme [188].

Analyses de sensibilité sur les principaux paramètres non techniques

Pour terminer, des analyses de sensibilité sont effectuées sur les principaux paramètres non techniques. Les paramètres considérés sont le taux de croissance annuel du trafic aérien, la part du budget carbone allouée à l'aviation et le budget carbone mondial. L'objectif est de comprendre l'influence de ces paramètres et d'élaborer des figures qui facilitent les arbitrages pour des scénarios. Seules les émissions de CO₂ sont étudiées dans cette section.

Dans un premier temps, les budgets carbone médians pour +1,5°C et +2°C sont utilisés. Les résultats présentés dans le tableau 7.11 peuvent être étendus pour différents taux de croissance et différentes parts allouées. La figure 7.19 est alors obtenue et permet de montrer la relation entre ces deux paramètres pour chaque scénario représentatif. La ligne horizontale représente un taux de croissance du trafic aérien de 3 % par an alors que la ligne verticale représente une allocation de 2,6 % du budget carbone mondial à l'aviation. Comme déjà montré précédemment, pour respecter les objectifs climatiques les plus contraignants (+1,5°C), les solutions techniques ne permettent pas d'assurer simultanément une hausse tendancielle du trafic aérien et une allocation non différenciée pour l'aviation, même dans le cas du scénario le plus ambitieux. Par conséquent, un arbitrage est donc nécessaire entre l'évolution du trafic aérien et la part du budget carbone mondial allouée à l'aviation.

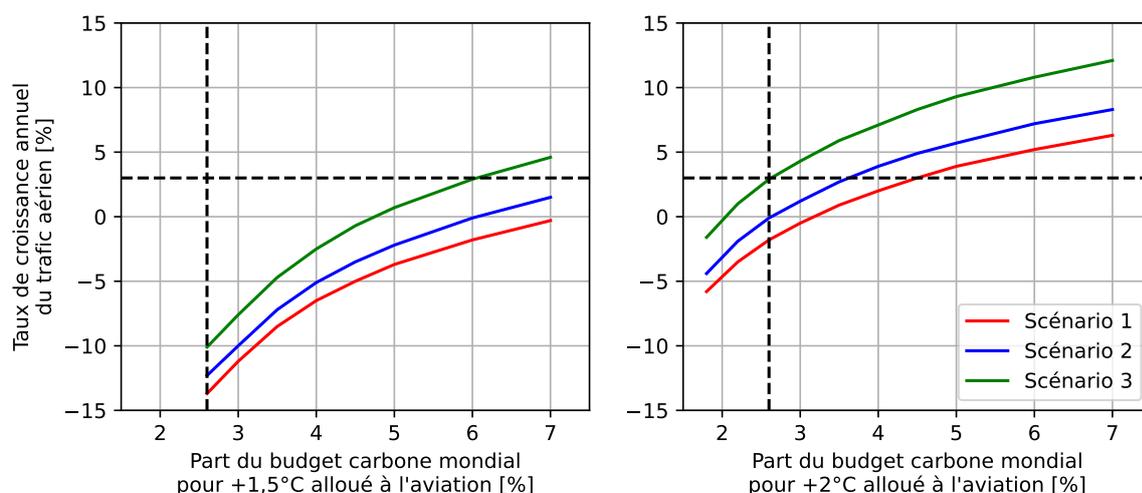


FIGURE 7.19 Taux de croissance durable en fonction du budget carbone alloué à l'aviation.

Dans un second temps, l'influence des budgets carbone peut aussi être intégrée à l'étude. En effet, les résultats précédents se limitent à deux valeurs médianes pour les objectifs climatiques de +1,5°C et +2°C. D'autres objectifs en température associés à différents niveaux d'incertitudes peuvent être considérés. De plus, les capacités de CDR (afforestation, BECCS, DACCS...) peuvent aussi être intégrées dans les analyses.

Les résultats obtenus sont donnés sur les figures 7.20 et 7.21 pour les scénarios 2 et 3. Ils sont présentés sous la forme d'une figure reliant le budget carbone brut mondial, la part allouée à l'aviation et le taux de croissance du trafic aérien. Il s'agit d'une généralisation de la figure 7.19 à d'autres budgets carbone. La ligne horizontale en pointillé représente une allocation de 2,6 % du budget carbone mondial à l'aviation. Les lignes verticales en pointillé représentent quant à elle différents budgets carbone bruts mondiaux à horizon 2050 pour repérer des objectifs climatiques. Les notations P1 et P3, issues du rapport spécial du GIEC sur les conséquences d'un réchauffement planétaire de 1,5°C [202], correspondent respectivement à des scénarios sans BECCS et avec une capacité de BECCS de 414 GtCO₂ entre 2020 et 2100. Enfin, la ligne bleue en pointillé indique le taux de croissance annuel tendanciel de 3 % prévu par le secteur industriel. Il est intéressant de noter que, pour un scénario technique plus ambitieux, les lignes de niveau sont décalées vers le coin inférieur gauche du graphe.

Ces courbes permettent de réaliser des analyses de sensibilité plus complètes que celles présentées précédemment. Elles permettent aussi de faciliter les prises de décisions sur le futur du transport aérien. Ces arbitrages, d'ordre politique, font intervenir l'évolution du trafic aérien, le budget carbone alloué à l'aviation et l'objectif climatique. Ainsi, il s'agit d'arbitrer entre le niveau de trafic aérien futur et d'éventuelles marges de manœuvre au secteur pour réduire ses émissions de CO₂ plus lentement que la moyenne, via l'allocation d'un budget carbone plus important.

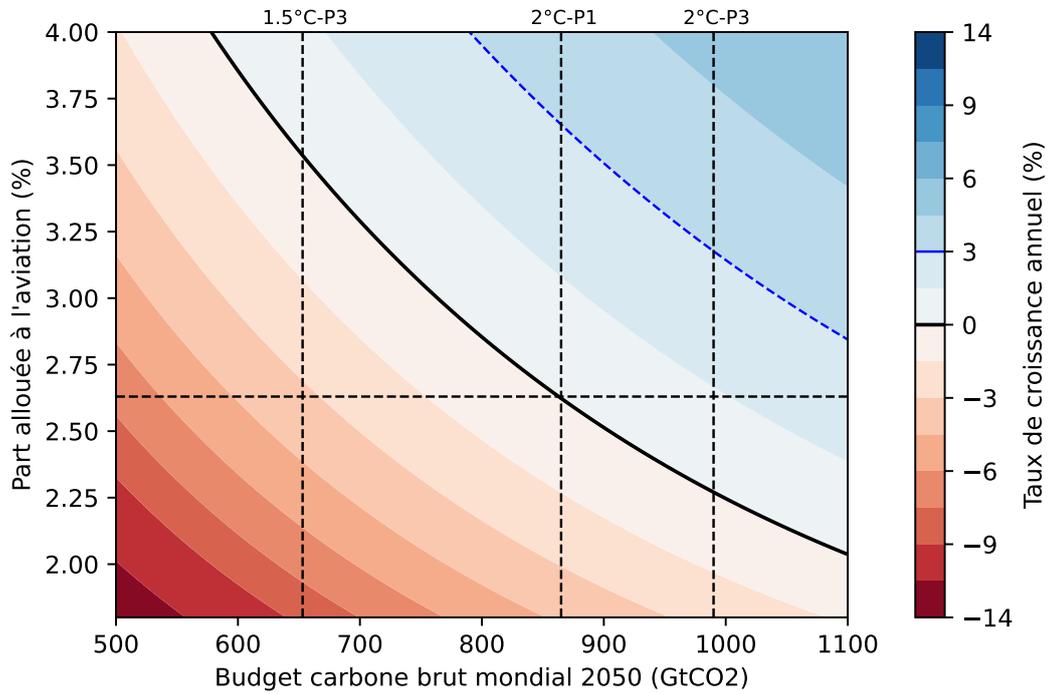


FIGURE 7.20 Analyse de sensibilité sur les principaux paramètres non techniques – Scénario 2.

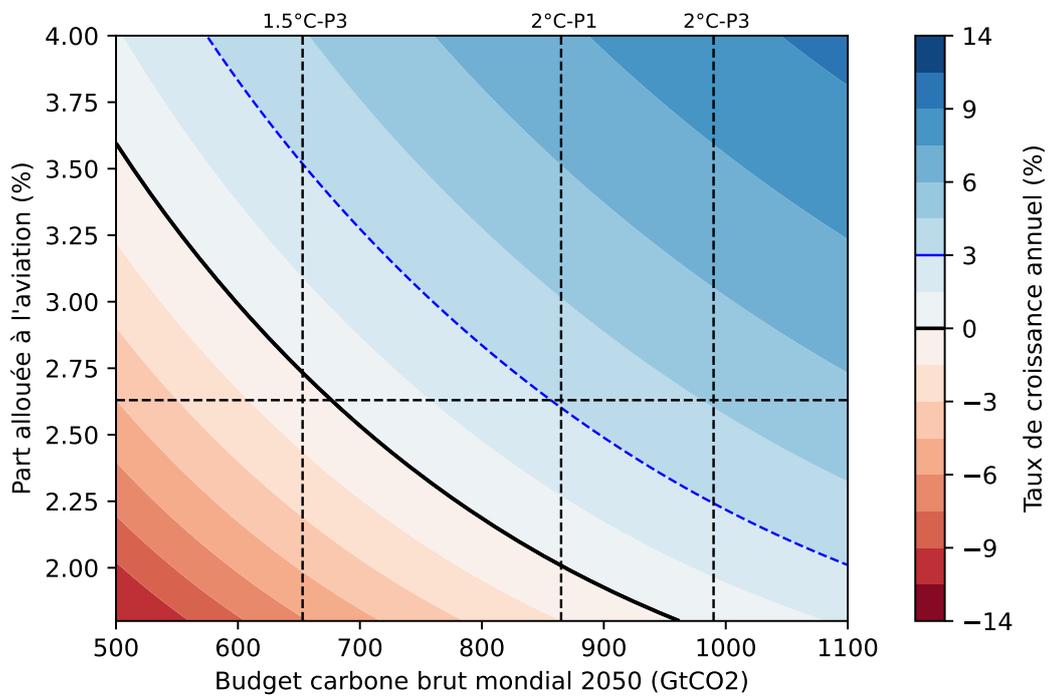


FIGURE 7.21 Analyse de sensibilité sur les principaux paramètres non techniques – Scénario 3.

7.6 Synthèse

La partie III s'est focalisée sur la simulation et l'évaluation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Le chapitre 6 a introduit des compléments méthodologiques sur les aspects climatiques et un état de l'art sur les scénarios prospectifs pour l'aviation. Le chapitre 7 a quant à lui présenté l'outil CAST développé dans le cadre de ces travaux, ainsi que les modèles, méthodes et applications associés.

Le développement de scénarios prospectifs est une approche holistique qui représente un enjeu majeur dans l'exploration des possibles, notamment concernant les aspects socio-économiques, environnementaux et technologiques. Pour le secteur aérien, de nombreuses études sont en cours au niveau industriel, institutionnel et académique sur cette thématique. Ces études se focalisent majoritairement sur les émissions de CO₂ du secteur et prennent en compte de multiples leviers d'action techniques et économiques. L'évaluation environnementale de ces scénarios représente aussi un enjeu important. Dans le cas des contraintes climatiques, cela nécessite l'utilisation de notions spécifiques telles que le forçage radiatif effectif, les métriques climatiques de type GWP et GWP* et les budgets carbone.

Ces travaux se sont concentrés sur le développement d'un outil spécifique nommé CAST. Ce dernier permet de simuler et d'évaluer des scénarios prospectifs durables pour l'aviation de façon *open-access* et *open-source*. CAST s'appuie sur des modèles pour les différents leviers d'action pour réduire l'impact environnemental, et particulièrement climatique, du transport aérien. L'évolution du trafic aérien, l'utilisation de vecteurs énergétiques bas-carbone ou encore l'utilisation de stratégies spécifiques aux effets non-CO₂ ont par exemple modélisées. Un focus a été réalisé sur l'amélioration de l'efficacité énergétique des avions à travers des modèles de renouvellement de flotte. Cela a notamment permis de faire le lien avec des travaux de conception avion comme ceux de la partie II. Des méthodes d'évaluation de durabilité environnementale ont aussi été développées pour évaluer les scénarios. Ces dernières se concentrent sur les enjeux climatiques et énergétiques et s'appuient notamment sur les notions de budget carbone et de disponibilité en ressources énergétiques. Pour finir, plusieurs applications ont été proposées. Plusieurs scénarios illustratifs ont été analysés pour montrer les possibilités d'utilisation de l'outil CAST. Ces analyses ont notamment montré le bénéfice des nouvelles technologies mais aussi le besoin d'un arbitrage entre le niveau de trafic aérien et la part du budget carbone mondial allouée au secteur aérien. De plus, elles ont montré que la pertinence des vecteurs énergétiques alternatifs dépend de leurs caractéristiques de déploiement et que les stratégies spécifiques aux effets non-CO₂ pourraient jouer un rôle majeur sur la réduction de l'impact climatique de l'aviation.

Chapitre 8

Conclusions

8.1 Synthèse

Dans cette thèse, les problématiques de modélisation et de dimensionnement de nouvelles architectures en conception avion et celles de la simulation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien ont été étudiées et mises en relation. Différents niveaux d'étude ont été considérés : les systèmes avion, les architectures avion et le transport aérien.

Dans le chapitre 1, le contexte général sur les enjeux environnementaux et plus particulièrement climatiques a été détaillé. Les conséquences pour le transport aérien ont alors été décrites. Ce contexte a ainsi permis d'introduire les problématiques et les objectifs de la thèse. L'organisation du manuscrit en trois parties, reprenant les trois niveaux d'étude, a aussi été justifiée.

La partie I s'est focalisée sur la modélisation des systèmes avion. Le chapitre 2 a présenté un état de l'art sur les systèmes avion. Ces derniers permettent d'assurer de nombreuses fonctions non-propulsives. Leur électrification représente la principale solution envisagée pour réduire leurs impacts, même si des verrous technologiques demeurent. La modélisation de ces systèmes électrifiés représente donc un enjeu majeur pour dimensionner de futures architectures avion. Le chapitre 3 a quant à lui détaillé les différents modèles développés dans le cadre de ces travaux. Les systèmes de conditionnement d'air et de protection contre le givre, représentant les systèmes les plus consommateurs en énergie et en puissance, ont été étudiés. Les systèmes induits par l'électrification (génération et distribution de puissance, management thermique) ont aussi été modélisés.

La partie II s'est ensuite concentrée sur le dimensionnement d'architectures avion. Le chapitre 4 a introduit un état de l'art sur la conception avion. En effet, des méthodologies spécifiques dites MDAO sont utilisées en conception avion en raison de la présence de nombreuses disciplines interagissant. Ces méthodologies permettent de dimensionner des systèmes et des architectures avion. Pour évaluer l'impact environnemental de ces architectures, un état de l'art sur les méthodologies d'ACV appliquées à l'aéronautique a aussi été réalisé. Le chapitre 5 a quant à lui permis d'appliquer ces notions sur l'architecture avion appelée BEITA pour *Bleedless and Efficient Incremental Technologies Aircraft*. Cette dernière intègre notamment les systèmes modélisés dans cette thèse, dont les performances ont préalablement été évaluées individuellement via des modèles spécifiques. Pour procéder au

dimensionnement, la plateforme de conception avion FAST-OAD a été utilisée en intégrant différents modèles. L'architecture BEITA a ainsi été dimensionnée et analysée, notamment d'un point de vue environnemental à l'aide d'un module d'ACV développé pour FAST-OAD. L'architecture BEITA permettrait ainsi de réduire l'ensemble des impacts environnementaux par rapport à l'architecture avion de référence CeRAS, avec par exemple une réduction de la consommation de carburant de 15 %.

La partie III s'est enfin intéressée à la simulation et à l'évaluation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Le chapitre 6 a présenté un état de l'art sur les scénarios prospectifs pour l'aviation dans la littérature académique, industrielle et institutionnelle. Afin d'évaluer la durabilité des scénarios, des notions climatiques complémentaires ont aussi été détaillées, telles que les budget carbone ou les métriques climatiques de type GWP et GWP*. Le chapitre 7 a quant à lui introduit l'outil spécifique CAST pour répondre à ces problématiques. Les différents leviers d'action pour réduire l'impact environnemental du transport aérien ont été modélisés, notamment en ce qui concerne l'introduction d'architectures plus efficaces (telles que BEITA) dans la flotte. Des méthodologies d'évaluation de durabilité ont aussi été proposées pour les enjeux climatiques et énergétiques. Des applications ont permis de montrer le bénéfice des nouvelles technologies. En effet, le scénario représentatif le plus ambitieux étudié permet une réduction des émissions cumulées de CO₂ de 41 % par rapport à un scénario tendanciel, dans le cas d'une croissance annuelle du trafic aérien de 3 %. Néanmoins, ces applications ont aussi mis en évidence le besoin d'un arbitrage entre le niveau de trafic aérien et la part du budget carbone mondial allouée au secteur aérien.

8.2 Réponses aux objectifs et aux problématiques

Le chapitre 1 introduisait différents objectifs auxquels la thèse devait répondre. La synthèse précédente permet ainsi de répondre à ces derniers à travers les différents chapitres. Plus globalement, trois problématiques principales avaient été définies dans le chapitre 1.

