

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE
Faculté de génie
Département de génie mécanique

OPTIMISATION DE PROPULSION
HYBRIDE ÉLECTRIQUE PARALLÈLE
POUR AVION RÉGIONAL TURBOPROPULSÉ
AVEC CONSIDÉRATION DE CONTRAINTES
DE CERTIFICATION ET D'OPÉRATION

Thèse de doctorat
Spécialité : génie mécanique

Dominik QUILLET

Sherbrooke (Québec) Canada

Juillet 2022

MEMBRES DU JURY

David RANCOURT

Directeur

François CHARRON

Évaluateur

Stéphane DUFRESNE

Évaluateur

Mathieu PICARD

Évaluateur

RÉSUMÉ

D'importants efforts de recherche sont aujourd'hui déployés afin de réduire la consommation en carburant des avions en vue de minimiser l'impact environnemental du secteur aérien. L'hybridation électrique du système propulsif constitue une alternative d'intérêt qui ouvre un large spectre de configurations possibles et permet le développement incrémental et donc à plus faible risque. L'aviation régionale turbopropulsée est une application de choix pour la diffusion de cette technologie dans un horizon proche considérant les niveaux de puissance réduits par rapport aux avions de transport commercial utilisant des soufflantes. Ainsi, un concept d'avion régional à propulsion hybride électrique parallèle est étudié pour des opérations de courte distance.

La propulsion hybride introduit des degrés de liberté additionnels et augmente la complexité du problème de conception. Les niveaux d'hybridation en puissance et en énergie sont à considérer au même titre que la stratégie de gestion de puissance qui les relie. Dans le même temps, le concept d'avion hybride doit être en mesure de respecter les requis de la réglementation relatifs aux réserves et les scénarios d'urgence. Pourtant, les travaux passés font usage d'hypothèses optimistes, ne permettant pas de saisir l'impact d'une propulsion hybride sur une application concrète. Ce travail de thèse a pour objectif d'analyser les bénéfices potentiels du concept d'avion hybride autour d'un avion existant remotorisé. L'approche utilisée intègre l'ensemble des degrés de liberté en apportant des éléments de réalité opérationnelle, tels que la panne moteur ou l'enveloppe de performance, tout en considérant des projections technologiques de batteries réalistes à 2030.

Premièrement, l'étape initiale du travail repose sur le développement d'un environnement d'analyse multimission et d'optimisation de niveau conceptuel, adapté à l'implémentation de systèmes de propulsion hybrides.

Deuxièmement, une analyse comparative des principales stratégies d'opération hybride en mission est réalisée par analyse de simulation sur l'avion et la mission de référence en appliquant une technologie de batterie de 241 Wh/kg. Des gains de carburant jusqu'à 6% sont estimés et comparés aux résultats de la littérature.

Troisièmement, l'impact des requis de certification sur les gains potentiels en carburant est évalué par optimisation de l'hybridation et de la stratégie d'opération pour minimiser la consommation en carburant. Une approche de sous-dimensionnement de la turbine à gaz et une autre qui conserve la turbine d'origine sont comparées relativement au scénario d'urgence, soit une panne moteur lors d'une montée à la fin d'un vol. La contrainte de certification réduit de 12.6% les gains possibles. Ceux-ci sont finalement identiques à l'approche conservant la turbine d'origine et estimés à 5.1%.

Finalement, les gains de carburant sont évalués sur une large plage de conditions de vol par optimisation de l'opération, permettant de visualiser l'impact de la masse constante des batteries. Une méthodologie de dimensionnement est proposée afin d'adapter la conception aux réalités opérationnelles et augmenter la robustesse de performance de l'appareil avec une augmentation moyenne de +1 point de pourcentage des gains de carburant sur toute l'enveloppe de performance.

Mots-clés : Aviation Régionale, Propulsion, Hybride Électrique, Parallèle, Performance, Optimisation, Réglementation, Opération, Robustesse

À toi cher lecteur,

*Exerce ta curiosité
Aiguise ta conscience
Valorise la patience
Perce la temporalité*

REMERCIEMENTS

"L'homme se découvre quand il se mesure avec l'obstacle."

Antoine de Saint-Éxupéry

Je remercie le professeur David Rancourt de m'avoir donné la chance de relever un défi dans lequel je n'aurais sans doute jamais imaginé m'engager un jour. À travers sa supervision bienveillante et son dévouement, j'ai pu gagner en confiance et connaître des expériences variées. J'ai développé une compréhension plus approfondie de la dynamique de recherche, des réalités opérationnelles du pilote ainsi que du questionnement fondamental de l'ingénieur : pourquoi ?

Je remercie Mathieu Picard, professeur spécialiste en motorisation et propulsion ; puis Joao Pedro Fernandes Trovao, professeur spécialiste en systèmes de véhicules électriques et hybrides, pour l'accompagnement et l'encadrement de mon parcours doctoral tout au long sa progression. Je remercie également François Charron, professeur spécialiste en conception et modélisation des systèmes ; ainsi que Stéphane Dufresne, chef de l'intégration avion au département de conception avancée chez Bombardier pour leur expertise et leur contribution à l'évaluation finale de mon travail de recherche.

Je remercie Richard Freer, gestionnaire de projet technologie, et Pierre Bertrand, ingénieur analyste chez Pratt & Whitney Canada, pour leurs commentaires précieux et leur expertise tout au long du projet collaboratif HEPOS.

Je remercie les pilotes et opérateurs aériens pour leur contribution notable dans l'effort de modélisation de l'avion de référence : Martin Saint Louis, commandant de bord chez Air Inuit ; Ousmane Gueye, superviseur de la répartition chez Air Inuit ; Jordan Drolet premier officier chez Jazz Aviation ; et Francis Rachiele commandant de bord chez Propair.

Je remercie le Consortium de Recherche et d'Innovation Aérospatiale au Québec (CRIAQ) ; le Conseil de Recherches en Sciences Naturelles et en Génie du Canada (CRSNG) ; et Pratt & Whitney Canada (PWC) pour leur soutien financier dans le cadre du projet HEPOS.

Je remercie mes collègues de recherche, pour leur support quotidien et les nombreuses discussions stimulantes lors des pauses café : Vincent Boulanger, Mathieu Bouchard, Étienne Perron et tous les autres de la "division Aéro" qui se reconnaîtront.

Je remercie chaleureusement l'écosystème du groupe de recherche Createk de m'avoir transmis les valeurs d'une communauté forte, multidisciplinaire et orientée sur une culture de l'action ("Make, Learn, Repeat"). Il n'y avait probablement pas meilleur environnement pour évoluer durant mon cursus.

Ces quatre années m'ont laissé un temps de réflexion et de transformation profond, alimenté par une diversité de rencontres et d'échanges inestimables. Je remercie toutes ces personnes ayant croisé mon chemin pour leur soutien.

Enfin, je remercie mes parents : cet aboutissement est le fruit de votre investissement dans mon développement épanoui ainsi que de votre soutien inconditionnel tout au long de mon parcours.

TABLE DES MATIÈRES

1	INTRODUCTION	1
1.1	Aviation décarbonée	2
1.1.1	Impact environnemental de l'aérien	2
1.1.2	Objectifs de réduction	2
1.1.3	Leviers d'action	3
1.1.4	Stratégie pour 2035	4
1.2	Aviation régionale	4
1.2.1	Application actuelle	5
1.2.2	Mobilité aérienne régionale	7
1.2.3	Développement d'un nouvel appareil	7
1.3	Propulsion électrifiée	9
1.3.1	Bénéfices et limites	9
1.3.2	Alternative hybride électrique	11
1.4	Résumé	14
1.5	Plan du document	15
1.6	Cadre de la thèse	17
2	ÉTAT DE L'ART	19
2.1	Propulsion hybride électrique parallèle	20
2.1.1	Description du système	20
2.1.2	Phénomènes dans la conception hybride	21
2.1.3	Gestion de sources d'énergie multiples	28
2.1.4	Effets de couplage	29
2.2	Avion régional hybride électrique parallèle	31
2.3	Conception d'aéronef	36
2.3.1	Phases de développement	36
2.3.2	Méthode de conception avant-projet	37
2.3.3	Requis de certification	38
2.3.4	Conception de propulsion hybride	41
2.3.5	Conception multidisciplinaire	44
2.3.6	Enveloppe de performance <i>payload-range</i>	46
2.4	Synthèse	48
3	DÉFINITION DE PROJET	49
3.1	Questions de recherche	50
3.2	Objectifs de recherche	52
3.3	Contributions originales	53
4	MÉTHODOLOGIE GÉNÉRALE	55
4.1	Approche et hypothèses	56

4.2	Modélisation	58
4.2.1	Avion de référence	58
4.2.2	Groupe de propulsion	60
4.3	Environnement d'analyse de mission	66
4.3.1	Dimensionnement préliminaire	67
4.3.2	Mouvement de l'aéronef	68
4.3.3	Missions	69
4.3.4	Validation	72
4.4	Environnement d'optimisation	73
4.4.1	Optimisation par métamodèles	75
4.5	Synthèse	79
5	STRATÉGIES D'OPÉRATION	81
5.1	Stratégies principales de la littérature	83
5.2	Simulation des stratégies de la littérature	86
5.3	Analyse pour une technologie réaliste	91
5.4	Synthèse	96
6	OPTIMISATION POUR LA CERTIFICATION	99
6.1	Introduction	103
6.1.1	Hybrid propulsion paradigm	103
6.1.2	Parallel hybrid electric regional aircraft	103
6.1.3	The OEI critical scenario	104
6.2	Mission analysis framework	106
6.2.1	Mission definition	106
6.2.2	Aircraft	107
6.2.3	Powertrain	108
6.2.4	Components sizing	109
6.3	Optimization approach	111
6.4	Results & discussion	112
6.4.1	Fuel savings	112
6.4.2	Battery sensitivity	114
6.5	Conclusion	114
7	OPTIMISATION DE LA ROBUSTESSE OPÉRATIONNELLE	117
7.1	Introduction	121
7.1.1	Hybrid propulsion design and analysis	121
7.1.2	Off-design performance	123
7.1.3	Parallel-hybrid regional aircraft	124
7.2	Mission analysis framework	126
7.2.1	Powertrain	127
7.2.2	Mission	127
7.3	Hybrid design of reference	129
7.4	Off-design exploration approach	130
7.5	Results & discussion	132

7.5.1	Payload-range diagram	132
7.5.2	Performance heatmap	133
7.5.3	Improving off-design performance	135
7.5.4	Methodology for off-design performance sizing	137
7.6	Conclusion	138
8	DISCUSSION : Propulsion hybride électrique	141
8.1	Conception et réalisme d'opération	141
8.2	Quelles applications?	143
9	CONCLUSION	145
9.1	Sommaire	145
9.2	Contributions originales	147
9.3	Perspectives	147
A	Réglementation	149
B	Performance de l'avion de référence	151
C	Formulation de la stratégie d'hybridation	153
D	Processus d'analyse de mission	155
E	Structure des environnements numériques	156
F	Configuration matériel informatique	161
G	Matériel supplémentaire article #1 (Partie A)	163
H	Matériel supplémentaire article #1 (Partie B)	167
I	Matériel supplémentaire article #2 (Partie A)	169
J	Matériel supplémentaire article #2 (Partie B)	171
	LISTE DES RÉFÉRENCES	173

LISTE DES FIGURES

1.1	Objectifs de réduction des émissions de l’aviation commerciale à l’horizon 2050 proposé par l’IATA [67], extrait de [69].	3
1.2	Turbopropulseur régional Dash-8-300 de Air Inuit, à l’approche de l’aéroport de Montréal	5
1.3	Répartition des missions de vols régionaux dans le monde.	6
1.4	Concepts et démonstrateurs de nouveaux avions de transport régional . . .	8
1.5	Spectre des degrés d’hybridation électrique d’une propulsion	12
1.6	Principales architectures de propulsion hybride électrique	13
1.7	Structure générale de la thèse	15
1.8	Projet collaboratif HEPOS	17
2.1	Espace de conception des niveaux d’hybridation en puissance et énergie. Tiré de Isikveren et al. [71]	20
2.2	Définition des équations de Breguet en fonction de la technologie de propulsion pour un avion à hélices. Source de la formulation : de Vries et al. [39] . .	22
2.3	Analyse Breguet #1 : masse de l’avion en fonction de la distance requise et de la technologie de propulsion	23
2.4	Analyse Breguet #2 : gain en carburant et efficacité PREE en fonction de l’hybridation	24
2.5	Analyse Breguet #3 : énergie embarquée et masse de l’avion en fonction de l’hybridation	24
2.6	Analyse Breguet #4 : distance parcourable en fonction de l’hybridation et de la technologie de batteries	25
2.7	Modèle de variation d’efficacité de turbine à gaz en fonction de la taille . .	26
2.8	Analyse d’efficacité de turbine à gaz en fonction de la réduction de taille résultant du ratio d’hybridation	27
2.9	Principales stratégies de contrôle dans les analyses conceptuelles	28
2.10	Couplages impliqués dans le dimensionnement d’un avion hybride électrique parallèle au niveau conceptuel	30
2.11	Représentation schématique du processus de conception avant-projet. Inspiré de Nam [88]	37
2.12	Segments de montée initiale après décollage. Extrait de [19]	39
2.13	Représentation schématique d’une mission selon les phases de vol et l’altitude, incluant les réserves additionnelles (dégagement + 45 min)	39
2.14	Illustration des procédures d’approche sur l’aéroport de Montréal (CYUL) pour un vol régional depuis Toronto. Carte tirée de [27].	40
2.15	Analyse de contrainte pour un design hybride parallèle considérant la montée d’urgence OEI. Tiré de Finger et al. [52]	42
2.16	Analyse de contrainte pour avion régional existant modifié pour la propulsion hybride électrique parallèle.	43

2.17	Représentation imagée de la conception idéale d'un avion de chasse selon le point de vue des disciplines du projet. Tiré de Whitford [125]	44
2.18	Représentation notionnelle de l'enveloppe de performance <i>payload-range</i> (charge-utile et distance). Tiré de Thauvin [114]	46
2.19	Gains en carburant d'une propulsion hybride parallèle en fonction de la distance de mission et de la taille des batteries. Tiré de Gladin et al. [60] .	47
4.1	Étendue du travail de la thèse	56
4.2	Vue de face de l'avion de référence : DHC-8-300. Tiré du manuel de vol [19]	58
4.3	Polaire du DHC-8-300 calibrée sur les données de performance du manuel de vol [37]. Données combinées : croisière AEO Mach=[0.42-0.35-0.22], croisière OEI Mach=[0.28-0.35]	59
4.4	Représentation notionnelle de la configuration de propulsion hybride électrique parallèle	60
4.5	Chaîne d'efficacité du groupe de propulsion (PWT)	61
4.6	Carte d'efficacité du modèle d'hélice de l'avion de référence	62
4.7	Carte d'efficacité du modèle de turbine à gaz (GT) de l'avion de référence .	63
4.8	Description de la structure de l'environnement d'analyse de mission	66
4.9	Représentation notionnelle de la distribution de masse pour une propulsion hybride parallèle ($H_P = 10\%$)	67
4.10	Diagramme de l'équilibre des forces sur l'avion	68
4.11	Missions considérées dans l'environnement d'optimisation et d'analyse multimissions	70
4.12	Validation de la simulation d'analyse de mission avec l'avion de référence .	72
4.13	Description de la structure de l'environnement d'optimisation couplé à l'analyse multimissions	73
4.14	Processus d'optimisation par métamodèles	75
4.15	Exemple d'analyse de performance de métamodèle : actuel/prédit, erreur relative et distribution d'erreur	76
4.16	Résultats d'une optimisation par métamodèles sur l'avion de référence . . .	78
5.1	Simulation des stratégies de la littérature	89
5.2	Description des stratégies de mission analysées	91
5.3	Étude de sensibilité sur la stratégie de gestion de puissance hybride en vol	92
5.4	Simulation des stratégies normalisées	94
5.5	Synthèse de l'analyse des stratégies d'hybridation en mission	96
6.1	Parallel hybrid-electric powertrain design decision tree	105
6.2	Efficiency chain for the powertrain group (one propulsion out of two) . . .	108
6.3	Parallel hybrid-electric powertrain analysis and optimization methodology .	111
6.4	Fuel burn benefits for various design payloads. (<i>Each point is a different design optimization.</i>)	113
6.5	Sensitivity to battery technology for the 10,000 lb payload design	114
7.1	Notional payload-range diagram	123
7.2	Efficiency chain for the powertrain group	127

7.3	Mission profiles	128
7.4	Metamodel optimization approach for large exploration of hybrid aircraft operational performance	132
7.5	Hybrid aircraft payload-range diagram relative to reference conventional baseline. Hybrid version is optimized for 270 nm range and 10,000 lb payload.	133
7.6	Hybrid aircraft off-design performance over the payload-range envelope : a) relative fuel burn reduction relative to baseline aircraft, b) battery SOC at end of mission.	134
7.7	Description of the payload-range envelope fuel burn improvement heatmap	134
7.8	EM redesign for lower range, tradeoff with battery mass (<i>GT and Fuel unmodified from initial design point</i>).	135
7.9	Re-designed hybrid aircraft off-design performance over the payload-range envelope : a) relative fuel burn reduction relative to baseline aircraft, b) battery SOC at end of mission.	136
7.10	Methodology for parallel hybrid-electric powertrain sizing for off-design performance to retrofit a regional turboprop aircraft	138
8.1	Relation entre flexibilité, connaissance et coûts dans le développement d'un aéronef. Tiré de Mavris et Delaurentis [83]	142
A.1	Source des éléments de réglementation considérés dans la thèse (Source FAA [51])	149
B.1	Analyse de la performance de l'avion de référence avec la polaire calibrée (Altitude 25,000 ft masse 38,000 lb)	151
C.1	Definition du paramètre de gestion de la stratégie d'hybridation H_S . Inspiré de Hoelzen et al. [66]	153
C.2	Démonstration de l'équation déterminant la répartition de puissance thermique/électrique avec le paramètre de gestion de la stratégie d'hybridation H_S . Inspiré de Hoelzen et al. [66]	153
D.1	Structure de l'environnement d'analyse de mission au format XDSM [72]	155
E.1	Structure développée de la modélisation du groupe de propulsion hybride (PWT) au format XDSM [72]. Tiré de Quillet et al. [101]	157
E.2	Structure développée du processus d'analyse de mission au format XDSM [72]. Tiré de Quillet et al. [101]	158
E.3	Structure du processus d'optimisation au format XDSM [72]. Tiré de Quillet et al. [101]	159
G.1	Powertrain design resulting from optimizations	163
G.2	Gas turbine and aircraft operation resulting from optimization	164
G.3	Detailed simulations of hybrid design at 10,000 lb payload	165
H.1	CO_2 emissions per passenger per 100 nm	167
H.2	Payload-range envelope map for initial design (1) : fuel and speed	168

- I.1 Payload-range envelope map for initial design (1) : fuel and speed 169
- I.2 Payload-range envelope for the EM redesign (2) : fuel and speed 169

- J.1 Normal probability density weighting on payload-range envelope 171

LISTE DES TABLEAUX

1.1	Projets de développement autour de nouveaux avions régionaux	9
2.1	Principales études d'évaluation d'un avion régional modifié hybride électrique parallèle (Partie 1)	31
2.2	Principales études d'évaluation d'un avion régional modifié hybride électrique parallèle (Partie 2)	32
2.3	Étapes de développement d'un aéronef.	36
2.4	Principaux requis de réglementation au niveau conceptuel [51]	38
3.1	Résumé des contributions	54
4.1	Hypothèses générales	57
4.2	Paramètres de l'avion de référence [20]	58
4.3	Modélisation de la performance à basse vitesse	60
4.4	Paramètres technologiques des composantes électriques	64
4.5	Définition détaillée des missions	71
4.6	Validation du modèle d'avion et de turbine de référence	72
4.7	Problème d'optimisation principal	74
4.8	Comparaison des approches d'optimisation directe et par métamodèles	77
5.1	Stratégies d'opération hybride tirées de travaux de la littérature	84
5.2	Résultats de simulation des stratégies d'opération de littérature	87
5.3	Résultats de simulation des stratégies principales avec les hypothèses de la thèse	93
6.1	Missions detailed definition	107
6.2	Reference aircraft assumptions	107
6.3	Electrical components assumptions	110
6.4	List of optimization variables	112
7.1	Missions detailed definition	128
7.2	Hybrid-electric design of reference and assumptions for the off-design performance study	129
7.3	Mass breakdown for the parallel hybrid-electric design of reference	130
7.4	Optimization problem formulation for the off-design study	131
7.5	Payload-range envelope comparison, baseline versus hybrid retrofit aircraft	133
7.6	Mass breakdown comparison for the two designs	136
7.7	Off-design performance comparison	137
D.1	Description des processus de l'environnement d'analyse de mission	155
F.1	Configuration informatique pour la calcul parallèle	161
J.1	Off-design performance : comparison with weighted average	171

LISTE DES SYMBOLES

Symbole	Définition
BMR	Ratio de masse de batterie (-)
c	Coût en énergie (USD)
C_R	Taux de montée (Climb Rate) (fpm)
D	Trainée (N)
E	Énergie (Wh)
$E_{mission}$	Énergie requise pour la mission (Wh)
e_f	Densité énergétique carburant fossile conventionnel (Wh/kg)
e_b	Densité énergétique pack de batteries (Wh/kg)
f_{unc}	Fonction (-)
g	Accélération gravitationnelle terrestre (m/s^2)
H_P	Ratio d'hybridation sur la puissance installée (-)
H_S	Stratégie d'opération hybride en vol (-)
$kTAS$	true aispeed, vitesse vraie (kts)
L	Portance (N)
m	Masse (kg)
m_f	Masse de carburant brûlée lors de la mission (kg)
$MTOM$	Masse maximale au décollage (kg)
P	Puissance (kW)
P_{EM}	Puissance mécanique du moteur électrique (W)
R	Distance parcourable (m)
SOC	État de charge (%)
T	Poussée de propulsion (N)
V	Vitesse (m/s)
V_S	Vitesse de décrochage (m/s)
W	Poids (N)
η	Efficacité (-)
η_E	Efficacité de la chaîne électrique (-)
η_{EM}	Efficacité électro-mécanique moteur électrique (-)
η_{GT}	Efficacité thermo-mécanique turbine à gaz (-)
η_{INV}	Efficacité électrique convertisseur de puissance (-)
η_p	Efficacité de l'hélice (-)
μ	Coefficient de résistance au roulement / freinage (-)

LISTE DES ACRONYMES

Acronyme	Définition
AEAT	Aircraft Engineering and Aerospace Technology (Emerald Publishing)
AEO	Tous les propulseurs fonctionnels (All engine operative)
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ANN	Réseau de neurones artificiel (Artificial neural network)
<i>b</i>	Abréviation de batterie
BAT	Batterie
BMR	Battery Mass Ratio
CAP	Canada Air Pilot
CFD	Computational Fluid Dynamics (Analyse numérique mécanique des fluides)
CRIAQ	Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec
CRSNG	Conseil de recherches en sciences naturelles et en génie du Canada
DEP	Distributed Electric Propulsion (Propulsion électrique distribuée)
DoE	Plan d'expérience (Design of Experiment)
EM	Moteur électrique
EW	Empty weight (poids à vide)
FAR	Federal Aviation Regulation (Règlement fédéral de l'aviation - États-Unis)
FEA	Finite Elements Analysis (analyse éléments finis)
<i>f</i>	Abréviation de carburant (fuel)
GEN	Générateur mécanique électrique
GT	Turbine à gaz
HE	Hybride électrique
HEPOS	Hybrid Electric Propulsion Optimization and Simulation, (Optimisation et simulation de propulsion hybride électrique)
INNOV-R	Programme de financement de recherche collaborative pour la protection de l'environnement (Québec)
IAS	Vitesse indiquée (Indicated Airspeed)
ISA	International Standard Atmosphere (atmosphère standard internationale)
INV	Convertisseur de puissance continu-alternatif
JOA	Journal of Aircraft (AIAA)
LRC	Long Range Cruise (croisière longue portée)
MEA	Avion plus électrique (More Electric Aircraft)
MCP	Puissance maximale continue (Maximum Continuous Power)
MTP	Puissance maximale au décollage (Maximum Takeoff Power)
MTOM	Masse maximale au décollage (Maximum Takeoff Mass)
MTOW	Poids maximal au décollage (Maximum Takeoff Weight)
NTP	Puissance normale au décollage (Normal Takeoff Power)

Acronyme	Définition
OE	Operating Empty (État à vide en exploitation)
OEI	Un propulseur inopérant, panne moteur (One engine inoperative)
OP	Opération
PAX	Passagers
PL	Charge utile (Payload)
PWT	Groupe de propulsion (Powertrain)
RGB	Boîte d'engrenages de réduction
SAF	Sustainable Aviation Fuel (Carburant durable d'aviation)
SOC	État de charge (State of Charge)
TAS	True airspeed (vitesse vraie)
UdeS	Université de Sherbrooke
VAR	Variable
VNC	Visual Navigation Chart
WAT	Weight for Altitude and Temperature
XDSM	eXtended Design Structure Matrix (Schéma de structure étendu) [72]

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

Table des matières

1.1	Aviation décarbonée	2
1.1.1	Impact environnemental de l'aérien	2
1.1.2	Objectifs de réduction	2
1.1.3	Leviers d'action	3
1.1.4	Stratégie pour 2035	4
1.2	Aviation régionale	4
1.2.1	Application actuelle	5
1.2.2	Mobilité aérienne régionale	7
1.2.3	Développement d'un nouvel appareil	7
1.3	Propulsion électrifiée	9
1.3.1	Bénéfices et limites	9
1.3.2	Alternative hybride électrique	11
1.4	Résumé	14
1.5	Plan du document	15
1.6	Cadre de la thèse	17

Ce chapitre présente le contexte général du projet de recherche, et permet de comprendre en quoi le développement d'un avion régional de nouvelle génération à propulsion hybride électrique parallèle s'inscrit dans la vision de développement technologique pour atteindre les objectifs ambitieux de réduction des émissions du secteur aérien à l'horizon 2050.

1.1 Aviation décarbonée

L'évolution du climat actuel et son impact sur notre milieu de vie pousse les gouvernements ainsi que les entreprises à considérer plus sérieusement la dimension environnementale dans leur développement. Le réchauffement climatique engendre actuellement une augmentation de température qui provoque une fonte des glaces ayant notamment pour conséquence la montée des niveaux marins, des submersions côtières et des inondations.

Ainsi, en 2015, dans le cadre de la COP21, 195 pays concluent l'accord de Paris sur le climat en s'engageant à limiter le réchauffement climatique à $+1.5^{\circ}\text{C}$ d'ici 2100 pour limiter l'impact du réchauffement sur la planète. Cet engagement fixe alors un cap qui pousse l'Union européenne à définir des objectifs de neutralité carbone à l'horizon 2050.

1.1.1 Impact environnemental de l'aérien

Bien que le secteur du transport aérien ne représente qu'une proportion de 2.5% des émissions mondiales anthropiques en 2018, c'est sa dynamique de croissance qui explique la nécessité d'agir pour transformer le secteur [65]. L'accélération de la hausse des émissions du transport aérien commercial observée ces dernières décennies provoque une prise de conscience sur l'évolution de son impact dans le futur.

Malgré l'amélioration énergétique des avions, le transport aérien consomme aujourd'hui deux fois plus de carburant qu'en 1980 par sa croissance importante. Ainsi, en moyenne, les émissions de CO_2 ont augmenté de 2.5% par an depuis vingt ans, atteignant jusqu'à 4% de croissance par an entre 2010 et 2018. Au final, 50% des émissions totales du secteur depuis 1940 ont été réalisées au cours des vingt dernières années [65]. La nécessité d'agir est d'autant plus accentuée avec des prévisions de croissance du trafic aérien estimées à plus de 4% par année [48], équivalente une augmentation de 100% entre 2019 et 2038 [5].

1.1.2 Objectifs de réduction

Dans cette perspective, l'Association du Transport Aérien Mondial (IATA) a défini en 2009 la feuille de route technologique à long terme pour transformer les infrastructures et limiter la hausse des émissions [67]. L'IATA a proposé un plan en trois jalons à court, moyen et long terme d'ici 2050, pour limiter puis compenser la hausse d'émissions estimée dans le cas où aucune mesure ne serait mise en place (voir graphique figure 1.1).

Le défi est d'opérer une mutation dans un secteur à forte inertie, qui fonctionne avec un temps de renouvellement des flottes et des infrastructures relativement long. L'objectif final à long terme est ainsi de réduire les émissions mondiales de CO_2 du secteur de 50% par rapport à 2005 d'ici à 2050. De son côté, la Commission européenne a même fixé l'objectif ambitieux d'annuler complètement les émissions dans cette même période [34].

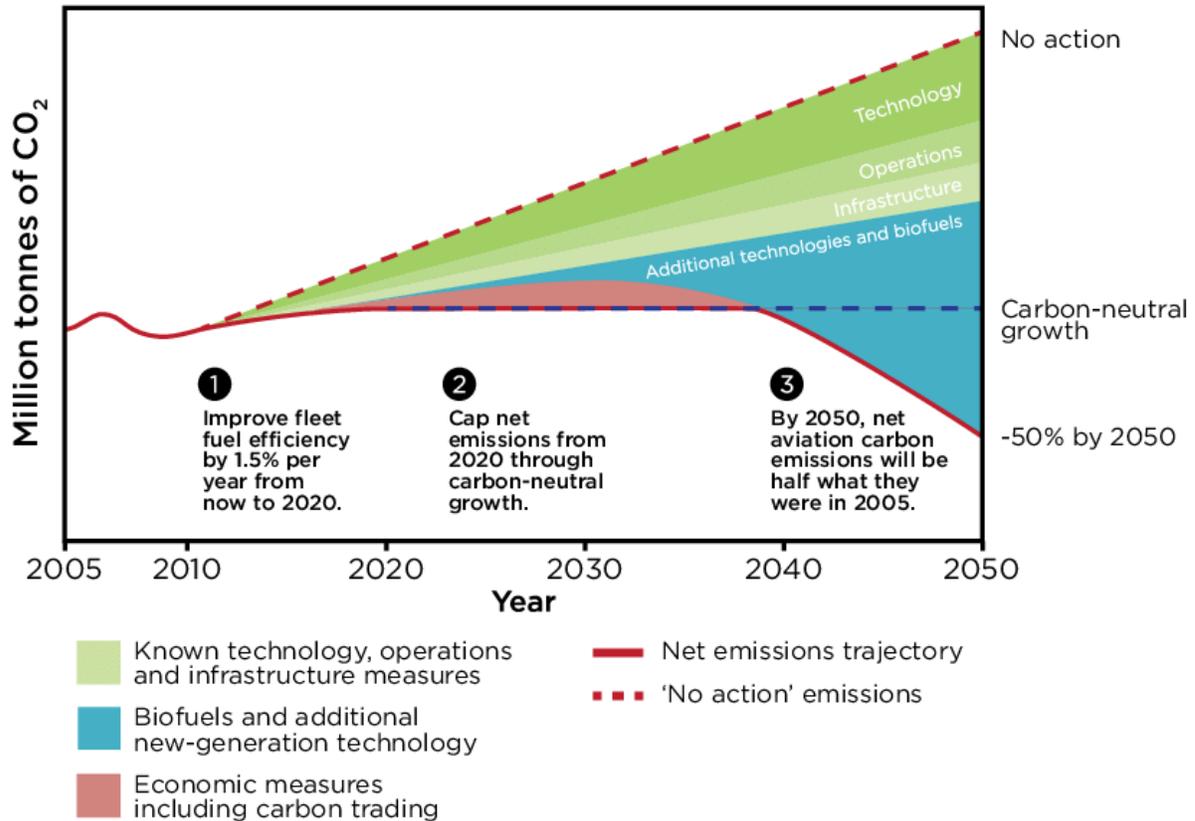


FIGURE 1.1 Objectifs de réduction des émissions de l'aviation commerciale à l'horizon 2050 proposé par l'IATA [67], extrait de [69].

L'atteinte de ces objectifs est un défi de taille qui implique l'industrie à tous les niveaux, autant les constructeurs que les opérateurs, nécessitant l'action simultanée sur plusieurs leviers.

1.1.3 Leviers d'action

Dans cette prise de conscience, les industries aérienne et aéronautique ont identifié différentes pistes d'actions pour opérer un changement de paradigme et atteindre les objectifs ambitieux qui ont été fixés (figure 1.1).

Selon Axel Krein, directeur général du programme européen Clean Sky en 2021, les principaux leviers d'action sont répartis de la façon suivante [65] :

- **Opération (10%)** : Optimisation des trajectoires de vol et contrôle du trafic aérien.
- **Réduction de consommation de carburant (50%)** : Nouvelles technologies. Efficacité thermique des systèmes de propulsion et/ou électrification (propulsion hy-

bride électrique avec batteries ou pile à combustible). Efficacité propulsive (soufflante non carénée, propulsion distribuée). Efficacité aérodynamique de l'aéronef (aile à haut allongement contreventée, fuselage intégré)

- **Carburants alternatifs (40%)** : Utilisation de vecteurs d'énergie différents permettant d'annuler ou délocaliser les émissions. Ils peuvent être soit décarbonés à l'utilisation, mais pas forcément à la source (hydrogène ou méthane), soit carbonés, mais neutres dans leur combustion (biocarburants/SAF).

1.1.4 Stratégie pour 2035

Dans cette optique, la filière aéronautique prépare dès maintenant les prochaines décennies pour faire mûrir les technologies afin de mettre sur le marché la prochaine génération d'aéronef d'ici 2035, selon deux axes : des motorisations plus sobres (efficacité) et des nouveaux carburants (stockage et utilisation) [32].

Le développement de technologies de rupture nécessite des étapes intermédiaires sur la feuille de route [33] :

- **Explorer et évaluer les technologies** : Définir quelles sont les briques technologiques d'intérêt. Un certain nombre de choix fondamentaux de technologies et de conception doivent être gelés à l'aide d'études d'évaluation variées (exemple [114]).
- **Les rendre à maturité** : Développer les technologies sélectionnées en les déployant à court terme sur des plateformes de plus petite échelle ainsi que des démonstrateurs en vol (exemple [91]).

1.2 Aviation régionale

Selon l'avionneur ATR, le marché régional va avoir un rôle important à jouer dans le changement de paradigme de l'aviation commerciale par le biais des turbopropulseurs [33]. Ce segment, qui offre un service essentiel à travers le monde, à la possibilité de compenser l'impact environnemental de sa croissance, mais aussi de redévelopper la mobilité aérienne régionale en introduisant de nouvelles technologies sur une plateforme de développement plus accessible. Cela constitue alors une double opportunité pour l'industrie aéronautique, avec une demande pour un nouvel appareil qui constitue aussi une base de maturation technologique pour des retombées futures à plus grande échelle dans le reste du secteur.

1.2.1 Application actuelle

Aujourd'hui, l'aviation régionale joue un rôle majeur dans le déploiement du réseau aérien en connectant les régions aux grands hubs aéroportuaires pour des capacités allant de 20 à 70 passagers [90]. Elle relie les régions aux grandes villes et fournit également un service vital de connectivité des communautés des régions plus éloignées et moins accessibles, ayant un faible volume de passagers [61], comme dans le Nord de l'Europe ou au Canada.



FIGURE 1.2 Turbopropulseur régional Dash-8-300 de Air Inuit, à l'approche de l'aéroport de Montréal (source : Wikimedia [1], licence Creative Commons)

Ces connexions sont majoritairement opérées par des avions turbopropulseurs (illustré à la figure 1.2), représentant près de la moitié de la flotte aérienne régionale mondiale en 2015 [35]. Ceux-ci sont particulièrement appréciés et adaptés pour les vols de plus faible distance grâce à une meilleure efficacité énergétique à plus faible altitude en comparaison aux avions à réaction pour la même courte mission [79, 90]. Par leur éco-efficacité sans égal, ils offrent un coût au siège par kilomètre le moins élevé, ce qui est un facteur avantageux sur les lignes à faible trafic [33]. Sur des lignes à traffix plus élevé (tel que Toronto-Montréal) ils permettent aux opérateur d'élargir l'offre d'horaires de vols en complément des ceux opérés par des avions à turbofans. De plus, ils sont particulièrement adaptés pour opérer proche des communautés. Ils demandent une assistance aéroportuaire réduite et peuvent opérer à partir d'aéroports équipés de pistes plus courtes. Ce type de machine est donc privilégié pour assurer de façon sûre, rapide et efficace la connectivité des communautés dans les régions.

Les avions turbopropulseurs régionaux sont conçus pour répondre à des missions variées. Ils ont alors la particularité d'être dimensionnés afin d'offrir de la flexibilité d'opération et de la capacité de distance aux compagnies exploitantes. Ces avions peuvent alors parcourir des distances autour de 1000 nm (1850 km), alors qu'ils sont majoritairement opérés sur des missions plus courtes [114]. Ainsi, 90% des missions sont opérées en dessous de 400 nm (740 km), et 50% en dessous de 200 nm (370 km) [21, 13] (voir figure 1.3). Les turbopropulseurs sont alors capables d'une distance maximale mais opèrent la plupart du temps sur une mission typique plus petite [92]. Dans ce contexte, si le requis de distance maximale parcourable peut être diminué par l'opérateur, il est possible de considérer un cahier des charges de conception centré sur des missions plus réduites. Cela est envisageable si une partie de la flotte d'un opérateur peut être spécialement dédiée pour opérer sur ces missions typiques.