La première problématique concernait le dimensionnement de futures architectures avion intégrant des systèmes plus électriques. Pour cela, des modèles adaptés aux contraintes de la conception avion ont été développés pour différents systèmes d'intérêt. Une méthodologie a été mise en place pour dimensionner une architecture avion intégrant ces systèmes, à partir de la plateforme de conception avion FAST-OAD. Un module spécifique pour évaluer les performances environnementales d'architectures avion a aussi été développé. Une application de ces différents travaux a ainsi été réalisée sur l'architecture BEITA.

La deuxième problématique concernait la définition de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Pour répondre à cet enjeu, l'outil spécifique CAST a été développé. Ce dernier s'appuie sur différents travaux réalisés dans cette thèse. Les différents leviers d'action pour réduire l'impact environnemental de l'aviation ont ainsi été modélisés. De plus, des méthodologies d'évaluation de durabilité environnementales ont été proposées. Les résultats obtenus ont permis de développer un premier cadre méthodologique sur cette problématique. Ce dernier pourrait par exemple permettre de standardiser les analyses prospectives de scénarios de transition pour le transport aérien.

La dernière problématique concernait la relation entre les enjeux de la conception avion et ceux du développement de scénarios prospectifs pour l'aviation. L'originalité de cette thèse provient du fait que ces deux enjeux sont adressés simultanément, à l'image des deux premières problématiques traitées. Des passerelles entre les deux domaines ont ainsi été réalisées. Par exemple, les modèles de renouvellement de flotte développés pour CAST avaient pour objectif de facilement intégrer les résultats de dimensionnement d'architectures avion issus d'outils comme FAST-OAD dans les simulations de scénarios. De la même façon, le module d'ACV développé pour FAST-OAD a aussi été utilisé pour quantifier l'impact environnemental de la flotte dans son ensemble. Cela a notamment permis de réduire le nombre d'impacts environnementaux évalués dans CAST. De façon générale, cette thèse a cherché à faire interagir ces deux enjeux en prenant en compte leurs spécificités.

8.3 Limites et perspectives

Les travaux menés dans cette thèse comportent plusieurs limites qui sont détaillées dans cette section. Ces dernières offrent néanmoins de multiples perspectives pour de futures études.

Les systèmes avion étudiés dans cette thèse se limitent aux systèmes pneumatiques et à certains systèmes induits par l'électrification. Il serait intéressant de développer des modélisations pour l'ensemble des systèmes avion. Ensuite, les systèmes considérés ont été étudiés pour quelques architectures simplifiées de référence. L'objectif serait alors de généraliser les modèles à d'autres configurations. Par exemple, seuls quelques systèmes de management thermique ont été étudiés. Il serait intéressant de réaliser la modélisation de l'ensemble des solutions envisagées afin de pouvoir sélectionner les plus adaptées selon les conditions d'utilisation. De la même façon, pour le système ECS, de futurs travaux pourraient inclure l'effet de la déshumidification. De nouvelles architectures ECS, incluant par exemple un VCS, pourraient aussi être étudiées. De plus, les modèles de l'ECS sont relativement complexes à utiliser, notamment dans le cadre de la conception avion en raison de nombreux couplages entre les composants. Une simplification via des réductions de modèles, à l'aide par exemple de modèles de substitution, permettrait ainsi de faciliter le dimensionnement de ce système. Enfin, les modèles actuels ont été validés simplement à l'aide de quelques données de référence. Des validations plus poussées à l'aide de données industrielles permettraient de corriger les modèles existants mais aussi de quantifier les incertitudes associées.

Concernant le dimensionnement d'architectures avion, les travaux de cette thèse se sont focalisés sur la seule architecture avion BEITA. Des analyses complémentaires (optimisations, analyses de sensibilité) pourraient compléter les travaux actuels. De futurs travaux pourraient aussi s'orienter vers l'application de méthodologies similaires dans le cadre d'architectures plus innovantes. Ces ruptures technologiques pourraient concerner les aspects propulsifs (soufflantes non carénées), structurels (ailes volantes) ou encore liés au vecteur énergétique utilisé (électricité, hydrogène). La plateforme de conception avion FAST-OAD et les modèles associés comportent aussi plusieurs limites. Par exemple, les modèles pour évaluer l'impact des systèmes ne fournissent pas une estimation de leur consommation instantanée, mais une estimation de leur consommation sur l'ensemble de la mission.

De la même façon, les modèles moteurs utilisés ne permettent pas d'avoir accès aux caractéristiques thermodynamiques internes. Leur connaissance est pourtant importante pour quantifier de manière plus précise les émissions de polluants du moteur. L'objectif serait donc de compléter les modèles de FAST-OAD selon les besoins. De plus, il n'est actuellement pas possible de procéder à des analyses d'incertitudes sur les résultats obtenus dans la version *open-source*. Il serait alors intéressant de développer un module spécifique pour évaluer les propagations d'incertitudes et de l'intégrer dans FAST-OAD. Cela permettrait ainsi de quantifier les marges d'erreurs lors d'un dimensionnement. Enfin, le module d'ACV développé est encore relativement simple. Les modèles pourraient ainsi être complétés afin d'intégrer des améliorations (émissions en altitude, effets climatiques non-CO₂, bruit généré...) ou de mieux prendre en compte les différents éléments du cycle de vie de l'avion (composants électroniques, maintenance de l'appareil, fin de vie...).

La simulation et l'évaluation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien représentent quant à eux une thématique d'étude relativement récente. Les travaux réalisés dans cette thèse représentaient donc une première ébauche qui peut et doit être complétée. Par exemple, les analyses s'effectuent actuellement uniquement à l'échelle mondiale. Des travaux pourraient donc se focaliser sur la régionalisation des périmètres d'étude (continent, pays...). De plus, la modélisation des leviers d'action pourrait aussi être améliorée, à la fois en proposant des modèles plus détaillés et en intégrant de nouveaux leviers (électrification de l'aviation régionale, mesures économiques...). Une autre limite concerne les modèles proposés dans cette thèse pour évaluer l'impact climatique des scénarios. Ces derniers sont déterministes et ne permettent pas de directement prendre en compte les incertitudes sur les scénarios techniques ou sur les modèles climatiques. Il serait donc intéressant de développer des approches stochastiques pour mieux quantifier les résultats des scénarios simulés. Ensuite, ces travaux ont montré que la résolution de certains impacts environnementaux pouvait entraîner la dégradation d'autres. Pourtant, seuls les enjeux climatiques et énergétiques, enjeux environnementaux principaux pour l'aviation, sont évalués dans la version actuelle de CAST. De futurs travaux pourraient donc se concentrer sur l'élargissement de ces analyses de durabilité environnementale. Pour cela, des cadres méthodologiques comme celui des limites planétaires pourraient être utilisés. Enfin, ces travaux se sont focalisés sur les aspects techniques et environnementaux des scénarios de transition pour le secteur aérien. Néanmoins, les aspects socio-économiques représentent un enjeu majeur pour le secteur. Par conséquent, il serait pertinent d'intégrer ces problématiques dans CAST, notamment en ce qui concerne les coûts des vecteurs énergétiques alternatifs et leurs effets sur l'offre et la demande. Plus globalement, la méthodologie développée pour CAST pourrait être appliquée à d'autres secteurs d'activité. Cela permettrait de réaliser des analyses multisectorielles et de simuler des scénarios prospectifs globaux.

Contributions scientifiques

Ces travaux de thèse ont donné lieu à plusieurs contributions scientifiques qui sont listées dans la suite. Ces contributions regroupent des publications et des soumissions d'articles de journal, d'articles de conférences ou bien d'autres documents scientifiques. Enfin, des modules d'enseignement ont aussi été élaborés ou complétés à partir de ces travaux.

Articles de journal

- Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., & Bénard, E. (2021). Simulation and evaluation of sustainable climate trajectories for aviation. *Journal of Environmental Management*, 295, 113079. <https://doi.org/10.1016/j.jenvman.2021.113079>
- Palanque, V., Planès, T., Pommier-Budinger, V., Budinger, M., & Delbecq, S. Modeling and comparisons of aircraft ice protection systems : benefits of an electro-mechanical de-icing technology. *Submitted*.
- Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., & Bénard, E. Design optimization of an electric environmental control system for commercial passenger aircraft. *Submitted*.
- Delbecq, S., Fontane, J., Gourdain, N., Planès, T., & Simatos, F. A review of technological levers to reduce the climate impact of aviation in the context of the Paris Agreement. *In preparation*.

Articles de conférence

- Planès, T., Habrard, V., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., & Bénard, E. (2021). Thermal management system models for overall aircraft design. In *AIAA AVIATION 2021 Forum, Virtual Event*. <https://doi.org/10.2514/6.2021-2428>
- Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., & Bénard, E. (2021). Sustainable climate scenarios for air transport [poster]. In *MEA 2021 More Electric Aircraft, Bordeaux, France*.
- Fabre, A., Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., & Lafforgue, G. (2022). Life Cycle Assessment models for overall aircraft design. In *AIAA SciTech 2022 Forum, San Diego, United States*. <https://doi.org/10.2514/6.2022-1028>
- Delbecq, S., Fontane, J., Gourdain, N., Mugnier, H., Planès, T., & Simatos, F. (2022). Aviation and climate : the state-of-the-art. In *56th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, Toulouse, France*.

- Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., Palanque, V., & Bénard, E. (2022). Sizing and optimization of a more electric aircraft integrating short-term incremental technologies. In *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Stockholm, Sweden*.
- Delbecq, S., Planès, T., Delavenne, M., Pommier-Budinger, V., & Joksimovic, A. (2022). Aircraft fleet models using a bottom-up approach for simulating aviation technological prospective scenarios. In *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Stockholm, Sweden*.
- Salgas, A., Planès, T., Delbecq, S., Simatos, F., & Lafforgue, G. (2023). Cost estimation of the use of low-carbon fuels in prospective scenarios for air transport. In *AIAA SciTech 2023 Forum, National Harbor, United States*.
- Salgas, A., Delbecq, S., Planès, T., & Lafforgue, G. (2023). Top Level Aircraft Requirements relaxation for a single-aisle aircraft : a case study on fleet-wide CO₂ emissions and economic impacts. In *AIAA SciTech 2023 Forum, National Harbor, United States*.

Rapport institutionnel

Ces travaux ont permis d'alimenter un document réalisé avec d'autres chercheurs au sein de l'ISAE-SUPAERO. Il s'agit d'un rapport institutionnel sur la thématique aviation et climat, publié initialement en français sous le nom de "Référentiel ISAE-SUPAERO Aviation et Climat". Il a été soumis à un processus de relecture intégrant des relecteurs internes et externes à l'ISAE-SUPAERO. Le contenu de ce rapport a aussi été présenté à des publics variés (académiques, étudiants, institutionnels, industriels, politiques, médias).

Delbecq, S., Fontane, J., Gourdain, N., Mugnier, H., Planès, T., & Simatos, F. (2022). Aviation and Climate : a literature review. ISAE-SUPAERO. <https://doi.org/10.34849/a66a-vv58>

Enseignement

- Module de 25 heures sur le dimensionnement d'une architecture en conception avion : préparation de supports de cours, adaptation des anciens travaux dirigés basés sur l'outil de conception avion Alcazar, développement de notebooks Jupyter basés sur FAST-OAD.
- Modules de 1 à 3 heures sur la simulation et l'évaluation de scénarios durables pour l'aviation : création de supports de cours et de travaux dirigés basés sur l'outil CAST pour différents modules d'enseignement.
- Module de 20 heures sur les enjeux propres à la thématique aviation et climat : développement d'un notebook Jupyter pour quantifier des scénarios d'efficacité énergétique pour la flotte, réutilisation des modules d'enseignement sur CAST.
- Module de 3 heures sur l'ACV en aéronautique : création d'un support de cours, développement d'un notebook Jupyter basé sur le module d'ACV de FAST-OAD.

Bibliographie

- [1] A-21 Aircraft Noise Measurement Aviation Emission Modeling (2009). AIR5715 – Procedure for the Calculation of Aircraft Emissions. Technical report, SAE International.
- [2] Aamaas, B., Peters, G., and Fuglestvedt, J. (2013). Simple emission metrics for climate impacts. *Earth System Dynamics*, 4(1) :145–170.
- [3] AC-9C Aircraft Icing Technology Committee (2004). AIR1168/4 – Ice, Rain, Fog, and Frost Protection. Technical report, SAE International.
- [4] AC-9C Environmental Systems Committee (2011). AIR1168/8 – Aircraft Fuel Weight Penalty Due to Air Conditioning. Technical report, SAE International.
- [5] ACARE (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe) (2012). Flight-path 2050 – Europe’s vision for aviation : maintaining global leadership and serving society’s needs. Technical report, European commission. <https://op.europa.eu/fr/publication-detail/-/publication/7d834950-1f5e-480f-ab70-ab96e4a0a0ad>.
- [6] ACARE (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe) (2022). Fly the Green Deal – Europe’s Vision for Sustainable Aviation. Technical report, European commission. <https://www.acare4europe.org/news/fly-the-green-deal-europes-vision-for-sustainable-aviation/>.
- [7] Accorinti, F., Erroui, N., Ayel, V., Gateau, G., Bertin, Y., Roux, N., Dutour, S., and Miscevic, M. (2019). High-efficiency cooling system for highly integrated power electronics for hybrid propulsion aircraft. In *2019 IEEE 28th International Symposium on Industrial Electronics (ISIE)*, pages 870–877. IEEE.
- [8] AIE (Agence Internationale de l’Énergie) (2019). The Future of Hydrogen – Seizing today’s opportunities. Technical report, AIE. <https://www.iea.org/reports/the-future-of-hydrogen>.
- [9] AIE (Agence Internationale de l’Énergie) (2021). Net Zero by 2050 – A Roadmap for the Global Energy Sector. Technical report, AIE. <https://www.iea.org/reports/net-zero-by-2050>.
- [10] AIE (Agence Internationale de l’Énergie) (2022). Diagramme de Sankey. <https://www.iea.org/sankey/>.
- [11] Airbus (2022). Global Market Forecast 2022. Technical report, Airbus. <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/market/global-market-forecast>.
- [12] Åkerman, J. (2005). Sustainable Air Transport — On Track in 2050. *Transportation Research Part D : Transport and Environment*, 10 :111–126.
- [13] Åkerman, J. (2011). *Transport systems meeting long-term climate targets : A backcasting approach including international aviation*. PhD thesis, KTH Royal Institute of Technology.

- [14] Al-Khalil, K., Horvath, C., Miller, D., Wright, W., Al-Khalil, K., Horvath, C., Miller, D., and Wright, W. (1997). Validation of NASA thermal ice protection computer codes. III-The validation of ANTICE. In *35th Aerospace sciences meeting and exhibit*, page 51.
- [15] Al-Khalil, K. M., Keith Jr, T. G., DeWitt, K. J., Nathman, J. K., and Dietrich, D. A. (1990). Thermal analysis of engine inlet anti-icing systems. *Journal of Propulsion and Power*, 6(5) :628–634.
- [16] Alaoui, C. and Salameh, Z. M. (2005). A novel thermal management for electric and hybrid vehicles. *IEEE transactions on vehicular technology*, 54(2) :468–476.
- [17] Algunaibet, I. M., Pozo, C., Galán-Martín, Á., Huijbregts, M. A., Mac Dowell, N., and Guillén-Gosálbez, G. (2019). Powering sustainable development within planetary boundaries. *Energy & environmental science*, 12(6) :1890–1900.
- [18] Allen, M. R., Shine, K. P., Fuglestedt, J. S., Millar, R. J., Cain, M., Frame, D. J., and Macey, A. H. (2018). A solution to the misrepresentations of CO₂-equivalent emissions of short-lived climate pollutants under ambitious mitigation. *Npj Climate and Atmospheric Science*, 1(1) :1–8.
- [19] Alonso, J. C., Dose, J., Fleischer, G., Geraghty, K., Greif, A., Rodrigo, J., and Schmidt, W.-P. (2007). Electrical and electronic components in the automotive sector : Economic and environmental assessment. *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 12(5) :328–335.
- [20] Amarantidis, G., Dixon, R., Hubbard, P., and Harrington, I. (2016). Integrated thermoelectric model for on-board aircraft generators. *IFAC-PapersOnLine*, 49(21) :598–602.
- [21] Andersen, C. E., Ohms, P., Rasmussen, F. N., Birgisdottir, H., Birkved, M., Hauschild, M., and Ryberg, M. (2020). Assessment of absolute environmental sustainability in the built environment. *Building and Environment*, 171 :106633.
- [22] Anderson, J. D. and Bowden, M. L. (2005). *Introduction to flight*, volume 582. McGraw-Hill Higher Education New York.
- [23] Andersson, F. (2018). *Integrated generator for use in aircraft engines*. Lunds universitet.
- [24] Andreoni, V. and Galmarini, S. (2012). European CO₂ emission trends : A decomposition analysis for water and aviation transport sectors. *Energy*, 45(1) :595–602.
- [25] Ang, B. W. and Zhang, F. Q. (2000). A survey of index decomposition analysis in energy and environmental studies. *Energy*, 25(12) :1149–1176.
- [26] Arrowsmith, S., Lee, D. S., Owen, B., Faber, J., van Wijngaarden, L., Boucher, O., Celikel, A., Deransy, R., Fuglestedt, J., Laukia, J., Tronstad Lund, M., Sausen, R., Schaefer, M., Skowron, A., Stromatas, S., and Watt, A. (2020). Updated analysis of the non-CO₂ climate impacts of aviation and potential policy measures pursuant to the EU Emissions Trading System Directive Article 30(4). Technical report, European Commission.
- [27] ATAG (Air Transport Action Group) (2020). Facts & Figures. <https://www.atag.org/facts-figures.html>.
- [28] ATAG (Air Transport Action Group) (2021). Waypoint 2050. Technical report, ATAG. <https://aviationbenefits.org/environmental-efficiency/climate-action/waypoint-2050/>.
- [29] Ayeil, V., Accorinti, F., Dutour, S., and Bertin, Y. (2021). Thermal management and advanced cooling technologies of power electronics converters for hybrid aircraft applications. In *MEA2021 – More Electric Aircraft – Towards cleaner aviation*.