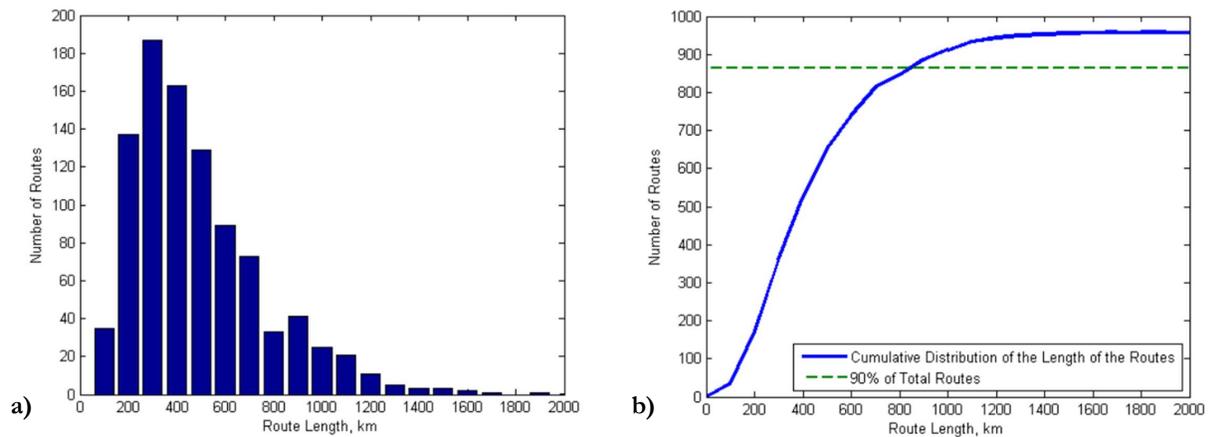


FIGURE 1.3 Répartition des missions de vols régionaux dans le monde : (a) Distribution des distances, (b) Distribution cumulative. Tiré de [21]

Dans le marché existant actuel, après plusieurs décennies de croissance stable, l'aviation régionale s'attend à un rebondissement dans la demande des turbopropulseurs [64]. Selon le constructeur ATR, l'industrie doit se préparer à répondre à une future demande du marché sur la période 2022-2041 : le remplacement du parc, estimé à près de 1500 avions qui se rapprochent du retrait de service, et la croissance, notamment dans le marché asiatique, qui est évalué à plus de 710 appareils [16]. Cette opportunité pousse alors le constructeur Embraer à se repositionner sur le segment des turbopropulseurs après 20 ans d'absence [55]. Dans cette perspective, il devient alors nécessaire de développer un appareil de nouvelle génération plus efficace pour limiter l'augmentation de l'impact environnemental de ce segment du fait de la croissance du marché.

1.2.2 Mobilité aérienne régionale

D'autre part, l'aviation régionale a un fort potentiel de développement dans la connectivité des régions sur de courtes distances selon le mouvement de Mobilité Aérienne Régionale (RAM). Le transport régional par voie aérienne peut en effet avoir une contribution de valeur en réduisant le temps de trajet sur des distances allant 50 à 350 nm, avec des bénéfices de 30 à 90 min par rapport aux autres modes de transport [61]. Pour couvrir ces trajets, la RAM peut se baser sur un large réseau d'infrastructures aéroportuaires secondaires existantes, accessibles et sous-utilisées, notamment aux États-Unis et en Europe [11]. Afin de remplir sa mission, la RAM vise à couvrir d'un côté des missions de navettes de 50 à 150 nm jusqu'à 19 passagers, et de l'autre des connexions point à point entre villes jusqu'à 350 nm avec plus de 50 passagers [119, 108].

Pourtant, l'exploitation généralisée des turbopropulseurs sur des missions RAM pose des défis en termes de viabilité économique et d'impact environnemental. Les connexions de courte distance avec un faible volume de passagers nécessitent de réduire les coûts d'opération des appareils, tandis que la proximité avec les communautés requiert de limiter les nuisances environnementales, telles que le niveau sonore et les émissions polluantes. Faute d'appareil adapté, ce segment de marché a été cédé et transféré vers d'autres moyens de transports terrestres. Le modèle d'opération a donc progressivement évolué vers la consolidation de grandes lignes de plus haute capacité avec un parc d'appareils de 70 à 90 passagers, délaissant les lignes secondaires de courte distance [35, 79].

Aujourd'hui, le développement futur de la RAM peut être assuré avec la conception d'un avion de nouvelle génération dont les coûts d'opération et l'impact environnemental sont réduits, cela grâce à une capacité adaptée aux missions courtes et à des propulsions électrifiées ouvrant de nouvelles possibilités de conception [90, 61, 11]. Pour cela, l'électrification et l'hybridation sont considérées comme des solutions potentielles pour réduire les émissions de gaz nocifs des appareils en opération et permettre des stratégies d'atténuation du bruit proches des aéroports [100, 46].

1.2.3 Développement d'un nouvel appareil

En conséquence, il existe une demande potentielle pour le développement d'un avion turbopropulseur régional de nouvelle génération pour répondre au remplacement à venir de la flotte existante vieillissante, à la croissance attendue de la demande en appareils neufs, ainsi qu'au déploiement présagé de la mobilité aérienne de courte distance. Cet appareil devra transporter jusqu'à 50 passagers et couvrir des distances de 150 à 300 nm [63, 78, 79, 46]. En outre, ce segment se prête bien à l'introduction et l'accélération du développement

d'une nouvelle technologie telle que la propulsion hybride électrique, car les missions sont plus courtes et les niveaux de puissance requis plus faibles [10].

Comme le montre la figure 1.4, le regain d'intérêt pour le segment régional et la mobilité aérienne régionale dans les dernières années s'est traduit par une forte augmentation d'initiatives de développement technologique et d'innovation dans de nouveaux appareils et démonstrateurs. L'intérêt croissant des entreprises pour le marché régional montre la valeur et l'avenir du turbopropulseur dans l'industrie aérienne. Ces nouveaux appareils sont également développés autour de propulsions utilisant des sources d'énergie alternatives telles que : l'électrique (E), l'hybride électrique (HE), le carburant durable d'aviation (SAF) ou l'hydrogène (H₂) (voir tableau 1.1).

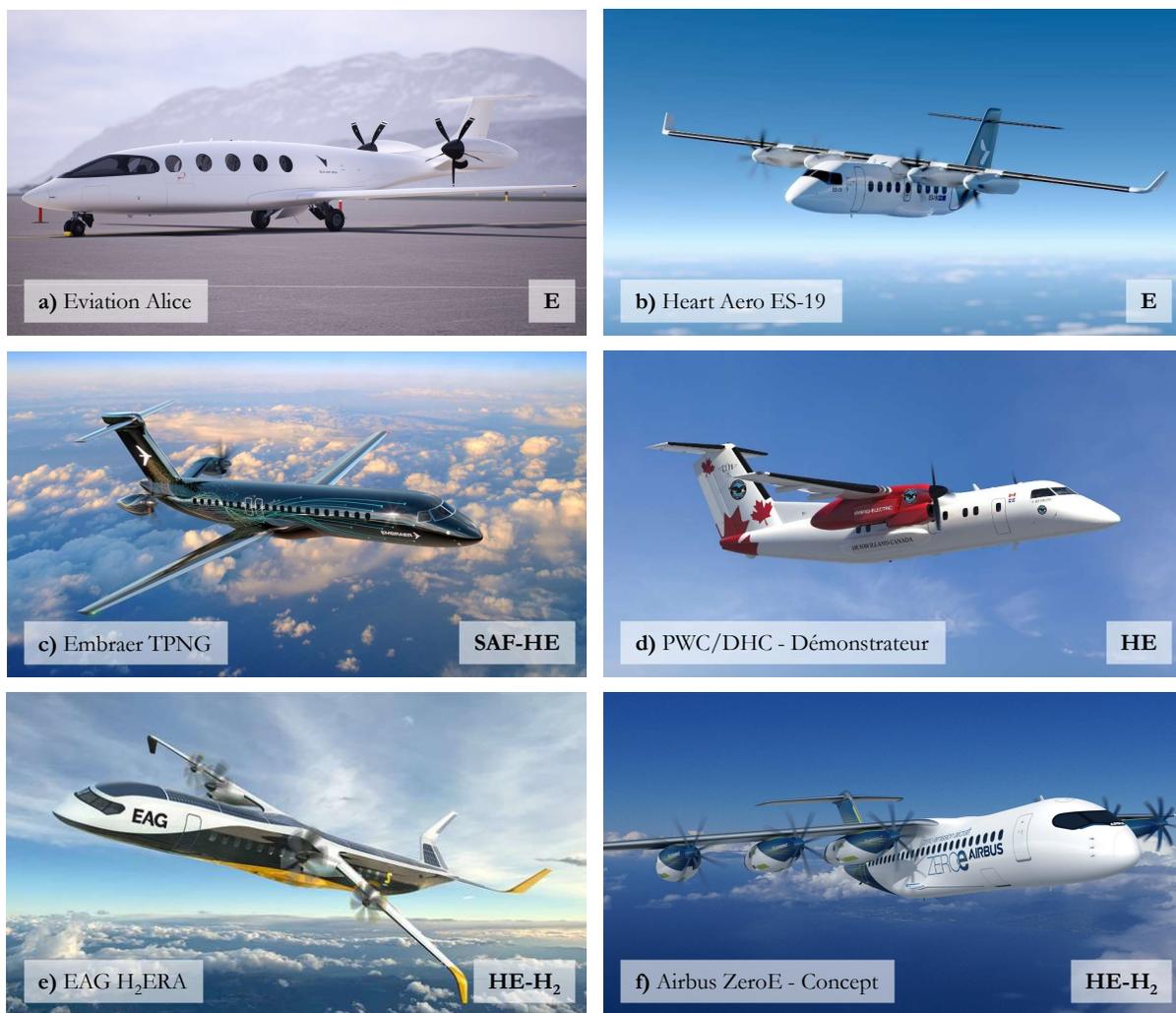


FIGURE 1.4 Concepts et démonstrateurs de nouveaux avions de transport régional. Sources des images : (a) [50], (b) [4], (c) [18], (d) [91], (e) [45], (f) [6]

TABLEAU 1.1 Projets de développement autour de nouveaux avions régionaux

Compagnie	Nom/Description	Passagers	Dist. (nm)	Config.*	Ref.
Ampaire	Eco Otter SX	19	170	HE	[7]
Aura Aero	ERA	19	270	E	[3]
Bye	eFlyer 800	8	500	E	[75]
Cessna	Grand Caravan	10-14	-	HE	[103]
Eviation	Alice	9	440	E	[50]
Heart Aero	ES-19	19	216	E	[4]
Tecnam/Rolls-Royce	P-volt	9	150	E	[113]
VoltAero	Cassio 600	10	650	HE	[121]
Airbus	Turboprop. ZeroE	70-90	1000	HE-H2	[6]
ATR	EVO	70	-	SAF-HE-H2	[15]
Deutsche Aircraft	D328eco	30	730	SAF-H2	[124]
EAG	H2ERA	70-80	800-1200	HE-H2	[45]
Embraer	TPNG	70-80	-	SAF-HE	[55]
PWC-DHC	Dash-8-100	40	-	HE	[96]
GE-Boeing	Saab-340	37	-	HE	[95]

* *Électrique (E), Hybride Électrique (HE), Carburant durable (SAF), Hydrogène (H2)*

1.3 Propulsion électrifiée

L'énergie électrique s'est introduite progressivement dans le secteur aéronautique avec l'évolution des générations successives d'appareils vers davantage d'équipements électriques [117]. L'électrification offre la possibilité de remplacer certains systèmes mécaniques ou hydrauliques de l'avions, réduisant alors leur masse ainsi que leur coût de maintenance tout en augmentant leur efficacité et leur fiabilité. Cela passe par un remplacement des lourds systèmes mécaniques et hydrauliques par leur équivalent en composants électriques. Ceux-ci permettent notamment le fonctionnement des actionneurs de contrôle, du freinage, du dégivrage ou du conditionnement d'air.

L'introduction des commandes de vol électriques ("Fly by Wire") sur le Airbus A320 à la fin des années 1980 représente une étape particulièrement importante dans le mouvement d'avion plus électrique ("More Electric Aircraft"). En outre, l'électrification a également le potentiel d'affecter les systèmes de propulsion sur toutes les classes d'aéronefs, selon différents niveaux, allant du tout électrique à l'hybridation légère [123].

1.3.1 Bénéfices et limites

La technologie électrique offre la possibilité de réduire l'impact environnemental de l'aviation, mais aussi d'ouvrir la voie vers de nouveaux scénarios d'usage et de marchés [123]. Elle permet à la fois de décarboner l'aviation et de distribuer l'énergie de façon différente [9].

Celle-ci est mise en avant dans la littérature pour ses caractéristiques :

- **Haute efficacité** : les moteurs électriques offrent une efficacité élevée et fonctionnent sur une large plage d'opération en comparaison à la technologie conventionnelle.
- **Mise à l'échelle** : les propriétés de densité de puissance, d'efficacité et de fiabilité des moteurs sont maintenues avec la taille.
- **Non-sensibilité aux conditions atmosphériques** : les moteurs électriques ne sont pas concernés par les pertes de puissance auxquelles sont exposées les turbines à gaz lors de variations des conditions d'environnement de vol.
- **Absence d'émissions de gaz nocifs** : les systèmes électriques n'impliquent pas de phénomènes de combustion et n'émettent donc aucuns gaz.
- **Flexibilité de conception et d'intégration** : le retrait de systèmes de transmission mécanique réduit les contraintes architecturales connues sur les technologies conventionnelles. Les possibilités de conception sont étendues avec de nouvelles architectures d'intégration comme la propulsion distribuée (DEP). Ce type d'intégration aéropropulsive couplée change le compromis d'ensemble dans la conception des appareils et modifie la façon de coopérer entre avionneur et motoriste [10].
- **Fiabilité et sécurité** : le retrait et le remplacement de composantes mécaniques augmentent la durée de vie des systèmes et réduit les coûts de maintenance. L'introduction de systèmes électriques permet la redondance à moindre coût.
- **Découplage des sources d'énergie et de puissance** : Les architectures hybrides parallèles permettent d'opérer différentes sources d'énergie de manière flexible. Il est possible d'opérer la motorisation conventionnelle à son efficacité optimale, mais aussi de choisir la source d'énergie appropriée selon les conditions de vol.

Néanmoins, l'électrification complète du système de propulsion reste limitée par le niveau technologique des batteries. L'écart de densité énergétique de deux ordres de grandeur entre une batterie et du combustible fossile (respectivement 200 et 12000 Wh/kg) implique théoriquement une augmentation importante de la masse de l'appareil et donc, une perte de performance pour une même mission.

Un calcul simplifié sur un avion existant (voir encadré gris page 11) permet de mettre en évidence l'enjeu de masse des batteries, ne permettant pas de transposer ce que l'on connaît déjà de l'automobile électrique à l'aviation [9]. L'approche tout électrique ne permet pas de réduire de façon significative l'impact environnemental de l'entièreté l'aviation commerciale puisqu'elle reste, à court terme, limitée aux avions de petite taille [48]. Cependant, une approche intermédiaire par hybridation permet d'élargir l'électrification à des avions de plus grosse catégorie [22].

Masse en source d'énergie - Mission régionale de 250 nm [116]

Hypothèses :

- Avion de référence : *Turbopropulseur régional de 40 passagers (Dash 8-100)*

Masse maximale au décollage = $MTOM = 36300 \text{ [lb]} = 16466 \text{ [kg]}$

- Mission 250 nm : $\approx 2MW$ de puissance embarquée (*croisière 1h + réserves*)

$E_{mission} = (2000kW \times 1h) + 1500kWh = 3500 \text{ kWh}$

- Propulsion conventionnelle :

$e_f = 12000 \text{ [Wh/kg]}, \quad \eta_{GT} = 0.3 \text{ [-]}$

- Propulsion électrique :

$e_b = 200 \text{ [Wh/kg]}, \quad \eta_E = 0.97 \times 0.95 = 0.92 \text{ [-]}$

Calculs :

$$\text{Masse } E_f = \frac{E_{mission}}{e_f \times \eta_{GT}} = \frac{3500000}{12000 \times 0.3} = 972 \text{ [kg] carburant} \quad (1.1)$$

$$\text{Masse } E_b = \frac{E_{mission}}{e_b \times \eta_E} = \frac{3500000}{200 \times 0.92} = 19021 \text{ [kg] batteries} \quad (1.2)$$

Conclusion :

Masse batteries = $19.6 \times$ Masse carburant

Masse batteries = $1.155 \times MTOM$

La masse de batteries requise est conséquente et dépasse la masse maximale.

1.3.2 Alternative hybride électrique

La propulsion hybride électrique constitue une alternative d'intérêt pour un déploiement de la technologie électrique sur des plateformes de plus grande taille comme l'aviation régionale [123]. Elle permet d'augmenter l'autonomie de la propulsion tout-électrique et d'améliorer l'efficacité de la propulsion conventionnelle tout en conservant une masse totale raisonnable. Les réductions potentielles de consommation de carburant sont estimées entre 3 et 30% pour un avion régional selon les travaux de la littérature (voir section 2.2).

Cette approche offre la possibilité de considérer une large plage de configurations en fonction du niveau d'hybridation allant de quelques dizaines de kilowatts jusqu'au mégawatt [98, 70]. Le degré d'hybridation d'un système de propulsion peut être défini selon deux

paramètres mesurant l'hybridation en puissance (H_P) et l'hybridation en énergie (H_E) [98]. Ceux-ci expriment le ratio de puissance électrique et d'énergie électrique installées à bord de l'avion relativement à la totalité installée (P_{Inst}, E_{Inst}) (équation 1.3).

Il est alors possible de couvrir un large spectre de configurations hybrides allant du conventionnel $[H_P, H_E] = [0, 0]$ au tout électrique $[H_P, H_E] = [1, 1]$. L'espace des niveaux d'hybridation théorique est représenté à la figure 1.5. Les coins représentent des configurations spécifiques, telles que les architectures hybrides série $[H_P, H_E] = [1, 0]$. Ensuite, la zone colorée en vert représente de façon schématique l'espace théoriquement défini par l'architecture hybride parallèle ainsi que toute combinaison parallèle-série. Au dessus, la zone non colorée définit les configurations pour lesquelles l'emport en batteries est plus grand que celui utilisable par les moteurs électriques. Il est à noter que dans la réalité la ligne séparant les zones blanche et verte n'est pas spécifiquement une droite (voir figure 2.1).

$$H_P = \frac{P_{EM}}{P_{Inst}} \quad | \quad H_E = \frac{E_{BAT}}{E_{Inst}} \quad (1.3)$$

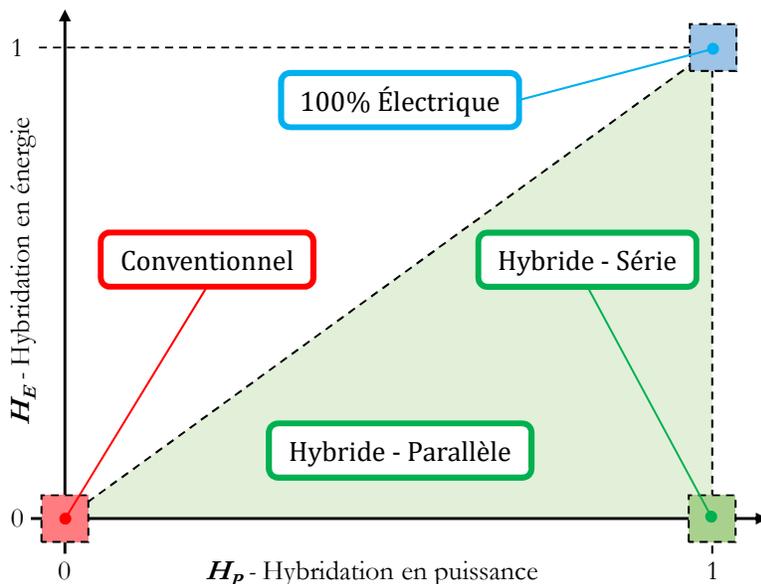


FIGURE 1.5 Représentation simplifiée du spectre des degrés d'hybridation électrique d'une propulsion, adapté de [76].

L'hybridation du groupe de propulsion peut être réalisée selon deux types d'architectures de référence qui peuvent ensuite être couplées selon différents niveaux pour obtenir des configurations intermédiaires [25, 74] :

- Série $[H_P, H_E] = [1, 0]$: Succession de conversions thermomécaniques et électromécaniques permettant de découpler l'élément propulsif (hélice) de la turbine à gaz

(GT) ou du moteur à pistons. Les hélices sont directement entraînées par un moteur électrique (EM) alimenté par un onduleur (IMV) et un générateur (GEN) (figure 1.6.a). L'énergie électrique est alors directement générée depuis un moteur à combustion ou une turbine opérés à leur point optimal. Cette architecture se retrouve sous la dénomination "turboélectrique" lorsqu'une configuration à soufflante carénée est considérée. Également, cette configuration est très privilégiée pour tirer avantages de synergies aéropulsives avec des architectures de petits propulseurs distribués (DEP) [86].

- Parallèle $[H_P, H_E] = [Var, Var]$: La configuration parallèle est un couplage indépendant entre deux sources de puissance différentes réalisé par une transmission à deux entrées (RGB). Dans ce cas, deux sources d'énergie différentes sont exploitées avec le carburant (Fuel) et les batteries (BAT) (figure 1.6.b). L'architecture parallèle offre une flexibilité sur le niveau d'hybridation et permet de couvrir une large plage de configurations de puissances électriques [70]. Cette approche permet de considérer des niveaux de puissance électrique plus faibles et réduit par conséquent la sensibilité à la masse des composants électriques rencontrée dans l'approche série. Cette configuration est davantage appropriée pour l'installation de moteurs électriques additionnels pour une reconfiguration sur un concept d'appareil existant [92]. Elle permet également de considérer des bénéfices synergiques avec les turbines à gaz afin d'optimiser les cycles thermodynamiques (turbofan hybride) [60].

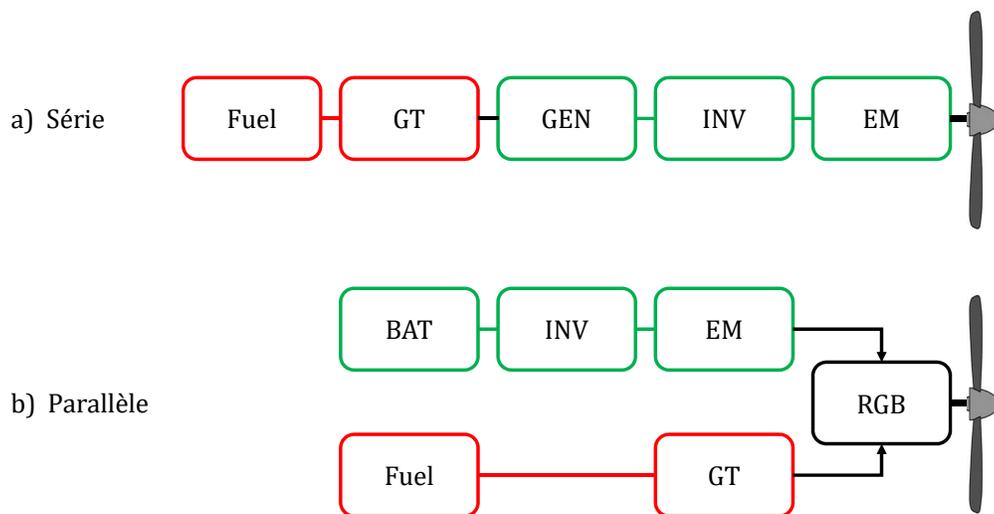


FIGURE 1.6 Principales architectures de propulsion hybride électrique

1.4 Résumé

Cette section a mis en évidence que le développement d'un avion régional à hybride a le potentiel de bénéficier au secteur aérien et aéronautique à différents niveaux, tels que :

- La réduction de consommation en carburant des appareils régionaux à l'aide de systèmes de propulsion alternatifs.
- La revitalisation de l'aviation régionale sur les lignes de courte distance avec un appareil de nouvelle génération. L'aviation régionale de courte distance est une application d'intérêt pour la propulsion hybride, car elle permet une introduction plus rapide sur le marché de ces technologies de propulsion pour l'aviation commerciale malgré les limites énergétiques des batteries.
- Le développement technologique incrémental des systèmes de propulsion électrifiés sur une plateforme de plus grande échelle que l'aviation de loisir, mais dont les niveaux de puissance sont accessibles et le requis de mission plus faible que l'aviation de longue distance. Également, la technologie parallèle offre un spectre continu de configuration, plus adapté à une évolution dans le temps.

Le travail de cette thèse est donc focalisé sur l'analyse de performance d'un concept d'avion avec une architecture de propulsion équipée d'une turbine à gaz et un moteur électrique respectivement alimentés par carburant et par batteries, montés en parallèle pour entraîner tous les deux l'hélice de l'avion. La taille de la turbine à gaz est variée sans modification du cycle thermodynamique original.

Concept

Avion turbopropulseur régional existant retrofité avec une propulsion hybride électrique parallèle pour l'usage des missions de courte distance.

1.5 Plan du document

Le travail de thèse est organisé selon la structure présentée à la figure 1.7.

Le chapitre 2 résume tout d'abord l'état de l'art sur la thématique de la propulsion hybride électrique en aviation. Ensuite, un retour est fait sur les approches de conception avant-projet ainsi que les défis dans le contexte de la propulsion hybride électrique. Enfin, une revue des travaux de recherche autour de la propulsion hybride sur avion régional est réalisée.

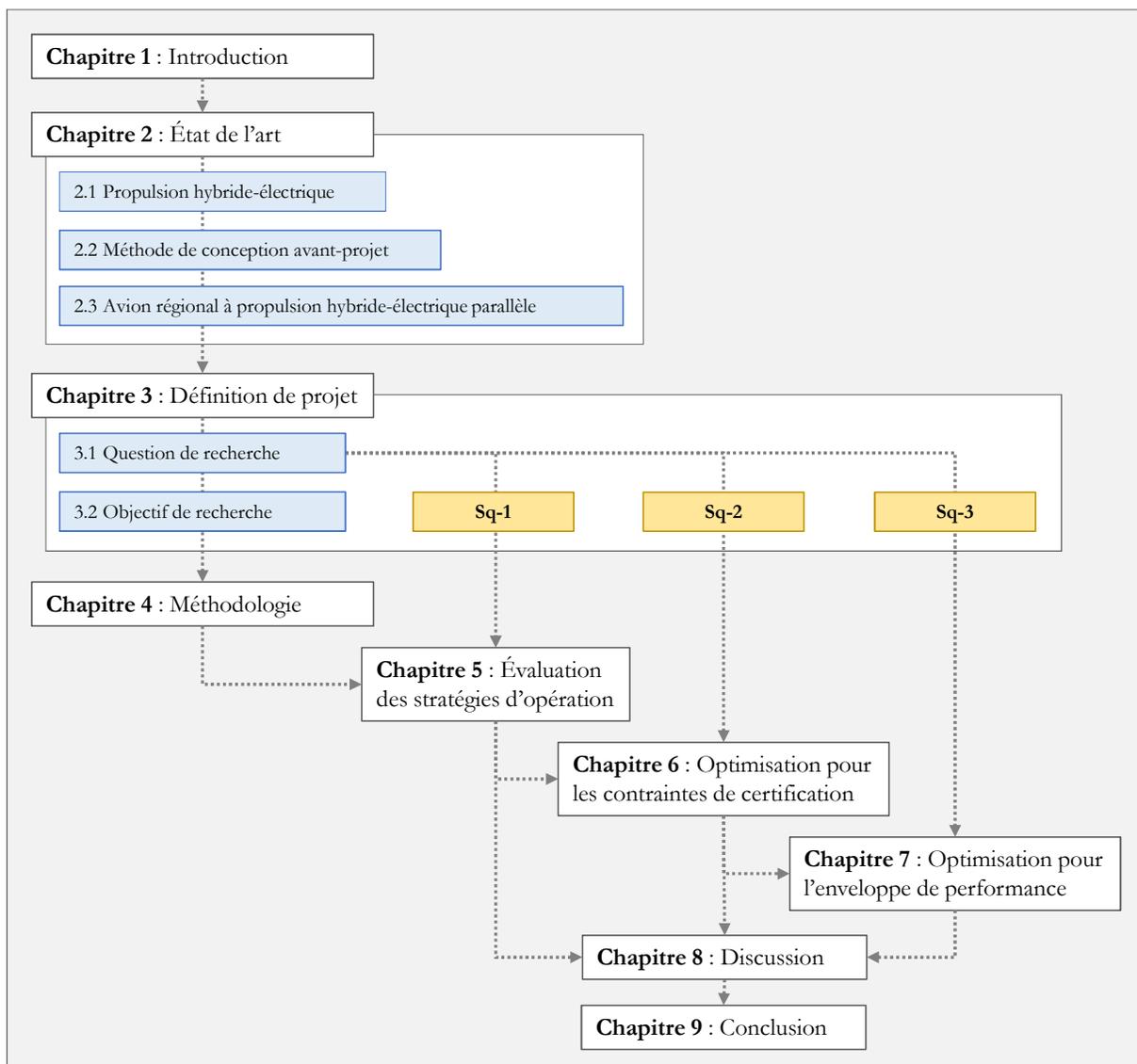


FIGURE 1.7 Structure générale de la thèse

Le chapitre 3 présente dans un premier temps les questions de recherche au coeur de cette thèse, qui découlent de la revue de littérature. Celles-ci ponctuent les grandes sections du développement de la thèse autour du potentiel de réduction de consommation de carburant selon : 1) les stratégies d'opération, 2) les contraintes de certification, 3) l'enveloppe de performance. Dans un second temps, les objectifs principaux de la thèse ciblent les capacités de simulation numérique à développer afin de répondre aux questions de recherche.

Le chapitre 4 définit la portée de l'analyse conceptuelle puis décrit la modélisation ainsi que le développement des environnements d'analyse de mission et d'optimisation.

Le chapitre 5 explore les différentes stratégies d'opération de la propulsion hybride à l'échelle de la mission en comparant les performances en termes de réduction de consommation de carburant.

À travers un premier article, le chapitre 6 étudie l'impact des contraintes de certification et de l'approche de conception sur la performance de l'appareil, à travers un premier article.

À travers un deuxième article, le chapitre 7 évalue l'impact de la propulsion hybride sur l'enveloppe de performance et propose une méthode d'amélioration de la robustesse du système pour les conditions d'opération de l'appareil.

Le chapitre 8 propose une discussion globale des considérations nouvelles apportées par la présente thèse.

Finalement, le chapitre 9 donne une conclusion du travail de recherche et propose une ouverture sur les perspectives de travaux futurs.

1.6 Cadre de la thèse

Le travail constituant cette thèse a été réalisé dans le cadre du projet HEPOS mené en partenariat avec Pratt & Whitney Canada et l'Université Laval sous le programme de financement de recherche collaborative INNOV-R (CRIAQ-CRSNG, Québec-Canada) (figure 1.8).



FIGURE 1.8 Projet collaboratif HEPOS

Ce projet a visé à améliorer la connaissance et la compréhension autour de la conception d'une propulsion hybride électrique parallèle pour un avion de transport régional existant. L'objectif principal a été le développement d'un environnement de simulation et d'optimisation pour l'analyse du design et de performance ainsi que la création de modèles détaillés pour une propulsion hybride électrique parallèle sur un avion turbopropulseur régional.

Cette thèse est centrée sur les analyses de performance et les optimisations réalisées à la suite du développement de l'environnement de simulation et d'optimisation de niveau conceptuel dans le cadre du projet HEPOS.

CHAPITRE 2

ÉTAT DE L'ART

Table des matières

2.1	Propulsion hybride électrique parallèle	20
2.1.1	Description du système	20
2.1.2	Phénomènes dans la conception hybride	21
2.1.3	Gestion de sources d'énergie multiples	28
2.1.4	Effets de couplage	29
2.2	Avion régional hybride électrique parallèle	31
2.3	Conception d'aéronef	36
2.3.1	Phases de développement	36
2.3.2	Méthode de conception avant-projet	37
2.3.3	Requis de certification	38
2.3.4	Conception de propulsion hybride	41
2.3.5	Conception multidisciplinaire	44
2.3.6	Enveloppe de performance <i>payload-range</i>	46
2.4	Synthèse	48

Ce chapitre présente une revue de la littérature autour de la conception et l'analyse de performance d'un avion à propulsion hybride. Également, un état de l'art est dressé spécifiquement sur les analyses des bénéfices potentiels d'une propulsion hybride électrique parallèle pour un avion turbopropulseur régional.

2.1 Propulsion hybride électrique parallèle

Cette section propose une revue des éléments de conception et de performance principaux qui caractérisent un avion à propulsion hybride.

2.1.1 Description du système

En introduisant de nouveaux degrés de liberté dans la conception d'un système propulsif, la technologie hybride nécessite de nouveaux paramètres afin d'être définie. Pour cela, Isikveren et al. [71] ont établi les fondements mathématiques permettant de décrire de façon paramétrique n'importe quel système de propulsion utilisant deux sources d'énergie de natures différentes. Cette caractérisation est illustrée à la figure 2.1, dénommée "Onion Curves" par les auteurs (courbes en oignon).

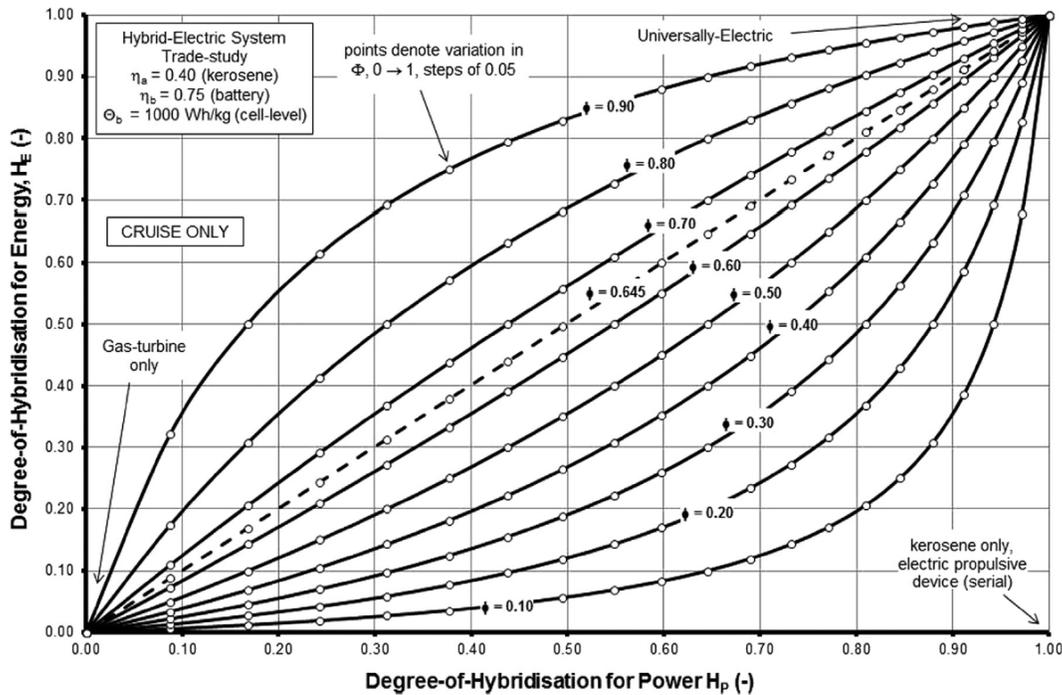


FIGURE 2.1 Espace de conception des niveaux d'hybridation en puissance et énergie. Tiré de Isikveren et al. [71]

Le système peut ainsi être défini par son degré d'hybridation DoH selon la puissance (H_P) et selon l'énergie (H_S), comme spécifié dans la section 1.3.2, à l'équation 1.3. Cette définition est largement répandue dans les études sous "facteur d'hybridation" ou "pourcentage d'électrification". En outre, deux autres variables indépendantes ϕ et Θ permettent de couvrir l'espace de conception en termes de stratégie d'opération (lignes courbes). Le Ratio d'activation ϕ représente la ratio d'utilisation d'énergie de batteries versus le carburant durant la mission. Le ratio de puissance fournie Θ détermine la puissance que donne la

batterie sur la puissance totale. L'ensemble de ces paramètres permettent de caractériser tout type de propulsion hybride sur un large espace de conception.

Cette représentation visuelle et paramétrique met en évidence plusieurs spécificités importantes de la conception hybride :

- La conception hybride doit être considérée selon l'énergie et la puissance ;
- Ces deux degrés de liberté offrent une grande flexibilité de conception et de caractérisation de tout type de propulsion hybride ;
- Un troisième degré de liberté lie intimement ces deux dimensions : la stratégie de gestion de puissance durant la mission ;
- Il y a un couplage entre l'hybridation en énergie, en puissance et la stratégie.

Bien que la paramétrisation proposée permette de caractériser le système propulsif et de le situer sur l'espace de conception dans une phase d'exploration préliminaire, elle peut montrer des limites dans une phase de dimensionnement. Par exemple les variables indépendantes ϕ et Θ éclipsent un certain nombre d'informations concernant le détail de la stratégie pendant les phases de la mission. Pour cela, il est alors préférable d'avoir recourt à des paramètres directs tels que les masses d'énergie, les puissances de moteurs et les réglages de puissance en opération durant la mission en fonction du temps.

2.1.2 Phénomènes dans la conception hybride

Cette section a pour objectif de mettre en évidence les principaux enjeux dans la conception hybride par une analyse préliminaire de performance.

a) Analyse de performance Breguet

La performance d'un aéronef en phase de vol de croisière peut être évaluée de façon initiale à l'aide de la version intégrée de l'équation de Breguet [62]. Celle-ci permet d'explorer facilement l'effet des disciplines principales sur la performance de l'appareil (aérodynamique L/D , structure W_{OE} , propulsion η_{GT}/η_p , requis de charge utile W_{PL})

Traditionnellement, celle-ci permet d'évaluer la distance parcourable en tenant de compte de la consommation progressive du carburant en vol. Cependant, dans le cas de propulsion électrique l'hypothèse de masse n'est plus valide puisque les batteries sont fixes. De façon intermédiaire, une propulsion hybride électrique combine les deux aspects.

La figure 2.2 présente les déclinaisons de l'équation de Breguet en fonction du type de propulsion, selon la formulation proposée par de Vries et al. [39].