- [30] Baharozu, E., Soykan, G., and Ozerdem, M. B. (2017). Future aircraft concept in terms of energy efficiency and environmental factors. *Energy*, 140 :1368–1377.
- [31] Balje, O. (1962a). A study on design criteria and matching of turbomachines : Part A – Similarity relations and design criteria of turbines. *Journal of Engineering for Power*, 84(1) :83–102.
- [32] Balje, O. (1962b). A study on design criteria and matching of turbomachines : Part B – Compressor and pump performance and matching of turbocomponents. *Journal of Engineering for Power*, 84(1) :103–114.
- [33] Barke, A., Thies, C., Melo, S. P., Cerdas, F., Herrmann, C., and Spengler, T. S. (2022). Comparison of conventional and electric passenger aircraft for short-haul flights—a life cycle sustainability assessment. *Procedia CIRP*, 105 :464–469.
- [34] Bass, F. M. (1969). A new product growth for model consumer durables. *Management science*, 15(5) :215–227.
- [35] Becken, S. and Mackey, B. (2017). What role for offsetting aviation greenhouse gas emissions in a deep-cut carbon world? *Journal of Air Transport Management*, 63 :71–83.
- [36] Bigo, A. (2020). *Les transports face au défi de la transition énergétique. Explorations entre passé et avenir, technologie et sobriété, accélération et ralentissement*. PhD thesis, Institut polytechnique de Paris.
- [37] Bjørn, A., Chandrakumar, C., Boulay, A.-M., Doka, G., Fang, K., Gondran, N., Hauschild, M. Z., Kerkhof, A., King, H., Margni, M., et al. (2020). Review of life-cycle based methods for absolute environmental sustainability assessment and their applications. *Environmental Research Letters*, 15(8) :083001.
- [38] Boeing (2013). Air inlet of conditioning packs of Boeing 787. https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Air_inlet_of_conditioning_packs_of_Boeing_787.jpg.
- [39] Bonjour, J., Lefèvre, F., Sartre, V., Bertin, Y., Romestant, C., Ayel, V., and Platel, V. (2011). Systèmes diphasiques de contrôle thermique-boucles capillaires et gravitaires.
- [40] Braun, R. D., Moore, A. A., and Kroo, I. M. (1997). Collaborative approach to launch vehicle design. *Journal of spacecraft and rockets*, 34(4) :478–486.
- [41] Brelje, B. J. and Martins, J. R. (2019). Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft : A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences*, 104 :1–19.
- [42] Browning, T. R. (2001). Applying the design structure matrix to system decomposition and integration problems : a review and new directions. *IEEE Transactions on Engineering management*, 48(3) :292–306.
- [43] Buckingham, E. (1914). On physically similar systems ; illustrations of the use of dimensional equations. *Physical review*, 4(4) :345.
- [44] Budinger, M. (2014). Preliminary design and sizing of actuation systems. *Habilitation à diriger des recherches, UPS Toulouse*.
- [45] Budinger, M., Liscouët, J., Multon, B., et al. (2011). Chaînes de transmission de puissance mécatroniques – Mise en place des modèles d’estimation pour la conception préliminaire.
- [46] Budinger, M., Liscouët, J., Multon, B., et al. (2013). Chaînes de transmission de puissance mécatroniques – Modèles d’estimation.

- [47] Budinger, M., Pommier-Budinger, V., Reysset, A., and Palanque, V. (2021). Electromechanical resonant ice protection systems : Energetic and power considerations. *AIAA Journal*, 59(7) :2590–2602.
- [48] Budinger, M., Reysset, A., Ochotorena, A., and Delbecq, S. (2020). Scaling laws and similarity models for the preliminary design of multirotor drones. *Aerospace Science and Technology*, 98 :105658.
- [49] Bulle, C., Margni, M., Patouillard, L., Boulay, A.-M., Bourgault, G., De Bruille, V., Cao, V., Hauschild, M., Henderson, A., Humbert, S., et al. (2019). IMPACT World+ : a globally regionalized life cycle impact assessment method. *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 24(9) :1653–1674.
- [50] Cain, M., Lynch, J., Allen, M. R., Fuglestedt, J. S., Frame, D. J., and Macey, A. H. (2019). Improved calculation of warming-equivalent emissions for short-lived climate pollutants. *NPJ climate and atmospheric science*, 2(1) :1–7.
- [51] Cames, M., Graichen, J., Siemons, A., and Cook, V. (2015). *Emission reduction targets for international aviation and shipping*. EPRS : European Parliamentary Research Service.
- [52] Cantarero, M. M. V. (2019). Decarbonizing the transport sector : The promethean responsibility of Nicaragua. *Journal of environmental management*, 245 :311–321.
- [53] Cao, W., Mecrow, B. C., Atkinson, G. J., Bennett, J. W., and Atkinson, D. J. (2011). Overview of electric motor technologies used for more electric aircraft (MEA). *IEEE transactions on industrial electronics*, 59(9) :3523–3531.
- [54] Castaignède, L. (2018). *Airvore ou la face obscure des transports*. Montréal, Écosociété.
- [55] Cattiaux, J. (2019). Climat et changement climatique. *Cours réalisé à l'ISAE-SUPAERO*. <https://www.umn-cnm.fr/spip.php?article629>.
- [56] Cavalcanti, J., London, P., Wallach, R., and Ciloni, P. (2018). A case of success : MDO applied on the development of Embraer 175 enhanced wingtip. In *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*.
- [57] Cengel, Y. A. and Cimbala, J. M. (2014). Properties of fluids. *Fluid Mechanics : Fundamentals and Applications*, pages 37–73.
- [58] Chakraborty, I., Mavris, D. N., Emeneth, M., and Schneegans, A. (2016). An integrated approach to vehicle and subsystem sizing and analysis for novel subsystem architectures. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, 230(3) :496–514.
- [59] Chakraborty, I., Trawick, D., Mavris, D., Emeneth, M., and Schneegans, A. (2014a). Integrating subsystem architecture sizing and analysis into the conceptual aircraft design phase. In *4th Symposium in Collaboration in Aircraft Design*.
- [60] Chakraborty, I., Trawick, D. R., Mavris, D. N., Emeneth, M., and Schneegans, A. (2014b). A requirements-driven methodology for integrating subsystem architecture sizing and analysis into the conceptual aircraft design phase. In *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 3012.
- [61] Chapman, J. W., Schnulo, S. L., and Nitzsche, M. P. (2020). Development of a thermal management system for electrified aircraft. In *AIAA Scitech 2020 Forum*, page 0545.

- [62] Chester, M. V. (2008). Life-cycle environmental inventory of passenger transportation in the United States. Technical report, Institute of Transportation Studies, University of California, Berkeley.
- [63] Chomkham Sri, K., Wolf, M.-A., and Pant, R. (2011). International reference life cycle data system (ILCD) handbook : Review schemes for life cycle assessment. *Towards life cycle sustainability management*, pages 107–117.
- [64] CITEPA (Centre Interprofessionnel Technique d'Études de la Pollution Atmosphérique) (2021). Inventaire des émissions de polluants atmosphériques et de gaz à effet de serre en France. Technical report, CITEPA.
- [65] Collins, W. J., Frame, D. J., Fuglestedt, J. S., and Shine, K. P. (2020). Stable climate metrics for emissions of short and long-lived species – Combining steps and pulses. *Environmental Research Letters*, 15(2) :024018.
- [66] CompositesWorld (2008). 787 integrates new composite wing deicing system. <https://www.compositesworld.com/articles/787-integrates-new-composite-wing-deicing-system>.
- [67] Convention-cadre des Nations unies sur les changements climatiques (2015). Accord de Paris. https://unfccc.int/sites/default/files/french_paris_agreement.pdf.
- [68] CORAC (CONseil pour la Recherche Aéronautique Civile) (2021). Décarbonation du transport aérien – Analyses et propositions du CORAC. <https://aerorecherchecorac.com/decarbonation-du-transport-aerien/>.
- [69] Cordier, O. (1953). Ähnlichkeitsbedingungen für strömungsmaschinen. *BWK Bd*, 6(10).
- [70] Crabé, C., Joksimovic, A., Benichou, E., and Carbonneau, X. (2019). A methodology to evaluate electric environmental control system impact on aircraft drag and mission performance. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 2803.
- [71] Daguse, B. (2013). *Modélisation analytique pour le dimensionnement par optimisation d'une machine dédiée à une chaîne de traction hybride à dominante électrique*. PhD thesis, Supélec.
- [72] Dahal, K., Brynolf, S., Xisto, C., Hansson, J., Grahn, M., Grönstedt, T., and Lehtveer, M. (2021). Techno-economic review of alternative fuels and propulsion systems for the aviation sector. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 151 :111564.
- [73] Dahmann, K., Grewe, V., Matthes, S., and Yamashita, H. (2021). Climate assessment of single flights : Deduction of route specific equivalent CO₂ emissions. *International Journal of Sustainable Transportation*, pages 1–12.
- [74] David, C., Delbecq, S., Defoort, S., Schmollgruber, P., Benard, E., and Pommier-Budinger, V. (2021). From FAST to FAST-OAD : An open source framework for rapid Overall Aircraft Design. In *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering*, volume 1024, page 012062. IOP Publishing.
- [75] De Boer, P. and Rodrigues, J. F. (2020). Decomposition analysis : when to use which method? *Economic Systems Research*, 32(1) :1–28.
- [76] De Jong, S., Hoefnagels, R., Faaij, A., Slade, R., Mawhood, R., and Junginger, M. (2015). The feasibility of short-term production strategies for renewable jet fuels – A comprehensive techno-economic comparison. *Biofuels, Bioproducts and Biorefining*, 9(6) :778–800.

- [77] Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., and Meyarivan, T. (2002). A fast and elitist multiobjective genetic algorithm : NSGA-II. *IEEE transactions on evolutionary computation*, 6(2) :182–197.
- [78] Delbecq, S. (2018). *Knowledge-based multidisciplinary sizing and optimization of embedded mechatronic systems – Application to aerospace electro-mechanical actuation systems*. PhD thesis, Toulouse, INSA.
- [79] Delbecq, S., Budinger, M., Ochotorena, A., Reysset, A., and Defay, F. (2020a). Efficient sizing and optimization of multicopter drones based on scaling laws and similarity models. *Aerospace Science and Technology*, 102 :105873.
- [80] Delbecq, S., Budinger, M., Piaton, J., and Dagusé, B. (2018). Optimization of primary flight control actuation system using parametric sizing models of actuators, power electronics and structural analysis. *Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components*, INSA Toulouse, pages 132–138.
- [81] Delbecq, S., Budinger, M., and Reysset, A. (2020b). Benchmarking of monolithic MDO formulations and derivative computation techniques using OpenMDAO. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 62(2) :645–666.
- [82] Delbecq, S., Fontane, J., Gourdain, N., Mugnier, H., Planès, T., and Simatos, F. (2022a). *Aviation and climate : a literature review*. ISAE-SUPAERO.
- [83] Delbecq, S., Planès, T., Delavenne, M., Pommier-Budinger, V., and Joksimovic, A. (2022b). Aircraft fleet models using a bottom-up approach for simulating aviation technological prospective scenarios. In *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*.
- [84] Devadurgam, H., Rajagopal, S., and Munjulury, R. C. (2019). Analytical design and estimation of conventional and electrical aircraft environmental control systems. *engrXiv*.
- [85] Dincer, I. and Acar, C. (2016). Review and evaluation of hydrogen production methods for better sustainability. *International Scientific Journal for Alternative Energy and Ecology (ISJAE)*, 2495 :14–36.
- [86] Dolganova, I., Bach, V., Rödl, A., Kaltschmitt, M., and Finkbeiner, M. (2022). Assessment of critical resource use in aircraft manufacturing. *Circular Economy and Sustainability*, pages 1–20.
- [87] dos Santos Pegoretti, T., Mathieux, F., Evrard, D., Brissaud, D., and de França Arruda, J. R. (2014). Use of recycled natural fibres in industrial products : a comparative LCA case study on acoustic components in the Brazilian automotive sector. *Resources, conservation and recycling*, 84 :1–14.
- [88] Dray, L., Schäfer, A. W., Grobler, C., Falter, C., Allroggen, F., Stettler, M. E., and Barrett, S. R. (2022). Cost and emissions pathways towards net-zero climate impacts in aviation. *Nature Climate Change*, 12(10) :956–962.
- [89] Drela, M. (2014). *Flight vehicle aerodynamics*. MIT press.
- [90] Drissi, M., Noel, H., Glouannec, P., Nörtershäuser, D., Le, S., and Masson, J. M. C. (2016). Refroidissement d'un composant électronique par immersion dans un fluide diélectrique. In *SFT Congress*.
- [91] Elgowainy, A., Han, J., Wang, M., Hileman, J., and Carter, N. (2012). Development of life-cycle analysis module of aviation fuel/aircraft systems in GREET. In *GREET Training Workshop*.

- [92] ESDU (Engineering Sciences Data Unit) (1986). ESDU 86002 : Drag and pressure recovery characteristics of auxiliary air inlets at subsonic speeds. Technical report, ESDU.
- [93] EUROCONTROL (2022). EUROCONTROL Aviation Outlook 2050. Technical report, EUROCONTROL.
- [94] European Commission (2012). Reducing emissions from aviation. https://ec.europa.eu/clima/eu-action/transport-emissions/reducing-emissions-aviation_en.
- [95] European Commission (2020a). Critical Raw Materials Resilience : Charting a Path towards greater Security and Sustainability. <https://ec.europa.eu/docsroom/documents/42849>.
- [96] European Commission (2020b). Sustainable aviation fuels – ReFuelEU Aviation. https://ec.europa.eu/info/law/better-regulation/have-your-say/initiatives/12303-Sustainable-aviation-fuels-ReFuelEU-Aviation_en.
- [97] Fabre, A., Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., and Lafforgue, G. (2022). Life cycle assessment models for overall aircraft design. In *AIAA SCITECH 2022 Forum*, page 1028.
- [98] Faleiro, L. (2006). Summary of the European power optimised aircraft (POA) project. In *25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS*, pages 3–8.
- [99] Fichert, F., Forsyth, P., and Niemeier, H.-M. (2020). *Aviation and Climate Change : Economic Perspectives on Greenhouse Gas Reduction Policies*. Routledge.
- [100] Finkbeiner, M., Inaba, A., Tan, R., Christiansen, K., and Klüppel, H.-J. (2006). The new international standards for life cycle assessment : ISO 14040 and ISO 14044. *The international journal of life cycle assessment*, 11(2) :80–85.
- [101] Friedl, B. and Getzner, M. (2003). Determinants of CO2 emissions in a small open economy. *Ecological economics*, 45(1) :133–148.
- [102] Friedlingstein, P., Andrew, R. M., Rogelj, J., Peters, G. P., Canadell, J. G., Knutti, R., Luderer, G., Raupach, M. R., Schaeffer, M., van Vuuren, D. P., et al. (2014). Persistent growth of CO2 emissions and implications for reaching climate targets. *Nature geoscience*, 7(10) :709–715.
- [103] Gallard, F., Vanaret, C., Guénot, D., Gachelin, V., Lafage, R., Pauwels, B., Barjhoux, P.-J., and Gazaix, A. (2018). GEMS : A Python Library for Automation of Multidisciplinary Design Optimization Process Generation. In *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*.
- [104] Gent, R. W. (2010). Ice detection and protection. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*.
- [105] Gent, R. W., Dart, N. P., and Cansdale, J. T. (2000). Aircraft icing. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 358(1776) :2873–2911.
- [106] Gierens, K. M., Lim, L., and Eleftheratos, K. (2008). A review of various strategies for contrail avoidance. *Open Atmospheric Science Journal*, 2 :1–7.
- [107] Giesecke, D., Lehmler, M., Friedrichs, J., Blinstrub, J., Bertsch, L., and Heinze, W. (2018). Evaluation of ultra-high bypass ratio engines for an over-wing aircraft configuration. *Journal of the Global Power and Propulsion Society*, 2 :493–515.
- [108] Giraud, X., Budinger, M., Roboam, X., Piquet, H., Sartor, M., and Faucher, J. (2016). Optimal design of the integrated modular power electronics cabinet. *Aerospace Science and Technology*, 48 :37–52.

- [109] GlobalAir (2021). Airbus A320. <https://www.globalair.com/aircraft-for-sale/Specifications?specid=639>.
- [110] GlobalSpec (2022). Safran Electrical and Power Datasheets for Electronic Cooling Fans. <https://datasheets.globalspec.com/ds/75/SafranElectricalPower>.
- [111] Goedkoop, M., Heijungs, R., Huijbregts, M., De Schryver, A., Struijs, J., and Van Zelm, R. (2009). *ReCiPe 2008 – A life cycle impact assessment method which comprises harmonised category indicators at the midpoint and the endpoint level*. Ministerie van Volkshuisvesting, Ruimtelijke Ordening en Milieubeheer.
- [112] Goraj, Z. (2004). An overview of the deicing and anti-icing technologies with prospects for the future. In *24th international congress of the aeronautical sciences*, volume 29.
- [113] Gössling, S. and Humpe, A. (2020). The global scale, distribution and growth of aviation : Implications for climate change. *Global Environmental Change*, 65 :102194.
- [114] Gössling, S., Humpe, A., Fichert, F., and Creutzig, F. (2021). COVID-19 and pathways to low-carbon air transport until 2050. *Environmental Research Letters*, 16(3) :034063.
- [115] Graver, B., Rutherford, D., and Zheng, S. (2020). CO2 emissions from commercial aviation : 2013, 2018, and 2019. Technical report, ICCT (International Council on Clean Transportation). <https://theicct.org/publication/co2-emissions-from-commercial-aviation-2013-2018-and-2019/>.
- [116] Graver, B., Zheng, S., Rutherford, D., Mukhopadhaya, J., and Pronk, E. (2022). Vision 2050 – Aligning aviation with the Paris Agreement. Technical report, ICCT (International Council on Clean Transportation). <https://theicct.org/publication/global-aviation-vision-2050-align-aviation-paris-jun22/>.
- [117] Gray, J. S., Hwang, J. T., Martins, J. R. R. A., Moore, K. T., and Naylor, B. A. (2019). OpenMDAO : An open-source framework for multidisciplinary design, analysis, and optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 59(4) :1075–1104.
- [118] Grewe, V., Dahlmann, K., Flink, J., Frömming, C., Ghosh, R., Gierens, K., Heller, R., Hendricks, J., Jöckel, P., Kaufmann, S., et al. (2017). Mitigating the climate impact from aviation : Achievements and results of the DLR WeCare project. *Aerospace*, 4(3) :34.
- [119] Grewe, V., Gangoli Rao, A., Grönstedt, T., Xisto, C., Linke, F., Melkert, J., Middel, J., Ohlenforst, B., Blakey, S., Christie, S., et al. (2021). Evaluating the climate impact of aviation emission scenarios towards the Paris agreement including COVID-19 effects. *Nature Communications*, 12(1) :1–10.
- [120] Grossman, B., Gurdal, Z., Strauch, G., Eppard, W., and Haftka, R. T. (1988). Integrated aerodynamic/structural design of a sailplane wing. *Journal of Aircraft*, 25(9) :855–860.
- [121] Gudmundsson, S. (2013). *General aviation aircraft design : Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann.
- [122] Gudmundsson, S. V. and Anger, A. (2012). Global carbon dioxide emissions scenarios for aviation derived from IPCC storylines : A meta-analysis. *Transportation Research Part D : Transport and Environment*, 17(1) :61–65.
- [123] Han, J., Elgowainy, A., Cai, H., and Wang, M. Q. (2013). Life-cycle analysis of bio-based aviation fuels. *Bioresource technology*, 150 :447–456.

- [124] Hassan, M. (2017). *Quantifying the impacts of vehicle technologies and operational improvements on air transportation system performance*. PhD thesis, Georgia Institute of Technology.
- [125] Hassan, M., Payan, A., Pfaender, H., Mavris, D. N., Garcia, E., and Schutte, J. (2015). Framework development for performance evaluation of the future national airspace system. In *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 3187.
- [126] Hassan, M., Pfaender, H., and Mavris, D. N. (2018). Impact of Aircraft Technologies on US Fleet CO2 Emissions. In *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 2870.
- [127] Hauschild, M. Z., Rosenbaum, R. K., and Olsen, S. I. (2018). *Life cycle assessment*. Springer.
- [128] Heinrich, A., Ross, R., Zumwalt, G., Provorse, J., and Padmanabhan, V. (1991). Aircraft Icing Handbook. Volume 2. Technical report, GATES LEARJET CORP WICHITA KS.
- [129] Hémerly, C.-V. (2013). *Etudes des phénomènes thermiques dans les batteries Li-ion*. PhD thesis, Université de Grenoble.
- [130] Herzog, J. (2006). Electrification of the environmental control system. In *25th International congress of the aeronautical sciences*, pages 1–4.
- [131] Hoffman, A. C., Hansen, I., Beach, R., Plencner, R., Dengler, R., Jefferies, K., and Frye, R. (1985). Advanced secondary power system for transport aircraft. Technical report, NASA.
- [132] Holmes, M. H. (2009). *Dimensional Analysis*. In : *Introduction to the foundations of applied mathematics*, volume 56. Springer.
- [133] Horvath, A. (2006). Environmental Assessment of Freight Transportation in the US (11 pp). *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 11(4) :229–239.
- [134] Hospodka, J. (2014). Cost-benefit analysis of electric taxi systems for aircraft. *Journal of Air Transport Management*, 39 :81–88.
- [135] Houghton, E., Carpenter, P., Collicitt, S. H., and Valentine, D. T. (2017). *Aerodynamics for Engineering Students*. 7th. Elsevier.
- [136] Huijbregts, M. A., Steinmann, Z. J., Elshout, P. M., Stam, G., Verones, F., Vieira, M., Zijp, M., Hollander, A., and van Zelm, R. (2017). ReCiPe2016 : a harmonised life cycle impact assessment method at midpoint and endpoint level. *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 22(2) :138–147.
- [137] Husemann, M., Schäfer, K., and Stumpf, E. (2018). Flexibility within flight operations as an evaluation criterion for preliminary aircraft design. *Journal of Air Transport Management*, 71 :201–214.
- [138] IATA (International Air Transport Association) (2021). *World Air Transport Statistics*. IATA.
- [139] IATA (International Air Transport Association) and others (2013). IATA technology roadmap. *IATAN : Miami, FL, USA*.
- [140] Incropera, F., DeWitt, D., Bergman, T., and Lavine, A. (1990). *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. John Wiley & Sons.
- [141] International Standard Organization (2006a). *ISO 14040 : Environmental Management – Life Cycle Assessment – Principles and Framework*. International Standard Organization.

- [142] International Standard Organization (2006b). *ISO 14044 : Environmental Management – Life Cycle Assessment – Requirements and Guidelines*. International Standard Organization.
- [143] IRENA (International Renewable Energy Agency) (2016). *Innovation Outlook – Advanced Liquid Biofuels*. Technical report, IRENA.
- [144] Jarne, G., Sanchez-Choliz, J., and Fatas-Villafranca, F. (2007). “S-shaped” curves in economic growth. A theoretical contribution and an application. *Evolutionary and Institutional Economics Review*, 3(2) :239–259.
- [145] Jemiolo, W. (2015). *Life cycle assessment of current and future passenger air transport in Switzerland*. Master’s thesis, Universitetet i Nordland.
- [146] Ji, M. and Wang, J. (2021). Review and comparison of various hydrogen production methods based on costs and life cycle impact assessment indicators. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(78) :38612–38635.
- [147] Johannng, A. and Scholz, D. (2014). *A first step towards the integration of life cycle assessment into conceptual aircraft design*. Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV.
- [148] Jolliet, O., Margni, M., Charles, R., Humbert, S., Payet, J., Rebitzer, G., and Rosenbaum, R. (2003). *IMPACT 2002+ : a new life cycle impact assessment methodology*. *The international journal of life cycle assessment*, 8(6) :324.
- [149] Jolliet, O., Saadé, M., and Crettaz, P. (2010). *Analyse du cycle de vie : comprendre et réaliser un écobilan*, volume 23. PPUR Presses polytechniques.
- [150] JupyterDevTeam (2020a). *ipyimpl : Matplotlib Jupyter Integration*. <https://github.com/matplotlib/ipyimpl>.
- [151] JupyterDevTeam (2020b). *ipywidgets : Interactive HTML Widgets*. <https://github.com/jupyter-widgets/ipywidgets>.
- [152] Jusselme, T. B. P. (2020). *Data-driven method for low-carbon building design at early stages*. PhD thesis, Lausanne, EPFL.
- [153] Kapurch, S. J. (2010). *NASA systems engineering handbook*. Diane Publishing.
- [154] Kärcher, B. (2018). Formation and radiative forcing of contrail cirrus. *Nature communications*, 9(1) :1–17.
- [155] Kaya, Y., Yokobori, K., et al. (1997). *Environment, energy, and economy : strategies for sustainability*. United Nations University Press Tokyo.
- [156] Kays, W. M. and London, A. L. (1958). *Compact heat exchangers*, volume 196. McGraw-Hill New York.
- [157] Kellermann, H., Habermann, A., Vratny, P., and Hornung, M. (2020). Assessment of fuel as alternative heat sink for future aircraft. *Applied Thermal Engineering*, 170 :114985.
- [158] Kellermann, H., Lüdemann, M., Pohl, M., and Hornung, M. (2021). Design and optimization of ram air-based thermal management systems for hybrid-electric aircraft. *Aerospace*, 8(1) :3.
- [159] Kenway, G., Henderson, R., Hicken, J., Kuntawala, N., Zingg, D., Martins, J. R., and McKeand, R. (2010). Reducing aviation’s environmental impact through large aircraft for short ranges. In *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, page 1015.

- [160] Klöpffer, W. (1997). Life cycle assessment. *Environmental Science and Pollution Research*, 4(4) :223–228.
- [161] Klöwer, M., Allen, M., Lee, D., Proud, S., Gallagher, L., and Skowron, A. (2021). Quantifying aviation’s contribution to global warming. *Environmental Research Letters*, 16(10) :104027.
- [162] Kokkolaras, M., Louca, L., Delagrammatikas, G., Michelena, N., Filipi, Z., Papalambros, P., Stein, J., and Assanis, D. (2004). Simulation-based optimal design of heavy trucks by model-based decomposition : An extensive analytical target cascading case study. *International Journal of Heavy Vehicle Systems*, 11(3-4) :403–433.
- [163] Kossarev, K., Scholz, A. E., Egerer, P., and Hornung, M. (2022). Comparison of environmental life cycle impact assessment methods for future aircraft designs. In *AIAA AVIATION 2022 Forum*, page 3659.
- [164] Köves, A. and Bajmócy, Z. (2022). The end of business-as-usual ? – a critical review of the air transport industry’s climate strategy for 2050 from the perspectives of degrowth. *Sustainable Production and Consumption*, 29 :228–238.
- [165] Kraft, D. (1988). A software package for sequential quadratic programming. *Forschungsbericht-Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt*.
- [166] Krammer, P. and Scholz, D. (2009). Estimation of electrical power required for deicing systems. *Hamburg University of Applied Sciences (HAW), Germany*.
- [167] Kreutz, T. G., Larson, E. D., Liu, G., and Williams, R. H. (2008). Fischer-Tropsch fuels from coal and biomass. In *25th annual international Pittsburgh coal conference*, volume 29. International Pittsburgh Coal Conference Pittsburgh, Pennsylvania.
- [168] Kroo, I., Altus, S., Braun, R., Gage, P., and Sobieski, I. (1994). Multidisciplinary optimization methods for aircraft preliminary design. In *5th symposium on multidisciplinary analysis and optimization*, page 4325.
- [169] Kucharavy, D. and De Guio, R. (2011). Application of S-shaped curves. *Procedia Engineering*, 9 :559–572.
- [170] Kucharavy, D. and De Guio, R. (2015). Application of logistic growth curve. *Procedia engineering*, 131 :280–290.
- [171] Kurniawan, J. S. and Khardi, S. (2011). Comparison of methodologies estimating emissions of aircraft pollutants, environmental impact assessment around airports. *Environmental Impact Assessment Review*, 31(3) :240–252.
- [172] Lamb, W. F., Wiedmann, T., Pongratz, J., Andrew, R., Crippa, M., Olivier, J. G., Wiedenhofer, D., Mattioli, G., Al Khourdajie, A., House, J., et al. (2021). A review of trends and drivers of greenhouse gas emissions by sector from 1990 to 2018. *Environmental research letters*, 16(7) :073005.
- [173] Lambe, A. B. and Martins, J. R. (2012). Extensions to the design structure matrix for the description of multidisciplinary design, analysis, and optimization processes. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 46(2) :273–284.
- [174] Lavergne, D. (2020). Systèmes d’air électriques en aéronautique – Justification, fonctionnement et dimensionnement. *Cours réalisé par Liebherr à l’ISAE-SUPAERO*.
- [175] Lawson, C. P. (2010). Environmental control systems. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*.

- [176] Lee, D. S. (2018). International aviation and the paris agreement temperature goals. Technical report, Manchester Metropolitan University, Department for Transport.
- [177] Lee, D. S., Fahey, D., Skowron, A., Allen, M., Burkhardt, U., Chen, Q., Doherty, S., Freeman, S., Forster, P., Fuglestedt, J., et al. (2021). The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018. *Atmospheric Environment*, 244 :117834.
- [178] Lee, D. S., Fahey, D. W., Forster, P. M., Newton, P. J., Wit, R. C., Lim, L. L., Owen, B., and Sausen, R. (2009). Aviation and global climate change in the 21st century. *Atmospheric environment*, 43(22-23) :3520–3537.
- [179] Lee, J. J. (2010). Can we accelerate the improvement of energy efficiency in aircraft systems? *Energy conversion and management*, 51(1) :189–196.
- [180] Li, R., Xu, W., and Zhang, D. (2021). Impacts of thermal and mechanical cycles on electro-thermal anti-icing system of cfrp laminates embedding sprayable metal film. *Materials*, 14(7) :1589.
- [181] Liang, C., Tong, X., Lei, T., Li, Z., and Wu, G. (2017). Optimal design of an air-to-air heat exchanger with cross-corrugated triangular ducts by using a particle swarm optimization algorithm. *Applied Sciences*, 7(6) :554.
- [182] Liebherr (2012). ILA Berlin Air Show. <https://commons.wikimedia.org/wiki/Category:Liebherr-Aerospace>.
- [183] Linke, F., Grewe, V., Vos, R., Niklaß, M., Lührs, B., Yin, F., and Dedoussi, I. (2020). GLO-WOPT – A new approach towards global-warming-optimized aircraft design. In *Aerospace Europe Conference*.
- [184] Liscouet-Hanke, S. (2008). *A model-based methodology for integrated preliminary sizing and analysis of aircraft power system architectures*. PhD thesis, Institut National des Sciences Appliquées de Toulouse.
- [185] Liu, X., Zhou, D., Zhou, P., and Wang, Q. (2017). What drives CO2 emissions from China’s civil aviation? An exploration using a new generalized PDA method. *Transportation Research Part A : Policy and Practice*, 99 :30–45.
- [186] Lopes, J. V. d. O. F. (2010). Life Cycle Assessment of the Airbus A330-200 Aircraft. Master’s thesis, Universidade Tecnica de Lisboa.
- [187] Lukic, M., Hebala, A., Giangrande, P., Klumpner, C., Nuzzo, S., Chen, G., Gerada, C., Eastwick, C., and Galea, M. (2018). State of the art of electric taxiing systems. In *2018 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*, pages 1–6. IEEE.
- [188] Lynch, J., Cain, M., Pierrehumbert, R., and Allen, M. (2020). Demonstrating GWP* : A means of reporting warming-equivalent emissions that captures the contrasting impacts of short-and long-lived climate pollutants. *Environmental Research Letters*, 15(4) :044023.
- [189] Macarthur, C. (1983). Numerical simulation of airfoil ice accretion. In *21st Aerospace Sciences Meeting*, page 112.
- [190] MacDougall, A. H. (2016). The transient response to cumulative CO2 emissions : a review. *Current Climate Change Reports*, 2(1) :39–47.
- [191] MacDougall, A. H. and Friedlingstein, P. (2015). The origin and limits of the near proportionality between climate warming and cumulative CO2 emissions. *Journal of Climate*, 28(10) :4217–4230.