Conventionnel

$$R_f = \eta_{GT} \eta_p \left(\frac{L}{D}\right) \left(\frac{e_f}{g}\right) \ln \left(\frac{W_{OE} + W_{PL} + W_f}{W_{OE} + W_{PL}} \right)$$

Masse décroissante

100% Électrique

$$R_E = \eta_E \eta_p \left(\frac{L}{D}\right) \left(\frac{e_b}{g}\right) \ln \left(\frac{W_{OE} + W_{PL} + W_b}{W_{OE} + W_{PL} + W_b} \right)$$

Masse constante

Hybride - Parallèle

$$R_{HE} = \eta_p \left(\frac{L}{D}\right) \left(\frac{e_f}{g}\right) \left(\eta_{GT} + \eta_E \frac{\phi}{1 - \phi} \right) \ln \left[\frac{W_{OE} + W_{PL} + \left(\frac{g}{e_b}\right) \phi E_{0.tot} \left(\phi + \left(\frac{e_b}{e_f}\right) (1 - \phi) \right)}{W_{OE} + W_{PL} + \left(\frac{g}{e_b}\right) \phi E_{0.tot}} \right]$$

Masse décroissante + masse constante

R – distance parcourable (m)	η – efficacité système (-)	W_{OE} – poids à vide (N)
$\frac{L}{D}$ – rapport portance/trainée (-)	e – densité énergétique (J/kg)	W_{PL} – poids charge utile (N)
η_p – efficacité hélice (-)	ϕ – Ratio de puissance hybride (-)	W_f – poids carburant (N)
g – gravité (m/s ²)	$E_{0.tot}$ – énergie totale initiale (J)	W_b – poids batteries (N)

FIGURE 2.2 Définition des équations de Breguet en fonction de la technologie de propulsion pour un avion à hélices. Source de la formulation : de Vries et al. [39]

Dans les figures suivantes, les équations de Breguet sont utilisées afin d'observer les effets de l'hybridation sur la performance d'un aéronef :

- L'analyse est réalisée pour un avion régional existant dont le système de propulsion est modifié. La structure et l'aérodynamique ne sont pas modifiés (même fuselage, même aile).
- Les limites de masse au décollage ($MTOM$) et de carburant de l'avion original sont maintenues. Lorsque nécessaire, ces limites sont représentées par des lignes pointillées horizontales et/ou verticales.
- Les données utilisées dans les équations se basent sur l'avion de référence DHC-8-300 utilisé dans cette thèse ([20], voir section 4.2.1).
- Les considérations de volume et d'équilibrage de masse sont négligées. On suppose qu'il y a assez de volume pour l'installation des batteries.
- L'intégralité de l'énergie est utilisée pour la propulsion de l'avion uniquement. L'extraction d'énergie pour d'autres systèmes (*bleed air*, dégivrage) est négligée.
- La charge utile est fixée à 10,000 lb (50 passagers).
- La technologie de batteries est fixée à 250 Wh/kg (niveau pack).

La figure 2.3 montre l'effet de la distance de mission et de l'hybridation (HE) sur la masse de l'appareil. Les lignes pointillées noires représentent les limites de masse maximale et d'emport en carburant de l'avion existant analysé. À mesure que la distance augmente, la masse en énergie augmente. On observe que l'avion tout-électrique atteint très rapidement la masse maximale de l'avion de référence (bleu discontinu), tandis que les versions hybrides permettent d'augmenter la distance parcourable pour une même technologie de batterie (vert pointillé). Plus le ratio d'hybridation est faible, plus la distance parcourable se rapproche de l'avion conventionnel (en rouge). L'avion conventionnel est quant à lui limité par la capacité d'emport en carburant.

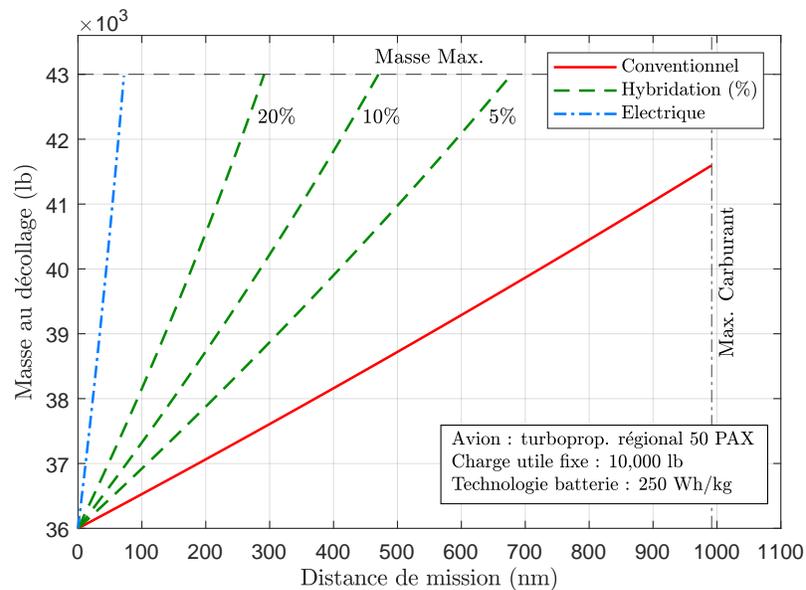


FIGURE 2.3 Analyse Breguet #1 : masse de l'avion en fonction de la distance requise et de la technologie de propulsion

La figure 2.4 montre l'effet du niveau d'hybridation en puissance pour une distance de mission fixe. À mesure que l'hybridation est augmentée, la réduction de consommation en carburant augmente (en vert), par remplacement du carburant avec des batteries. En augmentant la part de puissance provenant de la chaîne électrique, l'efficacité globale de la chaîne de puissance et de l'avion est augmentée (en rouge pointillé). Ainsi, l'avion parcourt plus de distance et transporte plus de charge par unité d'énergie consommée car la contribution de la turbine à gaz, de plus faible efficacité énergétique, est diminuée. Cependant, pour un gain d'environ 20% en consommation de carburant, l'efficacité globale du système "avion" n'est améliorée que de 10%

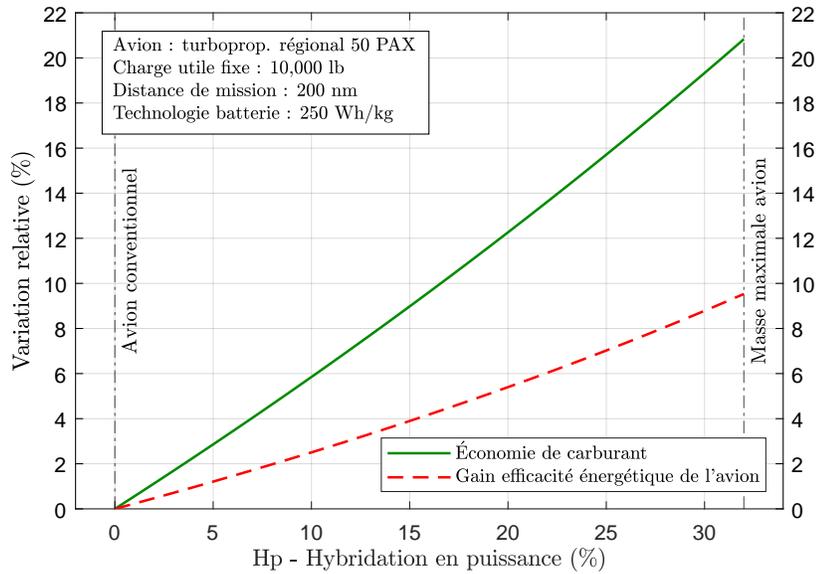


FIGURE 2.4 Analyse Breguet #2 : gain en carburant et efficacité PREE en fonction de l'hybridation

La conséquence de la variation d'efficacité de la chaîne propulsive est alors démontrée à la figure 2.5 avec une réduction de l'énergie totale requise à bord de l'avion (en vert). Cependant, cet effet positif est contre-balançé par une augmentation de masse de l'appareil par les batteries (en rouge pointillé), venant pénaliser les performances globales de l'avion.

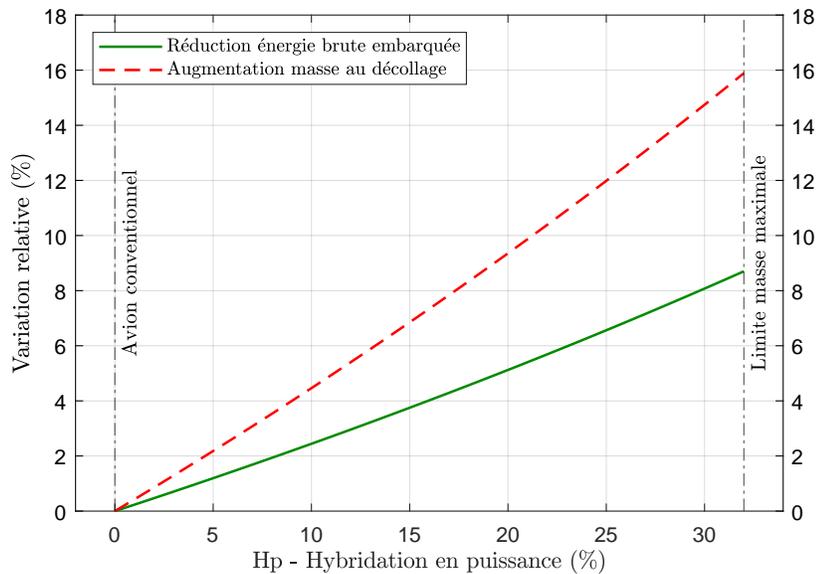


FIGURE 2.5 Analyse Breguet #3 : énergie embarquée et masse de l'avion en fonction de l'hybridation

Comme, les densités énergétiques des batteries et du carburant ont deux ordres de grandeur de différence (250 contre 12,000 Wh/kg), une faible réduction de carburant doit être compensée par une masse élevée de batteries pour combler les mêmes besoins énergétiques.

Finalement, la figure 2.6 montre l'effet de l'hybridation et du niveau technologique de batteries sur la distance parcourable. Une augmentation de technologie de batteries améliore la capacité d'emport en énergie, allongeant la distance. Inversement, une augmentation de l'hybridation augmente les besoins en énergie électrique, réduisant la réserve en batteries.

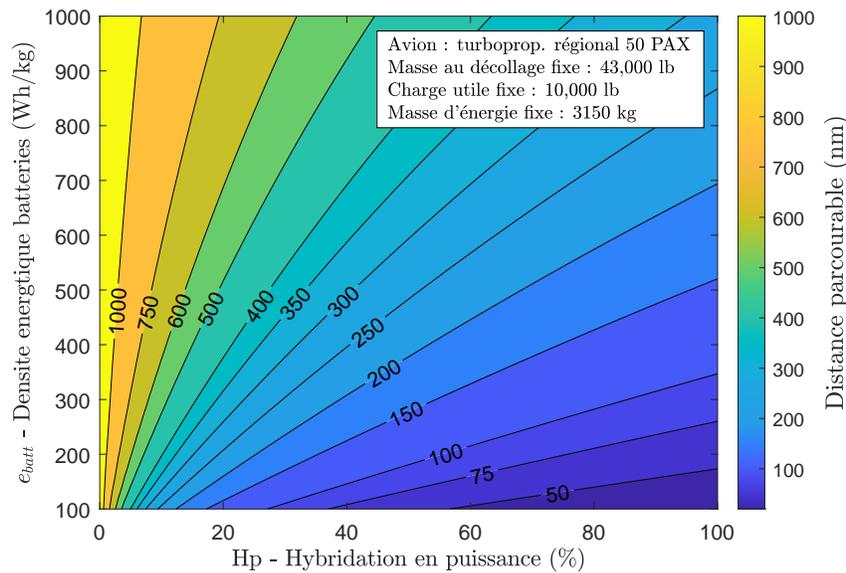


FIGURE 2.6 Analyse Breguet #4 : distance parcourable en fonction de l'hybridation et de la technologie de batteries

En résumé, l'analyse préliminaire de Breguet permet de mettre en évidence les points suivants :

- L'hybridation a le potentiel d'augmenter la distance parcourable par rapport à un avion tout électrique tout en restant inférieure à l'avion conventionnel.
- L'hybridation permet de réduire la consommation en carburant et d'augmenter l'efficacité globale du système.
- L'efficacité de la chaîne de puissance électrique réduit le besoin en énergie, mais reste pénalisée par l'inégalité de densité énergétiques deux sources. La masse de l'avion augmente avec l'ajout des batteries.
- La distance parcourable est fortement dépendante de la technologie de batteries et du niveau d'hybridation. Elle augmente lorsque la densité énergétique des batteries augmente et diminue avec l'augmentation du niveau d'hybridation.

b) Analyse de performance de turbine à gaz

L'hybridation apporte l'opportunité de réduire les besoins en puissance de la turbine, introduisant l'éventualité de réduire sa taille. Cette approche est couramment avancée dans la littérature puisqu'elle permet de réduire la masse de la turbine et de libérer de la place pour les systèmes électriques. Cependant, une réduction de taille des turbines implique un changement de son l'efficacité thermomécanique.

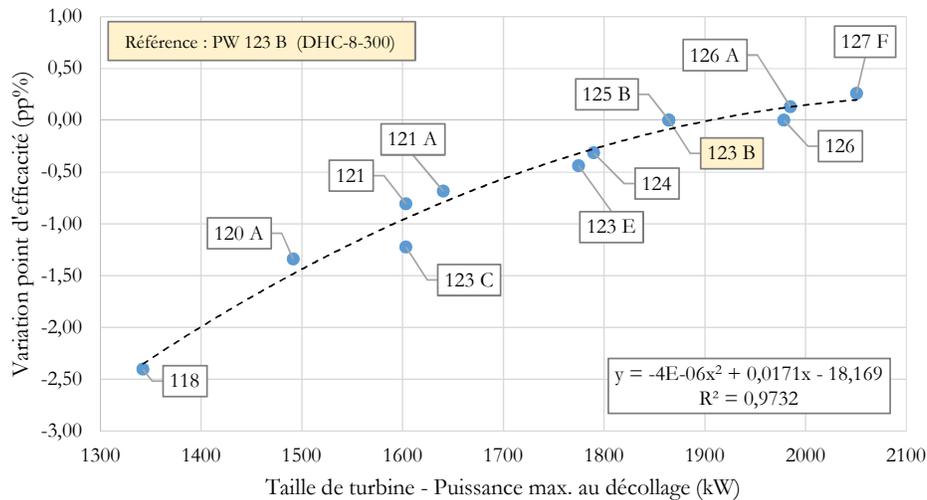


FIGURE 2.7 Modèle de variation d'efficacité de turbine à gaz en fonction de la taille

La figure 2.7 présente la variation d'efficacité à puissance maximale selon différentes tailles de turbine à gaz de la famille des turbopropulseurs PW-120. Le repère zéro est fixé sur le moteur PW-123-B équipant l'avion de référence de cette thèse.

On observe qu'une réduction de la taille de turbine provoque une réduction relative de l'efficacité maximale de celle-ci, de l'ordre de quelques points de pourcentage. Pour une hybridation de 15% sur la motorisation d'un DH-8-300, cela revient à une perte d'un point de pourcentage d'efficacité. Ainsi, pour une même puissance demandée à la turbine, la réduction de taille de turbine à gaz a le potentiel de produire une baisse d'efficacité, ce qui augmente la consommation de carburant. Ces phénomènes remettent en question les bénéfices de la réduction de la taille de turbine.

La figure 2.8 présente une analyse de l'effet de variation d'efficacité selon l'hybridation. Un modèle de turbine développé en interne est utilisé et inclut les effets de variation de taille (voir la section 4.2.2). L'efficacité thermomécanique η_{GT} est exprimée en fonction du niveau d'hybridation en puissance (réduction de taille) et de la puissance demandée (réglage de puissance).

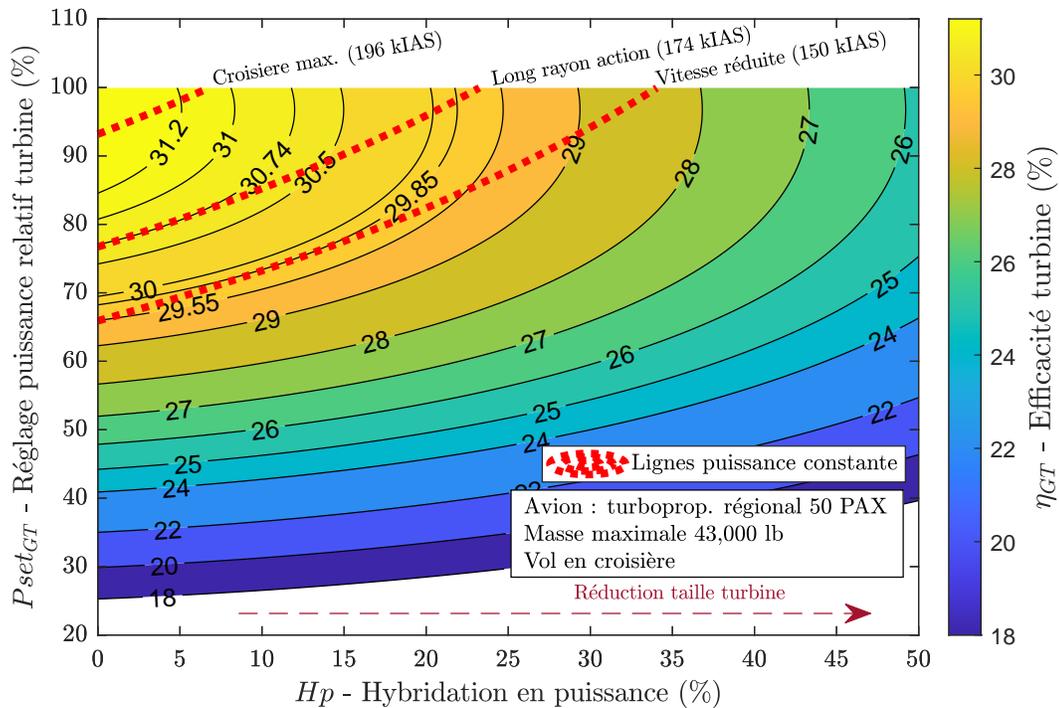


FIGURE 2.8 Analyse d'efficacité de turbine à gaz en fonction de la réduction de taille résultant du ratio d'hybridation

On note qu'à mesure que l'hybridation augmente, les niveaux d'efficacité de la turbine diminuent. Lorsque la demande de puissance est maintenue constante, l'hybridation provoque une augmentation du réglage relatif de puissance. En restant sur les lignes de puissance constante (en rouge), on remarque que le niveau d'efficacité tend à baisser pour des conditions d'opération en croisière maximale ou long rayon d'action. Une amélioration d'efficacité de la turbine à gaz de 0.3 point de pourcentage est perceptible pour une hybridation de 12%, si les puissances requises sont réduites à des conditions d'opération à vitesse réduite.

Finalement, d'après cette analyse préliminaire, l'approche de réduction de taille de turbine ne montre pas de bénéfices en termes d'efficacité thermomécanique. Une analyse plus approfondie de l'approche au niveau l'avion au complet est nécessaire afin de prendre en compte les effets complémentaires de gain en masse et de stratégie d'opération.

2.1.3 Gestion de sources d'énergie multiples

Le recours à deux sources d'énergie nécessite de recourir à une gestion de la puissance.

a) Stratégies globales

En fonction des approches de modélisation, les travaux de la littérature couvrent deux stratégies majeures de répartition de la puissance entre les chaînes thermiques et électriques. La figure 2.9 présente les deux stratégies sur un profil de puissance générique.

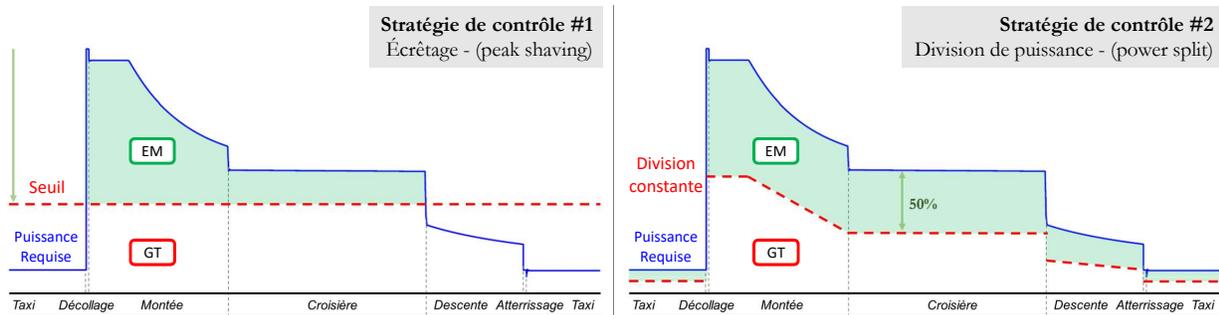


FIGURE 2.9 Principales stratégies de contrôle dans les analyses conceptuelles

La stratégie par écrêtage de puissance ("peak shaving", #1) consiste à sous-dimensionner la turbine à gaz originale et à compléter avec de la puissance électrique. En dessous d'un certain seuil, uniquement la turbine fonctionne. Au-dessus, le moteur électrique apporte une assistance pour combler les besoins. Cette approche permet d'associer facilement la stratégie avec le niveau d'hybridation en puissance, laissant flexible le dimensionnement des sources d'énergie.

La stratégie par division de puissance ("power split", #2) répartit selon un ratio constant les puissances assumées par les parties thermiques et électriques, quelle que soit la puissance demandée. Cette approche revient à appliquer un ratio global d'hybridation sur l'énergie, sans considération spéciale pour les puissances installées. Le moteur électrique et la turbine sont ainsi dimensionnés afin d'être en mesure de fournir les requis en tout temps.

Voskuijl et al. [122] observent que le choix d'une stratégie ou de l'autre a une influence faible sur les résultats de consommation de carburant de l'avion hybride. Le choix reste régi par des préférences d'implémentation et de modélisation. Par conséquent, il est préférable de considérer une approche générale, permettant de couvrir plus largement ces deux stratégies sans déterminer spécifiquement les degrés d'hybridation à priori. Pour cela, Hoelzen et al. [66] introduisent un paramètre de stratégie de batterie permettant de prioriser l'une ou l'autre des machines en couvrant toutes les approches intermédiaires (voir la section 4.2.2).

b) Stratégies de mission

Outre l'utilisation d'une stratégie de gestion générale, il est également nécessaire de considérer une sélection du mode d'opération hybride en fonction de la phase de vol et du scénario. L'examen des analyses de la littérature montre une variété de modes d'opération centrés sur des phases spécifiques de vol. Cet aspect est traité dans la section 2.2.

D'autre part, l'utilisation d'une propulsion hybride peut demander une certaine planification temporelle sur la mission si l'on considère que l'aéronef doit être en mesure de compléter des missions additionnelles de réserve ainsi que des scénarios critiques, telle que la montée d'urgence à un moteur (OEI) (voir section 2.3.3).

Bien que l'usage de l'énergie électrique soit avant tout désiré sur la mission principale, une assistance électrique peut être requise en réserve pour les missions additionnelles. Dans le cas où la turbine à gaz est sous-dimensionnée par exemple, l'avion ne serait pas en mesure de compléter une montée d'urgence OEI à puissance maximale si les batteries sont vides. Donc une réserve de batteries non utilisable en vol doit être conservée pour ce scénario.

De ce fait la dépendance temporelle de la disponibilité électrique est un point critique à considérer dans la conception en fonction de l'approche de dimensionnement utilisée (turbine sous-dimensionnée ou non).

2.1.4 Effets de couplage

En résumé, la conception de propulsion hybride introduit des degrés de liberté additionnels impliquant le dimensionnement des sources d'énergie et de puissance ainsi qu'une gestion de la répartition de ceux-ci tout au long de la mission.

Le recours à une chaîne de puissance électrique apporte un gain d'efficacité, mais la nature différente des sources d'énergie ajoute une pénalité de masse. Ainsi, lorsqu'un avion existant est modifié, le concept doit tenir dans les limites de masse maximale de l'aéronef d'origine. D'autre part, le niveau d'hybridation et la technologie de batteries influent directement sur les performances potentielles.

Les contraintes de répartition de masse et de volume disponible sont également des points importants à considérer dans la conception étant donné la nature différente des sources d'énergie. Ces éléments sont généralement négligés dans un premier temps lors de l'étape de dimensionnement conceptuel initial, pour être traités dans un second temps lorsque la définition du concept est plus avancée.

La figure 2.10 synthétise les éléments influant sur la performance d'un avion à propulsion hybride au niveau conceptuel.

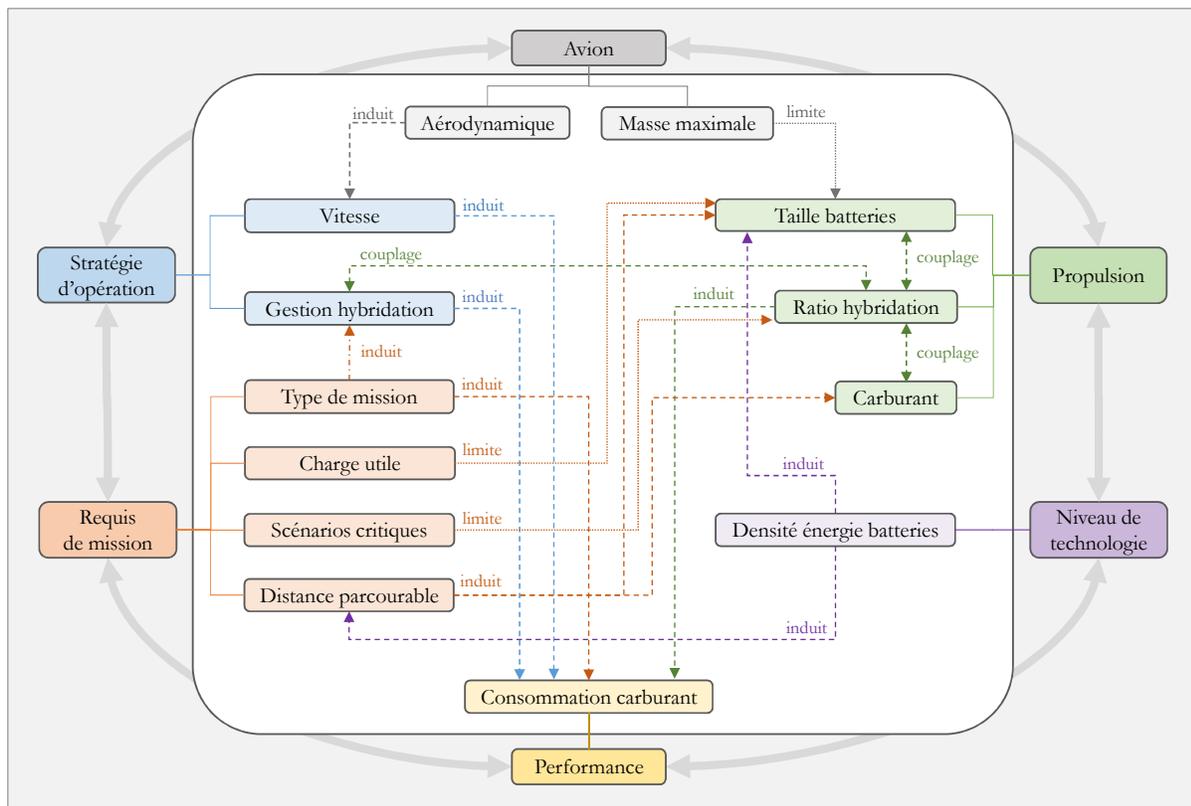


FIGURE 2.10 Couplages impliqués dans le dimensionnement d'un avion hybride électrique parallèle au niveau conceptuel

Ceux-ci sont regroupés en grandes familles tels que l'avion, la propulsion, le niveau technologique, les requis de mission et la stratégie d'opération. On constate que la conception hybride est un problème complexe qui dépend de facteurs multiples couplés entre eux. Modéliser et concevoir une propulsion hybride électrique est un exercice complexe, nécessitant par conséquent un environnement numérique adapté.

2.2 Avion régional hybride électrique parallèle

Cette section propose une revue des travaux de la littérature ayant analysé les performances d'un concept avion régional hybride électrique parallèle. Les résultats et les approches utilisées sont analysés. L'architecture considérée inclut deux branches de puissance qui sont couplées dans le même propulseur original. D'autre part, la deuxième source d'énergie se base sur des batteries.

Le tableau 2.1 présente les résultats et hypothèses des principales études sélectionnées dans la littérature. **Les gains en carburant estimés varient significativement, allant de 3 à 70%**. Ceci est expliqué par un écart dans la taille des avions de référence, les distances de mission et les technologies de batterie, ce qui rend difficile la comparaison entre les analyses. Lorsque des requis de mission élevés sont considérés, des densités énergétiques de batterie optimistes sont observées. Cela suggère que les requis de mission et la masse de batteries sont intimement liés. Ainsi, sur la base d'un niveau technologique raisonnable dans un avenir proche, des missions courtes autour de 200 à 400 nm semblent davantage réalistes.

TABLEAU 2.1 Principales études d'évaluation d'un avion régional modifié hybride électrique parallèle (Partie 1)

Auteurs	Gain carburant (%)	Avion ref.	TOM (% MTOM)	Mission (nm)	Hybridation H_P (%)	Batterie (Wh/kg)	Ref.
a) Spierling et Lents	30	DHC-8-100	100	250	49	355	[111]
b) Camaretti et al.	3	ATR-42	100	300	15	254	[26]
c) Thauvin	9	ATR-72	115	400	16	280	[114]
d) Gesell et al.	5	ATR-72	100	300	10	200	[59]
e) Cinar et al.	70	D-328	100	1102	21	5000	[31]
f) Antcliff et al.	9	ATR-42	100	600	25	500	[13]
g) Voskuyl et al.	28	ATR-72	114	825	34	1000	[122]
h) Zamboni et al.	12	ATR-72	111	825	25	750	[127]

Malgré les différentes hypothèses utilisées, on peut remarquer que toutes les analyses présumement un avion opérant à sa masse maximale au décollage pour sa mission de conception. Les masses qui dépassent 100% correspondent à des aéronefs dont la géométrie et la structure ont été redimensionnées par rapport à l'avion d'origine. Ce constat laisse présager que l'emport du maximum de batteries à bord permet d'offrir les meilleurs gains en consom-

mation de carburant. D'autre part, on note que les niveaux d'hybridation ne dépassent pas 50%.

Le tableau 2.2 détaille les approches utilisées dans les études examinées. Celles-ci sont divisées selon deux niveaux d'analyse.

TABLEAU 2.2 Principales études d'évaluation d'un avion régional modifié hybride électrique parallèle (Partie 2)

	Niveau d'analyse	Approche	Éléments explorés	Stratégie mission				Contrôle	Ref.
				T	M	C	D		
a)	Moteur	Analyse notionnelle	-	Elec	HE	GT	GT	Ecrêtage	[111]
b)	Moteur	OPT dim. batteries	Stratégie opération et design	-	HE	GT	HE	Ecrêtage	[26]
c)	Avion	OPT dim. Avion (MDO)	Comparaison architectures	Elec	HE	GT	HE	Ecrêtage	[114]
d)	Moteur	Analyse sur profil puissance	Comparaison architectures	-	HE	GT	HE	Ecrêtage	[59]
e)	Avion	Boucle dim. avion	Ratio HE et techno. BAT	GT	GT	HE	GT	Division puissance	[31]
f)	Avion	OPT dim. Avion (MDO)	Ratio HE et techno. BAT	-	HE	HE	HE	Division puissance	[13]
g)	Avion	Boucle dim. avion	Ratio HE et techno. BAT	-	HE	HE	GT	Division puissance	[122]
h)	Avion	Boucle dim. avion	Comparaison architectures	GT	HE	HE	GT	Ecrêtage	[127]

T : taxi, M : montée, C : croisière, D : descente | OPT : optimisation | HE : hybride électrique, BAT : batterie

Dans la première approche de niveau moteur, la performance est évaluée au niveau de la turbine à gaz seulement par une simulation sur un profil de puissance connu [111, 26, 59]. Cette approche permet d'estimer les gains en carburant uniquement relatifs à l'opération de la turbine, mais **néglige l'impact significatif de l'augmentation de masse de l'avion sur les performances en mission**. Les missions de réserve imposées par la réglementation ne sont ainsi pas considérées alors que la provision d'énergie qu'elles nécessitent est conséquente en terme de masse.

De ce fait, la seconde approche d'analyse de mission au niveau de l'avion au complet est plus appropriée pour tenir compte de l'ensemble des couplages entre les disciplines et l'effet des contraintes de réglementation [31, 122, 127]. Dès lors, on observe que la conception de l'avion est généralement totalement révisée. Une boucle de dimensionnement de l'avion est intégrée pour déterminer une configuration d'avion hybride respectant les requis de conception. Des approches par optimisation multidisciplinaire sont également introduites

par Antcliff et al [13] puis Thauvin [114], afin de déterminer le dimensionnement minimisant la masse de l'aéronef, tout en considérant des contraintes additionnelles de missions de réserve (dégagement et circuit d'attente). Le choix de redimensionner l'avion s'explique par l'exploration d'architectures variées ayant le potentiel d'impacter sa conception au complet.

Dans une approche de dimensionnement de niveau avion, le processus de conception inclut également les contraintes de certification, telle que la montée à un moteur (OEI) (voir section 2.3.3). De cette façon, on garantit que l'avion a les capacités d'opérer dans des scénarios d'urgence après la panne d'un des deux moteurs. Cependant, **aucune des études analysées ne considère l'impact d'un scénario OEI dans une approche de gestion de l'énergie électrique à la suite de multiples missions successives** (voir section 2.1.3). Pourtant, dans le cas d'une hybridation par réduction de taille de la turbine à gaz, ce scénario nécessite une assistance électrique d'urgence en fin de mission (voir figure 2.16), réduisant l'énergie disponible pour la mission principale.

En effet, l'hybridation est généralement considérée dans les analyses selon une approche de réduction de la taille de turbine. Bien que des bénéfices de gain de masse et une augmentation relative du réglage de puissance sont fréquemment avancés, la réduction d'échelle de la turbine à gaz implique également une diminution du niveau d'efficacité globale. L'espace en bout de pale de turbine ne variant quasiment pas d'un modèle de turbine à l'autre, la réduction de diamètre de turbine provoque une augmentation relative du ratio de pertes de bout pales sur la section de la turbine, abaissant l'efficacité globale. Pourtant, **l'effet de l'échelle sur l'efficacité de turbine n'est que très rarement mis en avant dans les hypothèses de modélisation**. Thauvin et al. [115] énoncent clairement le bénéfice en terme d'efficacité d'une turbine à gaz de plus grande taille. Il démontrent qu'une pénalité de 0.5 point de pourcentage s'applique pour une réduction de 15% de la taille. Néanmoins, Spierling et al. [111] supposent une tendance inverse avec un gain optimiste de 30% à 40% de l'efficacité thermique, tandis que Antcliff et al. [13] négligent tout simplement cet effet dans leur modélisation de la turbine à gaz.

De façon générale, on remarque que le niveau d'hybridation reste considéré en tant que paramètre de sensibilité au même titre que le niveau technologique alors que celui-ci est hautement couplé avec les autres requis de conception et de performance. Alors, une approche d'optimisation du niveau d'hybridation en fonction des hypothèses semble plus adéquate. De même, différentes stratégies de gestion de l'hybridation en mission sont considérées. Cependant, une évaluation claire de leurs effets sur la performance de l'avion n'est pas possible à la vue des études de la littérature du fait du couplage significatif avec

le niveau d'hybridation et les requis de mission. Enfin, la méthode de contrôle utilisée n'a qu'un faible impact sur les résultats puisqu'elle est essentiellement liée à des choix d'implémentation et de modélisation des différents auteurs. Par exemple, une approche par division de puissance peut être sélectionnée pour faciliter une analyse de sensibilité initiale, en combinant le niveau d'hybridation et la stratégie d'opération sous un même paramètre.

En résumé, la revue des analyses permet d'identifier le besoin d'évaluer la performance d'un avion hybride sur des requis de missions et des hypothèses technologiques réalistes. Diverses stratégies d'opération ont été examinées, mais leurs effets sur les gains en carburant ne sont pas clairement identifiables, ce qui requiert une analyse comparative. En outre, la performance de la propulsion hybride est majoritairement explorée par analyse de sensibilité sur les architectures, les technologies de batteries et les niveaux d'hybridation. À l'inverse, une approche d'optimisation combinée du niveau d'hybridation et de la gestion énergétique semble plus appropriée pour déterminer les performances maximales possibles pour un requis de mission et une technologie de batteries spécifiques.

Malgré cela, **le scénario de montée d'urgence à un moteur n'est jamais considéré dans l'analyse multimissions** alors qu'il peut réduire la disponibilité en énergie électrique si la turbine à gaz nécessite une assistance pour fournir la puissance maximale. Enfin, si une approche d'hybridation par réduction de taille de turbine peut apporter un gain potentiel de masse et d'efficacité, la modélisation adéquate doit être déployée afin de prendre en compte les effets d'échelle sur l'efficacité globale dans le processus d'optimisation.

Analyses complémentaires

Une variété d'études complémentaires ont aussi évalué la performance de configurations sensiblement différentes en termes d'architectures et de sources d'énergie.

La source d'énergie secondaire peut être remplacée par une source alternative telle que l'hydrogène. Palladino et al. [93] ont présenté une méthode de dimensionnement pour une propulsion hybride parallèle utilisant l'hydrogène avec des piles à combustible comme source secondaire afin de remplacer les lourdes batteries. Des gains de carburant allant de 15 à 25% sont estimés pour un avion turbopropulseur régional opérant sur des missions entre 200 et 600 nm. Cette approche offre l'avantage de proposer des gains importants en considérant des technologies raisonnablement accessibles à court ou moyen terme.