- [192] Madonna, V., Giangrande, P., and Galea, M. (2018). Electrical power generation in aircraft : Review, challenges, and opportunities. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 4(3) :646–659.
- [193] Malavolti, E. and Podesta, M. (2015). Strategic reactions of airlines to the european trading scheme. *Transportation Research Procedia*, 8 :103–113.
- [194] Maré, J.-C. (2016). *Les actionneurs aéronautiques 1 : besoins, fiabilité et solutions à puissance hydraulique*, volume 1. ISTE Group.
- [195] Maré, J.-C. (2017). *Les actionneurs aéronautiques 2 : solutions à puissance et signaux électriques*, volume 2. ISTE Group.
- [196] Maré, J.-C. (2018). *Les actionneurs aéronautiques 3 : Avions commerciaux européens et convertibles*, volume 3. ISTE Group.
- [197] Marquart, S., Ponater, M., Ström, L., and Gierens, K. (2005). An upgraded estimate of the radiative forcing of cryoplane contrails. *Meteorologische Zeitschrift*, 14(4) :573–582.
- [198] Martins, J. R. and Lambe, A. B. (2013). Multidisciplinary design optimization : a survey of architectures. *AIAA journal*, 51(9) :2049–2075.
- [199] Masanet, E., Chang, Y., Gopal, A. R., Larsen, P., Morrow III, W. R., Sathre, R., Shehabi, A., and Zhai, P. (2013). Life-cycle assessment of electric power systems. *Annual Review of Environment and Resources*, 38 :107–136.
- [200] Massachusetts Institute of Technology (2020). Airline data project. <https://web.mit.edu/airlinedata/www/Aircraft&Related.html>.
- [201] Masson-Delmotte, V., Zhai, P., Pirani, A., Connors, S., Péan, C., Berger, S., Caud, N., Chen, Y., Goldfarb, L., Gomis, M., Huang, M., Leitzell, K., Lonnoy, E., Matthews, J., Maycock, T., Waterfield, T., Yelekçi, O., Yu, R., and Zhou, B. (2021). *Climate Change 2021 : The Physical Science Basis. Contribution of Working Group I to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge University Press.
- [202] Masson-Delmotte, V., Zhai, P., Pörtner, H.-O., Roberts, D., Skea, J., Shukla, P. R., Pirani, A., Moufouma-Okia, W., Péan, C., Pidcock, R., et al. (2018). *An IPCC Special Report on the impacts of global warming of 1.5°C*. Cambridge University Press.
- [203] Matthes, S., Lührs, B., Dahlmann, K., Grewe, V., Linke, F., Yin, F., Klingaman, E., and Shine, K. P. (2020). Climate-optimized trajectories and robust mitigation potential : Flying ATM4E. *Aerospace*, 7(11) :156.
- [204] Matthews, H. D., Gillett, N. P., Stott, P. A., and Zickfeld, K. (2009). The proportionality of global warming to cumulative carbon emissions. *Nature*, 459(7248) :829–832.
- [205] Matthews, H. D., Landry, J.-S., Partanen, A.-I., Allen, M., Eby, M., Forster, P. M., Friedlingstein, P., and Zickfeld, K. (2017). Estimating carbon budgets for ambitious climate targets. *Current Climate Change Reports*, 3(1) :69–77.
- [206] Matthews, H. D., Tokarska, K. B., Rogelj, J., Smith, C. J., MacDougall, A. H., Haustein, K., Mengis, N., Sippel, S., Forster, P. M., and Knutti, R. (2021). An integrated approach to quantifying uncertainties in the remaining carbon budget. *Communications Earth & Environment*, 2(1) :1–11.
- [207] Mayor, K. and Tol, R. S. (2010). Scenarios of carbon dioxide emissions from aviation. *Global Environmental Change*, 20(1) :65–73.

- [208] Meier, O. and Scholz, D. (2010). A handbook method for the estimation of power requirements for electrical de-icing systems. *DLRK, Hamburg*, 31.
- [209] Meinshausen, M. and Nicholls, Z. (2022). GWP* is a model, not a metric. *Environmental Research Letters*, 17(4) :041002.
- [210] Meyer-Vernet, N. and Rospars, J.-P. (2015). How fast do living organisms move : Maximum speeds from bacteria to elephants and whales. *American Journal of Physics*, 83(8) :719–722.
- [211] Moir, I. and Seabridge, A. (2011). *Aircraft Systems : Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*. John Wiley & Sons.
- [212] Moir, I. and Seabridge, A. (2012). *Design and development of aircraft systems*, volume 67. John Wiley & Sons.
- [213] Nagel, N. (2017). Actuation challenges in the more electric aircraft : Overcoming hurdles in the electrification of actuation systems. *IEEE Electrification Magazine*, 5(4) :38–45.
- [214] Navarro, H. and Cabezas-Gomez, L. (2007). Effectiveness-ntu computation with a mathematical model for cross-flow heat exchangers. *Brazilian Journal of Chemical Engineering*, 24(4) :509–521.
- [215] Naz, S. (2014). *Multidisciplinary design optimization (MDO) of transonic fan blade*. PhD thesis, École Polytechnique de Montréal.
- [216] Nexans (2015). Designed for general purpose aircraft wiring applications. <https://www.direct.fr/245000-fil-aeronautique-mlb22.html>.
- [217] NLR (Royal Netherlands Aerospace Center) and SEO Amsterdam Economics (2021). Destination 2050 – A route to net zero European aviation. Technical report, A4E (Airlines for Europe), ACI EUROPE (Airports Council International-EUROPE), ASD (Aerospace & Defence Industries Association of Europe), CANSO (Civil Air Navigation Services Organisation), ERA (European Regions Airline Association). <https://www.destination2050.eu/>.
- [218] Nojoudi, H., Dincer, I., and Naterer, G. (2009). Greenhouse gas emissions assessment of hydrogen and kerosene-fueled aircraft propulsion. *International journal of hydrogen energy*, 34(3) :1363–1369.
- [219] Noppel, F. and Singh, R. (2007). Overview on contrail and cirrus cloud avoidance technology. *Journal of Aircraft*, 44(5) :1721–1726.
- [220] OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) (2019). *ICAO Environmental Report 2019 – Chapter 6. Climate Change Mitigation : CORSIA*. ICAO.
- [221] OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) (2022). *Report on the feasibility of a long-term aspirational goal (LTAG) for international civil aviation CO2 emission reductions*. ICAO.
- [222] OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) (2018). *ICAO Carbon Emissions Calculator Methodology*.
- [223] Oliveira, A. S., de Barros, M. D., de Carvalho Pereira, F., Gomes, C. F. S., and da Costa, H. G. (2018). Prospective scenarios : A literature review on the Scopus database. *Futures*, 100 :20–33.
- [224] Our World in Data (2021). How have the world's energy sources changed over the last two centuries? <https://ourworldindata.org/global-energy-200-years>.

- [225] Owsianiak, M., Laurent, A., Bjørn, A., and Hauschild, M. Z. (2014). IMPACT 2002+, ReCiPe 2008 and ILCD's recommended practice for characterization modelling in life cycle impact assessment : a case study-based comparison. *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 19(5) :1007–1021.
- [226] O'Malley, J., Pavlenko, N., and Searle, S. (2021). Estimating sustainable aviation fuel feedstock availability to meet growing european union demand. *International Council on Clean Transportation : Berlin, Germany*.
- [227] Padey, P. (2013). *Modèles simplifiés d'Analyse de Cycle de Vie : cadre méthodologique et applications aux filières de conversion d'énergie*. PhD thesis, Paris, ENMP.
- [228] Palanque, V. (2022). *Design of low consumption electro-mechanical resonant de-icing systems*. PhD thesis, Toulouse, ISAE-SUPAERO.
- [229] Palanque, V., Budinger, M., Pommier-Budinger, V., Bennani, L., and Delsart, D. (2021). Electro-mechanical resonant ice protection systems : Power requirements for fractures initiation and propagation. In *AIAA Aviation 2021 Forum*, page 2651.
- [230] Palladino, V., Jordan, A., Bartoli, N., Schmollgruber, P., Pommier-Budinger, V., and Benard, E. (2021). Preliminary studies of a regional aircraft with hydrogen-based hybrid propulsion. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, page 2411.
- [231] Parkinson, B., Balcombe, P., Speirs, J., Hawkes, A., and Hellgardt, K. (2019). Levelized cost of CO₂ mitigation from hydrogen production routes. *Energy & environmental science*, 12(1) :19–40.
- [232] Parrot (2021). ANAFI USA. <https://www.parrot.com/us/drones/anafi-usa>.
- [233] Pearlson, M., Wollersheim, C., and Hileman, J. (2013). A techno-economic review of hydroprocessed renewable esters and fatty acids for jet fuel production. *Biofuels, Bioproducts and Biorefining*, 7(1) :89–96.
- [234] Pellicano, P. and Riley, J. (2007). Residual and inter-cycle ice for lower-speed aircraft with pneumatic boots. In *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, page 1090.
- [235] Peng, L., Zhi-gang, G., and Jun, Z. (2018). Power loss and heat dissipation characteristics of high-power electromechanical actuators. In *MATEC Web of Conferences*, volume 153, page 03003. EDP Sciences.
- [236] Perez, R., Liu, H., and Behdinan, K. (2004). Evaluation of multidisciplinary optimization approaches for aircraft conceptual design. In *10th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference*, page 4537.
- [237] Pérez-Grande, I. and Leo, T. J. (2002). Optimization of a commercial aircraft environmental control system. *Applied thermal engineering*, 22(17) :1885–1904.
- [238] Pettes-Duler, M. (2021). *Conception intégrée optimale du système propulsif d'un avion régional hybride électrique*. PhD thesis, Toulouse, INPT.
- [239] Pierrat, E., Rucpic, L., Hauschild, M. Z., and Laurent, A. (2021). Global environmental mapping of the aeronautics manufacturing sector. *Journal of Cleaner Production*, 297 :126603.
- [240] Pinheiro Melo, S., Barke, A., Cerdas, F., Thies, C., Mennenga, M., Spengler, T. S., and Herrmann, C. (2020). Sustainability assessment and engineering of emerging aircraft technologies — Challenges, methods and tools. *Sustainability*, 12(14) :5663.

- [241] Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., and Bénard, E. (2021a). Simulation and evaluation of sustainable climate trajectories for aviation. *Journal of Environmental Management*, 295 :113079.
- [242] Planès, T., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., Palanque, V., and Bénard, E. (2022). Sizing and optimization of a more electric aircraft integrating short-term incremental technologies. In *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*.
- [243] Planès, T., Habrard, V., Delbecq, S., Pommier-Budinger, V., and Bénard, E. (2021b). Thermal management system models for overall aircraft design. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, page 2428.
- [244] Ploetner, K. O., Rothfeld, R., Urban, M., Hornung, M., Tay, G., and Oguntona, O. (2017). Technological and operational scenarios on aircraft fleet-level towards ATAG and IATA 2050 emission targets. In *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 3771.
- [245] Pollet, F., Delbecq, S., Budinger, M., and Moschetta, J.-M. (2021). Design optimization of multicopter drones in forward flight. In *32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*.
- [246] Pommier-Budinger, V., Budinger, M., Rousset, P., Dezitter, F., Huet, F., Wetterwald, M., and Bonaccorso, E. (2018). Electromechanical resonant ice protection systems : initiation of fractures with piezoelectric actuators. *AIAA Journal*, 56(11) :4400–4411.
- [247] Powell, M. J. (1994). A direct search optimization method that models the objective and constraint functions by linear interpolation. In *Advances in optimization and numerical analysis*, pages 51–67. Springer.
- [248] Prinçaud, M. (2011). *Développement d'un outil d'aide à la décision environnementale basé sur l'analyse de cycle de vie intégré au processus de conception*. PhD thesis, Arts et Métiers ParisTech.
- [249] Prussi, M., Lee, U., Wang, M., Malina, R., Valin, H., Taheripour, F., Velarde, C., Staples, M. D., Lonza, L., and Hileman, J. I. (2021). CORSIA : The first internationally adopted approach to calculate life-cycle GHG emissions for aviation fuels. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 150 :111398.
- [250] Qiu, R., Xu, J., and Zeng, Z. (2017). Carbon emission allowance allocation with a mixed mechanism in air passenger transport. *Journal of environmental management*, 200 :204–216.
- [251] Quadros, F. D., Snellen, M., and Dedoussi, I. C. (2022). Recent and Projected Trends in Global Civil Aviation Fleet Average NOx Emissions Indices. In *AIAA SCITECH 2022 Forum*, page 2051.
- [252] Quantstack (2020). voila : Voilà turns Jupyter notebooks into standalone web applications. <https://github.com/voila-dashboards/voila>.
- [253] Ramanathan, S., Varadan, V. V., and Varadan, V. K. (2000). Deicing of helicopter blades using piezoelectric actuators. In *Smart Structures and Materials 2000 : Smart Electronics and MEMS*, volume 3990, pages 281–292. SPIE.
- [254] Ramaswamy, V., Collins, W., Haywood, J., Lean, J., Mahowald, N., Myhre, G., Naik, V., Shine, K., Soden, B., Stenchikov, G., et al. (2019). Radiative forcing of climate : the historical evolution of the radiative forcing concept, the forcing agents and their quantification, and applications. *Meteorological Monographs*, 59 :14–1.

- [255] Ribeiro, J., Afonso, F., Ribeiro, I., Ferreira, B., Policarpo, H., Peças, P., and Lau, F. (2020). Environmental assessment of hybrid-electric propulsion in conceptual aircraft design. *Journal of Cleaner Production*, 247 :119477.
- [256] Riboldi, C. E., Gualdoni, F., and Trainelli, L. (2018). Preliminary weight sizing of light pure-electric and hybrid-electric aircraft. *Transportation Research Procedia*, 29 :376–389.
- [257] Risse, K., Schäfer, K., Schültke, F., and Stumpf, E. (2016). Central Reference Aircraft data System (CERAS) for research community. *CEAS Aeronautical Journal*, 7(1) :121–133.
- [258] Roboam, X. (2021). HASTECS. In *More Electric Aircraft*.
- [259] Roboam, X., Touhami, S., Erroui, N., Zeaiter, A., Accorinti, F., Collin, P., and Pettes-Duler, M. (2021). HASTECS – Hybrid aircraft : research on thermal and electric components and systems.
- [260] Rockström, J., Steffen, W., Noone, K., Persson, Å., Chapin, F. S., Lambin, E. F., Lenton, T. M., Scheffer, M., Folke, C., Schellnhuber, H. J., et al. (2009). A safe operating space for humanity. *Nature*, 461(7263) :472–475.
- [261] Rogelj, J., Forster, P. M., Kriegler, E., Smith, C. J., and Séférian, R. (2019). Estimating and tracking the remaining carbon budget for stringent climate targets. *Nature*, 571(7765) :335–342.
- [262] Rogelj, J., Schaeffer, M., Friedlingstein, P., Gillett, N. P., Van Vuuren, D. P., Riahi, K., Allen, M., and Knutti, R. (2016). Differences between carbon budget estimates unravelled. *Nature Climate Change*, 6(3) :245–252.
- [263] Roskam, J. (1995). *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. DARcorporation.
- [264] Roskam, J. and Lan, C.-T. E. (1997). *Airplane aerodynamics and performance*. DARcorporation.
- [265] Rousseaux, P. (2005). *Analyse du cycle de vie (ACV)*. Ed. Techniques Ingénieur.
- [266] Roux, É. (2005). *Pour une approche analytique de la dynamique du vol*. PhD thesis, Toulouse, ISAE-SUPAERO.
- [267] Rupcic, L., Pierrat, E., Fricke, K., Moll, T., Hauschild, M. Z., and Laurent, A. (2022). Improving environmental performances of integrated bladed rotors for aircraft. *CIRP Annals*, 71(1) :13–16.
- [268] Ryberg, M. W., Andersen, M. M., Owsianiak, M., and Hauschild, M. Z. (2020). Downscaling the planetary boundaries in absolute environmental sustainability assessments – A review. *Journal of cleaner production*, 276 :123287.
- [269] Ryberg, M. W., Owsianiak, M., Richardson, K., and Hauschild, M. Z. (2018). Development of a life-cycle impact assessment methodology linked to the Planetary Boundaries framework. *Ecological Indicators*, 88 :250–262.
- [270] Saeed, F., Morency, F., and Paraschivoiu, I. (2000). Numerical simulation of a hot-air anti-icing system. In *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, page 630.
- [271] Sakanova, A. and Tseng, K. J. (2018). Comparison of pin-fin and finned shape heat sink for power electronics in future aircraft. *Applied Thermal Engineering*, 136 :364–374.
- [272] Sala, S., Cerutti, A. K., and Pant, R. (2018). Development of a weighting approach for the environmental footprint. *Publications Office of the European Union : Luxembourg*.

- [273] Sala, S., Crenna, E., Secchi, M., and Pant, R. (2017). Global normalisation factors for the environmental footprint and life cycle assessment. *Publications Office of the European Union : Luxembourg*, pages 1–16.
- [274] Sanchez, F. (2017). *Génération de modèles analytiques pour la conception préliminaire de systèmes multi-physiques : application à la thermique des actionneurs et des systèmes électriques embarqués*. PhD thesis, Université Paul Sabatier-Toulouse III.
- [275] Sanchez, F. and Delbecq, S. (2016). Surrogate modeling technique for the conceptual and preliminary design of embedded systems and components. In *International Council of Aeronautical Sciences*.
- [276] Sanchez, F., Delbecq, S., Budinger, M., and Hazyuk, I. (2017). Modelling and design approaches for the preliminary design of power electronic converters. In *ELECTRIMACS*.
- [277] Sanchez, F. and Liscouet-Hanke, S. (2020). Thermal risk prediction methodology for conceptual design of aircraft equipment bays. *Aerospace Science and Technology*, page 105946.
- [278] Santos, A., Andrade, C., and Zaparoli, E. L. (2014). A thermodynamic study of air cycle machine for aeronautical applications. *International Journal of Thermodynamics*, 17(3) :117–125.
- [279] Sausen, R. and Schumann, U. (2000). Estimates of the climate response to aircraft CO₂ and NO_x emissions scenarios. *Climatic Change*, 44(1) :27–58.
- [280] SBTI (Science Based Targets Initiative) (2015). Sectoral Decarbonization Approach (SDA) : A method for setting corporate emission reduction targets in line with climate science. Technical report, SBTI.
- [281] SBTI (Science Based Targets Initiative) (2021). Science-based target setting for the aviation sector. Technical report, SBTI.
- [282] Schaefer, M. and Bartosch, S. (2013). Overview on fuel flow correlation methods for the calculation of NO_x, CO and HC emissions and their implementation into aircraft performance software. *Institut für Antriebstechnik, Köln*.
- [283] Schäfer, A. W., Evans, A. D., Reynolds, T. G., and Dray, L. (2016). Costs of mitigating CO₂ emissions from passenger aircraft. *Nature Climate Change*, 6(4) :412–417.
- [284] Schandl, H., Hatfield-Dodds, S., Wiedmann, T., Geschke, A., Cai, Y., West, J., Newth, D., Baynes, T., Lenzen, M., and Owen, A. (2016). Decoupling global environmental pressure and economic growth : scenarios for energy use, materials use and carbon emissions. *Journal of Cleaner Production*, 132 :45–56.
- [285] Scheelhaase, J., Maertens, S., Grimme, W., and Jung, M. (2018). EU ETS versus CORSIA – A critical assessment of two approaches to limit air transport’s CO₂ emissions by market-based measures. *Journal of Air Transport Management*, 67 :55–62.
- [286] Schleussner, C.-F., Rogelj, J., Schaeffer, M., Lissner, T., Licker, R., Fischer, E. M., Knutti, R., Levermann, A., Frieler, K., and Hare, W. (2016). Science and policy characteristics of the Paris Agreement temperature goal. *Nature Climate Change*, 6(9) :827–835.
- [287] Scholz, A. E., Trifonov, D., and Hornung, M. (2022). Environmental life cycle assessment and operating cost analysis of a conceptual battery hybrid-electric transport aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 13(1) :215–235.

- [288] Seresinhe, R. and Lawson, C. (2015). Electrical load-sizing methodology to aid conceptual and preliminary design of large commercial aircraft. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, 229(3) :445–466.
- [289] Sforza, P. M. (2014). *Commercial airplane design principles*. Elsevier.
- [290] Sgueglia, A. (2019). *Methodology for sizing and optimising a Blended Wing-Body with distributed electric ducted fans*. PhD thesis, Toulouse, ISAE-SUPAERO.
- [291] Sharmina, M., Edelenbosch, O. Y., Wilson, C., Freeman, R., Gernaat, D., Gilbert, P., Larkin, A., Littleton, E., Traut, M., van Vuuren, D. P., et al. (2021). Decarbonising the critical sectors of aviation, shipping, road freight and industry to limit warming to 1.5-2°C. *Climate Policy*, 21(4) :455–474.
- [292] Shen, X., Guo, Q., Lin, G., Zeng, Y., and Hu, Z. (2020). Study on loose-coupling methods for aircraft thermal anti-icing system. *Energies*, 13(6) :1463.
- [293] Shi, M., Gladin, J., and Mavris, D. N. (2021). A systematic methodology for populating the aircraft thermal management system architecture space. In *AIAA Scitech 2021 Forum*, page 1295.
- [294] Shine, K. P., Fuglestedt, J. S., Hailemariam, K., and Stuber, N. (2005). Alternatives to the global warming potential for comparing climate impacts of emissions of greenhouse gases. *Climatic Change*, 68(3) :281–302.
- [295] Shinkafi, A. and Lawson, C. (2014). Enhanced method of conceptual sizing of aircraft electro-thermal de-icing system. *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering*, 8(6) :1069–1076.
- [296] Siddiqui, O. and Dincer, I. (2019). A well to pump life cycle environmental impact assessment of some hydrogen production routes. *International Journal of Hydrogen Energy*, 44(12) :5773–5786.
- [297] Sielemann, M. (2012). *Device-oriented modeling and simulation in aircraft energy systems design*. Dr. Hut.
- [298] Simpson, T. W., Poplinski, J., Koch, P. N., and Allen, J. K. (2001). Metamodels for computer-based engineering design : survey and recommendations. *Engineering with computers*, 17(2) :129–150.
- [299] Sinnett, M. (2007). 787 no-bleed systems : saving fuel and enhancing operational efficiencies. *Aero Quarterly*, 18 :6–11.
- [300] Sizing Lab (2020). pyVPLM. <https://github.com/SizingLab/pyvplm>.
- [301] Slade, R., Bauen, A., and Gross, R. (2014). Global bioenergy resources. *Nature Climate Change*, 4(2) :99–105.
- [302] Smith, A., Childs, T., and Chen, R. (2018a). Study into electrically shaft driven air cycle machines. In *1st International Conference on Advances in Aerospace Structures, Systems and Technology*.
- [303] Smith, C. J., Forster, P. M., Allen, M., Leach, N., Millar, R. J., Passerello, G. A., and Regayre, L. A. (2018b). FAIR v1.3 : a simple emissions-based impulse response and carbon cycle model. *Geoscientific Model Development*, 11(6) :2273–2297.

- [304] Sobieszczanski-Sobieski, J. (1988). Optimization by decomposition : a step from hierarchic to non-hierarchic systems. In *NASA/Air Force symposium on recent advances in multidisciplinary analysis and optimization*, pages NASA-TM-101494.
- [305] Spielmann, M., de Haan, P., and Scholz, R. W. (2008). Environmental rebound effects of high-speed transport technologies : a case study of climate change rebound effects of a future underground maglev train system. *Journal of Cleaner Production*, 16(13) :1388–1398.
- [306] Staples, M. D., Malina, R., and Barrett, S. R. (2017). The limits of bioenergy for mitigating global life-cycle greenhouse gas emissions from fossil fuels. *Nature Energy*, 2(2) :1–8.
- [307] Staples, M. D., Malina, R., Olcay, H., Pearlson, M. N., Hileman, J. I., Boies, A., and Barrett, S. R. (2014). Lifecycle greenhouse gas footprint and minimum selling price of renewable diesel and jet fuel from fermentation and advanced fermentation production technologies. *Energy & Environmental Science*, 7(5) :1545–1554.
- [308] Staples, M. D., Malina, R., Suresh, P., Hileman, J. I., and Barrett, S. R. (2018). Aviation CO2 emissions reductions from the use of alternative jet fuels. *Energy Policy*, 114 :342–354.
- [309] Sterman, J., Fiddaman, T., Franck, T. R., Jones, A., McCauley, S., Rice, P., Sawin, E., and Siegel, L. (2012). Climate interactive : the C-ROADS climate policy model. *System Dynamics Review*.
- [310] Stocker, T., Qin, D., Plattner, G.-K., Tignor, M., Allen, S., Boschung, J., Nauels, A., Xia, Y., Bex, V., and Midgley, P. (2013). *Climate Change 2013 : The Physical Science Basis. Contribution of Working Group I to the Fifth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge University Press.
- [311] Stockholm Resilience Center (2022). Planetary boundaries. <https://www.stockholmresilience.org/research/planetary-boundaries.html>.
- [312] Strapasson, A., Woods, J., Pérez-Cirera, V., Elizondo, A., Cruz-Cano, D., Pestiaux, J., Cornet, M., and Chaturvedi, R. (2020). Modelling carbon mitigation pathways by 2050 : Insights from the Global Calculator. *Energy Strategy Reviews*, page 100494.
- [313] Stratton, R. W., Wolfe, P. J., and Hileman, J. I. (2011). Impact of aviation non-CO2 combustion effects on the environmental feasibility of alternative jet fuels. *Environmental science & technology*, 45(24) :10736–10743.
- [314] Stratton, R. W., Wong, H. M., Hileman, J. I., et al. (2010). Life cycle greenhouse gas emissions from alternative jet fuels. *PARTNER project*, 28 :133.
- [315] Tartousi, H. (2011). *Simulation numérique des compresseurs et des turbines automobiles*. PhD thesis, Ecole Centrale de Lyon.
- [316] Tassinari, R. (1997). *Pratique de l'analyse fonctionnelle*. Dunod.
- [317] Teoh, R., Schumann, U., Majumdar, A., and Stettler, M. E. (2020). Mitigating the climate forcing of aircraft contrails by small-scale diversions and technology adoption. *Environmental Science & Technology*, 54(5) :2941–2950.
- [318] Teoh, R., Schumann, U., Voigt, C., Schripp, T., Shapiro, M., Engberg, Z., Molloy, J., Koudis, G., and Stettler, M. E. (2022). Targeted use of sustainable aviation fuel to maximize climate benefits. *Environmental Science & Technology*.

- [319] Terrenoire, E., Hauglustaine, D., Gasser, T., and Penanhoat, O. (2019). The contribution of carbon dioxide emissions from the aviation sector to future climate change. *Environmental research letters*, 14(8) :084019.
- [320] Tfailly, A. and Kokkolaras, M. (2018). Integrating air systems in aircraft multidisciplinary design optimization. In *2018 Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, page 3742.
- [321] Thauvin, J. (2018). *Exploring the design space for a hybrid-electric regional aircraft with multidisciplinary design optimisation methods*. PhD thesis, Toulouse INP.
- [322] Thibault, D. (2009). *Etude du refroidissement par impact de jets à travers une paroi mince et avec un écoulement cisailant amont : application aux aubes de turbines*. PhD thesis, Poitiers, ISAE-ENSMA.
- [323] Thomas, S. K., Cassoni, R. P., and MacArthur, C. D. (1996). Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling. *Journal of aircraft*, 33(5) :841–854.
- [324] Thurber, M. – AINonline (2020). Honeywell Develops A/C System for Future Flyers. <https://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2020-06-22/honeywell-develops-c-system-future-flyers>.
- [325] Tulus, V., Pérez-Ramírez, J., and Guillén-Gosálbez, G. (2021). Planetary metrics for the absolute environmental sustainability assessment of chemicals. *Green Chemistry*, 23(24) :9881–9893.
- [326] Ueckerdt, F., Bauer, C., Dirnaichner, A., Everall, J., Sacchi, R., and Luderer, G. (2021). Potential and risks of hydrogen-based e-fuels in climate change mitigation. *Nature Climate Change*, 11(5) :384–393.
- [327] Valente, A., Tulus, V., Galán-Martín, Á., Huijbregts, M. A., and Guillén-Gosálbez, G. (2021). The role of hydrogen in heavy transport to operate within planetary boundaries. *Sustainable energy & fuels*, 5(18) :4637–4649.
- [328] Van Den Bossche, D. (2006). The A380 flight control electrohydrostatic actuators, achievements and lessons learnt. In *25th international congress of the aeronautical sciences*, pages 1–8.
- [329] Van Groesen, E. and Molenaar, J. (2007). *Continuum modeling in the physical sciences*. Society for industrial and applied mathematics.
- [330] van Heerden, A. S., Judt, D. M., Jafari, S., Lawson, C. P., Nikolaidis, T., and Bosak, D. (2022). Aircraft thermal management : Practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities. *Progress in Aerospace Sciences*, 128 :100767.
- [331] Vargas, J. V. and Bejan, A. (2001). Thermodynamic optimization of finned crossflow heat exchangers for aircraft environmental control systems. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 22(6) :657–665.
- [332] Vedantham, A. and Oppenheimer, M. (1998). Long-term scenarios for aviation : Demand and emissions of CO₂ and NO_x. *Energy Policy*, 26(8) :625–641.
- [333] Venna, S. V., Lin, Y.-J., and Botura, G. (2007). Piezoelectric transducer actuated leading edge de-icing with simultaneous shear and impulse forces. *Journal of Aircraft*, 44(2) :509–515.
- [334] Ventura, A. (2022). Transition Life Cycle Assessment : a new method to face ecological transition. *Frontiers in Sustainability*, page 81.

- [335] Verstraete, J. (2012). Creating a Life-Cycle-Assessment of an Aircraft. Master's thesis, Hamburg University of Applied Sciences.
- [336] Villedieu, P., Trontin, P., and Chauvin, R. (2014). Glaciated and mixed phase ice accretion modeling using ONERA 2D icing suite. In *6th AIAA atmospheric and space environments conference*, page 2199.
- [337] Villeneuve, E., Volat, C., and Ghinet, S. (2020a). Numerical and experimental investigation of the design of a piezoelectric de-icing system for small rotorcraft part 1/3 : Development of a flat plate numerical model with experimental validation. *Aerospace*, 7(5) :62.
- [338] Villeneuve, E., Volat, C., and Ghinet, S. (2020b). Numerical and experimental investigation of the design of a piezoelectric de-icing system for small rotorcraft part 2/3 : Investigation of transient vibration during frequency sweeps and optimal piezoelectric actuator excitation. *Aerospace*, 7(5) :49.
- [339] Villeneuve, E., Volat, C., and Ghinet, S. (2020c). Numerical and experimental investigation of the design of a piezoelectric de-icing system for small rotorcraft part 3/3 : Numerical model and experimental validation of vibration-based de-icing of a flat plate structure. *Aerospace*, 7(5) :54.
- [340] Virtanen, P., Gommers, R., Oliphant, T. E., Haberland, M., Reddy, T., Cournapeau, D., Burovski, E., Peterson, P., Weckesser, W., Bright, J., van der Walt, S. J., Brett, M., Wilson, J., Millman, K. J., Mayorov, N., Nelson, A. R. J., Jones, E., Kern, R., Larson, E., Carey, C. J., Polat, İ., Feng, Y., Moore, E. W., VanderPlas, J., Laxalde, D., Perktold, J., Cimrman, R., Henriksen, I., Quintero, E. A., Harris, C. R., Archibald, A. M., Ribeiro, A. H., Pedregosa, F., van Mulbregt, P., and SciPy 1.0 Contributors (2020). SciPy 1.0 : Fundamental Algorithms for Scientific Computing in Python. *Nature Methods*, 17 :261–272.
- [341] Wang, Q., Chiu, Y.-H., and Chiu, C.-R. (2015). Driving factors behind carbon dioxide emissions in China : A modified production-theoretical decomposition analysis. *Energy Economics*, 51 :252–260.
- [342] Welstead, J. and Felder, J. L. (2016). Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion. In *54th AIAA aerospace sciences meeting*, page 1027.
- [343] Wen, T., Zhan, H., Zhang, D., and Lu, L. (2017). Development of evaporation pressure-capacity control strategy for aircraft vapor cycle system. *International Journal of Refrigeration*, 83 :14–22.
- [344] Wes McKinney (2010). Data Structures for Statistical Computing in Python. In *Proceedings of the 9th Python in Science Conference*, pages 56 – 61.
- [345] Wise, M., Muratori, M., and Kyle, P. (2017). Biojet fuels and emissions mitigation in aviation : An integrated assessment modeling analysis. *Transportation Research Part D : Transport and Environment*, 52 :244–253.
- [346] Yi, S.-I., Shin, J.-K., and Park, G. (2008). Comparison of mdo methods with mathematical examples. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 35(5) :391–402.
- [347] Zhang, C., Song, K., Wang, H., and Randhir, T. O. (2021). Carbon budget management in the civil aviation industry using an interactive control perspective. *International Journal of Sustainable Transportation*, 15(1) :30–39.
- [348] Zhang, L., Li, Z., Jia, X., Tan, R. R., and Wang, F. (2020). Targeting carbon emissions mitigation in the transport sector – A case study in Urumqi, China. *Journal of Cleaner Production*, page 120811.

-
- [349] Zhang, L.-Z. (2005). Numerical study of periodically fully developed flow and heat transfer in cross-corrugated triangular channels in transitional flow regime. *Numerical Heat Transfer, Part A : Applications*, 48(4) :387–405.
- [350] Zhang, M., Huang, Q., Liu, S., and Li, H. (2019). Assessment method of fuel consumption and emissions of aircraft during taxiing on airport surface under given meteorological conditions. *Sustainability*, 11(21) :6110.
- [351] Zhao, X., Taheripour, F., Malina, R., Staples, M. D., and Tyner, W. E. (2021). Estimating induced land use change emissions for sustainable aviation biofuel pathways. *Science of the Total Environment*, 779 :146238.

Annexe A

Ressources numériques

Différentes ressources numériques ont été utilisées dans le cadre de ces travaux. Les liens pour accéder à ces dernières sont donnés dans cette annexe.

FAST-OAD

FAST-OAD est la plateforme de conception avion développée par l'ISAE-SUPAERO et l'ONERA. Elle a été utilisée et complétée dans le cadre de cette thèse. Le code source de FAST-OAD est disponible sur un dépôt GitHub public.

<https://github.com/fast-aircraft-design/FAST-OAD>

Les modèles de FAST-OAD spécifiques aux avions conventionnels de catégorie CS-25 sont aussi disponibles sur un dépôt GitHub public.

https://github.com/fast-aircraft-design/FAST-OAD_CS25

En revanche, les modules spécifiques développés dans le cadre de cette thèse pour les systèmes avion et l'ACV sont privés à ce jour.

CAST

CAST est un outil pour simuler et évaluer des scénarios prospectifs durables pour le transport aérien. Il a été développé dans le cadre de cette thèse. CAST est directement utilisable sur une application web publique.