L'architecture hybride parallèle peut également être considérée selon une approche découplée. Dans ce cas, les propulseurs originaux conservent leur turbine à gaz puis des

propulseurs électriques additionnels sont installés en parallèle sur l'aile de l'avion. Il est question ici de propulseurs électriques de bout d'aile ("tip mounted propeller") ou bien de petits propulseurs électriques distribués sur l'aile (DEP).

Cette approche est volontairement écartée dans le travail de cette thèse, ne correspondant pas à la problématique motivant ce projet. Elle apporte une plus grande complexité d'intégration qui n'est pas en adéquation avec la modification simple d'un avion existant. L'intégration de propulseurs additionnels peut engendrer la nécessité de reconcevoir l'avion au complet. Également, elle implique une modélisation plus détaillée des couplages aérostructuraux et aéropropulsive. Le travail de conception de tels propulseurs dépasse le cadre de cette thèse. Pour plus de détails, Vries et al. [38] présentent une méthode de dimensionnement préliminaire d'une propulsion hybride parallèle distribuée avec un cas d'analyse pour un avion régional.

Il est à noter que l'approche parallèle découplée offre des bénéfices, profitant d'intégrations synergétiques avec l'avion. Une partie des études qui ont été examinées dans la littérature traitent de cette approche. Strack et al. [112] explorent qualitativement l'ensemble des différentes architectures hybrides découplées possibles pour un avion régional, en sélectionnent quatre concepts d'intérêt pour une analyse quantitative plus détaillée. L'étude montre que les propulseurs de bout d'aile et les propulseurs distribués sont prometteurs. Les gains en carburants sont estimés entre 20 et 35% comparés à un avion de technologie actuelle. Cependant la technologie de batteries impliquée reste optimiste, autour de 500 Wh/kg.

L'architecture avec des propulseurs de bout d'aile a été examinée par Antcliff et Capristan [12], Hoelzen et al. [66], ou encore Orefice et al. [92]

2.3 Conception d'aéronef

Cette section propose une revue de l'approche de conception d'un aéronef et l'implication d'une technologie hybride sur les méthodes traditionnelles.

2.3.1 Phases de développement

La création d'un aéronef est divisée en grandes étapes depuis son idéation jusqu'à sa commercialisation [102]. Les principales phases de développement d'un appareil sont présentées dans le tableau 2.3.

Les premières étapes impliquent une faible connaissance du concept et une grande liberté d'exploration. À mesure que le développement progresse, le concept se définit et la connaissance augmente alors que la flexibilité diminue et les coûts engagés augmentent significativement [83] (voir figure 8.1, chapitre 8).

TABLEAU 2.3 Étapes de développement d'un aéronef.

Conception	Description	Flexibilité	Itération	Fidélité	Modélisation
0 Avant-projet	Exploration large sur des configurations et technologies variées : - Analyses de performance - Études de compromis - <u>Issue</u> : sélection de la configuration	Grande	Rapide	Basse	Les disciplines et composantes principales sont représentées. - Approche haut niveau - Modèles empiriques - Données historiques
1 Preliminaire	Évaluation plus détaillée du concept sélectionné. - Connaissance plus approfondie du concept - <u>Issue</u> : lancement du programme	Modérée	Moy.	Moy.	Les composantes principales sont divisées en sous composantes. - Aspects géométriques - Intégration spatiale
2 Détailée	Dimensionnement des sous-systèmes et composantes individuels - <u>Issue</u> : développement de l'aéronef	Faible	Longue	Haute	Chaque discipline et composante sont détaillées. - Modélisation 3D complète - Analyses éléments finis (FEA et CFD)

L'étape de conception avant-projet est adaptée pour l'exploration de nouveaux concepts avec une grande flexibilité. Elle permet d'estimer et d'évaluer de façon préliminaire les potentiels de performance d'une configuration. Par conséquent, le travail de cette thèse se focalise sur une approche de niveau zéro, permettant d'itérer facilement à l'aide de modèles simplifiés.

2.3.2 Méthode de conception avant-projet

Avion conventionnel

Selon Nam et al. [88], le dimensionnement d'un avion à l'étape conceptuelle est réalisé selon deux axes, la géométrie et la propulsion, de façon à remplir les requis de puissance, d'énergie et de volume. Cette phase permet alors d'équilibrer un problème de conception qui combine la puissance, l'énergie et l'échelle de la configuration générale de l'avion.

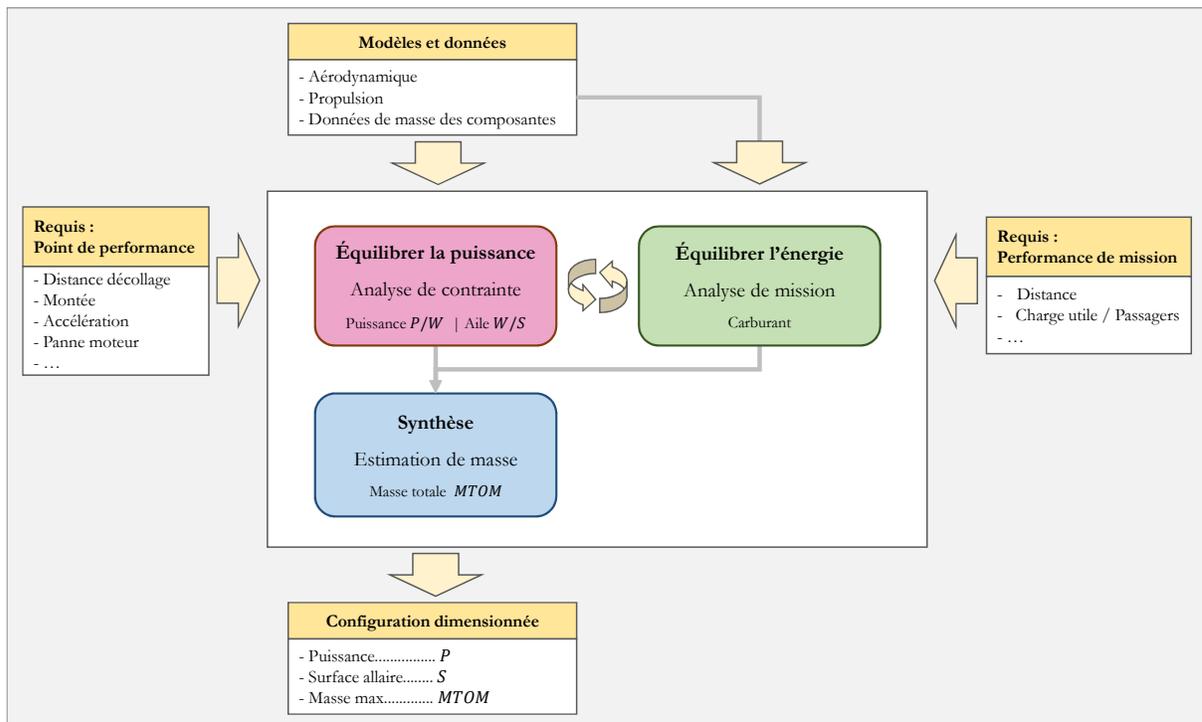


FIGURE 2.11 Représentation schématique du processus de conception avant-projet. Inspiré de Nam [88]

La figure 2.11 résume les piliers de la conception d'un aéronef. La géométrie et la puissance sont identifiées avec une analyse par diagramme de contrainte (voir l'exemple de la figure 2.16). À l'aide d'une représentation graphique, les principales contraintes de puissance sont identifiées à l'aide des équations de Mattingly [82]. Dans un second temps, la source d'énergie est ajustée à l'aide d'une analyse de mission qui peut être réalisée avec les équations de Breguet ou une approche de simulation temporelle.

Traditionnellement, avec une connaissance encore limitée du concept, cette étape implique l'utilisation de données historiques et empiriques tirées de références couramment utilisées comme Roskam [104] ou bien Torenbeek [118].

2.3.3 Requis de certification

À l'étape conceptuelle, l'aéronef doit remplir un certain nombre de requis relatifs à la réglementation et à la certification de l'aéronef. En plus de la mission principale, l'avion doit être en mesure d'opérer des scénarios supplémentaires définissant les besoins en énergie de réserve. Également, un avion bimoteur doit assurer une capacité de puissance lors de scénarios de panne d'un des moteurs.

Le tableau 2.4 présente les principaux requis de réglementation impliqués dans la conception avant-projet (sources détaillées en annexe A).

TABLEAU 2.4 Principaux requis de réglementation au niveau conceptuel [51]

<i>Texte : "14 CFR Part 25 - Airworthiness - Transport Category - 2 engines"</i>				
Code	Condition de vol	Puissance	Critère gradient	Occurrence
25.121.(a)	OEI Décollage 1er seg.	MTP	0	Début de mission
25.121.(b)	OEI Décollage 2e seg.	MTP	2.4	Début de mission
25.121.(c)	OEI Décollage 4e seg.	MCP	1.2	Début de mission
25.121.(d)	OEI Approche avortée	MTP	2.1	Fin de mission
25.119	AEO Atterrissage avorté	NTP	3.2	Fin de mission
<i>Requis d'opération (Transporteurs et opérateurs aériens)</i>				
121.639	Approvisionnement carburant	Mission + Dégagement + 45 min réserve		

Scénarios critiques

Dans la réglementation, un appareil bimoteur doit pouvoir reprendre de l'altitude selon une vitesse de montée acceptable en cas de panne d'un des moteurs (OEI), après le décollage et avant l'atterrissage (voir tableau 2.4).

Suite au décollage, l'appareil passe par une phase critique de montée initiale découpée en quatre segments amenant l'appareil à une altitude de 1500 pieds. La figure 2.12 schématise la montée initiale après décollage. Lors de cette phase, l'avion a déjà quitté le sol et en cas de panne, il doit pouvoir monter pour réaliser un circuit autour de l'aéroport pour venir se poser à nouveau. Également, avant l'atterrissage, l'avion peut être mené à interrompre son approche en cas de visibilité moindre, ce qui nécessite de remonter en altitude pour réaliser un nouveau circuit ou dévier vers un autre aéroport.

Des gradients de montée minimaux doivent être respectés lors de ces phases critiques, selon la puissance disponible dans les moteurs et selon la masse de l'appareil. Le critère de gradient de montée détermine l'angle minimal auquel l'appareil doit pouvoir monter pour les différents scénarios critiques. Celui-ci est généralement défini en pourcentage de pente.

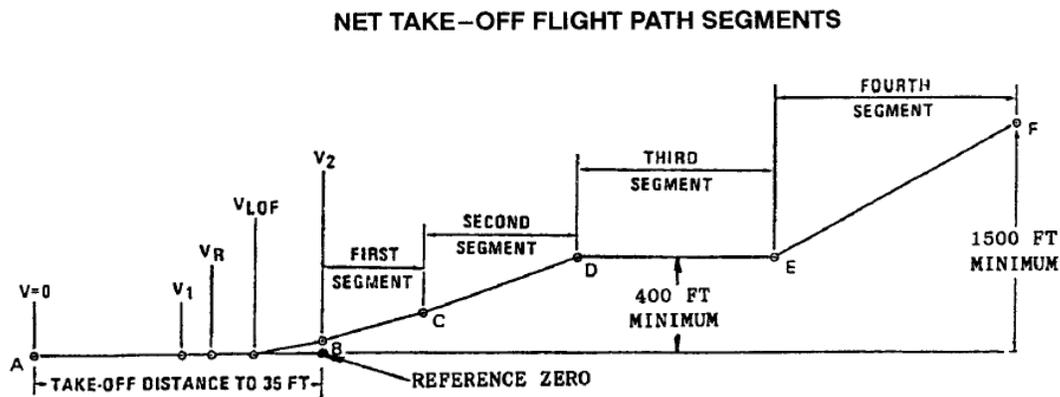


FIGURE 2.12 Segments de montée initiale après décollage. Extrait de [19]

Dans le processus de conception, les scénarios critiques de panne moteur sont exprimés sous forme de contrainte dans le dimensionnement minimal de la puissance installée à bord de l'avion. Cependant, dans le cas d'une propulsion hybride à deux sources d'énergie, ce scénario peut introduire un aspect de dépendance temporelle qui nécessite de planifier et d'assurer la disponibilité électrique en mission comme en urgence.

Missions de réserve

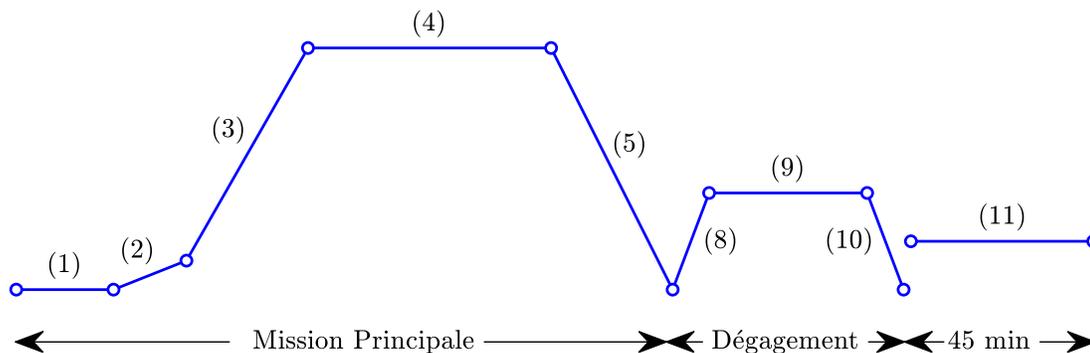


FIGURE 2.13 Représentation schématique d'une mission selon les phases de vol et l'altitude, incluant les réserves additionnelles (dégagement + 45 min)

Selon les règles de vol du Règlement de l'Aviation Canadien (RAC)[28], un aéronef en vol aux instruments doit pouvoir effectuer le vol de destination, d'y effectuer une approche interrompue, de poursuivre le vol jusqu'à l'aéroport de dégagement, d'y atterrir et de poursuivre le vol sur une durée de 45 minutes. La figure 2.13 représente la succession des missions de réserve après la mission principale.

Ces segments additionnels font alors partie intégrante de la réalité opérationnelle de l'avion. Elles nécessitent l'emport d'une quantité de carburant de réserve conséquent relativement au carburant de mission, d'autant plus si le vol est de courte distance. En outre, ces segments sont fortement dépendants du plan de vol de la mission. Tout d'abord, en fonction des procédures d'approche en vigueur pour l'aéroport considéré, la distance réelle de la mission principale peut largement varier. La figure 2.14 illustre les procédures d'approche autour de l'aéroport de Montréal dans le cadre d'un vol régional depuis Toronto. La procédure d'approche (RNAV 24L) est superposée sur une carte de navigation à vue (VNC). On observe qu'en plus du vol de 270 nm en ligne droite de point à point (ligne bleue), le circuit d'approche ajoute jusqu'à 50 nm supplémentaires sur la mission (en jaune), amenant la distance à 320 nm. Également, si l'avion doit interrompre son approche initiale pour des raisons de visibilité, celui-ci doit suivre un autre circuit ajoutant 65 nm (en rouge), ce qui augmente la distance à 385 nm. Ce dernier fait remonter l'aéronef jusqu'à 3000 pieds d'altitude pour l'évacuer vers un circuit d'attente plus éloigné avant de recevoir les instructions du contrôle aérien pour tenter une nouvelle approche.

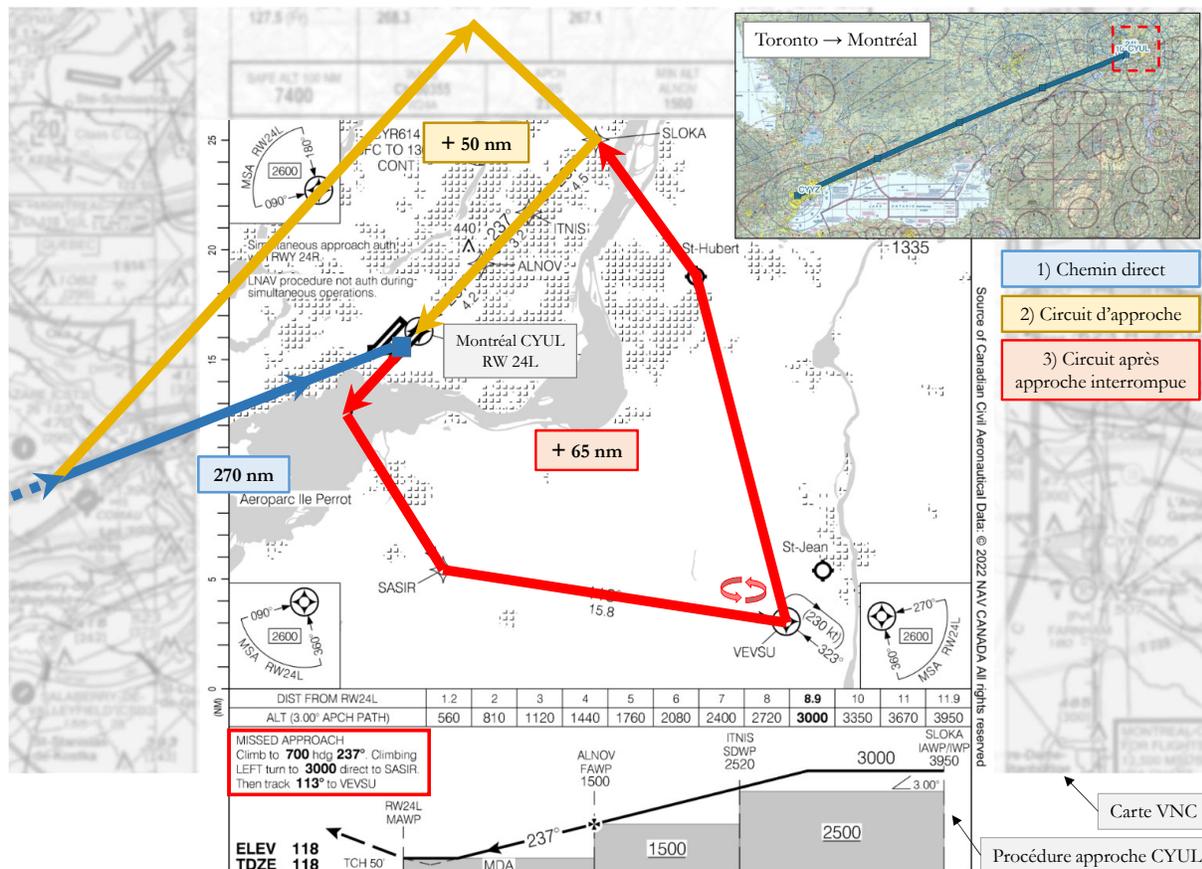


FIGURE 2.14 Illustration des procédures d'approche sur l'aéroport de Montréal (CYUL) pour un vol régional depuis Toronto. Carte tirée de [27].

Ensuite, la distance de l'aéroport de décollage dépend de l'aéroport de destination et des conditions météorologiques. Si la visibilité ou le plafond de l'aéroport de décollage habituel sont dégradés, un autre aéroport doit être planifié, augmentant alors la distance de décollage et donc, les besoins en carburant.

Enfin, le vol de réserve de 45 minutes permet de maintenir l'avion dans les airs en cas de besoin sur un circuit d'attente suite à une approche interrompue ou bien pour un décollage plus distant. Selon la réglementation, le calcul du carburant requis pour ce segment prend en hypothèse un débit de carburant équivalent aux conditions de vol en croisière normale.

Dans le cadre de cette thèse, les missions sont maintenues fixes dans le processus d'optimisation. La mission principale est simplifiée à une connexion directe entre Toronto et Montréal (270 nm) sans considération pour les circuits d'approche. Les besoins de réserve sont définis avec : 1) une mission d'aéroport de décollage de 100 nm, 2) une réserve de 45 minutes à vitesse d'endurance. Enfin, le scénario de montée à un moteur (OEI) est considéré pour la phase critique d'ascension après approche interrompue, lors de laquelle une assistance électrique pourrait être requise.

2.3.4 Conception de propulsion hybride

a) Avion hybride

La conception d'avion à propulsion hybride électrique introduit de nouveaux degrés de liberté qui ne peuvent pas être traités par les méthodes traditionnelles [25]. L'analyse de systèmes de propulsion à multiples sources d'énergie nécessite l'adaptation et le développement de nouveaux outils considérant les couplages additionnels.

Par ailleurs, l'ensemble des règles historiques accumulées à ce jour ne s'appliquent plus. De ce fait, ces dernières années, la recherche a montré un intérêt fort pour le développement de nouvelles méthodes permettant l'exploration et l'analyse de nouvelles propulsions. Bien que les nouvelles méthodes de conception restent difficiles à valider par manque de données historiques, des directives utiles sont proposées par Finger et al. [54].

Nam et al. [89, 88] ont initié le développement d'une méthode généralisée de dimensionnement ayant la capacité de définir de multiples configurations par le biais de réseaux de puissance. Afin de maximiser la transparence du processus de dimensionnement préliminaire, Isikveren [70] a créé une approche graphique universelle permettant d'identifier rapidement les paramètres requis pour atteindre un objectif désiré de réduction de consommation de carburant. Pornet et al. [97] ont proposé une nouvelle approche pour intégrer les configurations de propulsion hybride dans les programmes d'analyse existants, par le biais de cartes de performance exprimées en énergie.

Avec plusieurs chaînes de puissance, la propulsion hybride introduit aussi la nécessité de gérer la répartition de puissance dans l'analyse de mission. En ce sens, Nakka. et al. [87] proposent une approche de conception combinant à la fois l'optimisation de la propulsion et de la stratégie d'opération pour augmenter l'endurance d'un drone de surveillance à propulsion hybride série.

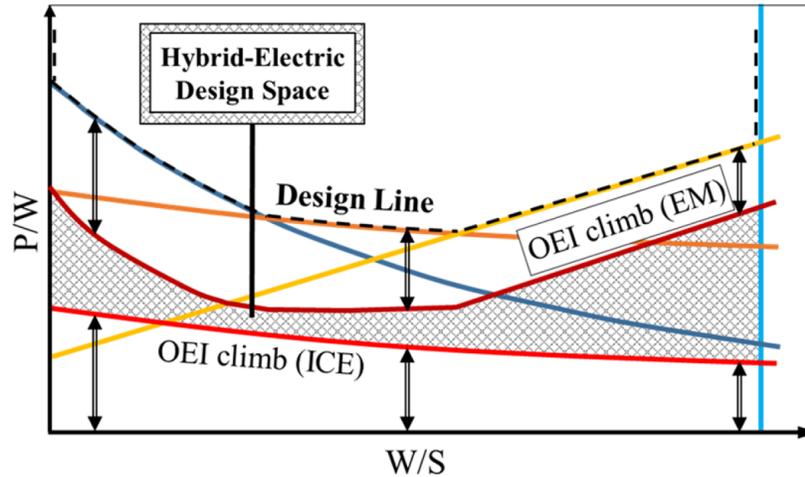


FIGURE 2.15 Analyse de contrainte pour un design hybride parallèle considérant la montée d'urgence OEI. Tiré de Finger et al. [52]

En outre, l'hybridation apporte des scénarios d'opération additionnels à prendre à compte. Avec une gestion multi énergies, l'approche de conception doit considérer la disponibilité des puissances en cas de panne d'un des sous-systèmes. Le niveau d'hybridation doit être défini pour permettre une opération sécuritaire lors des scénarios critiques. Finger et al. ont ainsi développé une nouvelle méthode graphique d'analyse de contrainte permettant de déterminer clairement le niveau d'hybridation optimal pour garantir une capacité de vol à un moteur (OEI). Le diagramme de contrainte de la figure 2.15 montre une zone de limitation des niveaux d'hybridation permettant d'assurer la capacité d'opération une montée d'urgence OEI sur l'une des deux sources seulement.

b) Avion existant avec modification hybride

La modification d'un avion existant pour une propulsion hybride électrique parallèle réduit l'étendue du processus de conception puisque certains éléments sont inchangés et les limites structurelles originales respectées. Si l'aérodynamique, la structure et la puissance installée demeurent identiques, alors le point de conception est inchangé dans l'analyse de contrainte, comme montré à la figure 2.16. De ce fait, la portée du processus de conception est réduite au strict calcul des niveaux d'hybridation (voir section 4.1, figure 4.1).

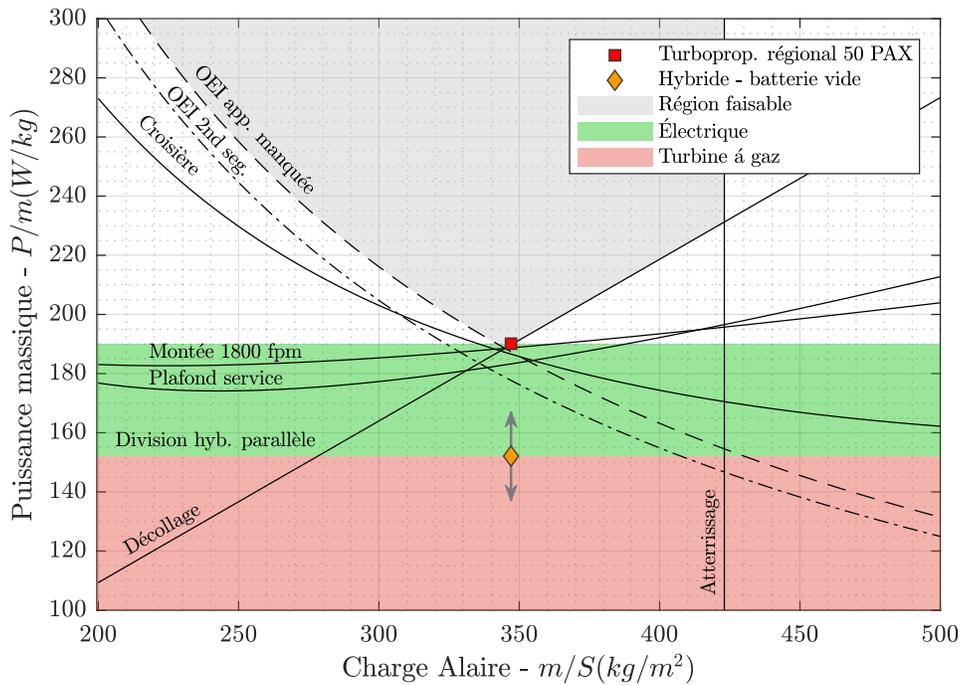


FIGURE 2.16 Analyse de contrainte pour avion régional existant modifié pour la propulsion hybride électrique parallèle.

Bien que l'analyse de contrainte ne soit pas nécessaire dans une première approche, elle reste tout de même un outil pratique pour visualiser les conséquences de l'hybridation sur les performances en scénario critique.

Comme il a été mentionné dans la section 2.1.3, l'opération d'une propulsion hybride nécessite une stratégie de distribution des puissances et de gestion des sources d'énergie avec une planification sur toute la mission. Si l'assistance électrique n'est plus disponible en fin de mission, l'avion n'est plus capable de compléter une montée d'urgence OEI en fin de mission avec une turbine à gaz de taille réduite.

La figure 2.16 illustre le problème. Bien que le point de conception de l'avion reste identique (carré rouge), si les batteries sont vides les capacités de puissance de l'avion sont réduites (losange jaune), et l'avion ne peut plus compléter la montée d'urgence à un moteur. Alors, une première approche consiste à s'assurer de conserver assez de batteries pour les cas critiques, limitant l'utilisation électrique en vol. Une deuxième approche peut consister à conserver la capacité de puissance originale des turbines, permettant d'assurer les cas critiques sans assistance électrique. Les deux approches, impliquant leurs bénéfices et inconvénients respectifs, nécessitent d'être évaluées et comparées par une analyse complète multimissions.

2.3.5 Conception multidisciplinaire

a) Analyse multidisciplinaire (MDA)

La conception d'un aéronef implique plusieurs disciplines différentes telles que l'aérodynamique, la propulsion, la structure ou le contrôle. Celles-ci interagissent et contribuent à la conception de l'aéronef au complet. Cependant, le problème de conception est complexe de par les couplages entre celles-ci, comme l'illustre la figure 2.10 à la section 2.1.4.

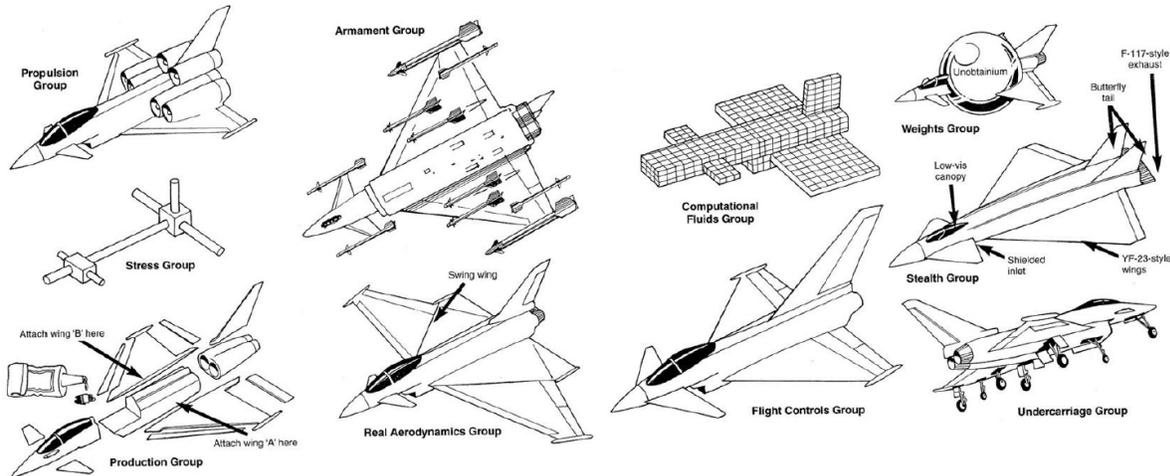


FIGURE 2.17 Représentation imagée de la conception idéale d'un avion de chasse selon le point de vue des disciplines du projet. Tiré de Whitford [125]

Bien que chacune des disciplines puisse être traitée séparément, une solution idéale pour chacune d'elles ne garantit pas une solution optimale pour le système au complet [94]. La figure 2.17 illustre de façon caricaturale les solutions que produiraient chacune des disciplines si elles étaient traitées indépendamment.

Dans le passé, les disciplines étaient traditionnellement traitées de façon parallèle et itérées manuellement par les bureaux d'étude [94]. À chaque cycle, chaque sous-équipe était chargée de concevoir son sous-système selon un sous-ensemble de requis. Ensuite les résultats étaient compilés par le chargé de projet puis le processus réévalué afin de déterminer un concept remplissant les requis.

Aujourd'hui, le processus de conception est considéré selon une approche d'analyse multidisciplinaire davantage intégrée, facilitant l'interaction entre les disciplines et les boucles d'itération. Celle-ci permet alors d'implémenter facilement des boucles de dimensionnement préliminaire pour les sous-composantes.

b) Optimisation multidisciplinaire (MDO)

L'optimisation multidisciplinaire (MDO) est une approche permettant la conception d'un système complexe, permettant de trouver le meilleur compromis entre les différentes disciplines. Celle-ci permet de déterminer des solutions tirant profit des interactions synergiques en remplaçant les itérations manuelles du processus conventionnel de conception citée plus tôt. Également, cette approche permet l'exploration des compromis de conception en introduisant plusieurs objectifs dans le problème.

Bien plus que le simple calcul de la solution optimale, l'optimisation est avant tout un processus d'ensemble qui comporte des étapes préliminaires importantes. La définition du problème est l'étape incontournable, permettant de définir correctement les variables de conception, les métriques de performance observées, l'objectif d'optimisation et les contraintes. Ensuite, préalablement au calcul d'optimisation, une longue phase d'exploration de l'espace de conception permet de comprendre les phénomènes et d'affiner le problème. Aussi, afin de procéder à l'optimisation, il est nécessaire de considérer des éléments techniques comme la fonction d'optimisation, l'algorithme, l'approche ou encore l'architecture d'implémentation.

L'ensemble de ces éléments sont largement détaillés par Martin et Ning dans l'ouvrage de référence *Engineering Design Optimization* [81]. Également, Martins et Lambe [80] font une revue approfondie des architectures et approches d'optimisation multidisciplinaire.

L'approche MDO apparaît aujourd'hui comme un outil de choix pour traiter des problèmes complexes impliquant des configurations et des systèmes propulsifs nouveaux. De nombreux efforts sont mis dans le développement progressif d'environnements complets, tant dans l'univers académique qu'industriel.

Entre autres, Schmollgruber [107] déploie un environnement d'optimisation intégrant l'analyse multimissions ainsi que les contraintes additionnelles de certification. Par la suite, Sgueglia et al. [110] étend le développement de l'outil vers des systèmes de propulsion alternatifs afin d'explorer la conception de propulsion hybride distribuée. Aussi, Thauvin [114] offre un aperçu du développement d'un environnement pour l'exploration de configurations variées sur un avion régional. Plus généralement, Sahoo et al. [106] passent en revue les principaux outils de conception et d'optimisation développés à travers le monde et progressivement adaptés aux propulsions alternatives.

En définitive, l'utilisation d'une approche d'optimisation multidisciplinaire se présente comme spécifiquement adaptée pour traiter un problème de conception dont la complexité est augmentée par des couplages et des degrés de liberté additionnels.

2.3.6 Enveloppe de performance *payload-range*

Dans la section 2.3.2, nous avons montré que l'analyse de mission permettait de déterminer la quantité d'énergie nécessaire pour permettre à l'avion de compléter la distance désirée. Ainsi, la performance est évaluée sur le point de conception de l'aéronef, pour lequel la quantité de carburant est calculée pour une charge utile spécifiée.

Plus largement, l'analyse de mission permet également d'évaluer la performance de l'avion dans d'autres conditions d'opération, hors du point de conception ("off-design"). L'avion est alors opéré pour des distances et des charges utiles différentes du point de conception, impliquant une quantité différente de carburant.

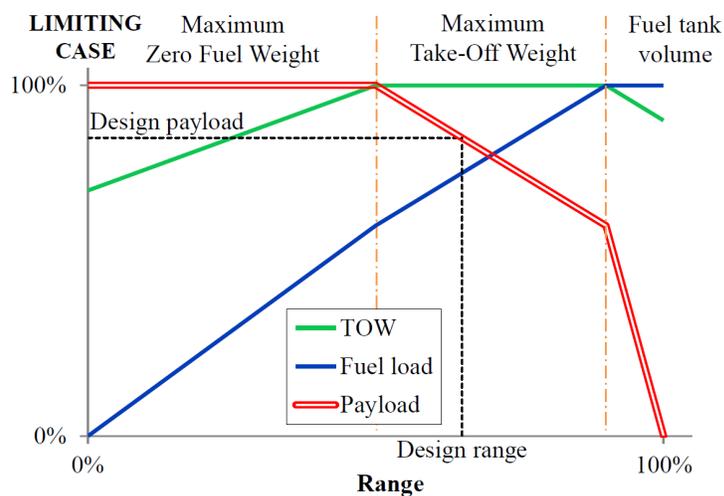


FIGURE 2.18 Représentation notionnelle de l'enveloppe de performance *payload-range* (charge-utile et distance). Tiré de Thauvin [114]

L'enveloppe des conditions d'opération peut être représentée par le diagramme de charge utile et distance (*payload-range*), comme présenté à la figure 2.18. Le diagramme montre l'évolution du niveau de carburant requis pour un avion à propulsion conventionnelle. On constate qu'un avion standard peut jouer sur la quantité de carburant selon la distance parcourue. Aussi, un compromis avec la charge utile peut être réalisé pour augmenter encore la distance.

Cependant, un comportement différent peut être attendu pour un avion dont le système de propulsion comporte des batteries. Il peut être envisagé de pouvoir ajuster la quantité de batteries au même titre que le carburant, comme analysé par Bona et al. [21]. Pourtant, la possibilité d'ajuster facilement les batteries n'est pas considérée comme une hypothèse réaliste à court terme, tant du point de vue technique que logistique. De ce fait, si l'on présume que la masse de batteries à bord de l'avion est constante et fixée, quelle que soit la mission, un impact sur l'enveloppe de performance peut être attendu.

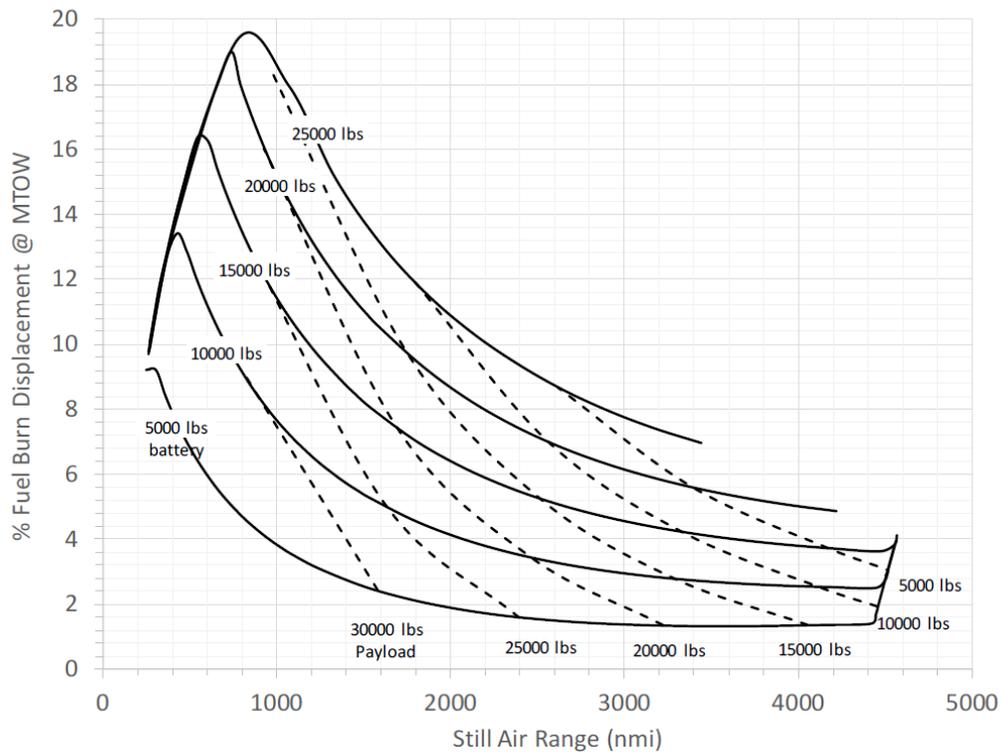


FIGURE 2.19 Gains en carburant d'une propulsion hybride parallèle en fonction de la distance de mission et de la taille des batteries. Tiré de Gladin et al. [60]

Galdin et al. [60] ont identifié l'impact d'une batterie fixe en analysant la performance d'un avion commercial hybride parallèle. Ils prennent pour hypothèse que l'avion est à poids maximal constant (*MTOW*) et que la charge utile est constante. Comme le présente la figure 2.19, ils montrent que pour une certaine masse de batteries, il existe une distance pour laquelle le maximum de réduction de consommation de carburant est atteint. Pour les autres distances, le système est, soit limité par la puissance du moteur électrique, ou par la capacité de la batterie.