<https://cast.isae-supero.fr/>

Le code source de CAST sera aussi disponible sur un dépôt GitHub public, avec une sortie prévue au premier trimestre 2023.

<https://github.com/supaero-aircraft-design/cast>

Annexe B

Méthodologie des modèles de traînée pour les entrées d'air de type *flush*

La méthodologie utilisée pour développer les modèles de traînée pour les entrées d'air de type *flush* est détaillée dans cette annexe. Préalablement aux modèles de traînée, des modèles géométriques sont détaillés. La plupart de ces modèles s'appuie sur les modèles et les abaques de la référence [92].

Modèles géométriques

L'entrée d'air de type *flush* étudiée est représentée sur la figure B.1 avec une surface d'entrée rectangulaire et une rampe d'entrée de profil NACA. Ce type de configuration permet de maximiser le gain de pression pour une entrée d'air de type *flush*. Plusieurs hypothèses géométriques sont considérées pour optimiser le gain de pression. Un angle de rampe $\alpha = 7^\circ$ et un ratio géométrique de $\frac{w}{d_t} = 4$ sont supposés, w étant la largeur de l'entrée d'air et d_t étant la distance entre les surfaces internes supérieure et inférieure de l'entrée d'air.

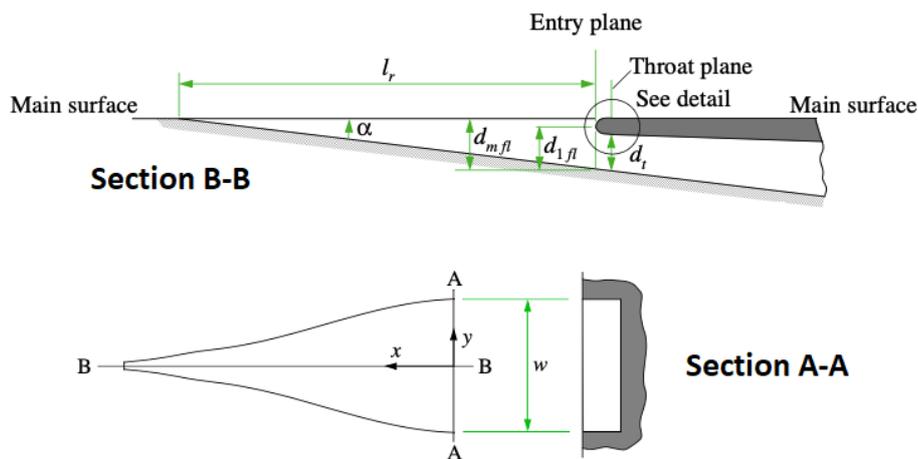


FIGURE B.1 Schéma de la géométrie d'une entrée d'air NACA de type *flush* [92].

Comme le nombre de Reynolds est élevé pour ces applications, la couche limite est considérée comme turbulente. Par conséquent, l'épaisseur de la couche limite et le profil de vitesse sont donnés pour un régime turbulent, en supposant une couche limite à gradient de pression nul. L'épaisseur de la couche limite δ est calculée en utilisant l'équation (B.1) [121]. L'épaisseur de la quantité de mouvement de la couche limite est alors obtenue en utilisant $\theta = \frac{\delta}{10}$ [57]. Dans cette étude, il est supposé que la distance l_r , représentant la distance entre le début d'une plaque plane et l'entrée d'air, est égale à 2 m.

$$\delta = \frac{0,3747 l_r^{0,8}}{(\rho_0 V_0 / \mu_0)^{0,2}} \quad (\text{B.1})$$

avec ρ_0 la masse volumique du fluide, μ_0 sa viscosité dynamique et V_0 la vitesse de l'écoulement.

Ensuite, des méthodes semi-empiriques sont utilisées pour estimer la géométrie de l'entrée d'air à partir des paramètres aérodynamiques obtenus précédemment. L'équation (B.2) permet alors de calculer la hauteur d_t , ce qui permet ainsi d'obtenir la hauteur caractéristique d_{1fl} , définie sur la figure B.1, avec l'équation (B.3).

$$d_t = 1,203 \theta \left(\frac{\dot{m}}{\rho_0 V_0 \theta^2} \right)^{0,415} \quad (\text{B.2})$$

$$d_{1fl} = d_t (1,125 - 0,25 \tan(\alpha)) \quad (\text{B.3})$$

Ainsi, la géométrie de l'entrée d'air est complètement définie. Elle permet alors de déterminer le ratio $\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0}$ où \dot{m} représente le débit massique réel au niveau de l'entrée d'air et \dot{m}_0 le débit massique théorique de l'entrée d'air. Ce débit massique théorique, qui correspondrait au débit de l'entrée d'air si l'écoulement n'était pas perturbé, est défini par $\dot{m}_0 = \rho_0 A_0 V_0$ où A_0 est la section de l'entrée d'air. Pour cela, un modèle de régression est réalisé à partir de données expérimentales de [92]. Le modèle est alors obtenu sous la forme d'une loi en puissance donnée dans l'équation (B.4).

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = 0,1651 \frac{d_t}{d_{1fl}} \left(\frac{\theta}{d_t} \right)^{-0,4068} \quad (\text{B.4})$$

Modèles de traînée

L'objectif de cette section est de présenter la méthodologie et des exemples concernant les modèles de traînée pour une entrée d'air de type *flush*.

La traînée de l'entrée d'air de type *flush* D_{fl} est calculée à partir de l'équation (B.5). Cette formule fait intervenir un coefficient de traînée C_{Dfl} .

$$D_{fl} = \frac{1}{2} \dot{m}_0 V_0 C_{Dfl} \quad (\text{B.5})$$

Le coefficient de traînée C_{Dfl} est estimé par l'équation (B.6). Les différents coefficients sont obtenus à partir des abaques de [92]. Les deux premiers termes représentent des types de traînées

spécifiques. Le dernier terme représente quant à lui une correction pour prendre en compte des débits d'air élevés et augmente avec le nombre de Mach.

$$C_{Dfl} = 2 k_{fl} \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} \right) + k_{\alpha} k_M k_{spfl} C'_{Dfl} + \Delta C_D \quad (\text{B.6})$$

Pour la modélisation du coefficient de traînée C_{Dsc} pour une entrée d'air de type *scoop*, détaillée dans la section 3.2, un modèle de substitution unique était utilisé. Néanmoins, cette approche ne permet pas d'estimer correctement le coefficient de traînée C_{Dfl} pour une entrée d'air de type *flush* en raison de la complexité des deux premiers termes. Par conséquent, des modèles de régression sont réalisés pour chaque coefficient, ce qui permet ensuite d'estimer le coefficient de traînée C_{Dfl} .

Les différents coefficients de l'équation (B.6) dépendent du ratio $\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0}$, du nombre de Mach Ma et de caractéristiques géométriques et aérodynamiques. Les données des abaques sont utilisées afin de générer des modèles de régression et des fonctions polynomiales sont considérées.

Un exemple est donné dans la suite pour illustrer la méthode. Le coefficient k_{fl} est défini comme le produit de deux facteurs dans l'équation (B.7). Les paramètres k_{Ψ} et $\frac{\Psi_T}{\Psi_0}$ peuvent alors être modélisés séparément.

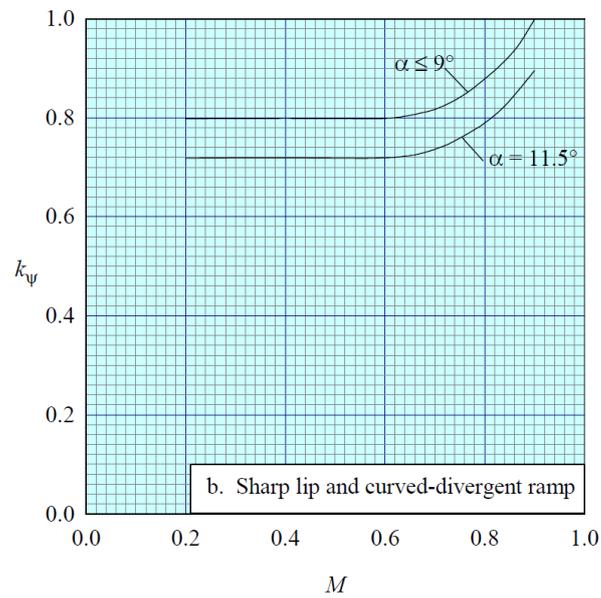
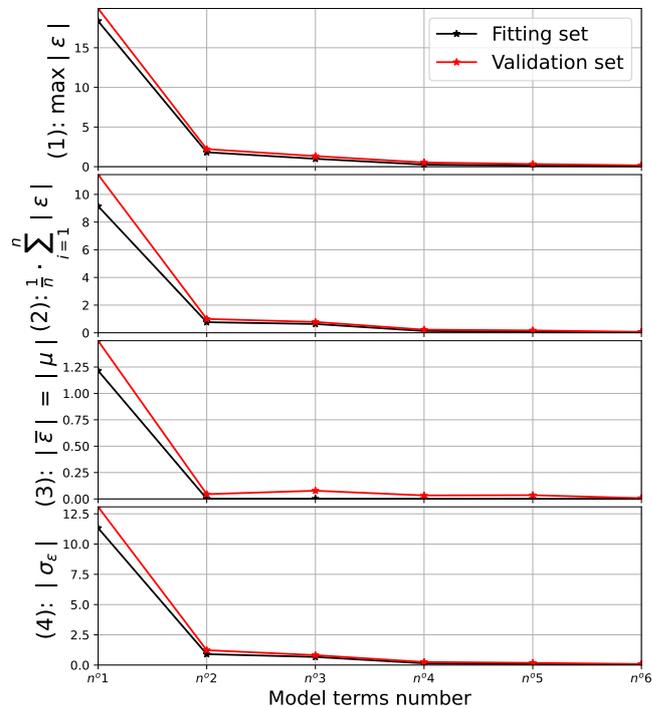
$$k_{fl} = k_{\Psi} \frac{\Psi_T}{\Psi_0} \quad (\text{B.7})$$

D'une part, le coefficient k_{Ψ} est obtenu en utilisant les données de la figure B.2. Ce coefficient ne dépend que du nombre de Mach pour un angle de rampe α fixé. Ainsi, k_{Ψ} est égal à 0,8 pour des nombres de Mach inférieurs à 0,6. En revanche, pour des nombres de Mach supérieurs, un modèle de régression est utilisé en considérant une fonction polynomiale d'ordre 2. Par conséquent, le coefficient k_{Ψ} est calculé à partir de l'équation (B.8), donnée avec trois chiffres significatifs.

$$k_{\Psi}(Ma) = \begin{cases} 2,14 Ma^2 - 2,64 Ma + 1,61 & 0,6 < Ma < 0,9 \\ 0,8 & 0,2 < Ma \leq 0,6 \end{cases} \quad (\text{B.8})$$

D'autre part, le ratio $\frac{\Psi_T}{\Psi_0}$ dépend du nombre de Mach et du ratio entre δ et d_{1fl} . Un modèle de régression pour ce ratio est réalisé en utilisant l'outil pyVPLM [300], de façon similaire à la modélisation du coefficient de traînée pour une entrée d'air de type *scoop* dans la section 3.2. La figure B.3 montre les erreurs et écarts-types maximum et moyens pour des modèles polynomiaux d'ordre 2 en fonction du nombre de termes choisi pour le modèle. L'utilisation de plus de 4 termes ne permet pas d'améliorer significativement les performances du modèle. Par conséquent, un modèle polynomial d'ordre 2 avec 4 termes est utilisé, menant à une erreur absolue maximale de 0,3 % et une erreur absolue moyenne de 0,1 %. Le modèle est ainsi donné dans l'équation (B.9) avec trois chiffres significatifs.

$$\frac{\Psi_T}{\Psi_0} \left(Ma, \frac{\delta}{d_{1fl}} \right) = 1,01 - 0,270 \left(\frac{\delta}{d_{1fl}} \right) - 0,0234 Ma \left(\frac{\delta}{d_{1fl}} \right) + 0,0399 \left(\frac{\delta}{d_{1fl}} \right)^2 \quad (\text{B.9})$$

FIGURE B.2 Abaque pour le coefficient k_Ψ d'une entrée d'air de type *flush* [92].FIGURE B.3 Résultats du modèle de régression sur $\frac{\Psi_T}{\Psi_0}$ – Erreurs et écarts-types.

Annexe C

Méthodologie des modèles de pression pour les entrées d'air

Dans cette annexe, la méthodologie pour estimer le gain de pression dû à une entrée d'air est détaillée. Une application est réalisée sur les entrées d'air de type *flush*, mais la démarche est similaire pour les entrées d'air de type *scoop*.

La méthode VPLM est utilisée dans ces travaux [274]. Elle s'appuie sur l'analyse dimensionnelle, des simulations numériques CFD et des modèles de substitution. L'objectif est de modéliser la pression totale au niveau de l'entrée d'air pour la comparer avec celle en amont de l'entrée d'air. Une modélisation bidimensionnelle est considérée pour des raisons de simplicité et de temps de calcul, la largeur de l'entrée d'air étant négligée. Il est supposé que cette hypothèse impacte peu l'estimation de la pression totale. Cette méthode n'est en revanche pas adoptée pour l'estimation de la traînée en raison de l'importance des effets tridimensionnels sur cette dernière. On note L la longueur en amont de l'entrée d'air et H la hauteur de la section d'entrée (notées respectivement l_r et d_i sur la figure B.1).

Méthode VPLM

Préalablement, la méthode VPLM est brièvement présentée. Cette dernière permet de développer des modèles de substitution. Elle est constituée de quatre phases (figure C.1).

La première étape est de générer des données qui serviront à développer les modèles de substitution. Tout d'abord, l'ensemble des variables du système sont identifiées et une analyse dimensionnelle permet d'introduire des nombres adimensionnels caractéristiques. L'objectif est d'exprimer le nombre adimensionnel contenant la variable physique d'intérêt en fonction des autres. Ensuite, un plan d'expériences pour les différentes variables du problème est généré. Cela permet de procéder à des simulations numériques et de constituer un ensemble de données.

La deuxième étape consiste à définir des modèles de substitution pour exprimer le nombre adimensionnel d'intérêt en fonction des autres. Des lois en puissance variable sont considérées mais d'autres fonctions mathématiques comme des fonctions polynomiales peuvent être utilisées. Une méthodologie spécifique permet alors d'identifier et de générer les modèles de régression les plus performants.

La troisième étape est la sélection du modèle. Ce choix résulte d'un compromis entre la complexité et la précision du modèle. Des analyses spécifiques permettent de vérifier la validité du modèle.

La quatrième et dernière étape intervient dans le cas où le modèle obtenu n'est pas satisfaisant. La fonction mathématique utilisée pour réaliser le modèle est alors modifiée et le processus est itéré.

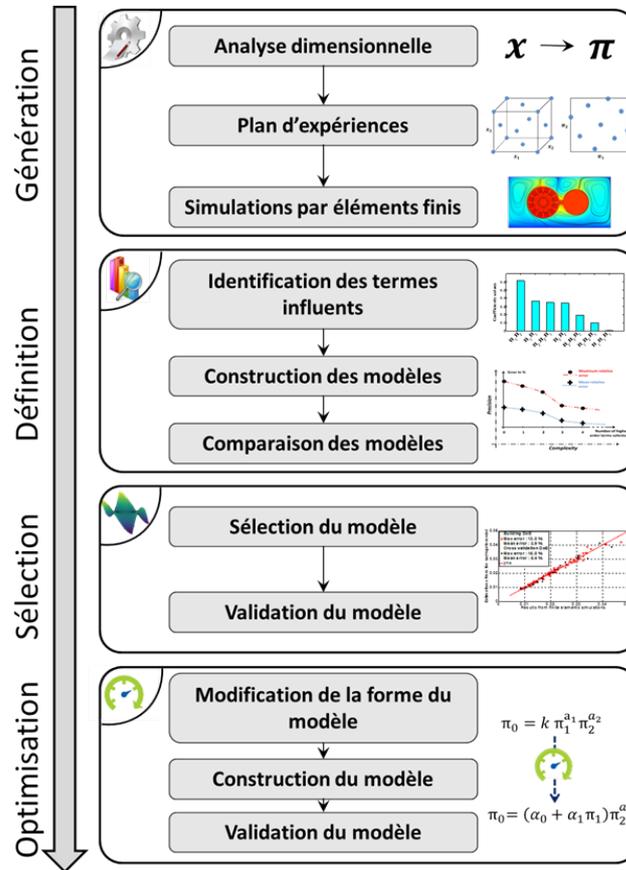


FIGURE C.1 Schéma récapitulatif de la méthode VPLM [274].

Analyse dimensionnelle

La première étape est de déterminer les paramètres qui permettent de modéliser la pression totale au niveau de l'entrée d'air. Pour cela, une analyse dimensionnelle est réalisée et s'appuie sur la méthode de Rayleigh et le théorème de Vaschy-Buckingham [43, 132, 329]. De façon générale, si un problème physique dépend de n paramètres pertinents avec p unités indépendantes, on choisit p variables (dites "répétitives", les autres étant qualifiées de "physiques") parmi les n (dimensionnellement indépendantes, avec toutes les unités présentes au moins une fois). On peut ensuite déterminer, par résolution de systèmes linéaires en se basant sur les dimensions physiques, $n - p$ nombres adimensionnels π_i en fonction des variables répétitives sous la forme d'une loi en puissance.

Ainsi, cette méthode peut être appliquée à la pression totale au niveau de l'entrée d'air P_t . Cette dernière dépend des longueurs L et H , de la vitesse de l'écoulement V , de la masse volumique

de l'air ρ , de sa viscosité dynamique μ , de sa température T et de sa constante spécifique r . Ces différentes grandeurs sont reliées entre elles par l'équation (C.1) avec f une certaine fonction.

$$P_t = f(L, H, V, \rho, \mu, T, r) \quad (\text{C.1})$$

Ensuite, des nombres adimensionnels sont définis en choisissant des variables physiques et répétitives pertinentes, notamment pour obtenir des nombres adimensionnels usuels tels que le nombre de Reynolds Re et le nombre de Mach Ma . Les résultats sont donnés via les équations (C.3) avec γ l'indice adiabatique de l'air. La démarche d'obtention est récapitulée dans le tableau C.1. Le théorème de Vaschy-Buckingham permet alors d'affirmer que le problème physique peut être reformulé sous la forme de l'équation (C.2) avec g une certaine fonction. Cela permet ainsi de réduire le nombre de variables du problème. L'objectif est de trouver un modèle de substitution pour la fonction g .

$$\pi_1 = g(\pi_2, \pi_3, \pi_4) \quad (\text{C.2})$$

avec :

$$\pi_1 = \frac{P_t}{\rho V^2}, \pi_2 = \frac{L}{H}, \pi_3 = \frac{\mu}{\rho V H} = \frac{1}{Re}, \pi_4 = \frac{rT}{V^2} = \frac{1}{\gamma Ma^2} \quad (\text{C.3})$$

TABLE C.1 Nombres adimensionnels des modèles de pression pour les entrées d'air.

Paramètres pertinents	Variables physiques				Variables répétitives				
	P_t	L	μ	T	H	V	ρ	r	
Unités indépendantes	kg	1	0	1	0	0	1	0	
	m	-1	1	-1	0	1	-3	2	
	s	-2	0	-1	0	0	-1	-2	
	K	0	0	0	1	0	0	-1	
Nombres adimensionnels	π_1	1				0	-2	-1	0
	π_2		1			-1	0	0	0
	π_3			1		-1	-1	-1	0
	π_4				1	0	-2	0	1

Simulations numériques

Un plan d'expériences pour les variables du problème et les nombres adimensionnels associés est réalisé à l'aide de l'outil pyVPLM [300]. Cet outil permet d'optimiser simultanément la répartition des variables et des nombres adimensionnels.

Des simulations numériques CFD sont ensuite réalisées en utilisant ANSYS Fluent. La géométrie de l'entrée d'air et les conditions aux limites choisies sont données sur la figure C.2. Le maillage a été raffiné sur les zones proches des parois et en amont et en aval de l'entrée d'air. L'hypothèse de gaz parfait a été faite. Concernant la turbulence, un modèle *Realizable k - ε* a été choisi et les valeurs correspondantes pour y^+ au niveau des parois ont été vérifiées. Les simulations permettent d'obtenir

des résultats similaires à ceux de la figure C.2, qui donne la vitesse de l'écoulement autour de l'entrée d'air pour un point de calcul. Il est intéressant de noter le ralentissement de l'écoulement proche de l'entrée d'air. Ainsi, ces simulations permettent notamment d'estimer la pression totale P_t et donc le nombre adimensionnel π_1 pour chaque point du plan d'expériences.

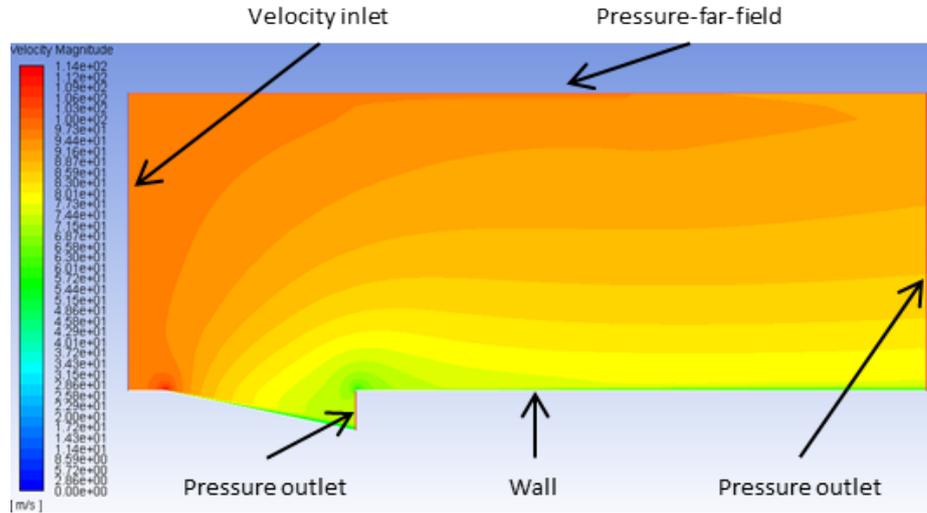


FIGURE C.2 Résultat obtenu avec ANSYS Fluent pour la vitesse de l'écoulement pour une *flush inlet*.

Modélisation

Les résultats issus des simulations numériques permettent de générer des modèles de substitution à partir de l'outil pyVPLM. Des lois en puissance variable d'ordre 3 sont considérées.

La figure C.3 montre les erreurs et écarts-types maximum et moyens pour les modèles en fonction du nombre de termes choisis. L'utilisation de plus de 9 termes ne permet pas d'améliorer significativement les performances du modèle. Par conséquent, un modèle sous la forme d'une loi en puissance variable d'ordre 3 avec 9 termes représente un bon compromis entre complexité et précision. L'erreur absolue maximale du modèle est de 4,7 % pour une erreur absolue moyenne de 1,3 %. La figure C.4 montre quant à elle la comparaison entre les données et le modèle, ainsi que la distribution de l'erreur. Le modèle est ainsi donné dans l'équation (C.4) avec deux chiffres significatifs. P_t est alors calculé à l'aide de l'équation (C.3), ce qui permet d'estimer le gain de pression en calculant le ratio entre P_t et la valeur de la pression totale en amont de l'écoulement.

$$\pi_1 = 10^{-1,5} \cdot \pi_2^{0,0048 \log(\pi_3)^2 - 0,15 \log(\pi_2) \log(\pi_4) + 0,14 \log(\pi_4)^2} \cdot \pi_3^{0,017 \log(\pi_3)^2 + 0,12 \log(\pi_3)} \cdot \pi_4^{-0,62 - 0,83 \log(\pi_4) + 0,28 \log(\pi_4)^2} \quad (\text{C.4})$$

L'application de ces modèles donne des résultats conformes à des données industrielles, non communiquées pour des raisons de confidentialité.

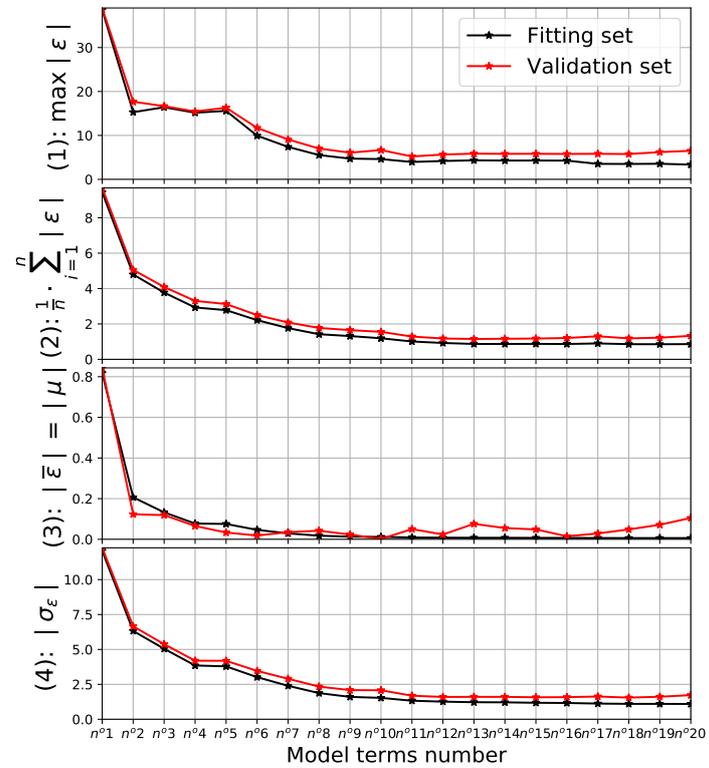


FIGURE C.3 Résultats du modèle de régression sur π_1 – Erreurs et écarts-types.

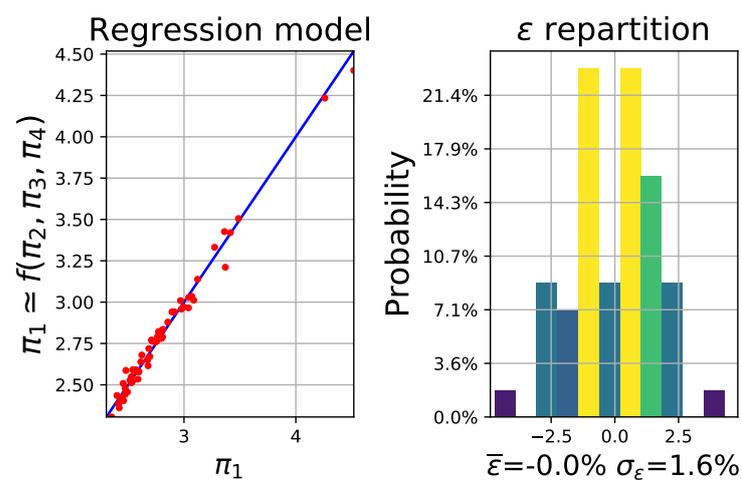


FIGURE C.4 Résultats du modèle de régression sur π_1 – Validation et distribution de l'erreur.

Annexe D

Résultats *midpoint* détaillés pour l'ACV de l'Airbus A320

Cette annexe fournit les résultats *midpoint* détaillés pour l'ACV de l'Airbus A320 avec ReCiPe 2016. Les résultats sont donnés dans le tableau D.1 pour chaque étape du cycle de vie en considérant l'utilisation de kérosène fossile. Les différents impacts environnementaux considérés, dont les unités de référence sont indiquées dans le tableau, sont listés dans la suite. Pour simplifier la lecture, la notation "E-x" représente 10^{-x} .

GWP représente le changement climatique qui génère une modification du forçage radiatif. ODP représente la destruction de l'ozone qui entraîne une diminution de la couche d'ozone. TAP représente l'acidification terrestre qui impacte la fertilité des sols. FEP et MEP représentent l'eutrophisation des eaux douces et marine qui pollue les milieux aquatiques. HTP représente la toxicité humaine qui impacte la santé humaine. POFP représente la formation d'oxydants photochimiques qui sont par exemple responsables de la formation de smog. PMFP représente la formation de particules qui impactent la santé humaine. FETP, METP et TETP représentent l'écotoxicité des eaux douces, marine et terrestre qui génère des impacts sur les écosystèmes. IRP représente les radiations ionisantes, par exemple produites par la radioactivité de certains atomes. ALOP et ULOP représentent l'occupation des terres agricoles et des terrains urbains. NLTP représente la transformation des terres naturelles. WDP représente l'épuisement des ressources en eau. MDP représente l'épuisement des ressources minérales. FDP représente l'épuisement des ressources fossiles.

TABLE D.1 Résultats *midpoint* détaillés pour l'ACV de l'Airbus A320.

Impacts environnementaux	Utilisation	Production kérosène	Aéroports	Production A320	Total
GWP [kg CO ₂ -eq]	9,45E-2	1,42E-2	4,22E-4	8,82E-5	1,09E-1
ODP [kg CFC-11]	0	1,98E-8	4,11E-11	3,39E-12	1,99E-8
TAP [kg SO ₂ -eq]	2,86E-4	1,39E-4	1,64E-6	4,27E-7	4,27E-4
FEP [kg P-eq]	0	1,21E-6	2,65E-7	3,27E-8	1,50E-6
MEP [kg N-eq]	1,77E-4	2,32E-5	3,90E-7	9,22E-8	2,01E-4
HTP [kg 1,4-DCB]	1,83E-2	3,04E-3	2,45E-4	3,71E-5	2,02E-2
POFP [kg NMVOC]	4,63E-4	1,03E-4	1,86E-6	2,83E-7	5,68E-4
PMFP [kg PM ₁₀ -eq]	1,18E-4	4,21E-5	6,01E-7	2,18E-7	1,59E-4
FETP [kg 1,4-DCB]	5,28E-6	1,34E-4	1,76E-5	9,36E-6	1,65E-4
METP [kg 1,4-DCB]	1,55E-4	1,08E-4	1,61E-5	8,17E-6	2,87E-4
TETP [kg 1,4-DCB]	1,73E-5	2,73E-6	2,47E-8	7,97E-9	2,01E-5
IRP [kg U ²³⁵ -eq]	0	6,79E-3	1,39E-4	6,64E-6	6,93E-3
ALOP [m ² an]	0	1,47E-4	3,19E-5	5,02E-6	1,84E-4
ULOP [m ² an]	0	1,65E-4	3,21E-5	1,25E-6	1,99E-4
NLTP [m ²]	0	4,00E-5	1,90E-7	1,08E-8	4,02E-5
WDP [m ³]	0	1,05E-5	7,71E-6	3,24E-7	1,86E-5
MDP [kg Fe-eq]	0	5,92E-4	2,68E-5	1,07E-5	6,29E-4
FDP [kg oil-eq]	0	3,81E-2	1,44E-4	2,44E-5	3,83E-2

Annexe E

Analyse des paramètres des modèles de renouvellement de flotte

L'objectif de cette annexe est d'analyser les paramètres des modèles de renouvellement de flotte du chapitre 7 pour mesurer leur influence. Pour cela, une application est réalisée sur la catégorie moyen-courrier, incluant les deux avions représentatifs anciens et récents définis dans la section 7.2. Pour cette étude, seules des architectures conventionnelles de type *narrow-body* sont considérées.

Les paramètres suivants sont étudiés :

- l'année de mise sur le marché pour évaluer l'impact d'un développement et d'une commercialisation plus précoce d'un avion ;
- les gains d'efficacité pour évaluer l'impact des ruptures technologiques en comparaison des améliorations incrémentales ;
- la durée de renouvellement de la flotte (pour 98 % de la flotte dans ces modèles) pour évaluer l'impact d'un renouvellement accéléré par rapport aux valeurs actuelles (environ 25 ans).

Des scénarios illustratifs sont donnés dans le tableau E.1. Un scénario de référence est proposé, les autres étant des variantes dans lesquelles les paramètres des modèles de renouvellement de flotte sont modifiés. Pour chaque scénario, deux nouveaux avions sont introduits. Chaque avion est défini par une année de mise sur le marché et un gain d'efficacité, donné relativement à l'avion représentatif récent (A320neo). Enfin, deux durées de renouvellement de flotte sont considérées.

L'utilisation des modèles de renouvellement de flotte permet alors d'évaluer l'évolution de la consommation énergétique par ASK de la flotte en 2035 et en 2050 par rapport à 2020. Les résultats sont donnés dans le tableau E.1. L'amélioration des différents paramètres permet de réduire la consommation énergétique par ASK de la flotte. Néanmoins, l'introduction tardive d'un avion intégrant des ruptures technologiques ne permet pas une modification rapide de l'intensité énergétique de la flotte d'avions à court et moyen terme. Enfin, même si tous les leviers ont des impacts significatifs, le choix de ceux sur lesquels se concentrer est complexe. Par exemple, si l'amélioration de l'efficacité des nouveaux avions et l'avancement de l'année de mise sur le marché sont limités par la technologie, l'accélération du déploiement de nouveaux avions dans la flotte dépend de contraintes au niveau des rythmes de production.

TABLE E.1 Synthèse de l'analyse des paramètres des modèles de renouvellement de flotte.

Scénarios	Nouveaux avions intégrés dans la flotte				Résultats (par rapport à 2020)			
	Premier avion		Second avion		Gain d'efficacité pour la flotte moyenne avec un renouvellement de 25 ans		Gain d'efficacité pour la flotte moyenne avec un renouvellement de 15 ans	
	Mise sur le marché	Gain d'efficacité	Mise sur le marché	Gain d'efficacité	En 2035	En 2050	En 2035	En 2050
Référence	2030	15 %	2045	30 %	18,7 %	30,4 %	19,8 %	32,3 %
Gains améliorés	2030	20 %	2045	40 %	19 %	34,5 %	20,7 %	37,3 %
Introduction précoce	2028	15 %	2040	30 %	19,5 %	33,7 %	22,6 %	39,4 %
Rupture technologique	2030	15 %	2045	50 %	18,7 %	31,9 %	19,8 %	35,8 %
Combinaison	2028	20 %	2040	50 %	20,1 %	41,4 %	24,4 %	53,3 %