Néanmoins, l'effet des batteries sur l'ensemble de l'enveloppe de performance n'est pas encore clairement visualisé. Ainsi, les analyses récentes de la littérature ne permettent pas de capter l'impact de la propulsion hybride sur la performance hors point de conception. Une visualisation des gains de carburant sur l'enveloppe complète pourrait procurer une représentation plus claire des phénomènes en jeu. Par la même occasion, celle-ci permettrait de considérer l'enveloppe de performance et sa robustesse dans le processus de dimensionnement du système de propulsion.

2.4 Synthèse

Dans cette section, les facteurs dans la conception hybride électrique parallèle ont été rappelés. Les principaux phénomènes en jeu ont été analysés. Ensuite, l'approche de conception et d'analyse a été revue. Enfin, des résultats de travaux précédents ont été analysés. Les principales observations motivant la définition du travail de ce projet de thèse sont présentées ci-après :

Observations

- **1** : Il est nécessaire d'évaluer l'avion à propulsion hybride en utilisant des hypothèses réalistes de distance de mission et de technologie de batterie afin d'estimer les bénéfices atteignables à court terme si l'on venait à modifier un avion existant.
- **2** : La propulsion hybride peut être opérée selon diverses stratégies en mission. Une évaluation comparative est requise afin de les départager.
- **3** : La réduction de taille de turbine implique l'usage d'assistance électrique en cas de montée d'urgence OEI en fin de mission. Cet aspect introduit la notion de disponibilité temporelle de l'énergie électrique, pouvant affecter les gains en carburant atteignables en mission. Une meilleure compréhension et le développement d'une approche de conception permettant de considérer cet effet sont requis.
- **4** : Les propulsions hybrides sont dimensionnées sur un point de conception spécifique tandis que l'avion est amené à opérer sur une plus large plage de performance en conservant des batteries fixes. Il est nécessaire d'évaluer la performance de l'avion dans ces conditions en utilisant une stratégie de gestion et un dimensionnement adaptés pour minimiser la consommation en carburant.
- **5** : La conception d'une propulsion hybride électrique parallèle implique un certain nombre de couplages entre les disciplines, nécessitant le développement d'un environnement d'analyse adapté aux degrés de liberté additionnels amenés par cette technologie. Une approche d'optimisation multidisciplinaire est requise (MDO).
- **6** : L'avion hybride doit remplir les requis de certification en termes de réserves et de scénarios critiques, nécessitant une approche d'analyse multimissions.
- **7** : Le niveau d'hybridation étant fortement couplé avec les requis de mission, le mode d'opération ainsi que le niveau technologique des batteries, il est nécessaire de trouver la combinaison optimale d'hybridation et de sources d'énergie permettant de respecter les contraintes de mission. Une telle approche d'optimisation de l'hybridation n'est pas rencontrée dans les travaux de la littérature.

CHAPITRE 3

DÉFINITION DE PROJET

Table des matières

3.1	Questions de recherche	50
3.2	Objectifs de recherche	52
3.3	Contributions originales	53

Ce chapitre présente la définition du projet de recherche de cette thèse, autour de l'intitulé suivant :

Intitulé de thèse

Optimisation de propulsion hybride électrique parallèle pour avion régional turbopropulsé avec considération de contraintes de certification et d'opération

3.1 Questions de recherche

La synthèse de l'état de l'art a permis d'identifier le besoin d'analyser la performance d'un avion hybride en considérant des hypothèses réalistes tout en considérant la gestion de puissance de sources d'énergie multiples, les requis de réglementation et l'opération de l'avion en terme d'altitude et vitesses sur l'ensemble de l'enveloppe de performance. De l'étude de la littérature découle alors la question de recherche suivante :

Question

Quels bénéfices de consommation de carburant peut-on tirer d'une propulsion hybride électrique parallèle dimensionnée pour un avion turbopropulseur régional existant soumis à des conditions réelles d'opération ainsi qu'aux requis de performance de sécurité avec une technologie de batteries projetée à 2030 ?

La question de recherche est ensuite découpée en trois sous-questions définissant les trois axes majeurs traités dans cette thèse. Les hypothèses de résultats anticipés sont également présentées.

Sous-question 1

Quelle est la réduction potentielle de consommation de carburant pour un avion existant sur une mission de 270 nm avec une technologie de batterie projetée à 2030 et en fonction de la stratégie de distribution de puissance thermique-électrique utilisée ?

- *Hypothèse SQ-1* :

L'application d'une technologie de batterie plus modérée réduit la quantité d'énergie électrique utilisable en vol pour réduire la consommation de carburant. Les niveaux d'hybridation sont alors réduits en conséquence, ce qui doit alors réduire les gains de consommation de carburant attendus à des niveaux plus faibles que ceux estimés dans les travaux de la littérature.

La stratégie selon la phase de vol impacte les gains potentiels. Le choix d'opérer le mode hybride sur certaines phases de vol seulement définit le temps d'utilisation de la puissance électrique, mais également les potentiels gains en carburant sur la mission au complet. Alors, une stratégie maximisant l'usage hybride devrait apporter le plus de bénéfices. Cependant, cette approche augmente la pénalité de masse relative aux batteries qu'il est nécessaire d'embarquer.

Une assistance électrique en montée seulement peut réduire la consommation en carburant avec une plus faible masse de batteries tandis qu'une hybridation sur toute la mission peut apporter davantage de gain, mais implique une pénalité de masse sur l'avion, impactant sa performance. La pénalité de masse additionnelle entre les deux stratégies peut alors impacter les bénéfices additionnels possibles.

Sous-question 2

Le couplage entre les contraintes de certification et le type de design ont-ils un impact sur les gains en carburant lors de la mission ?

- *Hypothèse SQ-2* :

Si un requis d'assistance électrique est requis lors de la montée OEI, de l'énergie de batteries supplémentaire est nécessaire, réduisant les gains potentiels en carburant lors de la mission principale. Dans le cas d'une réduction de taille de la turbine à gaz, une assistance électrique est requise en fin de mission afin de fournir toute la puissance nécessaire pour opérer une montée d'urgence à un moteur selon les requis de réglementation tout en maintenant les capacités d'altitude densité initiales de l'aéronef. Alors, une quantité d'énergie de batteries doit être conservée en tout temps, réduisant les gains en carburant lors de la mission principale.

Cependant, une approche utilisant une turbine de taille originale aurait le potentiel d'opérer le scénario d'urgence sans assistance électrique, laissant donc toute l'énergie utilisable des batteries disponible pour le vol standard pour réduire le débit de carburant lors de la mission principale.

Sous-question 3

La propulsion hybride a-t-elle un impact significatif sur la réduction de consommation en carburant sur l'ensemble de l'enveloppe de performance *payload-range* de l'avion et comment l'améliorer ?

- *Hypothèse SQ-3* :

Le transport en permanence du poids des batteries indépendamment de l'énergie requise pour le vol impacte la performance de l'avion hybride. Un avion conventionnel est en mesure d'ajuster facilement le niveau de carburant selon la mission à opérer. Dans le cas d'une propulsion hybride à batteries, celles-ci sont plus raisonnablement conservées en

permanence à bord de l'avion pour des raisons d'intégration et de logistique puisqu'elles ne sont pas facilement remplaçables.

La taille des batteries est dimensionnée pour offrir un maximum de bénéfices en carburant sur la mission de conception. Cependant, la capacité d'extraction de l'intégralité de l'énergie de celles-ci est limitée si celle-ci sont de taille fixe quelle que soit la mission, limitant les bénéfices sur des opérations hors du point de conception.

3.2 Objectifs de recherche

Cette section détaille les objectifs permettant de répondre aux questions de recherche précédentes. Sachant la complexité et les couplages additionnels introduits par l'hybridation, l'objectif principal est :

Objectif

Développer un outil numérique conceptuel pour évaluer la performance puis optimiser le niveau d'hybridation et la distribution de puissance d'une propulsion hybride parallèle sur avion régional afin d'évaluer les bénéfices en termes de consommation de carburant sur une mission spécifiée en considérant les contraintes de certification et l'enveloppe de performance.

De l'objectif principal, les sous-objectifs suivants sont définis :

- Développer et calibrer un code conceptuel permettant d'évaluer la performance d'un avion connu dont le système de propulsion est modifié pour un groupe hybride ;
- Développer un environnement d'optimisation permettant de déterminer le niveau d'hybridation ainsi que la stratégie d'opération de l'avion et de distribution de puissance pour minimiser la consommation en carburant de l'avion ;
- Identifier la stratégie d'opération permettant de maximiser les bénéfices en consommation de carburant (altitude, vitesses, distribution de puissance) ;
- Déterminer l'effet des scénarios critiques de certification et du design de la propulsion sur les bénéfices potentiels en consommation de carburant ;
- Évaluer la performance hors point de conception de l'avion et identifier une approche permettant d'améliorer la robustesse du design dans ces conditions d'opération.

3.3 Contributions originales

Cette thèse permet d’apporter des contributions d’intérêt dans la compréhension de la conception d’une propulsion hybride électrique parallèle et de son effet sur la performance de l’avion en tant que système complet.

Les travaux de recherche de cette thèse permettent de quantifier les bénéfices potentiels du concept de propulsion hybride électrique parallèle et d’avancer les résultats suivants :

- Quantification des gains de carburant d’un avion de transport régional à propulsion hybride électrique parallèle pour une mission de 270 nm en considérant les contraintes réglementaires de certification dans la boucle de conception ;
- Estimation de gains de consommation avec une technologie de batteries réaliste projetée à 2030 et identification de la stratégie d’opération hybride maximisant les gains potentiels ;
- Démonstration de l’effet de la contrainte de montée OEI en fin de mission sur le design et le gain potentiel en consommation de carburant d’une propulsion hybride avec turbine à gaz de taille réduite en comparaison avec une propulsion hybride conservant la turbine d’origine et une propulsion conventionnelle ;
- Évaluation des gains de consommation en carburant de l’avion hybride électrique sur l’ensemble de l’enveloppe de performance (charge utile - distance) et amélioration de la robustesse du concept sur l’ensemble des conditions de vol.

Cette thèse apporte aussi des contributions d’ordre technique et méthodologique :

- Développement d’un environnement de simulation de niveau conceptuel et paramétrique pour l’évaluation des performances de l’avion sur une mission donnée ;
- Développement d’un environnement d’optimisation par analyse de mission pour le dimensionnement de la propulsion hybride considérant une large plage de stratégies d’opération ;
- Implémentation d’une approche d’optimisation par métamodèles pour une réduction du temps de calcul et d’exploration ;
- Définition d’une méthode de conception en deux étapes permettant de maximiser les bénéfices de l’avion hybride électrique en termes de consommation de carburant sur l’ensemble de l’enveloppe de performance (charge utile - distance).

Le tableau 3.1 suivant résume les productions relatives à chacune des contributions.

TABLEAU 3.1 Résumé des contributions

Sujet	Chapitre	Production
Développement d'un environnement de simulation et d'optimisation multicontrainte	4	- Env. d'analyse numérique (4) - Rapport projet HEPOS (détail Sec.1.6)
Quantification des bénéfices de consommation de carburant des stratégies d'opération	5	- Développement au Chapitre 5
Démonstration de l'impact des requis de certification sur l'optimisation et la performance de la propulsion hybride	6	- Conférence AIAA Aviation 2021 [101] - Article <i>Emerald Aircraft Engineering and Aerospace Technology</i> (6)
Évaluation de l'enveloppe de performance <i>payload-range</i> et amélioration de la robustesse	7	- Article <i>AIAA Journal of Aircraft</i> (7)

CHAPITRE 4

MÉTHODOLOGIE GÉNÉRALE

Table des matières

4.1	Approche et hypothèses	56
4.2	Modélisation	58
4.2.1	Avion de référence	58
4.2.2	Groupe de propulsion	60
4.3	Environnement d'analyse de mission	66
4.3.1	Dimensionnement préliminaire	67
4.3.2	Mouvement de l'aéronef	68
4.3.3	Missions	69
4.3.4	Validation	72
4.4	Environnement d'optimisation	73
4.4.1	Optimisation par métamodèles	75
4.5	Synthèse	79

Ce chapitre présente l'approche et les environnements numériques développés pour analyser puis optimiser la performance d'un avion hybride au niveau conceptuel.

Les sections suivantes détaillent la modélisation, l'implémentation de l'environnement d'analyse de mission et enfin l'environnement d'optimisation.

4.1 Approche et hypothèses

Le travail de cette thèse vise à analyser et optimiser à un niveau conceptuel la performance d'un avion turbopropulseur régional équipé d'une propulsion hybride parallèle. Pour cela un environnement de simulation et d'optimisation est développé afin de déterminer le niveau d'hybridation et l'opération minimisant la consommation de carburant sur une mission principale tout en considérant plusieurs missions additionnelles de réserve. L'objectif est de simuler l'évolution des flux d'énergie et des puissances au niveau de l'avion.

L'étendue de l'approche de cette thèse est présentée à la figure 4.1. L'analyse de performance portant sur la modification du groupe de propulsion d'un avion existant, un certain nombre d'hypothèses sont fixées, réduisant par la même occasion la portée de l'analyse. L'analyse vise à équilibrer le dimensionnement des sources d'énergie et du niveau d'hybridation en respectant un certain nombre de requis de performance et des contraintes.

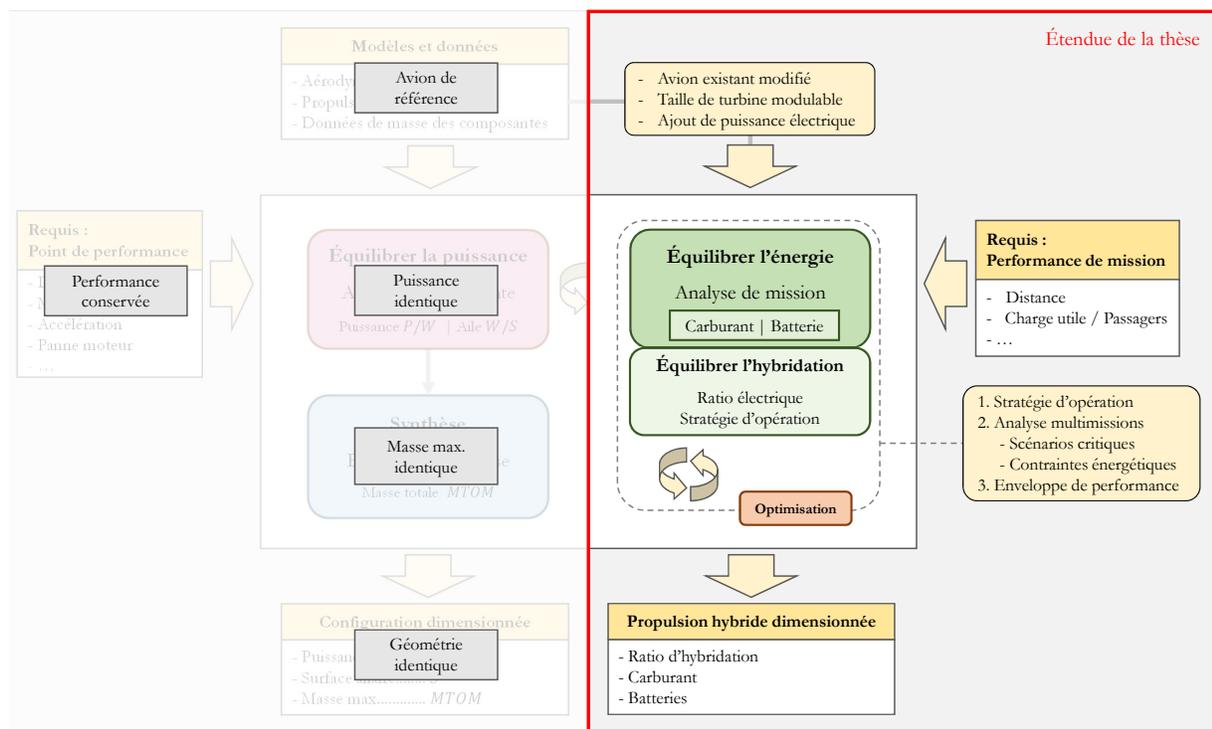


FIGURE 4.1 Étendue du travail de la thèse. (voir schéma original à la figure 2.11)

Par rapport à l'approche générale de dimensionnement d'avion (voir Section 2.3.2, figure 2.11), le travail de cette thèse porte son attention sur le groupe de propulsion. Ainsi, la géométrie de l'avion original n'est pas altérée, les requis de puissance sont conservés et les limites structurelles sont respectées. Le point de dimensionnement n'est donc pas modifié sur le diagramme de contrainte de conception. Il est à noter que cette approche dif-

fière particulièrement de l'approche communément utilisée dans la littérature qui consiste à redimensionner l'avion au complet mais à fixer le niveau d'hybridation.

Les principales hypothèses de l'approche sont présentées dans le tableau 4.1. Il est à noter que des modes d'opération tels que le roulage électrique ou la recharge en vol ne sont pas considérés dans cette thèse. Ainsi, on considère que l'aéroport de destination dispose d'infrastructure de recharge et que les batteries sont toujours chargée en début de mission. Une analyse du roulage *taxi* électrique est traitée dans une publication connexe par Boulanger et al. [23], dont l'auteur du présent travail est également auteur.

TABLEAU 4.1 Hypothèses générales

Approche	Niveau conceptuel	Modèles basse fidélité et haute flexibilité Considération énergétique, régime permanent
	Aspect non considérés	Régimes dynamiques Stabilité et contrôle Modélisation thermique Modélisation électrique détaillée (tension/courant)
Mission	Mission principale	Distance courte Toronto-Montreal 270 nm
	Missions supplémentaires	Aéroport décollage 100 nm Réserve 45 min Scénario d'urgence OEI
Avion Référence	Turbopropulseur régional	DHC-8-300, 50 passagers [20]
	Caractéristiques conservées	Structure, nacelles, aérodynamique Limite de masse maximale ($MTOM$) Limite de charge utile (PL) Puissance totale installée (P_{inst})
Propulsion Hybride	Architecture	Hybride électrique parallèle Modification des propulseurs existants
	Opération	Hybridation en décollage-montée-croisière Roulage électrique au sol non considéré Recharge en vol non considérée
Technologie	Turbine à gaz (GT)	Redimensionnée selon technologie actuelle
	Composantes élec. (EM, INV)	Technologie actuelle (2020)
	Batteries (BAT)	Technologie future (projection 2030)

4.2 Modélisation

Dans cette section, le détail de la modélisation de l'aéronef de référence et du groupe de propulsion sont présentés.

4.2.1 Avion de référence

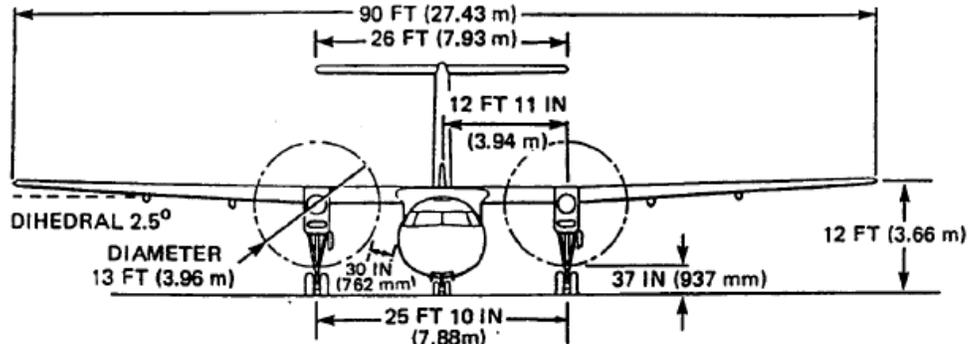


FIGURE 4.2 Vue de face de l'avion de référence : DHC-8-300. Tiré du manuel de vol [19]

L'avion de référence considéré dans cette thèse est un avion bimoteur régional de 50 places opéré sur des liaisons régionales et vers les territoires éloignés. L'appareil est le turbopropulseur Dash-8-300, initialement fabriqué par De Havilland Canada. Une vue générale de l'avion est présentée à la figure 4.2. Les principaux paramètres caractéristiques sont listés dans le tableau 4.2.

TABLEAU 4.2 Paramètres de l'avion de référence [20]

Caractéristique	Impérial	Métrique
Masse max.	43,000 lb	19,500 kg
Charge utile max.	13,500 lb	6124 kg
Puissance min. par moteur	2490 shp	1854 kW
Altitude max.	25,000 ft	7620 m
Vitesse croisière max.	287 kTAS	532 km/h
Distance max (50 PAX)	924 nm	1711 km
Coeff. traînée parasite C_{d0}	-	0.0322
Coeff. traînée induite K	-	0.0372

La performance aérodynamique en conditions normales a été modélisée à l'aide d'un polaire selon la formulation de l'équation 4.1. Les données de performance du manuel de vol [37] ont permis de déterminer par rétro-ingénierie la traînée aérodynamique C_D de l'appareil pour différentes conditions d'opération en croisière. Ces données ont ensuite été utilisées

pour calibrer la polaire, comme le montre la figure 4.3. Une analyse de la performance de l'avion selon la polaire est présentée dans l'annexe B

- Performance en condition de vol normal :

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad (4.1)$$

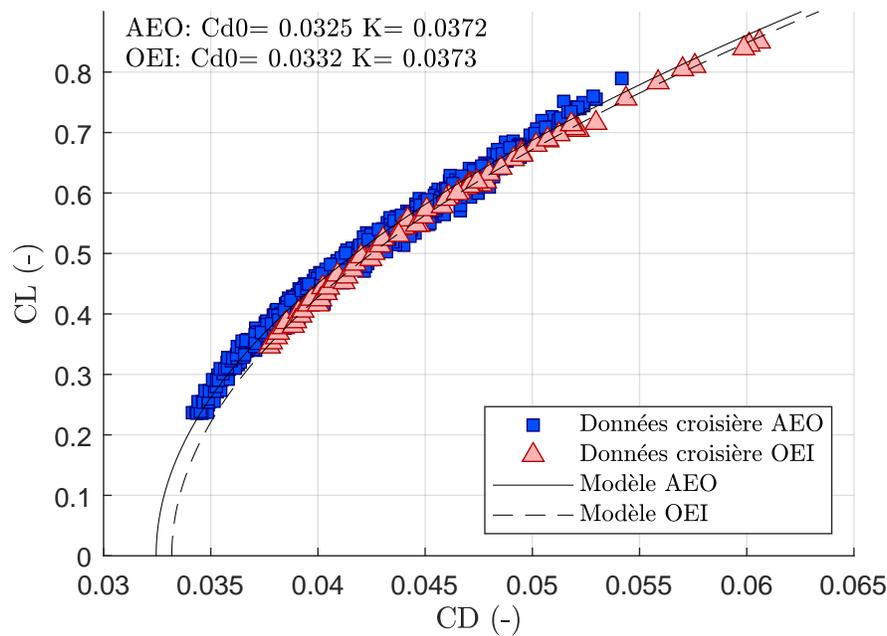


FIGURE 4.3 Polaire du DHC-8-300 calibrée sur les données de performance du manuel de vol [37]. Données combinées : croisière AEO Mach=[0.42-0.35-0.22], croisière OEI Mach=[0.28-0.35]

Afin de représenter fidèlement la performance lors des phases de vol à basse vitesse (Mach<0.2), une modélisation séparée est réalisée. Les modélisations en conditions de vol lent prennent en compte les configurations spécifiques de l'avion lors des phases de décollage, approche, atterrissage et scénarios critiques de montée à un moteur. La formulation utilisée pour déterminer la trainée dans ces conditions est fonction de la masse de l'appareil (équation 4.2). Le modèle est également développé par ingénierie inverse à partir des données de gradient de montée du manuel de vol[37].

- Performance en condition de vol basse vitesse :

$$C_D = A \cdot m^2 + B \cdot m + C \quad (4.2)$$

Pour chaque scénario, un modèle est calibré, considérant la configuration du train d'atterrissage, des volets, de la masse et du gradient de montée. Le tableau 4.3 détaille les coefficients des modèles en fonction du scénario. Comme les conditions de vol lors des scénarios OEI sont fixées et constantes (vitesses et puissances moteur), la traînée dépend seulement de la masse de l'avion. La limite de masse à respecter dans ces conditions de vol est fonction de l'altitude et de la température (WAT) et provient de la documentation de l'avion de référence [19].

TABLEAU 4.3 Modélisation de la performance à basse vitesse

Scénario	Train sorti	Volets (deg)	WAT 5kft ISA+20	Grad.	$CD = A \cdot m^2 + B \cdot m + C$		
					A · 10 ⁻¹⁰	B · 10 ⁻⁶	C
Train seul	1	-	-	-	-	-	0.027
Décollage AEO	1	5	-	-	-	-0.260	0.130
Atterrissage AEO	1	15	-	-	-	-0.850	0.351
Montée OEI 1er segment	1	5	-	positif	2.700	-1.161	0.283
Montée OEI 2nd segment	0	5	40,345	2.4	1.428	-0.754	0.224
Montée OEI climb 4e segment	0	0	-	1.2	0.530	-0.332	0.138
Approche manquée OEI	0	15	37,700	2.1	4.432	-1.798	0.352
Atterrissage interrompu AEO	1	15	-	3.2	-5.850	1.525	0.102

note : masse avion $m \sim 10^4$ kg

4.2.2 Groupe de propulsion

Le groupe de propulsion original est modifié pour accueillir un système hybride électrique parallèle. L'architecture consiste à entraîner l'hélice avec la turbine à gaz et avec un moteur électrique additionnel installé en parallèle par le biais d'une boîte de transfert. Une représentation notionnelle de l'intégration dans l'avion est présentée à la figure 4.4.

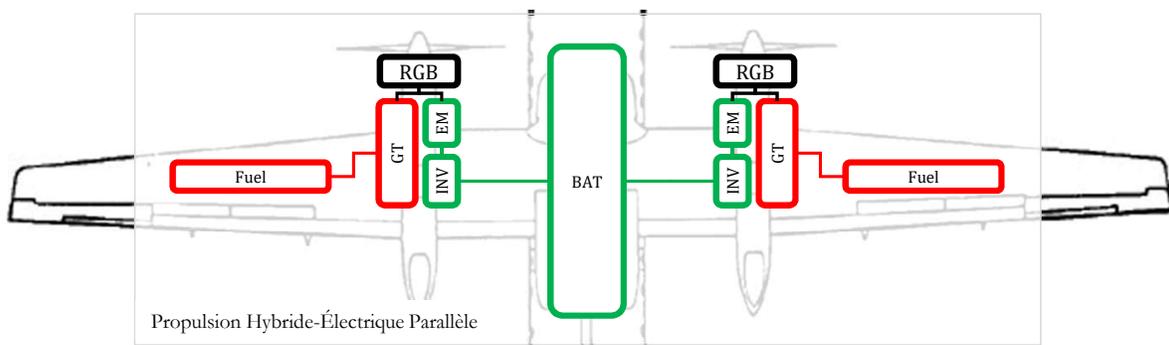


FIGURE 4.4 Représentation notionnelle de la configuration de propulsion hybride électrique parallèle

L'intégration spatiale n'est pas traitée dans cette thèse. Les moteurs électriques et les onduleurs sont installés dans la nacelle des moteurs avec la turbine à gaz. Le carburant est localisé dans les ailes. Les batteries sont présumées installées dans le fuselage pour assurer une plus grande facilité d'accès par rapport aux ailes. Le volume occupé par un packs de batteries de 4000 lb (technologie 241 Wh/kg) est estimé à 35 ft^3 (volume massique du pack EPS EPiC Energy [49]), ce qui équivaut à un volume de $40 \text{ ft} \times 1 \text{ ft} \times 10 \text{ po}$ pouvant se loger sous le plancher. Le poids des câblages est considéré dans l'étape de dimensionnement préliminaire (section 4.3.1)

La figure 4.5 présente la chaîne d'efficacité considérée dans la modélisation conceptuelle de cette thèse. Celle-ci est utilisée pour estimer l'énergie consommée dans les sources en fonction de la puissance requise par l'avion P_A et de la stratégie de répartition de la puissance hybride H_S , entre la turbine et le moteur électrique.

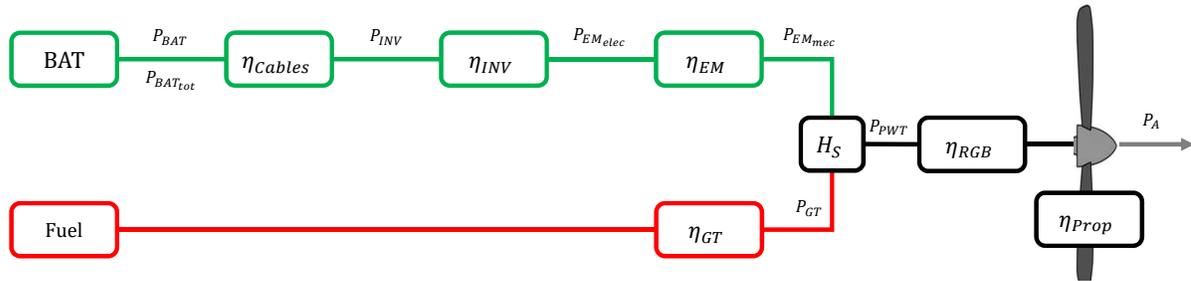


FIGURE 4.5 Chaîne d'efficacité du groupe de propulsion (PWT)

La répartition de puissance entre les chaînes électriques et thermiques est définie par le paramètre de stratégie d'hybridation H_S . Celui-ci permet de prioriser l'utilisation électrique ou thermique pour un certain requis de puissance.

Le partage de puissance est formulé à l'équation 4.3. Cette formulation est inspirée de la stratégie de gestion de batterie introduite par Hoelzen et al. [66]. La démonstration détaillée de la formulation est réalisée en annexe B. L'opérateur max dans la formulation permet d'empêcher toute situation de flux inverse (recharge) si la turbine peut fournir plus de puissance que celle demandée.

$$P_{EM} = H_S \cdot P_{EM_{max}} + [1 - H_S] \cdot \max(0, P_{req-PWT} - P_{GT_{max}}) \quad (4.3)$$

Pour $H_S = 1$, le moteur électrique est opéré à 100% de puissance et la turbine fournit le complément. Pour $H_S = 0$, la turbine fournit le maximum de puissance et le moteur électrique procure une assistance si requis. Pour tout autre réglage entre ces valeurs, le paramètre permet de parcourir l'ensemble des combinaisons d'opération hybride possibles

pour un requis de puissance donné. Le paramètre H_S est considéré différent pour les phases de montée et de croisière. Sa valeur est maintenue constante durant toute la phase.

a) Hélice

L'efficacité de propulsion des hélices de l'avion est modélisée à l'aide d'une carte de performance développée en interne. La carte d'efficacité implémentée dans l'environnement numérique est présentée à la figure 4.6. Les zones blanches représentent des limites de la carte. La partie supérieure est limitée par l'angle maximal du réglage de pas des hélices, tandis que la partie inférieure correspond aux conditions volontairement exclues de par leur très faible efficacité propulsive.

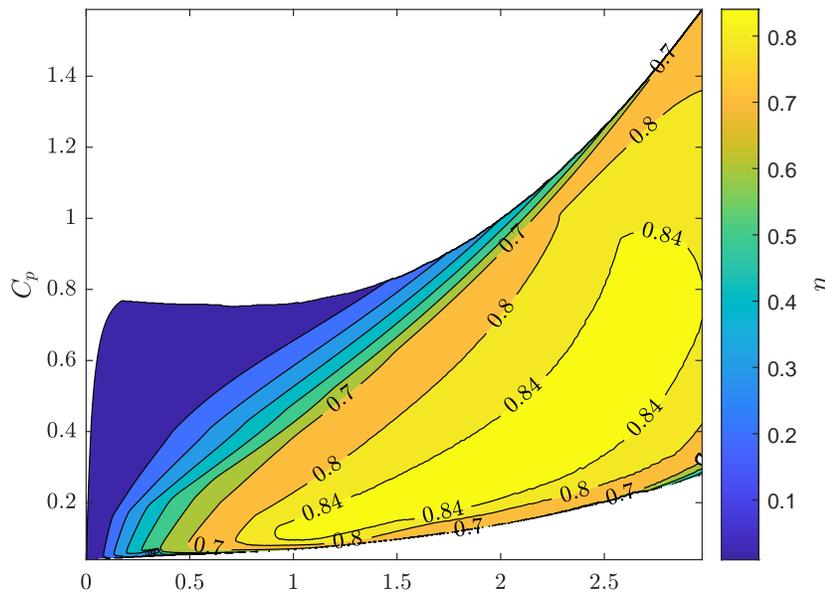


FIGURE 4.6 Carte d'efficacité du modèle d'hélice de l'avion de référence

Des mesures réelles sur une pale de l'hélice de l'avion de référence ont permis de caractériser l'hélice de l'avion de référence. Les performances aérodynamiques du profil de pale (tels que C_{D0} ou $C_{L\alpha}$) ont été évaluées avec le programme XFOIL [43]. Ensuite, la performance de l'hélice est analysée à l'aide du programme QPROP basé sur la formulation traditionnelle d'élément de pale et vortex [44]. Sur la base des données de performance, l'efficacité propulsive η_p est estimée en fonction du taux d'avance J et du coefficient de puissance C_P (équation 4.4). L'ensemble des points de performance sont finalement utilisés pour générer un métamodèle permettant une définition continue de la carte dans l'environnement d'analyse de mission. La carte a ensuite été recalibrée pour atteindre une efficacité maximum de 85 %.

$$\eta_p = f_{unc}(J, C_P) \quad (4.4)$$

b) Turbine à gaz (GT)

L'efficacité thermomécanique des turbines à gaz est modélisée à l'aide d'une carte développée en interne à partir de données du manuel de performance de l'avion (*Torque setting, fuel flow* [37]) et de données provenant du partenaire industriel du projet. La performance de turbine considère une captation d'air sur les turbines pour alimenter des systèmes auxiliaires et le dégivrage (*Bleed ON*). Une visualisation de la carte est présentée à la figure 4.7, avec une efficacité normalisée.

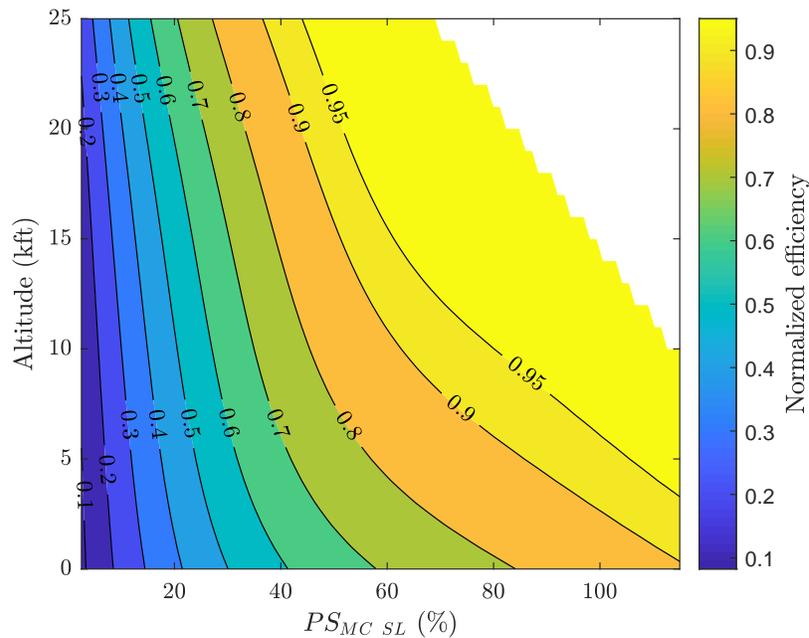


FIGURE 4.7 Carte d'efficacité du modèle de turbine à gaz (GT) de l'avion de référence

Le modèle estime l'efficacité de la conversion thermomécanique en fonction de la puissance demandée ($P_{set_{MC-SL}}$), de l'altitude de vol (Alt), des conditions atmosphériques (température ISA, T_{ISA}) et de la taille de la turbine (P_{MTO}) (équation 4.5). Les effets de la température ISA et de la taille de la turbine sont modélisés en appliquant une variation constante sur toute la carte d'efficacité. La variation relative à la taille de la turbine est montrée dans la section 2.1.2 à la figure 2.7. Les points de performance sont finalement utilisés pour générer un métamodèle permettant une définition continue de la carte dans l'environnement d'analyse de mission.

$$\eta_{GT} = f_{unc}(P_{set_{MC-SL}}, Alt, T_{ISA}, P_{MTO}) \quad (4.5)$$

c) Composantes électriques

Les composantes électriques sont modélisées en termes de masse et d'efficacité dans la chaîne de puissance. Le tableau 4.4 présente les principales hypothèses de modélisation des composantes.

TABLEAU 4.4 Paramètres technologiques des composantes électriques

Caractéristique	Impérial	Métrique	Ref.
Densité puissance EM	2.86 Hp/lb	4.7 kW/kg	[41, 47]
Densité puissance INV	7.9 Hp/lb	13 kW/kg	[29]
Efficacité EM	-	0.95	[41]
Efficacité INV	-	0.97	[41]
Densité énergétique cellule BAT	-	400 Wh/kg	[85, 36, 109, 84]
↓ Limite de charge (95-100 %)	-	×0.95	[41, 25]
↓ Limite de décharge (10-0 %)	-	×0.90	[41, 25]
↓ Réduction capacité (chute voltage, effet Peukert)	-	×0.98	[30]
↓ Structure bloc (pack burden)	-	×0.8	[41, 77, 49]
↓ Réduction capacité fin cycle de vie	-	×0.9	-
Densité énergétique bloc BAT	-	241.3 Wh/kg	-

Les masses des composantes sont estimées à l'aide de densités de puissance et d'énergie sur la base de données de la littérature et de technologies disponibles actuellement. La conversion de puissance pour les moteurs électriques (EM) et les onduleurs (INV) sont représentées avec des efficacités η . La masse des câbles électriques et des isolants est estimée à l'aide de composantes disponibles sur le marché. Les câbles sont dimensionnés selon les calibres standard (max. 0000 AWG) en fonction du voltage du pack de batteries et du courant maximal demandé. L'estimation de masse est considérée conservatrice puisque les données utilisées comportent des hypothèses issues de l'industrie automobile (facteurs de sécurité). Une masse de câbles plus optimisée serait obtenue avec une modélisation plus détaillée et des hypothèses basées sur les standards aéronautiques.

La densité énergétique du bloc de batterie au complet (*pack*) est estimée en appliquant des facteurs successifs à la densité initiale au niveau de la cellule. Cela prend en considération la plage d'utilisation entre 95 et 10%, la réduction de capacité, les éléments de structure, les composantes de gestion électronique du bloc puis la réduction de capacité en fin de cycle de vie. La réduction de capacité prend en compte la chute de voltage des cellules en conditions de décharge normale et en décharge forte (*high C-rate*, effet Peukert). Les

éléments de structure du bloc (pack burden) incluent les équipements d'assemblage, de protection et de gestion de décharge des cellules du bloc. La réduction de capacité en fin de cycle de vie est appliquée afin d'assurer que le système de propulsion dimensionné est en mesure d'atteindre les requis de certification même en fin de vie du pack de batteries.

Finalement, la densité énergétique de 241 Wh/kg est considérée comme utilisable de 100 à 0% car les limites d'utilisation sont déjà prises en compte dans les facteurs de réduction (tableau 4.4).

4.3 Environnement d'analyse de mission

La performance en mission est évaluée à l'aide d'un environnement d'analyse de mission développé sur MATLAB, présenté à la figure 4.8. Cet environnement permet le dimensionnement préliminaire et la simulation temporelle itérative de l'opération de l'avion sur une mission prédéfinie découpée en phases [101].

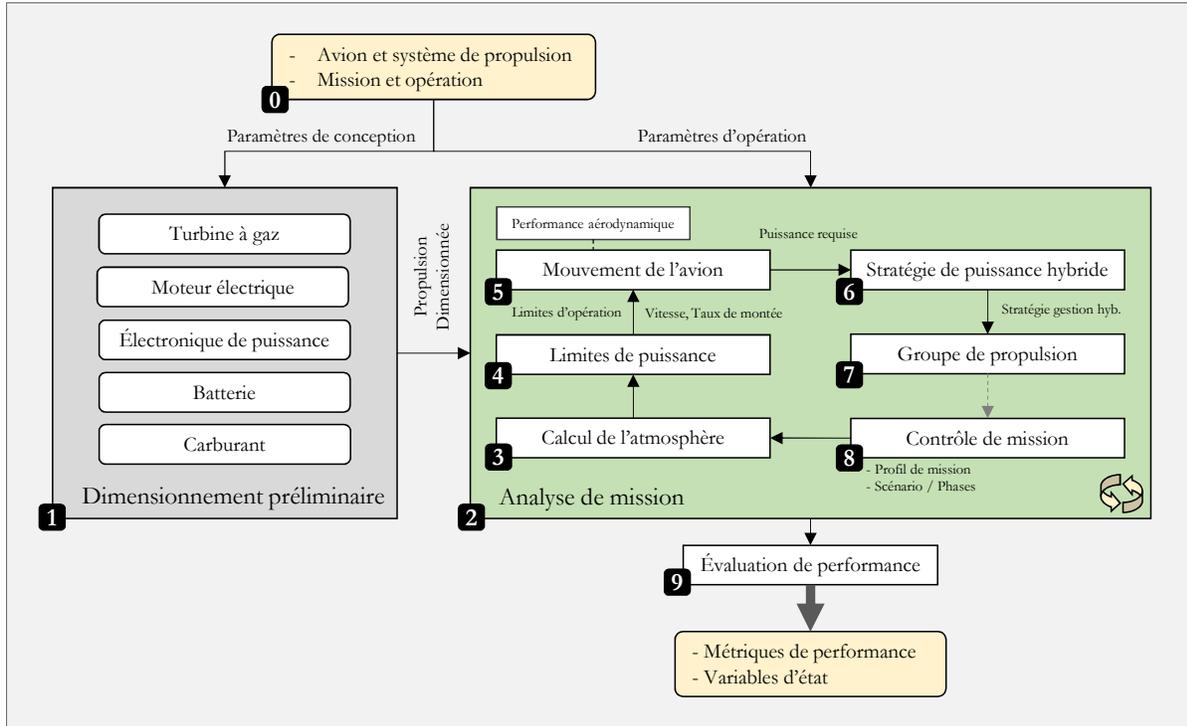


FIGURE 4.8 Description de la structure de l'environnement d'analyse de mission

L'environnement permet d'explorer la conception et la performance de l'avion à propulsion hybride sur une large plage de paramètres d'entrée à l'aide de modèles de basse fidélité. Le code numérique est ainsi hautement paramétrique.

L'analyse est exécutée séquentiellement, chacune des disciplines étant calculée l'une après l'autre à chaque itération. Cette séquence correspond à une exécution multidisciplinaire de type Gauss-Seidel selon la classification proposée par Martins et Lambe [80].

Une approche par simulation inverse est utilisée, où le mouvement de l'avion est imposé, puis la chaîne d'efficacité est parcourue en sens inverse pour calculer les consommations dans les sources d'énergie. Le détail des processus internes à l'analyse de mission est présenté au format XDSM en annexe D, et en version développée en annexe E.2). L'annexe E.1 développe également le processus du groupe de propulsion.

4.3.1 Dimensionnement préliminaire

Préalablement à l'analyse de mission, les masses des composantes de propulsion sont calculées en fonction des paramètres d'entrée et des données de puissance massique (kW/kg). Ensuite la masse totale de l'avion au décollage (TOM) est calculée selon l'équation 4.6. Le calcul inclut la masse à vide sans les turbines à gaz m_{EW*} , les turbines m_{GT} , les moteurs électriques m_{EM} , les onduleurs m_{INV} , les câbles électriques m_{cables} , les batteries m_{BAT} , le carburant m_f et la charge utile m_{PL} .

$$TOM = [m_{EW*} + m_{GT} + m_{EM} + m_{INV} + m_{cables} + m_{BAT}] + m_f + m_{PL} \quad (4.6)$$

La masse des câbles électriques est estimée pour une longueur totale de 20 m, permettant de relier les batteries localisées dans le fuselage aux onduleurs situées dans les nacelles des moteurs. L'estimation de masse de la turbine inclut la boîte d'engrenages de réduction. Un exemple de répartition de masse est présenté à la figure 4.9 pour un résultat de conception hybride parallèle.

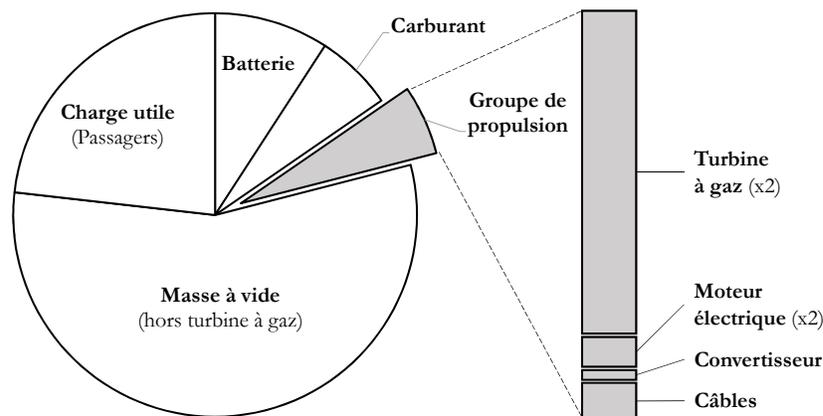


FIGURE 4.9 Représentation notionnelle de la distribution de masse pour une propulsion hybride parallèle ($H_P = 10\%$)

La masse au décollage des avions à propulsion hybride est considérée à masse maximale au décollage (MTOM) afin de maximiser le potentiel d'emport en énergie électrique. Des études préliminaires internes ont démontré que les gains en carburant étaient maximisés lorsque le TOM était égal à MTOM. Sauf exception (dans le chapitre 5), cette hypothèse est maintenue dans les analyses de dimensionnement de cette thèse (au point de conception). Celle-ci est relaxée lorsque la quantité doit être ajustée pour les conditions hors du point de conception (Chapitre 7).

$$P_{EM} = H_P \cdot P_{inst} \quad (4.7a)$$

$$P_{GT} = (1 - H_P) \cdot P_{inst} \quad (4.7b)$$

$$E_{BAT} = e_b \cdot m_{BAT} \quad (4.7c)$$

$$E_f = e_f \cdot m_f \quad (4.7d)$$

La taille des moteurs électriques P_{EM} et des turbines P_{GT} est déterminée en appliquant un ratio d'hybridation H_P à la puissance totale installée par moteur P_{inst} (équations 4.7a, 4.7b). Les énergies disponibles dans les sources, E_{BAT} et E_{BAT} , sont estimées en fonction des masses spécifiées avec les densités énergétiques e_b/e_f (équations 4.7c, 4.7d).

4.3.2 Mouvement de l'aéronef

Le mouvement de l'appareil durant la mission est modélisé avec une approche énergétique simplifiée de point masse, comme représenté à la figure 4.10. De façon globale, la modélisation est considérée en régime constant. La dynamique transitoire n'est pas considérée, le passage entre les phases de vol étant ainsi appliqué instantanément. Cette hypothèse est considérée négligeable car la variation d'énergie cinétique maximale observée durant la mission est très faible comparativement à l'énergie totale de mission (inférieur à 0.5% pour accélérer de 165 à 240 kts).

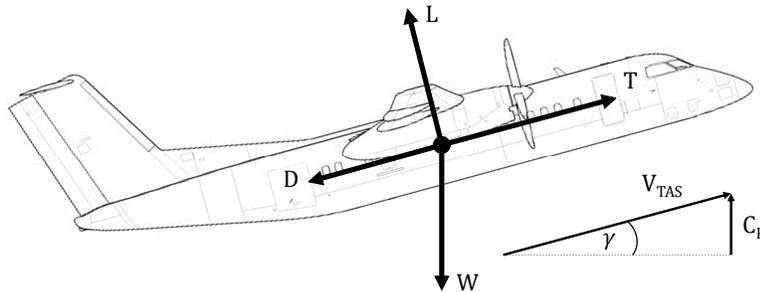


FIGURE 4.10 Diagramme de l'équilibre des forces sur l'avion

Le requis de puissance au groupe de propulsion est calculé à partir de la puissance totale au niveau de l'avion résultant du mouvement spécifié. La puissance totale à l'avion P_A en régime permanent est calculée en sommant la puissance aérodynamique P_{aero} , la puissance de montée P_{montee} et la puissance de roulage au sol $P_{roulage}$ (équations 4.8a à 4.8d). La portance est considérée nulle lors des phases de roulage *taxi* ($L=0$). La résistance au roulage est estimée avec le coefficient $\mu = 0.025$ (piste asphaltée)[58].

$$P_A = P_{aero} + P_{montee} + P_{roulage} \quad (4.8a)$$

$$P_{aero} = f_{unc}(W, V_{TAS}) \quad (4.8b)$$

$$P_{montee} = f_{unc}(W, C_R) \quad (4.8c)$$

$$P_{roulage} = \mu \cdot (W - L) \quad (4.8d)$$

L'analyse dynamique est considérée uniquement lors des phases de décollage et d'atterrissage selon l'équation 4.9 [8]. Une puissance constante est appliquée à l'hélice, permettant l'accélération ou décélération de l'appareil jusqu'à une vitesse de consigne mettant fin à la phase. Lors de l'atterrissage, le coefficient de résistance au roulement μ est remplacé par un coefficient de freinage $\mu_{fr} = 0.18$ [58]. Lors de ces phases la portance supposée constante à une valeur de $C_L=0.1$.

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} [T - D - \mu \cdot (W - L)] \quad (4.9)$$

4.3.3 Missions

Les missions simulées sont découpées en phases de vol distinctes entre le roulage au sol, le décollage, la montée, la croisière, la descente et l'atterrissage. Chacune des phases est opérée avec des conditions de vol spécifiques. Le passage à la phase suivante est réalisé lorsque l'objectif spécifié est atteint (durée, vitesse, altitude ou distance). Dans l'approche conceptuelle du code, la transition entre les phases est appliquée instantanément sans dynamique.

Différents profils de missions sont successivement considérés dans l'analyse multimissions de l'approche d'optimisation (voir section 4.4). Les hypothèse de mission sont présentés dans la figure 4.11.

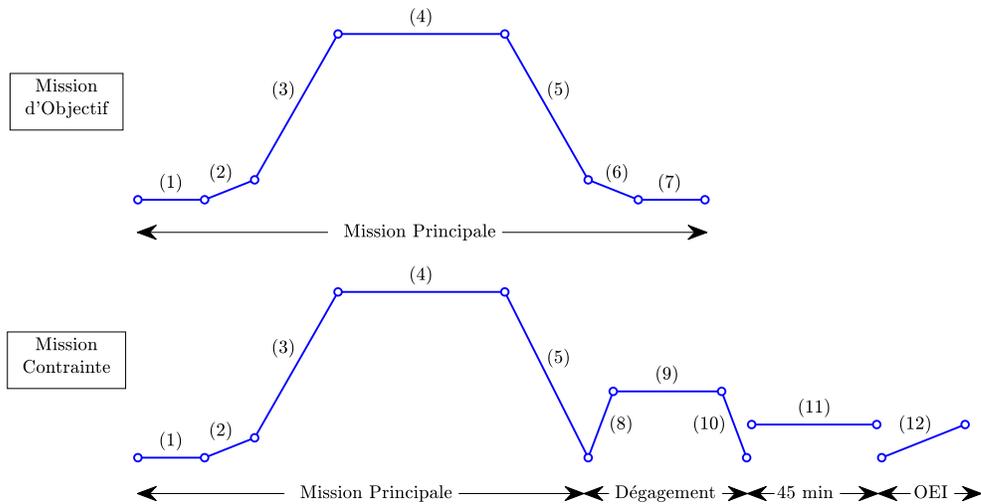


FIGURE 4.11 Missions considérées dans l'environnement d'optimisation et d'analyse multimissions

Les hypothèses de simulation des missions et des phases sont résumées dans le tableau 4.5. La mission principale est utilisée afin d'évaluer la métrique d'objectif de l'optimisation. C'est la mission sur laquelle on souhaite minimiser la quantité de carburant requise. Cette mission est opérée en mode hybride pour les phases de décollage, montée et croisière uniquement.

La phase de roulage (*taxi*) est fixée à une durée de 12.5 minutes et opérée à vitesse constante. Cette durée correspond à la durée moyenne de roulage sur la base d'analyse de données de mission de l'avion de référence. Le roulage *taxi* est opéré en mode thermique sur un seul moteur seulement afin de réduire la consommation en carburant. Deux minutes sont ajoutées pour la première phase de taxi (1) afin de considérer l'allumage du deuxième moteur avant le décollage.

Le décollage est réalisé à puissance maximum constante (*max. takeoff*). Cette approche d'avoir une estimation de la consommation de carburant avec un faible niveau d'erreur sans nécessiter la résolution de l'intégralité des performances de décollage à chaque itération. La montée à vitesse IAS constante et taux de montée C_R spécifié. La croisière est complétée à altitude constante et vitesse spécifiée. Lors de la descente, la vitesse et l'angle sont fixés, ce qui impose la puissance aux moteurs. L'angle de descente constant permet d'estimer facilement la distance de descente et déclencher celle-ci au bon moment lors de la croisière afin d'atteindre le distance de mission souhaitée en fin de mission. Enfin, l'atterrissage est complété à basse puissance (*idle*) et avec un coefficient de freinage μ_{fr} .

TABLEAU 4.5 Définition détaillée des missions

Mission	Segment	Durée (min)	Dist. (nm)	Alt. (ft)	Vitesse (kIAS)	Propulsion
Principale	(1) taxi out	14.5	-	-	20	GT - 1 Prop.
	(2) décollage	-	-	-	1.2 Vs	Hybride – NTP
	(3) montée	-	-	-	165	Hybride
	(4) palier	-	270	VAR	VAR	Hybride
	(5) descente	-	-	-	200	GT
	(6) atterrissage	-	-	-	1.3 Vs	GT
	(7) taxi in	12.5	-	-	20	GT - 1 Prop.
Dégagement	(8) montée	-	-	-	165	GT
	(9) palier	-	100	10,000	portée max.	GT
	(10) descente	-	-	-	200	GT
Réserve	(11) palier	45		5000	endurance	GT
OEI	(12) montée	-	-	$dh=1500$	1.3 Vs	Hybride - MTP

Les missions de contrainte sont quant à elles utilisées pour déterminer la quantité totale de carburant nécessaire afin de compléter la mission principale puis les missions de réserve requise par la réglementation [51].

La mission de dégagement vers un autre aéroport est opérée en condition trainée minimum ($max. range, [L/D]_{max}$). La mission de réserve de 45 min est opérée en condition de puissance requise minimum ($max. endurance, [L^{3/2}/D]_{max}$).

Les missions de réserve sont opérées avec les turbines seulement afin de maximiser la disponibilité de l'énergie électrique sur la mission principale, comme démontré par Palladino et al. [93]. Cette hypothèse est considérée raisonnable puisque de faibles niveaux d'hybridation sont observés dans des optimisations préliminaires, supposant que l'avion est capable d'opérer des missions de réserve sans assistance électrique.

Bien que la distance de l'aéroport de dégagement soit normalement variable et dépendante de plusieurs facteurs tels que la géographie ou la météo, la distance est ici fixée à 100nm pour la mission principale Toronto-Montréal de 270nm.

4.3.4 Validation

L'environnement d'analyse de mission a été validé à partir de l'avion de référence équipé d'une propulsion conventionnelle. Un exemple de simulation de l'opération de l'avion sur la mission de 270nm est présenté à la figure 4.12.

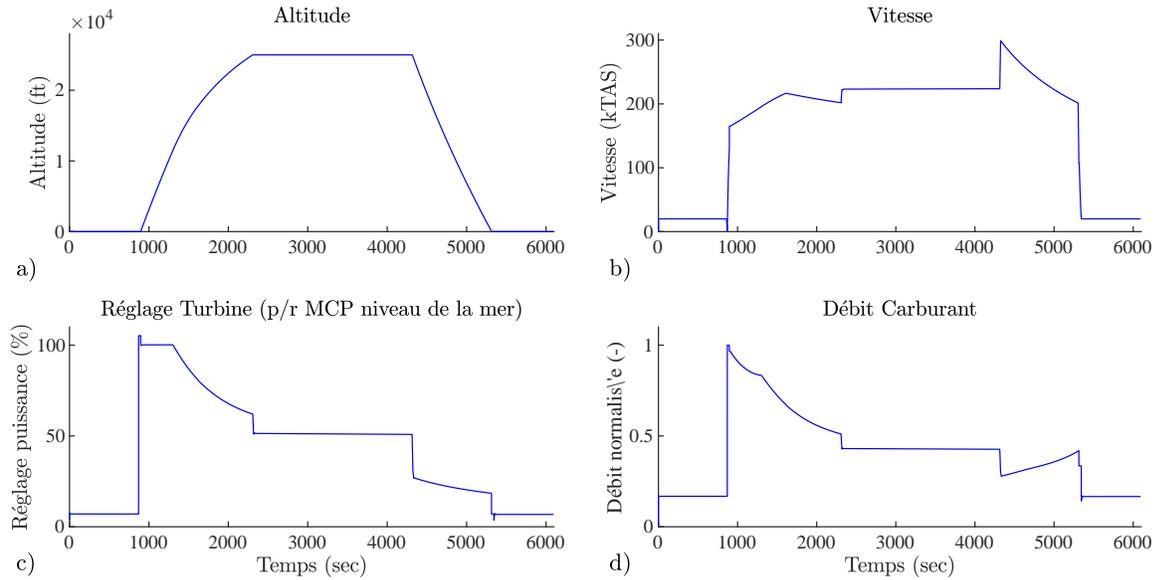


FIGURE 4.12 Validation de la simulation d'analyse de mission avec l'avion de référence

L'adéquation de l'analyse de mission avec la performance de l'avion de référence a été vérifiée sur un ensemble de points de validation tirés des spécifications [20] ainsi que des données de performance du manuel de vol [37]. Le tableau 4.6 résume la validation sur cinq points spécifiques. En complément, la simulation a également été validée dans son ensemble sur deux missions complètes fournies par un opérateur de l'avion de référence. Globalement, le modèle numérique montre une erreur relative inférieure à $\pm 3\%$ sur les points évalués.

TABLEAU 4.6 Validation du modèle d'avion et de turbine de référence

Point validation	Détails	Métrique	% erreur
Montée	41,887 lb - 165 kIAS - [ISA]	conso. carburant	-2.6
Croisière LRC	41,887 lb - [ISA]	débit carburant	+1.3
Distance parcourable	50 PAX - std réserves std - [ISA]	distance	+0.5
Mission opérateur (1)	32,280 lb - 234 nm - [ISA-14]	conso. carburant	-2.1
Mission opérateur (2)	36,486 lb - 773 nm - [ISA-13]	conso. carburant	-2.6

4.4 Environnement d'optimisation

Une approche par optimisation permet de déterminer le meilleur dimensionnement du système de propulsion pour minimiser la consommation en carburant sur la mission tout en emportant assez d'énergie de réserve pour les requis de certification. Ainsi une approche de mission de contrainte permet d'évaluer toute l'énergie nécessaire sur une succession de missions pour remplir les requis de mission supplémentaire tels que le dégagement vers un autre aéroport ou un circuit d'attente. Ces missions additionnelles ne sont pas négligeables puisqu'elles représentent près de 40% du carburant emporté pour l'avion de référence conventionnel.

Pour cela modèle numérique d'analyse de mission est donc intégré dans un environnement complet d'analyse multimitation et d'optimisation multidisciplinaire (MDO)[81]. La structure globale est présentée à la figure 4.13. Une représentation développée au format XDSM est présentée en annexe E à la figure E.3.

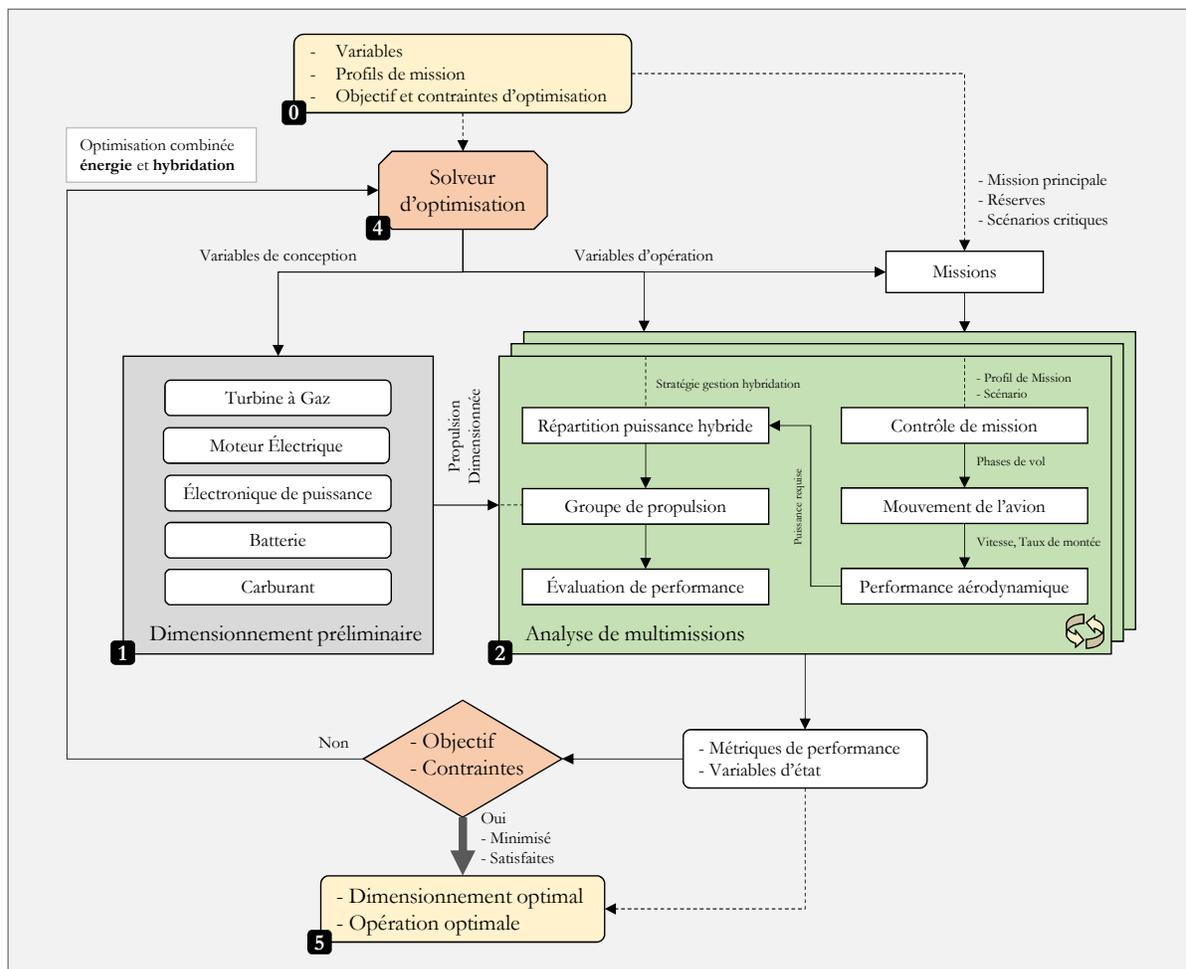


FIGURE 4.13 Description de la structure de l'environnement d'optimisation couplé à l'analyse multimitations

L'environnement d'optimisation intègre le code de simulation et permet l'analyse multimissions, offrant la capacité de considérer successivement les missions de réserve et les scénarios critiques. Celui-ci est utilisé afin de réaliser une optimisation combinée du niveau d'hybridation et des sources d'énergie afin d'atteindre un objectif de minimisation de la consommation de carburant sur la mission principale de conception tout en respectant les contraintes énergétiques des missions de réserve.

Le problème d'optimisation générique considéré est présenté dans le tableau 4.7

TABLEAU 4.7 Problème d'optimisation principal

Objectif	Minimiser la consommation de carburant mission d'objectif	
Variables	Niveau hybridation des moteurs	- puissance EM - puissance GT
	Sources d'énergie	- masse batteries - masse carburant
	Stratégie distribution de puissance elec./therm.	- paramètre H_S
	Opération de l'avion	- taux de montée
		- altitude croisière - vitesse croisière
Contraintes	Niveau de carburant fin mission contrainte > 0	
	Niveau des batteries fin mission contrainte > 0	

Une boucle d'optimisation est ainsi utilisée afin de chercher la combinaison optimale de variables de conception permettant d'atteindre une solution qui consomme le moins de carburant et respecte les contraintes. Le processus une fois terminé donne le dimensionnement et le mode d'opération optimaux ainsi que l'ensemble des variables et métriques de performance des analyses de mission impliquées. Le processus est réalisé sous MATLAB avec une optimisation par gradient utilisant le solveur *fmincon* et l'algorithme SQP. Un *multi start* de 50 points est utilisé pour assurer de trouver un optimum global.

4.4.1 Optimisation par métamodèles

Une capacité d'optimisation par métamodèles est implémentée dans l'environnement numérique [56]. Cette approche permet de réaliser une large exploration de l'espace de conception et de performance en faisant appel à une fonction de substitution dont le temps d'exécution est plus court que celui de l'environnement d'analyse de mission complet. La fonction de substitution est générée en reliant par des corrélations, les variables d'entrée avec les métriques de performance de sortie. La figure 4.14 présente les étapes de l'optimisation par métamodèles.

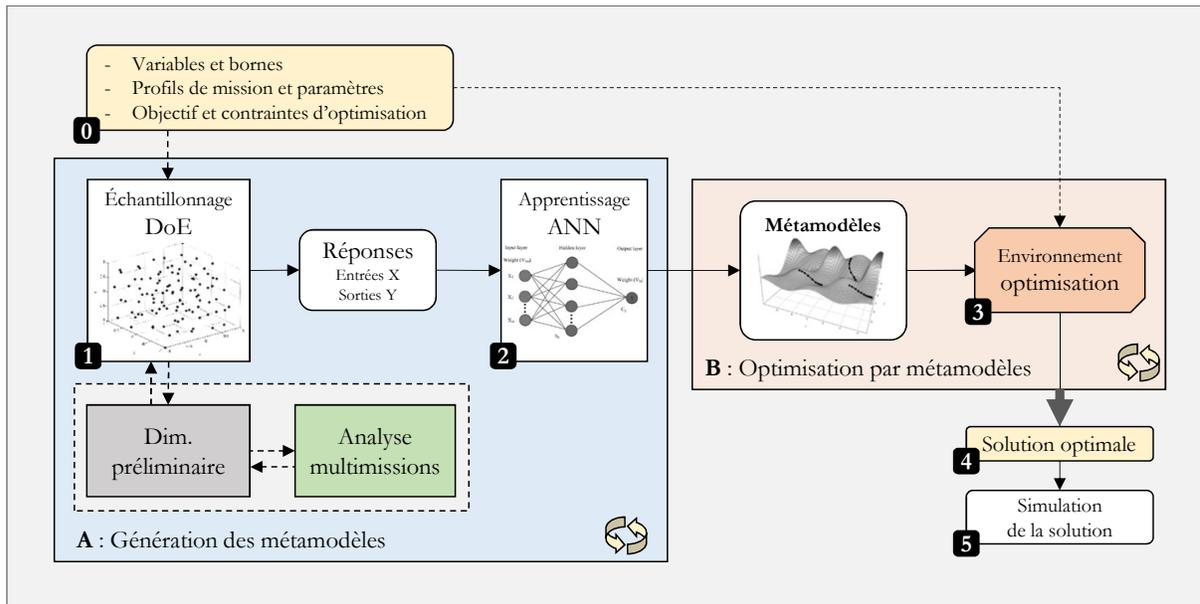


FIGURE 4.14 Processus d'optimisation par métamodèles

Dans une première étape (A), les métamodèles sont générés sur la base de données de simulation. Un échantillonnage de données (DoE) de 50 000 points est généré avec un plan Latin Hypercube (LHS) afin de déterminer l'ensemble des réponses de performance correspondant aux combinaisons de variables d'entrées simulées. Ensuite, l'ensemble des réponses (X, Y) sont utilisées pour créer un métamodèle. Un réseau artificiel de neurones (ANN) est entraîné sur les données avec une disposition à 2 couches de 20 noeuds chacune. 80% des données sont utilisées pour l'apprentissage tandis que 20% sont conservées pour une validation indépendante. L'erreur relative entre les données originales et le métamodèle est maintenue sous les 0.1 %. Afin d'assurer une bonne précision, un métamodèle indépendant est généré pour chaque métrique d'objectif ou de contrainte spécifiée pour le problème d'optimisation.

La figure 4.15 présente un exemple d'analyse de la performance du métamodèle sur les données d'apprentissage (en haut) et les données de validation (en bas). On observe que les valeurs prédites correspondent exactement aux valeurs originales (*Actuel vs predicted*, à gauche). L'erreur relative est en dessous de 0.04 % (*% residual*, au centre). La distribution d'erreur est centrée sur zéro (*Residual histogram*, à droite)

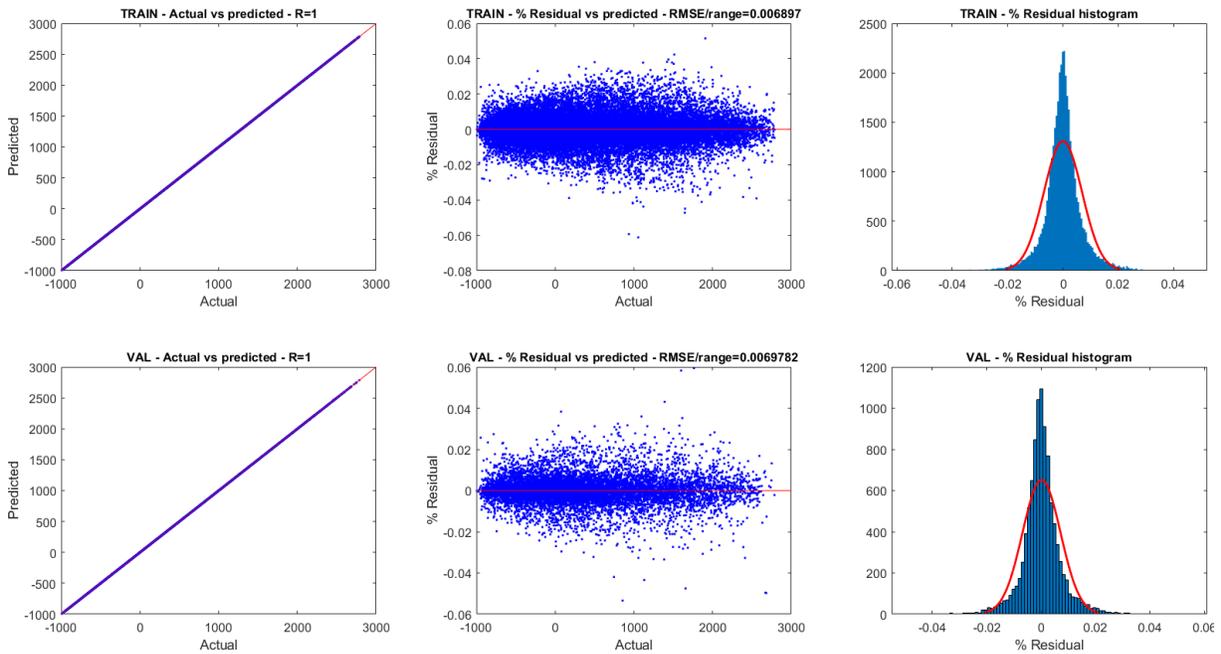


FIGURE 4.15 Exemple d'analyse de performance de métamodèle : actuel/prédit, erreur relative et distribution d'erreur

Dans la seconde étape (B), les métamodèles générés pour chaque objectif et chaque contrainte sont transférés dans l'environnement d'optimisation. Ils viennent substituer l'analyse de mission directe. À la suite du processus d'optimisation, la solution optimale est réévaluée dans l'environnement d'analyse de mission afin de récupérer les données de performance originales. Les modèles de substitution sont ainsi seulement utilisés pour accélérer le processus d'optimisation.

Le tableau 4.8 présente une comparaison des approches d'optimisation directe et par métamodèles. Cette approche offre l'avantage de réduire le temps de calcul lorsqu'une grande quantité d'optimisations est requise, notamment lors d'une large exploration de l'espace de conception ou bien pour des études de sensibilité.

TABLEAU 4.8 Comparaison des approches d'optimisation directe et par méta-modèles

Approche optimisation	a) Directe	b) Métamodèles
Rapidité du processus	(-)	(+)
Appel de fonction	Code d'analyse de mission	Modèle substitution (ANN)
Coût / appel fonction	Durée de simulation (> sec)	Minimal (< sec)
Usage	Optimisations ponctuelles Nombre réduit opt.	Exploration large Grand nombre opt. DoE grande série d'opt. Ajout d'erreur faible, sous 3%
- Exemple optimisation : avion conventionnel (5 VAR) -		
Durée processus (min)	DoE (50k pts)	35.6
	Métamodèles (x2)	13.7
	Optimization (x5)	6.13
	Temps total	215.5
Rapport de temps (-)	Optim. seule	1/35
	Processus total	1/4

Un exemple d'optimisation par métamodèles a été réalisé sur la quantité de carburant de l'avion de référence. Il permet de comparer les temps de calcul des deux approches en prenant pour hypothèse que les ressources matérielles sont égales dans les deux cas (parallélisation, puissance de calcul et mémoire). Une description du matériel informatique utilisé se trouve en annexe F. On observe que malgré l'étape additionnelle d'apprentissage, l'approche par métamodèles est presque quatre fois plus rapide que l'optimisation directe pour réaliser 5 points d'optimisation impliquant un nombre conséquent d'appels de fonction pour l'évaluation du gradient.

La figure 4.16 présente une comparaison des résultats sur l'objectif de performance ainsi que trois variables. On observe que les métamodèles (en rouge) permettent de reproduire fidèlement les résultats de l'optimisation directe (en bleu) pour une introduction d'erreur minimale, comprise dans la bande de 3% d'erreur.

Enfin, on constate que lorsque les solutions optimales sont ré-évaluées avec l'environnement d'analyse de mission original, la métrique d'objectif est parfaitement reproduite (en vert).

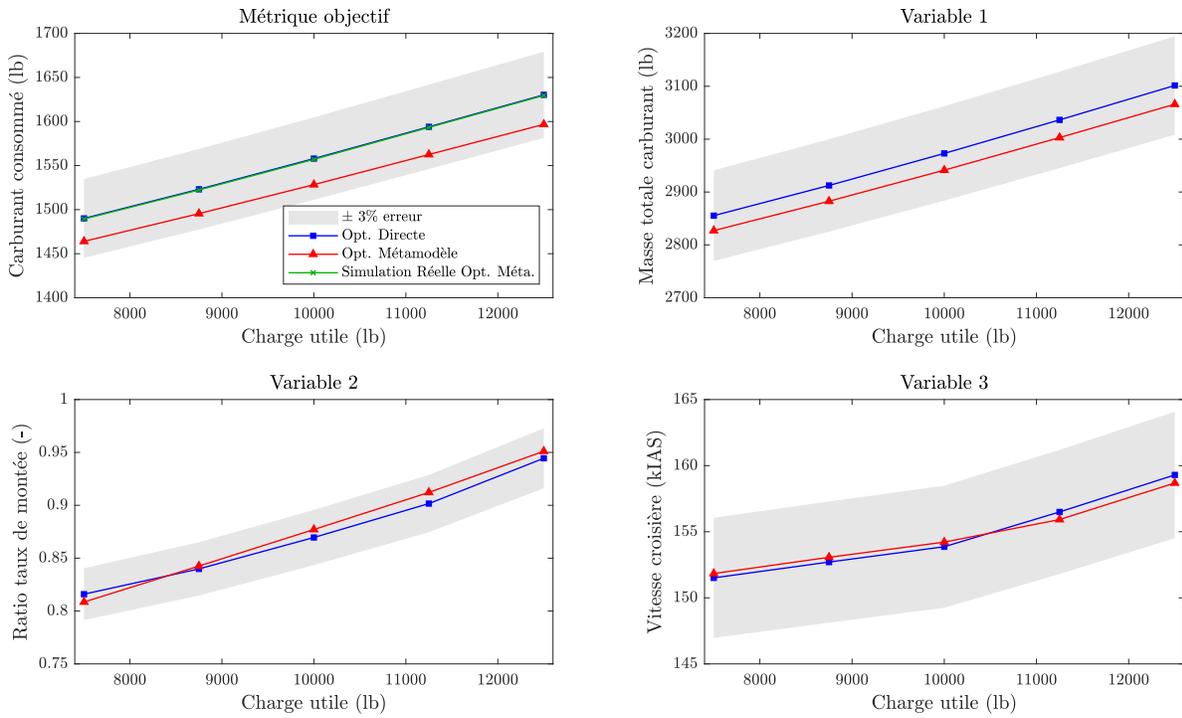


FIGURE 4.16 Résultats d'une optimisation par métamodèles sur l'avion de référence

4.5 Synthèse

Ce chapitre a décrit l'étape initiale du travail de cette thèse, consistant à développer un environnement d'analyse et d'optimisation multidisciplinaire permettant d'évaluer la performance d'un avion à propulsion hybride utilisant deux sources d'énergie et soumis à divers couplages dans sa conception. La portée du travail de cette thèse a été préalablement introduite afin d'appuyer l'approche générale sélectionnée pour le développement de l'environnement numérique.

Dans un premier temps, les modélisations de l'aéronef de référence ainsi que des composantes du groupe de propulsion ont été présentées. Ensuite, leur intégration dans le processus général d'analyse de mission de niveau conceptuel a été détaillée. Les missions évaluées ont été présentées. Une validation du code de simulation a également été démontrée sur la performance de l'avion de référence à l'aide de missions réelles provenant d'un opérateur aérien. Enfin, l'insertion du code de simulation dans l'environnement d'optimisation multimissions a été présentée. Également, l'implémentation d'une approche d'optimisation par métamodèles est exposée.

L'environnement numérique présenté ici constitue alors l'outil principal utilisé afin de répondre aux questions de recherche traitées dans les chapitres 5, 6 et 7.

CHAPITRE 5

ÉVALUATION DES STRATÉGIES D'OPÉRATION

Table des matières

5.1	Stratégies principales de la littérature	83
5.2	Simulation des stratégies de la littérature	86
5.3	Analyse pour une technologie réaliste	91
5.4	Synthèse	96

La revue de l'état de l'art a démontré un couplage entre l'aéronef, l'hybridation, la stratégie d'opération, le niveau technologique et les requis de mission. L'analyse des travaux de la littérature ne permet pas d'identifier clairement l'impact du choix d'une stratégie d'opération de la propulsion hybride sur la performance de l'appareil du fait d'hypothèses optimistes sur le niveau technologique des batteries allant jusqu'à 5000 Wh/kg , des missions requis de mission élevés, allant jusqu'à 1102 nm, et des appareils de référence différents, de 35 à 70 passagers.

Ce chapitre permet d'analyser la performance de la propulsion hybride sur l'avion de référence DHC-8-300 et une mission courte de 270 nm sur différentes stratégies de distribution de puissance. Il permet de positionner les résultats d'analyse de performance par rapport à ceux estimés dans la littérature. La première question de recherche de cette thèse est traitée et permet de déterminer la stratégie d'opération hybride apportant le plus de gains en carburant. Il a pour objectif de quantifier et comparer la performance de trois stratégies d'opération hybride tirées de la littérature pour ensuite les ré-évaluer sur une mission de 270 nm et une technologie de batterie de 241 Wh/kg au pack, projection à 2030. Celles-ci sont dans un premier temps évaluées telles quelles sur l'avion de référence de cette thèse, à l'aide de l'environnement d'analyse de mission. Ensuite, selon la faisabilité, les trois stratégies sont adaptées puis analysées sur une même base de requis de mission et de niveau technologique des batteries. Enfin une synthèse des résultats permet d'identifier les gains potentiels et l'effet des stratégies d'un point de vue réaliste.

Dans cette section, seul l'environnement d'analyse de mission est utilisé. Le dimensionnement du groupe de propulsion est entré et adapté manuellement, les approches d'optimisation étant réservées pour les chapitres suivants. L'hybridation suppose ici une réduction

de la taille de la turbine à gaz d'origine selon l'approche initiale communément utilisée. L'hypothèse d'une turbine de taille originale est traitée dans le chapitre 6. Les stratégies d'opération en mission sont également déterminées et considérées constantes. Lors de l'analyse, uniquement la mission principale est simulée. Les missions de contraintes telles que les réserves ou les cas critiques de montée OEI ne sont pas considérés. Une réserve constante de 1240 lb de carburant est considérée.

5.1 Stratégies principales de la littérature

Les études analysant la performance d'une propulsion hybride électrique parallèle sur un avion turbopropulseur régional ont été examinées dans la section 2.2 (voir tableau 2.2).

L'examen a permis d'identifier que l'opération en mode hybride peut être réalisée selon une stratégie de contrôle globale (2.1.3), ou également selon une stratégie de mission. En effet, l'opération en mode hybride thermique-électrique peut être sélectionnée pour des phases spécifiques de vol telles que la montée, la croisière ou bien la descente. Les travaux examinés combinent différentes stratégies en fonction des phases.

- **Montée** : Assister la turbine et réduire la consommation de carburant pour monter rapidement à l'altitude de croisière où l'efficacité d'opération est meilleure grâce aux plus faibles températures de l'air ambiant.
- **Croisière** : Réduire l'utilisation de la turbine durant la phase de vol en palier et donc de la consommation de carburant.
- **Descente** : Cette phase opère la turbine à plus basse puissance, impliquant une baisse de son efficacité et une consommation de carburant moins intéressante. Un moteur électrique pourrait assurer une rotation de la turbine sans besoin d'ajout de carburant (concept de *low-idle*).

Pour la suite de l'analyse, trois stratégies de mission sont étudiées sur la base de travaux de la littérature : Assistance en montée, croisière hybride et montée-croisière hybride.

L'hybridation en descente n'est pas considérée. L'utilisation d'énergie électrique pour la perte d'énergie potentielle de gravité est considérée moins bénéfique que lors des phases de plus haute consommation de carburant en montée et croisière. L'hybridation peut néanmoins être envisagée dans cette phase afin de compenser la baisse d'efficacité de la turbine à faible régime et la nécessité de garder celle-ci en fonctionnement en descente (*low-idle*). Cependant, une modélisation plus approfondie du cycle thermodynamique serait requise pour mieux comprendre l'intégration synergétique d'une assistance électrique avec une turbine et évaluer les gains potentiels. Un tel système implique des considérations importantes relatives à la sécurité notamment en terme de redémarrage de la turbine sans assistance électrique. Ceci n'est pas dans la portée de cette thèse.

Le roulage au sol électrique est également omis afin d'étudier seulement l'effet de la propulsion hybride sur la performance en vol, comme spécifié dans les hypothèses du tableau 4.1 de la section 4.1.

La turbine à gaz est sous-dimensionnée lorsqu'un niveau d'hybridation est appliqué. L'hypothèse d'une turbine de taille originale est traitée dans le chapitre 6.

Le tableau 5.1 présente quatre études sélectionnées dans la revue de littérature, qui évaluent les trois stratégies de mission considérées, selon trois approches de conception.

TABLEAU 5.1 Stratégies d'opération hybride tirées de travaux de la littérature

Auteurs		Spierling et Lents [111]	Cinar et al. [31]	Antcliff et al. [13]	Voskuijl et al. [122]
Distance mission	nm	250	1102	600	825
Avion référence	-	DHC-8-100	D-328	ATR-42-500	ATR-72-600
Charge utile	lb	7200	8093	10800	14000
Équ. passagers (PAX)	-	36	40	54	70
Masse max.	lb	36300	30843	41000	50265
Masse décollage	% MTOM	100	100	100	100
Batteries (pack)	Wh/kg	355	5000	500	1000
Opération hybride	montée	HE : Assistance	GT	HE : 25% P_{req}	HE : 34% P_{req}
	croisière	GT à 100%	HE : 50% P_{req}	HE : 25% P_{req}	HE : 34% P_{req}
Hybridation H_P	%	49	21	25	34
Taille GT	kW	736	1631	1324	1213
Taille EM	kW	698	434	441	624
Réduction carburant	%	30	70	9.4	28
($\times 1e-05$)	% /PAX.nm	333	159	29	48

Spierling et Lents [111] dimensionnent la turbine à gaz de façon à réduire sa taille et assurer la vol en croisière à 100% de puissance sur celle-ci. Cinar et al. [31] dimensionnent la turbine de façon à pouvoir opérer la montée normalement sans assistance électrique, empêchant la réduction de taille originale. Lors de la croisière, la partie électrique doit fournir 50% de la puissance requise sur chacun des deux moteurs. Les auteurs ne fournissent pas de détails sur la variation d'efficacité des turbines lors de l'opération en croisière. Enfin, Antcliff et al. [13] puis Voskuijl et al. [122] appliquent seulement une hybridation globale sur la puissance de turbine d'origine et opèrent à partage de puissance constant. La taille de la turbine d'origine est corrélée à la masse maximale de l'avion de référence considéré. Ainsi,

pour un ATR-72, de masse maximale supérieure de 23% à celle d'un ATR-42, la turbine à gaz est 4% plus puissante.

L'analyse des études montre des gains de consommation élevés et relativement différents, allant de 9.4 à 70%. Il est cependant difficile de comparer les stratégies car les avions, les distances et les technologies de batteries considérées diffèrent largement ce qui influe largement sur les résultats de performance.

L'étape suivante de l'analyse consiste alors à évaluer ces quatre approches en les simulant dans l'environnement d'analyse de mission afin de quantifier les gains potentiels dans le cas de notre avion de référence et de notre mission courte tout en conservant les autres hypothèses originales par ailleurs.

5.2 Simulation des stratégies de la littérature

Dans cette partie, les quatre études de la littérature sont simulées sur le même avion de référence et une mission régionale de 270 nm. L'objectif est de déterminer la technologie de batterie nécessaire pour respecter chacun des niveaux d'hybridation et chacune des stratégies de gestion utilisées dans les résultats de la littérature. Les hypothèses de charge utile et de réserve de carburant sont fixées et identiques.

L'approche utilisée ici consiste à tester les stratégies des quatre études dans le cadre de la thèse tout en conservant un certain nombre d'hypothèses de conception et d'opération des travaux originaux. Le niveau d'hybridation et la stratégie de distribution de puissance sont maintenus identiques aux études. Les moteurs électriques sont considérés opérés à 100% de puissance lors des phases où ils sont activés.

On note que les quatre études ont utilisé pour hypothèse que l'avion hybride est à masse maximale au décollage (MTOM) à son point de dimensionnement. Afin de maintenir cette hypothèse, un paramètre doit être laissé en variable d'ajustement afin de fournir un degré de liberté dans l'implémentation des stratégies. Pour cette analyse, le paramètre variable est le niveau technologique des batteries, ajusté afin d'assurer assez d'énergie à la mission avec la stratégie implémentée à MTOM.

Le tableau 5.2 présente les principaux paramètres et les résultats de l'analyse avec le niveau technologique de batterie laissé en variable d'ajustement. En utilisant le même avion l'avion de référence et une mission de 270 nm, une baisse générale des gains estimés est observée, variant de -2.4 à 15.3 %.

Pour les trois dernières études, on note que pour satisfaire le niveau d'hybridation requis et la stratégie d'opération demandée, un niveau technologique autour de 450 Wh/kg au pack est nécessaire (utilisable de 0 à 100%). Alors, il est possible de comparer relativement ces stratégies et tirer des conclusions préliminaires. On constate un effet combiné de la stratégie de mission et du niveau d'hybridation sur les gains en carburant. Nous pouvons donc constater entre les approches de Antcliff* [13] puis Cinar* [31] qu'une stratégie d'hybridation en montée puis croisière offre plus de gain qu'une stratégie en montée seulement (10.5% contre 6.8%). Ensuite, une augmentation du niveau d'hybridation à 34% permet d'atteindre 15.3% de réduction de consommation avec l'approche montée-croisière de Voskuijl* [122].

TABLEAU 5.2 Résultats de simulation des stratégies d'opération de littérature

Auteurs		Avion conventionnel	Spierling*	Cinar*	Antcliff*	Voskuijl*
Distance mission	nm	270				
Altitude	ft	25,000				
Avion référence	-	DHC-8-300				
Charge utile	lb	10000				
Équ. passagers (PAX)	-	50				
Carburant réserve	lb	1240				
Masse décollage	% MTOM	90	100	100	100	100
Batterie requis (pack)	Wh/kg	-	<u>88*</u>	<u>420*</u>	<u>420*</u>	<u>450*</u>
Opération hybride	montée	GT	HE	GT	HE	HE
	croisière	GT	GT	HE	HE	HE
Hybridation H_P	%	-	<u>10*</u>	20	25	34
Taille GT	kW	1854	1669	1851	1391	1224
Taille EM	kW	-	185	463	464	630
Masse BAT	lb	-	3911	2740	3267	4178
Carburant mission	lb	1493	1528	1392	1336	1264
Réduction carburant	%	-	-2.4	6.8	10.5	15.3
($\times 1e-05$)	% /PAX.nm	-	-17.8	50.4	77.8	113.3

L'implémentation de l'approche de Spierling* [111] montre quant à elle un gain négatif. Cela s'explique par l'hypothèse forte de MTOM qui vient pénaliser les bénéfiques. Les gains de carburant par rapport à l'avion original réalisés en montée sont annulés par la pénalité de masse lors de la croisière, qui implique une augmentation de la consommation (voir simulations figure 5.1.g). L'effet de cette hypothèse se constate aussi sur le requis de niveau technologique de batterie faible, indiquant que l'avion à MTOM possède trop de marge de masse à combler, si bien que l'avion pourrait avoir une masse au décollage plus faible.

D'autre part, l'implémentation de cette étude a nécessité une adaptation légère sur le niveau d'hybridation afin d'être réalisable. L'étude originale stipule un ratio d'hybridation de 50% avec une réduction de taille de la turbine tout en nécessitant de pouvoir opérer

en croisière sur la turbine seulement. Or cette hypothèse n'est pas réalisable du fait de la réduction de la plage de puissance en altitude afin de respecter les températures de turbine. Alors, une turbine dimensionnée à 50% au niveau de la mer, ne peut plus fournir la puissance requise en croisière à l'altitude de vol. Ainsi, le niveau d'hybridation maximal permettant cette approche de conception a été déterminé à 10% en considérant la réduction de puissance de la turbine en altitude. Avec une telle valeur d'hybridation, l'opération en montée seulement ne requiert pas une quantité aussi importante d'énergie électrique, expliquant la faible densité de batteries résultante.

La figure 5.1 présente le détail des simulations sur plusieurs variables d'état d'importance.

Observations :

- Figure 5.1.a) - [*altitude*] : Un temps de montée plus long pour les avions hybrides est observé du fait de leurs masses au décollage à MTOM, plus élevées de 11% par rapport à l'avion de référence.
 - Figure 5.1.b) - [*réglages puissance EM*] : On peut remarquer que les moteurs électriques sont opérés à 100% sauf en croisière pour Antcliff* et Voskuijl*. Lors de ces phases, ces deux études opèrent à partage de puissance constant sur la puissance requise, la partie électrique n'est donc pas spécialement opérée à 100%.
 - Figure 5.1.d) - [*réglages puissance GT*] : On note que Spierling* opère bien la turbine à 100% en croisière. Un tel mode d'opération, à régime maximal, implique une température de la chambre de combustion plus élevée, pouvant nécessiter des entretiens plus réguliers des moteurs.
 - Figure 5.1.e) - [*puissance GT*] : On remarque que Cinar* utilise plus de puissance de turbine en montée que l'avion d'origine alors que la turbine à gaz conserve la même taille. Cela s'explique par l'augmentation de masse de l'avion (MTOM). Également le même facteur explique une puissance plus élevée requise pour l'approche Spierling* lors de la croisière.
-

- Figure 5.1.g) - [débit de carburant] : L'ensemble des approches utilisant une assistance électrique lors de la montée voient une réduction du débit de carburant. Spierling* voit un débit de carburant augmenté en croisière à cause de la demande de puissance plus élevée. Cinar* voit une augmentation en montée, compensée par une forte baisse en croisière. Lors de la phase de descente, l'avion conventionnel voit son débit plus élevé que les avions hybrides. Ce phénomène est expliqué par l'effet de la masse de l'avion pour de mêmes conditions de vol imposées. L'avion conventionnel demande plus de puissance pour descendre à une vitesse donnée en comparaison aux avions hybrides profitant de leur masse supplémentaire en descente.

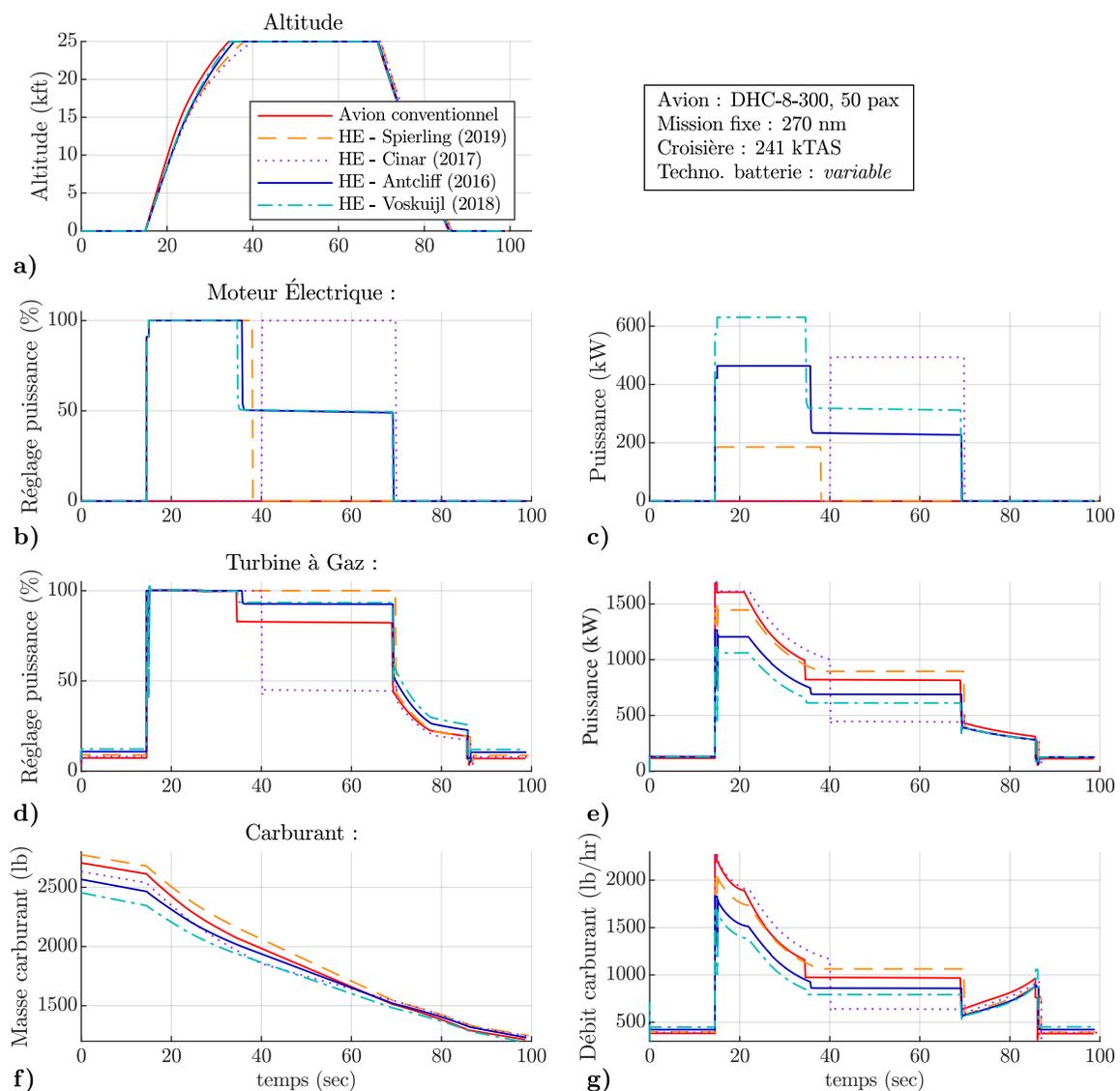


FIGURE 5.1 Simulation des stratégies de la littérature avec l'avion DHC-8-300 sur la mission 270 nm - Technologie de batterie variable

Cette analyse initiale a permis de mettre évidence que les niveaux d'hybridation et les stratégies de distribution de puissances évalués dans la littérature nécessitent des technologies de batteries très optimistes pour produire les réductions de carburant annoncées. Les technologies considérées se situent entre 355 et 5000 Wh/kg au pack tandis le niveau actuel atteint 200 Wh/kg. Lorsque la technologie est amenée à un niveau autour de 450 Wh/kg sur un même avion et une mission de 270nm, les réductions de consommation de carburant maximales sont diminuées et sont estimées à 15.3 %.

Cette première analyse a aussi permis de montrer les bénéfices de l'opération hybride en phase de croisière, en considérant des niveaux d'hybridation supérieurs à 20%, et en impliquant un requis technologique important sur les batteries. La combinaison d'hybridation en montée et croisière semble montrer les gains les plus forts malgré l'augmentation de masse par rapport à l'avion d'origine. L'utilisation du mode hybride en montée seulement a le potentiel d'apporter des gains si l'hypothèse de masse maximale est relaxée et qu'un faible niveau d'hybridation est imposé. Les bénéfices attendus restent cependant faibles par rapport aux autres stratégies d'hybridation en mission.

Néanmoins, une technologie de 450 Wh/kg au niveau de bloc de batteries reste une hypothèse futuriste. Il est donc nécessaire d'évaluer les approches selon une valeur davantage réaliste. La dernière étape de l'analyse consiste ainsi à évaluer les trois grandes stratégies en fixant la technologie de batterie à une valeur dans le futur proche (2030), réduisant le niveau d'hybridation.

5.3 Analyse pour une technologie réaliste

Dans cette seconde analyse, les trois stratégies d'hybridation en mission sont évaluées sur l'avion et la mission de référence, avec une technologie de batterie de 241 Wh/kg (voir définition section 4.2.2). Cette section permet de comparer les trois stratégies sur des bases communes tout en ajustant le niveau d'hybridation et la quantité de batteries permettant de respecter les requis imposés.

Les trois stratégies finalement analysées dans ce chapitre sont nommées S_1 , S_2 et S_3 . Celles-ci sont illustrées sur la figure 5.2. Les stratégies sont fixées et supposent que le moteur électrique est opéré à 100% de puissance lorsqu'il est activé. La turbine à gaz vient ensuite fournir le complément pour atteindre la puissance requise.

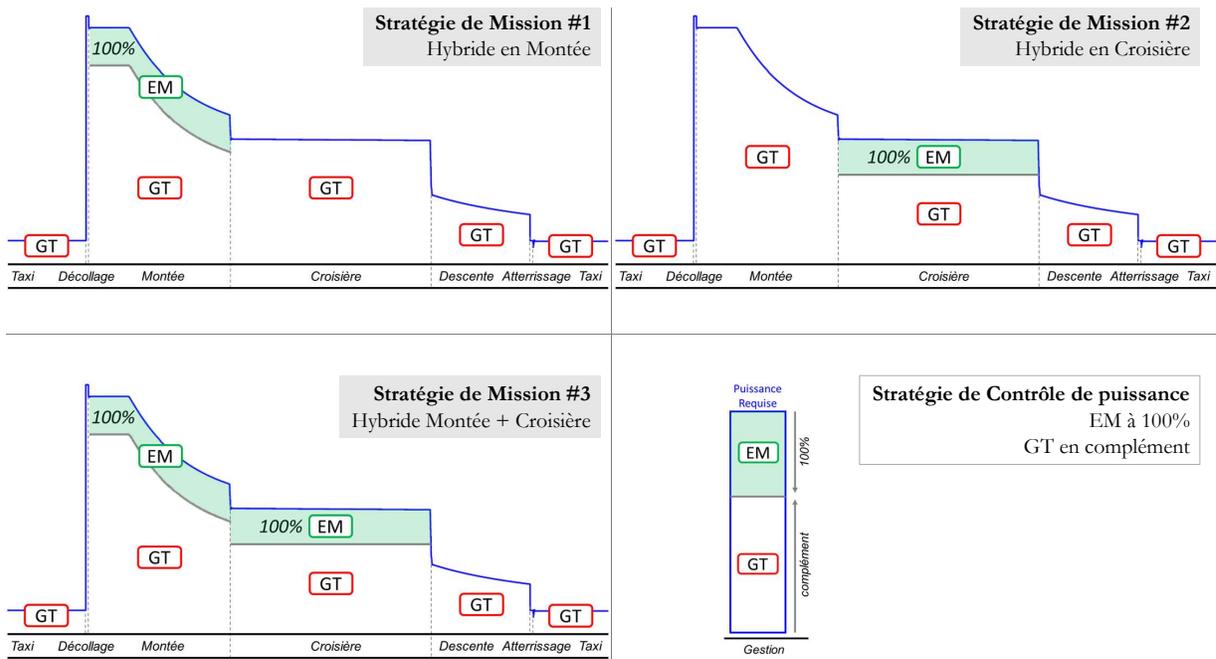


FIGURE 5.2 Description des stratégies de mission analysées

Ce choix est validé par une étude de sensibilité réalisée sur le paramètre de stratégie d'hybridation H_S (voir équation 4.3, section 4.2.2). Sans surprise, l'utilisation prioritaire du moteur électrique fournit davantage de réduction de carburant. Cependant l'hypothèse d'une combinaison différente entre les différentes phases de vol reste à vérifier.

La figure 5.3 montre une analyse de sensibilité de la variation du paramètre de répartition de puissance H_S pour les phases de montée et de croisière, pour deux altitudes et un dimensionnement donné. On observe que, quelle que soit l'altitude, l'augmentation de

consommation de carburant est minimisée lorsque le moteur électrique est utilisé à 100% de sa puissance ($H_S = 1$) à la fois en montée et en croisière. Ensuite, selon la technologie de batterie utilisée, le niveau d'hybridation vient s'ajuster afin de respecter cette stratégie. Lorsque les paramètres H_S de montée et de croisière sont réduits, on note sur la carte de niveaux une augmentation de consommation de l'avion de +6% pour le vol à 25,000 pieds d'altitude.

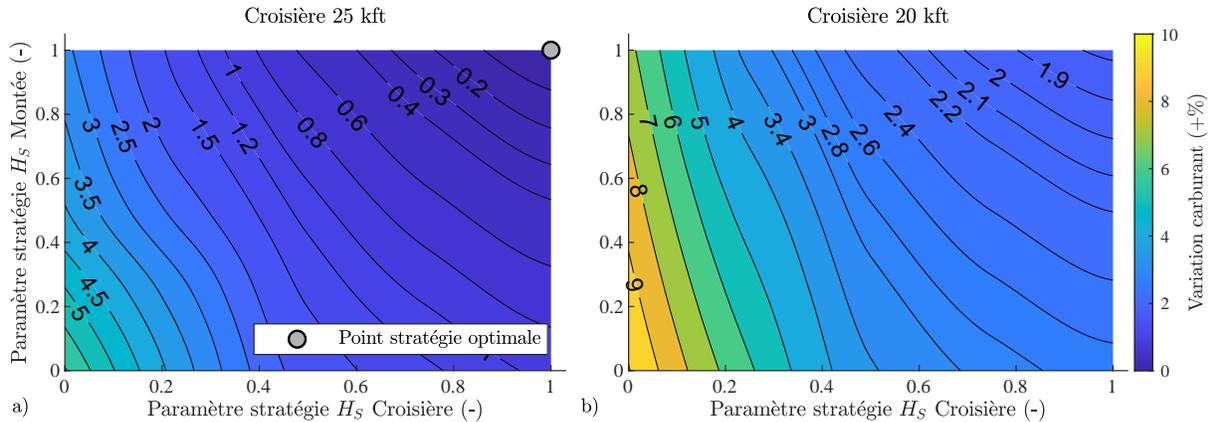


FIGURE 5.3 Étude de sensibilité sur la stratégie de gestion de puissance hybride en vol

Le tableau 5.3 présente le résultat de l'analyse des stratégies avec le niveau d'hybridation laissé en paramètre d'ajustement. Les stratégies montrent des gains de consommation de carburant variant entre 1.6 et 6.3%, de façon croissante avec les stratégies. L'utilisation combinée de l'hybridation en montée et croisière $S3$ produit le plus de bénéfices avec un gain estimé à 6.3% par rapport à l'avion conventionnel.

On constate que pour les stratégies utilisant de l'hybridation en croisière ($S2$ et $S3$), la masse de l'avion est maximale car une quantité élevée de batteries est nécessaire pour fournir l'énergie requise sur toute la phase. Les niveaux d'hybridation varient entre 14 et 16%. La stratégie $S3$ nécessite la masse de batteries la plus élevée alors que le moteur électrique est le plus petit afin de mieux répartir les requis en énergie durant toute la mission.

Par rapport à l'analyse précédente, l'approche d'hybridation en montée $S1$ permet maintenant de réduire de façon sensible la consommation, car la masse au décollage est réduite et le niveau d'hybridation augmenté grâce à une meilleure technologie de batteries.

TABLEAU 5.3 Résultats de simulation des stratégies principales avec les hypothèses de la thèse

	unités	Avion conventionnel	Hybride S1	Hybride S2	Hybride S3
Distance mission	nm	270			
Avion référence	-	DHC-8-300			
Charge utile	lb	10000			
Équ. passagers (PAX)	-	50			
Carburant réserve	lb	1240			
Masse décollage	% MTOM	90	95	100	100
Batterie (pack)	Wh/kg	-		241	
Opération hybride	montée	GT	HE	GT	HE
	croisière	GT	GT	HE	HE
Hybridation H_P	%	-	14	15.6	12
Taille GT	kW	1854	1594	1854	1632
Taille EM	kW	-	260	343	222
Masse BAT	lb	-	1700	3400	3960
Carburant mission	lb	1493	1469	1448	1399
Réduction carburant	%	-	1.6	3.0	6.3
($\times 1e-05$)	% /PAX.nm	-	11.8	22.2	46.7

La figure 5.4 ci-après présente le détail des simulations des stratégies $S1$, $S2$ et $S3$ sur plusieurs variables d'état d'importance.

Observations : [$S1$ - Montée | $S2$ - Croisière | $S3$ - Montée/croisière]

- Figure 5.4.a) - [*altitude*] : Un temps de montée plus long pour les avions hybrides est observé du fait de leurs masses au décollage à MTOM, plus élevée de 11% par rapport à l'avion de référence. La stratégie $S1$ permet de monter plus rapidement que $S2$ et $S3$ car la masse de l'avion 95% de MTOM. Pour les trois approches, l'avion monte à vitesse indiquée constante de 165 kIAS. Le taux de montée est alors défini par la puissance en excès selon le réglage de puissance du système de propulsion.

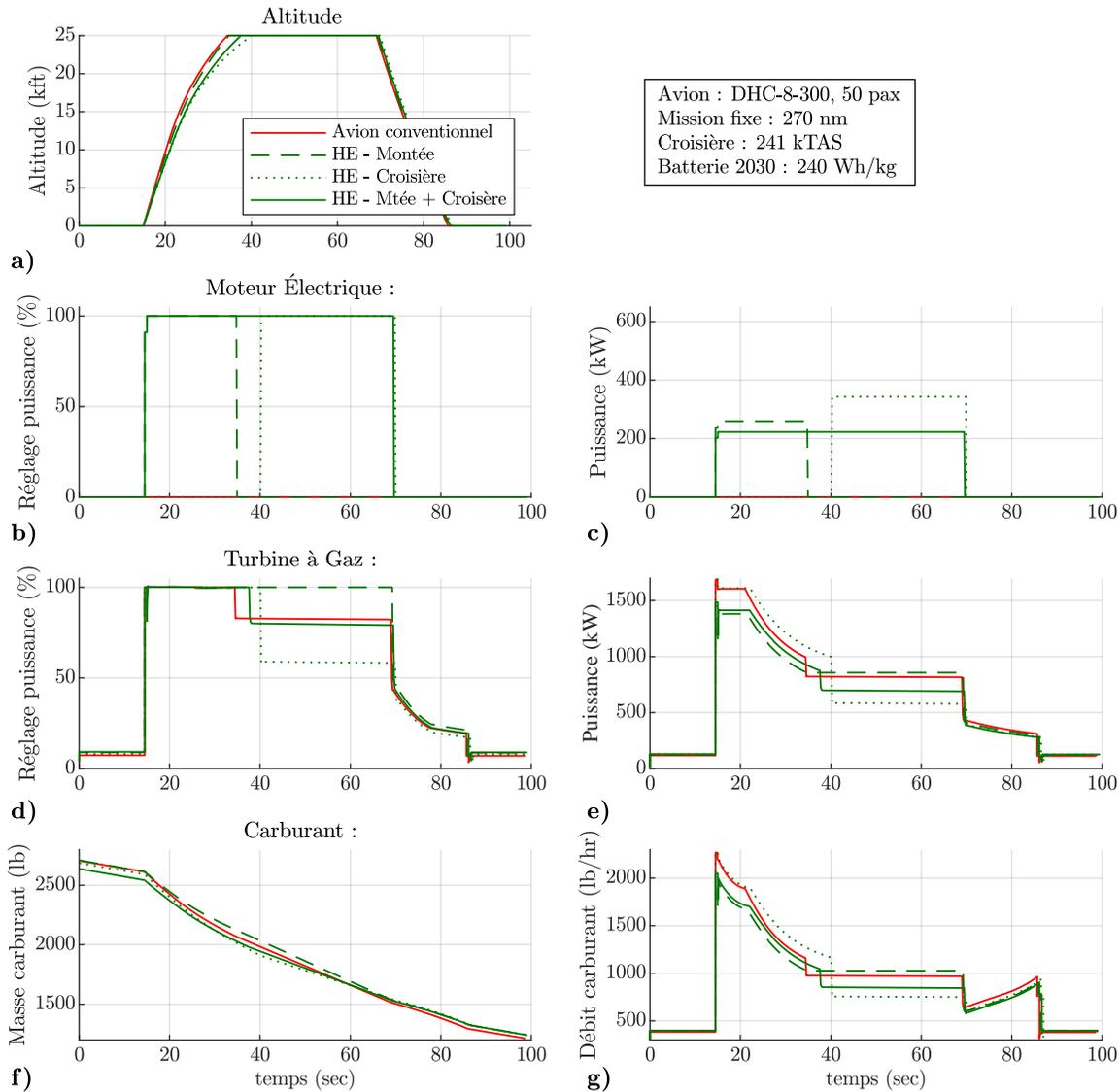


FIGURE 5.4 Simulation des stratégies normalisées avec l'avion DHC-8-300 sur la mission 270 nm - Technologie de batterie 2030 : 241 Wh/kg

- Figure 5.4.b) - [réglages puissance EM] : On peut remarquer que les moteurs électriques sont opérés à 100% pour toutes les phases où ils sont actifs.

- Figure 5.4.d) - [réglages puissance GT] : On note que S1 opère bien la turbine à 100% en croisière.

- Figure 5.4.e) - [*puissance GT*] : On remarque que *S1* utilise plus de puissance que l'avion de référence en croisière. Cela s'explique par une masse plus élevée de l'avion et une opération sur GT seulement. Également le même facteur explique une puissance plus élevée requise pour *S2* lors de la montée. Globalement, l'utilisation hybride permet bien de réduire l'opération de la turbine à gaz.

- Figure 5.4.g) - [*débit de carburant*] : Les approches utilisant une assistance électrique lors de la montée voient toujours une réduction du débit de carburant. Pour *S3*, le débit de carburant est réduit sur toute la mission. Pour *S2*, par rapport à l'avion conventionnel, la réduction importante de débit en croisière compense largement l'augmentation lors de la montée. Pour *S1*, la réduction de débit en montée compense l'augmentation lors de la croisière.

Comme pour l'analyse précédente, lors de la phase de descente, l'avion conventionnel voit son débit plus élevé que les avions hybrides. Ce phénomène est expliqué par l'effet de la masse de l'avion pour de mêmes conditions de vol imposées. L'avion conventionnel demande plus de puissance pour descendre à une vitesse donnée comparée aux avions hybrides profitant de leur masse supplémentaire en descente.

5.4 Synthèse

Cette section a permis de quantifier et comparer les bénéfices en gain de carburant de trois stratégies d'opération hybride, répondant ainsi à la première question de recherche de cette thèse. Quatre études représentatives de la littérature ont été sélectionnées puis simulées sur l'avion et la mission de référence à l'aide de l'environnement d'analyse de mission. Enfin les stratégies finales ont été simulées avec les hypothèses de cette thèse, à savoir l'avion DHC-8-300, une mission de 270 nm et des batteries à 241 Wh/kg.

La figure 5.5 illustre le résumé de l'analyse. Les analyses successives ont permis de ramener les résultats de la littérature sur des hypothèses communes réalistes afin d'évaluer de façon plus claire l'effet des stratégies d'hybridation.

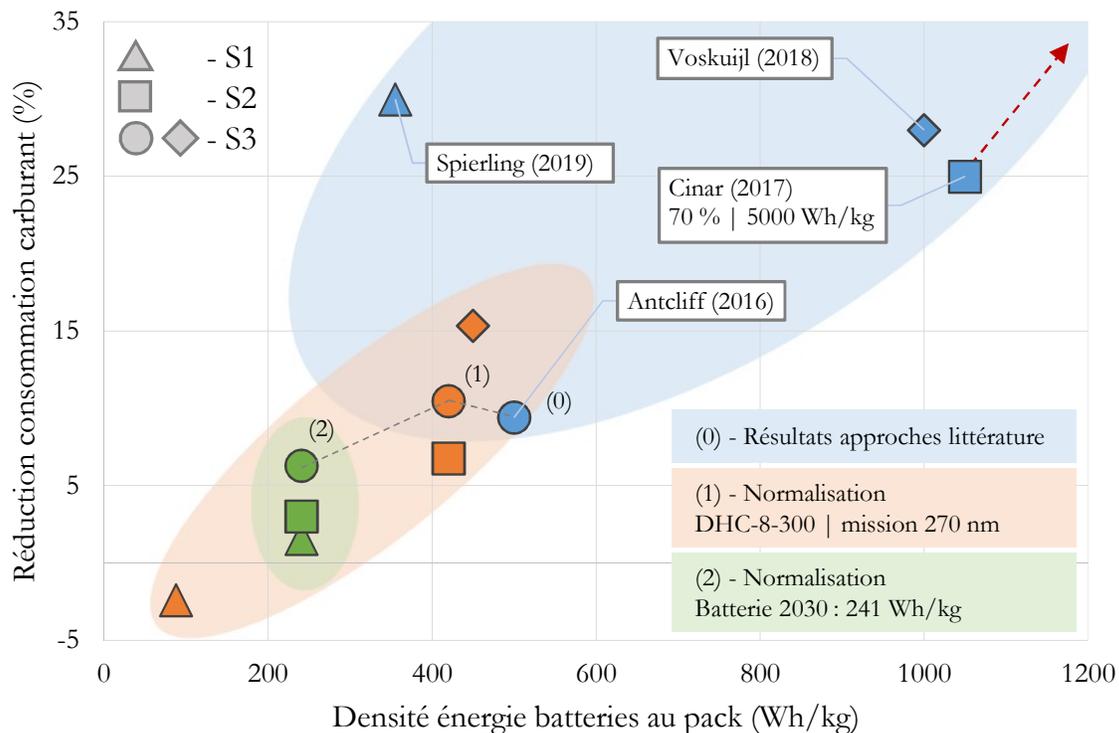


FIGURE 5.5 Synthèse de l'analyse des stratégies d'hybridation en mission

On remarque que les études de la littérature estiment des gains potentiels relativement élevés entre 9 et 70% (en bleu) à cause d'hypothèses de technologie de batteries optimistes allant de 350 à 5000 Wh/kg au pack alors que la technologie actuelle permet seulement d'atteindre 200 Wh/kg. Dans une première analyse, les stratégies de la littérature ont été appliquées en utilisant les même niveau d'hybridation et la même approche de distribution de puissance sur l'avion DHC-8-300 et une mission de 270nm. En utilisant un même avion

et une mission courte, on constate une première réduction des gains autour de 5 à 15% (en orange). Ces analyses ont alors révélé que des batteries 450 Wh/kg sont nécessaires pour appliquer les stratégies de la littérature sur le DHC-8-300 et la mission de 270 nm. Alors, dans une seconde analyse, le niveau technologique des batteries a été fixé à un futur proche 2030 (241 Wh/kg) alors que le niveau d'hybridation et la stratégie de distribution ont été adaptés. Dans ce cas, les gains ont finalement été réduits autour de 1 à 6% (en vert).

Les résultats montrent de façon claire que l'usage combiné du mode hybride en phase de montée et de croisière apporte le maximum de réduction de consommation de carburant malgré la pénalité de masse au niveau de l'avion. Un gain potentiel de 6.3% est estimé sur le DHC-8-300 en utilisant des hypothèses réalistes à savoir une mission de 270 nm et des batteries de 241 Wh/kg. Cette approche implique un avion opéré à masse maximale au décollage (MTOM). Le niveau d'hybridation observé est de 12% en considérant une turbine à gaz dont la taille est réduite. Une hybridation en phase de montée uniquement apporte un gain faible de 1.6%, presque quatre fois inférieur à la stratégie montée-croisière. Il est démontré que cette dernière approche apporte des gains seulement si la masse de l'avion n'est pas forcée à MTOM. Enfin une hybridation en croisière uniquement apporte des gains intermédiaires estimés à 3%.

CHAPITRE 6

OPTIMISATION POUR LES CONTRAINTES DE CERTIFICATION

Avant-propos

Auteurs et affiliation :

- D. Quillet : étudiant au doctorat, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.
- V. Boulanger : étudiant à la maîtrise, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.
- D. Rancourt : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.
- R. Freer : gestionnaire de projet technologie, recherche et technologie, Pratt & Whitney Canada.
- P. Bertrand : ingénieur analyste, performance des aéronefs, Pratt & Whitney Canada.

Accepté : 06 juillet 2022

DOI : 10.1108/AEAT-02-2022-0051

Revue : *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Emerald Publishing

Titre anglais : Impact of OEI Requirement on Parallel Hybrid Electric Turboprop Regional Aircraft Optimization.

Titre français : Impact du Requis de Montée OEI sur l'Optimisation d'un Avion Régional Turbopropulseur Hybride Électrique Parallèle

Contribution à la thèse :

Cet article représente le chapitre 6 et traite la seconde question de recherche. Il quantifie l'impact de la capacité de rencontrer des requis de performances de certification avec un seul moteur opérationnel et de l'approche de dimensionnement sur les gains potentiels en carburant de l'avion hybride lors de la mission.

Note : Des informations complémentaires à l'article se trouvent en annexe G (simulations) et en annexe H (émissions CO_2).

Résumé français :

La modification hybride électrique de la propulsion est une alternative d'intérêt afin de réduire la consommation en carburant des avions opérant sur des vols régionaux de courte distance. Cependant, si les batteries ne contiennent plus d'énergie en fin de mission, le système de propulsion hybride équipé de turbines à gaz de taille réduite et de moteurs électriques additionnels pourrait ne plus être en mesure de compléter la montée avec un seul des deux moteurs opérationnel après une approche interrompue requise par la certification. Parallèlement, un système conservant une turbine à sa taille d'origine est en mesure de réaliser une montée avec un seul des deux moteurs opérationnel sans assistance électrique.

Cet article vise à évaluer l'impact des requis de performance incluant un taux de montée minimal lors d'une panne d'un moteur sur le dimensionnement et la performance du système de propulsion en comparant deux approches de conception. Un environnement d'analyse de mission est utilisé pour évaluer la performance de l'avion, couplé à un environnement d'optimisation considérant des contraintes multiples. Une approche indirecte est utilisée afin d'optimiser le dimensionnement hybride et la stratégie d'opération en utilisant des métamodèles.

En considérant les requis de montée à un seul moteur, **aucun bénéfice n'a été noté lorsque la taille de la turbine à gaz est réduite**. Des consommations de carburant équivalentes ont été constatées pour l'approche de conception où la turbine conserve sa taille d'origine, mais ne requiert pas d'assistance électrique pour la montée d'urgence en fin de mission. Il est ainsi recommandé de dimensionner la turbine à gaz afin de maintenir les capacités de vol en scénarios critiques sans assistance afin d'assurer la disponibilité en puissance, quelle que soit l'énergie électrique restante dans les batteries. Ce travail introduit une perspective nouvelle sur la conception de propulsion hybride électrique avec une considération pour la dépendance de la capacité de puissance au niveau de l'avion à la disponibilité en énergie électrique dans le cas de scénarios critiques comme la montée d'urgence en fin de mission.

Résumé anglais :

Parallel hybrid electric propulsion retrofit is a promising alternative to reduce fuel burn of aircraft operating on short regional flights. However, if the batteries are depleted at the end of the mission, the hybrid powertrain designs with downsized gas turbines and additional electric motors might not meet the one engine inoperative missed approach climb performance required by the certification. Alternatively, hybrid designs using the original full-size gas turbine can perform one engine climb without electric assistance.

This paper aims to evaluate the impact of overshoot climb requirements on powertrain design and performance comparing the two design approaches. An aircraft level parametric mission analysis model is used to evaluate aircraft performance combined with an optimization framework including multiple constraints. An indirect approach is used to optimize powertrain sizing and operation strategy using metamodels.

Considering OEI climb requirements, **no benefits were found using a design with downsized gas turbines**. Equivalent fuel burns were found for hybrid designs that keep the original size gas turbine, but do not require electric energy for the OEI overshoot at the end of the mission. Then, it is recommended to size the gas turbine to maintain the emergency climb capabilities with no electric assistance to ensure power availability regardless of remaining battery energy. This work introduces a new perspective on parallel hybrid electric sizing with consideration for the dependency of power capability at aircraft level on the electric energy availability in case of critical mission scenarios such as overshoot climb at the end of the mission.

Table des matières de l'article

6.1	Introduction	103
6.1.1	Hybrid propulsion paradigm	103
6.1.2	Parallel hybrid electric regional aircraft	103
6.1.3	The OEI critical scenario	104
6.2	Mission analysis framework	106
6.2.1	Mission definition	106
6.2.2	Aircraft	107
6.2.3	Powertrain	108
6.2.4	Components sizing	109
6.3	Optimization approach	111
6.4	Results & discussion	112
6.4.1	Fuel savings	112
6.4.2	Battery sensitivity	114
6.5	Conclusion	114

6.1 Introduction

Expected growth of air transport market in the future leads to the introduction of challenging sustainability targets toward environmental impact reduction of aircraft such as greenhouse gas emissions [68]. Propulsion system electrification is a potential option to improve overall aircraft performance and reduce the use of fossil fuels for aircraft operation, but is penalized by low energy density of batteries [25]. Thus, hybrid electric (HE) propulsion is an alternative to the fully electric propulsion. It allows the use of fossil-based and electric energy sources while lowering battery mass and increasing mission range [122].

With a growing demand, regional aviation represents a segment of interest, an accessible application and reduced time-to-market for the implementation of novel propulsion systems such as hybrid electric technology [13]. It operates on short routes to connect regions and surrounding towns to mainline hub airports, mainly on distances below 350 nm. Due to lower cruise duration, the missions have relatively larger portions of lower efficiency performance phases that could be enhanced. Also, it mainly uses 50-70 seats turboprop aircraft that require lower power magnitudes compared to larger jet aircraft.

6.1.1 Hybrid propulsion paradigm

Hybrid propulsion design introduces additional degree of freedom in the design process due to multi-energy sources management and coupling effects among disciplines. The additional complexity brought by hybridization required the development of adapted design and performance evaluation methods in order to gain insight on design tradeoffs. Thus, Nam et al. [89] developed the first generalized sizing approach that considers any propulsion configuration using power paths. As well, Isikveren et al. [71] defined the foundational parameters that describe the sizing and operation of any dual-energy propulsion system at conceptual level. Pornet et al. [99] demonstrated the coupling between hybridization level and operational strategy during mission in the case of parallel hybrid propulsion airliner. Moreover, Sgueglia et al. [110] developed an integrated multidisciplinary optimization (MDO) framework for design space exploration of unconventional configurations including all disciplines interactions.

6.1.2 Parallel hybrid electric regional aircraft

The parallel hybrid architecture with an additional electric motor (EM) offers higher design and operational flexibility compared to series hybrid configuration. This architecture is of interest for the retrofit of existing aircraft in the short term. It has the potential to reduce gas turbine use (GT) use improve parts life. It also has a lower powertrain mass and higher end to end efficiency of the propulsive energy chain compared to series hybrid.

Several conceptual studies provided assessment of potential benefits of parallel hybrid electric propulsion for regional turboprop aircraft using various optimistic assumptions and initial design approaches. Overall, it is shown that benefits of hybrid electric propulsion remain very sensitive to the technology level and the design mission such as range and reserve requirements [122]. In that respect, for a 600 nm mission, a specific energy above 750 Wh/kg at pack level would be needed to make hybrid electric economically feasible [13]. Thereby, considering a realistic near term battery technology, a hybrid electric turboprop concept is only viable for short mission distances.

The common design approach for parallel architecture consider a downsized gas turbine [26, 111]. Thus, the total installed power required to satisfy the constraint analysis is divided between the gas turbine and the electric motor. During the mission analysis the electric motors are used to assist the gas turbine for the takeoff and climb phases and then the cruise phase is operated on gas turbines solely, sized to provide the required power for that flight condition. Then, this configuration introduces degrees of freedom to be considered in the design loop, such as possible use of electrical assistance on emergency scenarios outside the main target mission.

6.1.3 The OEI critical scenario

Twin engine aircraft must be designed to meet certification requirement imposed by the regulation (Federal Aviation Administration [51]. For critical phases of flight such as takeoff or landing, twin engine aircraft should provide sufficient climb rate capability if one of the two engine is inoperative (OEI). This consideration is generally visualized at the conceptual design stage on the constraint diagram for conventional aircraft [82].

Finger et al. [52] addressed this constraint for hybrid aircraft with a graphical constraint analysis method that allow to size the hybridization level so the aircraft maintains OEI flight capability in case one of the two power paths fails. While the method highlights the importance of power sizing balance for failure scenarios, it omits electric energy availability when electric assistance is required at end of mission. Also, it is focused on a single propeller aircraft that is assumed as multi engine due to its parallel hybrid architecture. Yet, the design approach differs in the case of a parallel hybrid twin engine aircraft, where one propulsion system can be completely lost due to a propeller failure. Hence, only the second propulsion needs to provide full power from both thermal and electrical power paths. Therefore, this aspect brings dual energy management challenges over the mission in order to ensure electric energy availability and backup for emergency scenario at end of mission, such OEI missed approach climb.

When operating on one propulsion system only, the shortage of one of the hybrid sources has the potential compromise climb capability for critical scenarios. A hybridization approach considering the GT downsizing and EM supplement might be unable to meet the OEI climb capability with electric assistance if the batteries have insufficient energy and power remaining. The OEI performance requirements could require larger battery provision or reduce the percentage of the battery charge that may be used during a normal mission, thereby reducing the potential fuel burn savings compared to the baseline aircraft. In that respect, a second hybrid design approach using original size GT plus EM is an option to prevent additional OEI climb electric energy requirement and facilitate certification.

On one side, the downsized GT approach offers lower turbine mass, higher battery energy potential but is penalized by lower overall thermal efficiency relative to original size GT, and must complete missed approach OEI climb with electric assistance (Figure 6.1). On the other side, the original size GT offers higher overall efficiency relative to downsized version, and no OEI climb constraint but lower mass margin for batteries due to higher turbine mass.

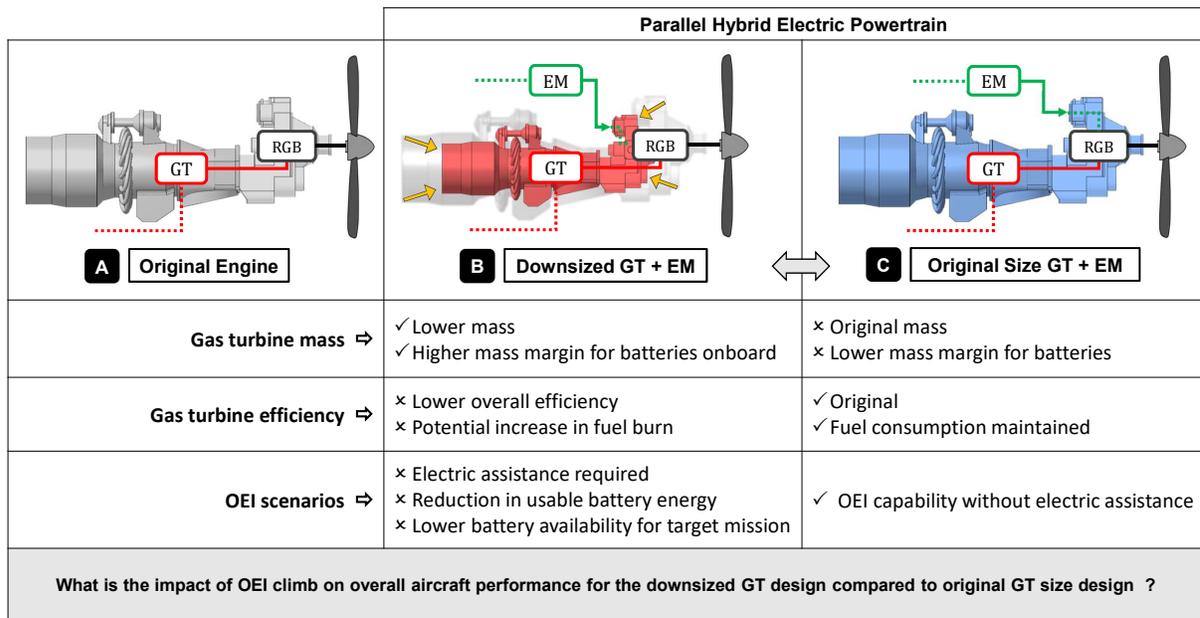


FIGURE 6.1 Parallel hybrid-electric powertrain design decision tree

Objective

The objective of this article is to evaluate the implication of the OEI overshoot operational requirement on the fuel savings of a twin engine regional turboprop retrofitted with parallel hybrid electric propulsion. The performance of the aircraft is evaluated on a short 270

nm mission considering two design approaches. The first hybrid design (B) considers a downsized GT complemented by an EM and includes the OEI climb constraint, while the second design approach (C) will keep the original GT with additional EM and ignore OEI climb constraints. The two hybrid designs are equipped with near future technology of 2030 and compared to baseline all GT design (A), all based on a 50-seats twin turboprop regional aircraft of reference. A multidisciplinary optimization (MDO) approach is used to find the proper design and operation strategy to minimize fuel burn on the main mission with the capability to complete additional constraint missions.

The paper is structured as follows : In the first section 6.2 the mission analysis framework and mission assumptions are detailed. In the second section 6.3, the optimization problem is presented. Finally, results of the comparative study are analyzed and discussed in the last section 6.4.

6.2 Mission analysis framework

A multi-mission analysis framework developed on MATLAB is used to evaluate aircraft performance with minimal complexity. The conceptual level framework combines overall sizing and operation effects on aircraft performance for the two hybrid design considered. The chosen modelling approach is based upon low fidelity models used to compute time marching inverse simulation with a steady state energy approach on a point mass aircraft [101] . From prescribed kinematics, the power chain is computed upstream to monitor the total energy consumption at sources. The process is equivalent to a Gauss-Seidel multidisciplinary analysis (MDA) where each discipline is executed in sequence.

6.2.1 Mission definition

The analysis framework uses multi-mission simulation to meet airworthiness requirements in the design process, as detailed in Table 6.1. The target design mission is a typical Toronto-Montreal 270 nm flight. The climb phase is operated at specified climb rate and fixed speed. The cruise phase is operated at constant altitude and constant speed, defined as variable input (VAR). Climb and cruise are operated in hybrid electric mode. No electric taxi is considered in this study.

A constraint mission composed of missions operated sequentially is computed in order to estimate the total energy required to satisfy reserve requirements. It contains main mission, minus landing and taxi in, plus certification reserves : 100 nm alternate airport plus a 45 min loiter. The two reserves mission sections are assumed being operated on GT only and no EM. This assumption is assumed reasonable, as low level of hybridization were found to be optimal in initial studies and this strategy minimizes the weight of the

reserve energy. The constraint mission also includes OEI missed approach climb segment, evaluated in degraded conditions at 5000 ft and ISA+20. In this scenario, the powertrain is operated at maximum takeoff power (MTP). The missed approach OEI climb is only considered for the downsized GT design (B1) to evaluate the remaining battery energy required at end of mission. Since the 1500 ft climb is completed within one minute, fuel burn during this segment is considered negligible relative to the total aircraft fuel load. Thus this segment is not evaluated for the designs where the GT is kept at original size (A and C).

TABLEAU 6.1 Missions detailed definition

Mission	Segment	Time (min)	Dist. (nm)	Alt. (ft)	Speed (kIAS)	Powertrain operation
Target	(1) taxi out	14.5	-	-	20	GT - 1 Propeller
	(2) takeoff	-	-	-	1.2 Vs	Hybrid - NTP
	(3) climb	-	-	-	165	Hybrid
	(4) level	-	270	VAR	VAR	Hybrid
	(5) descent	-	-	-	200	GT
	(6) landing	-	-	-	1.3 Vs	GT
	(7) taxi in	12.5	-	-	20	GT - 1 Propeller
Alternate	(8) climb	-	-	-	165	GT
	(9) level	-	100	10,000	best range	GT
	(10) descent	-	-	-	200	GT
Loiter	(11) level	45		5000	best endurance	GT
OEI missed approach	(12) climb	-	-	1500	1.3 Vs	Hybrid - MTP

6.2.2 Aircraft

TABLEAU 6.2 Reference aircraft assumptions

Characteristic	US Customary	Metric
Aircraft class (PAX)	Twin engine regional turboprop	
Passengers (PAX)	50 pax	
MTOM	43,000 lb	19,500 kg
Max Useful Load	13,500 lb	6124 kg
Installed power per engine	2490 shp	1854 kW
Propulsion system retrofit	Parallel hybrid electric	
Service Ceiling	25,000 ft	7,620 m
Zero Lift Drag Coeff.	C_{d0}	0.0322
Induced Drag Coeff.	K	0.0372

The reference platform is a 50-seat class aircraft equipped with two propellers as detailed in Table 6.2. The hybrid-electric versions (B) and (C) are assumed to be retrofits of the baseline aircraft, so that original aerodynamic performance is not modified. Reference aircraft's geometry, structure and engine nacelles are considered identical. Original GT is replaced by a GT and EM coupled in parallel with the RGB. The total installed power is set to be at least the power installed in the baseline aircraft. For this retrofit study, the cruise performance is modelled through drag polar calibrated on data from baseline aircraft pilot's manual. Low speed performance is modelled in separate drag polars generated from baseline aircraft gross climb gradient charts considering landing gear drag, flaps drag and OEI asymmetric drag. The overall aircraft performance model validation lie within 3% error.

6.2.3 Powertrain

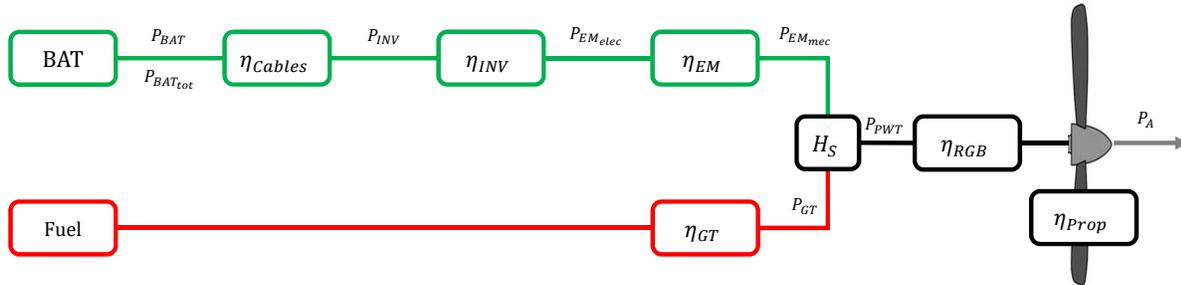


FIGURE 6.2 Efficiency chain for the powertrain group (one propulsion out of two)

As shown on Figure 6.2, the power chain (P) is computed upstream through the powertrain components efficiencies (η) of propeller, reduction gearbox (RGB), power sharing strategy (HS), electric motor (EM), inverter (INV), cables and batteries (BAT). As the electric energy source is unique, and because the battery is used only for EM supply (no accessories), the use of a DC-DC converter is not considered in the current powertrain architecture.

GT and EM power share during operation is computed in the power strategy bloc using the hybridization strategy input H_S and is assumed constant for all the flight phase (Equation 6.1). For each power requirement it is possible to prioritize between GT or EM. This approach is inspired from the activation ratio defined in [71] and the battery energy approach used in [66]. At $H_S = 0$, GT power is maximized, and EM provides complement if required. At $H_S = 1$, EM is maximized, and GT provides the complement. The *max* function is used to avoid any regen case that could occur if P_{PWT} required is lower than

$P_{GT_{av}}$. Cables model estimates power losses and mass for copper cables of 20 m total length for both powertrains.

$$P_{EM_{mec}} = H_S \cdot P_{EM_{nom}} + [1 - H_S] \cdot \max(0, P_{PWT} - P_{GT_{av}}) \quad (6.1)$$

Propellers are modelled with a custom efficiency map function of advance ratio and power coefficient. The model is calibrated with data generated on QPROP blade-element and vortex program using characteristics measured on original blade. Reference GT performance is modeled with an efficiency map created from manufacturer's data and pilot's manual fuel flow information converted to a metamodel. The GT model outputs the energy efficiency η_{GT} as function of power input, altitude and ISA temperature offset. The original efficiency map is also offsetted relative to GT size expressed by its maximum takeoff power rating $P_{GT_{MTO}}$, based on existing efficiency data for a range of turboprop engines of the same family. Thus, lower GT size will translate into lower overall GT efficiency. Jet thrust accounts for about 10% of total thrust.

6.2.4 Components sizing

Hybrid-electric designs are assumed to be at Maximum Take Off Mass (MTOM), as previous optimizations studies showed the greatest fuel burn reduction to occur when Take Off Mass (TOM) was equal to the maximum TOM possible. Baseline design is then assumed being at lower TOM than hybrid designs. Electric components and GT masses are computed with power densities and empirical data models. EM and GT sizes (P_{EM} , P_{GT}) are directly specified or computed from power hybridization ratio H_P (eq. 6.2a) on the total installed power per side P_{inst} (eq. 6.2b). The battery mass m_{BAT} and fuel mass m_{fuel} are specified with a battery mass ratio parameter BMR on the remaining mass available for energy sources m_E (eq. 6.2c). The energy mass m_E is computed by subtracting from MTOM the aircraft empty weight without GT (m_{EW*}), the gas turbine mass (m_{GT}), the electric motor (m_{EM}), the inverter (m_{INV}), the electric cables (m_{cables}) and payload ($m_{payload}$) (eq. 6.2d).

Electrical components are modelled at conceptual level with constant energy or power densities and efficiencies based on conservative assumptions (Table 6.3). Electric motors and inverters are based on currently available technology. The battery pack is composed of near future cells using lithium-ion technology. Reduction factors are applied to convert cell energy density to final pack energy density in Wh/kg. In order to preserve its lifecycle, the battery pack is considered being used in its nominal zone between 90 and 15%, were voltage

variation is linear and very limited. A capacity reduction factor is applied to take account for higher discharge current that could occur due to (1) small voltage drop at constant power operation and (2) Peukert effect [42, 120]. From results analysis, the battery is mainly discharged close to nominal current (1C), hence this factor actually mostly account for voltage drop in this study. The hardware for cells assembly and discharge management is considered in the packing burden. Then, a last factor reduces nominal capacity due to health degradation over its lifetime. Starting from 400Wh/kg cells, final battery pack energy density is established at 241.3 Wh/kg.

$$H_P = \frac{P_{EM}}{P_{inst}} \quad (6.2a)$$

$$P_{inst} = P_{EM} + P_{GT} \quad (6.2b)$$

$$B_{MR} = \frac{m_{BAT}}{m_E} \quad (6.2c)$$

$$m_E = MTOM - (m_{EW*} + m_{GT} + m_{EM} + m_{INV} + m_{cables} + m_{payload}) \quad (6.2d)$$

In this study, the state of charge (SOC) is used to define the amount of energy remaining in the overall battery pack. Hence the reference nominal capacity is assumed reduced compared to the original cells. Using this convention, the SOC displayed can vary between 100% and 0% relative to the nominal capacity, as it takes into account all the reduction factors listed in Table 6.3.

TABLEAU 6.3 Electrical components assumptions

Characteristic	US Customary	Metric
EM power density	2.86 Hp/lb	4.7 kW/kg
INV power density	7.9 Hp/lb	13 kW/kg
EM efficiency		0.95
INV efficiency		0.97
Nominal cell energy density (lithium-ion)	-	400 Wh/kg
↓ Top charge limit (100-95%)	-	× 0.95
↓ Bottom discharge limit (10-0%)	-	× 0.90
↓ Capacity reduction (voltage drop, Peukert effect)	-	× 0.98
↓ Packaging burden	-	× 0.80
↓ Life cycle reduction factor	-	× 0.90
Final BAT pack energy density	-	241.3 Wh/kg

6.3 Optimization approach

The global mission analysis and optimization approach is presented in Figure 6.3. The optimization problem consists in the minimization of fuel burn objective, for a given set of design and operation input variables, subject to energy constraints. The optimization is processed using Matlab with the `fmincon` gradient based solver using SQP algorithm.

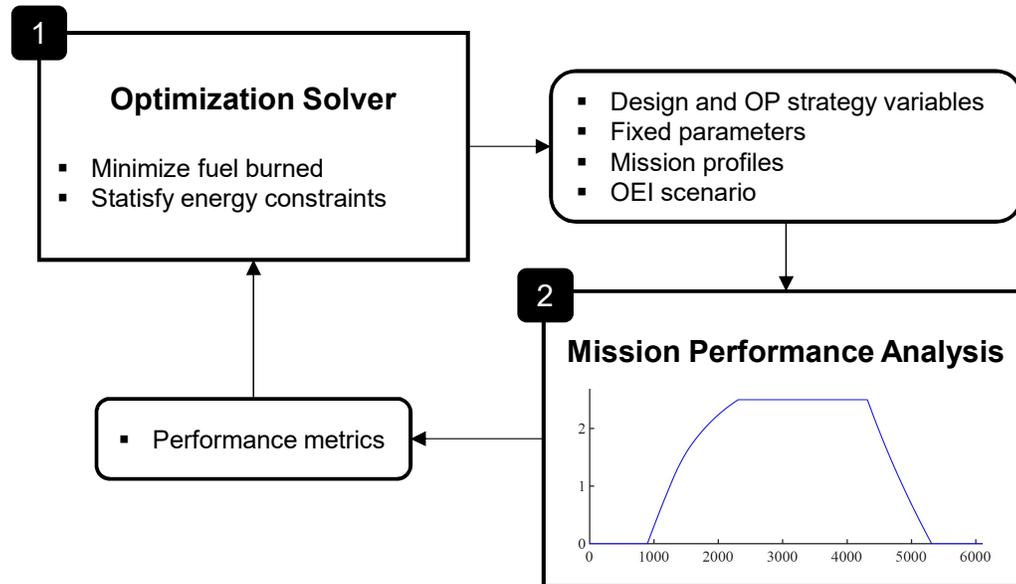


FIGURE 6.3 Parallel hybrid-electric powertrain analysis and optimization methodology

An approach combining powertrain components sizes, operation strategy (OP) and various aircraft's design payloads is proposed. Three different designs are optimized with the capability to perform the constraint mission. Hybrid (B1) considers the additional OEI constraint penalty in the mission analysis, while hybrid (B2) and (C) are computed with OEI constraint disabled to see the impact on optimization results.

The Table 6.4 presents the variables considered for the present study. Power hybridization and battery mass ratio are two minimal parameters that allow to define the sizing of the hybrid propulsion. The operation of the hybrid powertrain is defined by the strategy setting H_S that prioritizes power sharing between EM and GT. Finally the operation of the whole aircraft is defined by climb rate, cruise altitude and cruise speed. Internal sensitivity studies showed these parameters to be the most influent on mission fuel burn.

TABLEAU 6.4 List of optimization variables

Type	Name	Symbol	Low	High	Unit
A : baseline	Fuel mass	m_{fuel}	2200	5595	lb
B : downsized GT	Power hybridization ratio	H_P	0	0.3	-
	Battery-fuel mass ratio	BMR	0.1	0.8	-
C : original size GT	EM size	P_{EMnom}	50	350	kW
	Battery-fuel mass ratio	BMR	0.1	0.8	-
All designs : Operation on design mission	Cruise altitude	h_{cruise}	10,000	25,000	ft
	Climb rate	CR	1500	1800	fpm
	Cruise speed	V_{TAS}	160	300	kTAS
	Climb hyb. strategy parameter	$H_{S_{climb}}$	0	1	-
	Cruise hyb. strategy parameter	$H_{S_{cruise}}$	0	1	-

6.4 Results & discussion

6.4.1 Fuel savings

Design optimization and performance results are presented in the following graphs for the two parallel hybridelectric design approaches. In the context of existing aircraft retrofit, the design payload is left variable to observe the impact of missed approach OEI climb for a wide range of designs. Design payload is varied from 8000 to 12,000 lb, equivalent to 36 to 54 passengers. Hybrid designs are assumed at MTOM, while baseline design is lower TOM with only minimum required fuel mass.

Figure 6.4.a) shows the relative fuel savings for the two hybrid design approaches and various design payloads. Each point on these graphs corresponds to a propulsion system that has been optimized to minimize fuel burn during the target mission, but is also capable of accomplishing the alternate, loiter and (for downsized GT design) the OEI climb mission segment. Figure 6.4.a) shows the impact of considering the final electric OEI overshoot climb in the optimization process. The green curve represents the hybrid design with the downsized GT and no OEI constraint (B2). When the OEI constraint is considered for the downsized GT design, the green curve is shifted down and becomes the red curve (B1). Finally, the red curve turns out to be equivalent to the blue curve, which represents the hybrid design that keeps the original size GT and do not use electric assistance during the OEI climb (C).

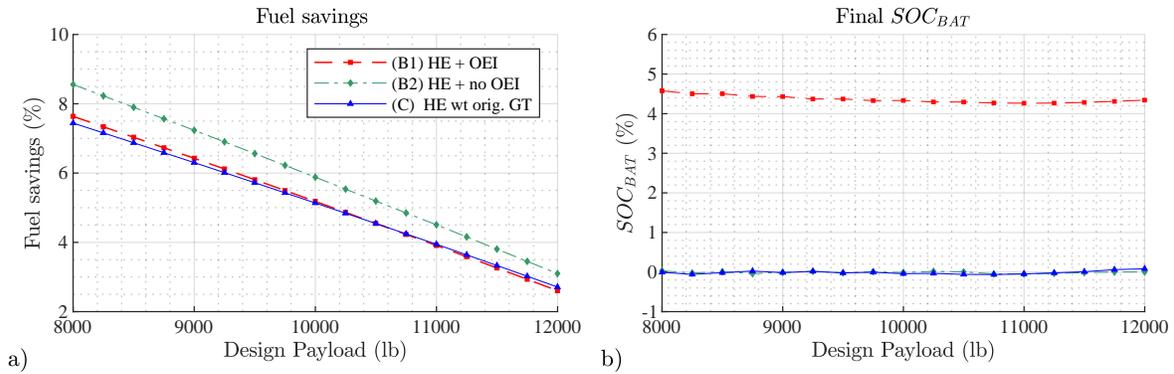


FIGURE 6.4 Fuel burn benefits for various design payloads. (*Each point is a different design optimization.*)

Thus, if hybrid-electric design with downsized GT is considered with OEI penalty (B1), fuel burn improvement is reduced by 0.5 to 1 percentage point compared to the same design without OEI constraint (B2). For a specific design payload of 10,000 lb (45 PAX) with downsized GT, improvement is lowered from 5.9 to 5.1% due to OEI constraint, which represents a relative reduction of 12.7%. Then, fuel burn improvements are equivalent for design B1 and C.

Indeed, as shown on Figure 6.4.b), the design B1 is penalized as less battery mass and electric energy is available in-flight and must be maintained for missed approach OEI climb. The SOC convention presented vary from 100 to 0% as initial battery cell limits are already considered with reduction factors (see section 6.2.4). About 4.5% of battery energy must be kept for emergency electric assistance in case of downsized GT design. In the end, with certification requirements considered, the study shows that in the case of the retrofit of the reference aircraft the GT downsizing approach does not give higher fuel burn improvement than an approach considering keeping original GT and just adding electric motors.

Finally, for a design payload of 10,000 lb (45 PAX) with a parallel hybrid using the original GT, the hybridization HP is at 10.4 % for an EM design at 214.4 kW with 3791 lb of batteries and 2693 lb of maximum fuel.

6.4.2 Battery sensitivity

The sensitivity to battery technology is shown on the Figure 6.5 for the design at 10,000 lb payload. For battery energy density increasing from 241 Wh/kg to 400 Wh/kg at pack level, the fuel savings are improved from about 5% to about 10%. However, the impact of OEI energy requirement on the downsized gas turbine hybrid designs (B) previously observed is shown to be remaining with improved battery energy density (Figure 6.5.a). As shown on Figure 6.5.b), this is explained by the fact that as battery technology improves, more electric energy can be used and so electric motor sizing is increased. Hence the issue of additional electric energy requirement during OEI climb for the downsized GT design (B1) can be considered as independent of battery technological level.

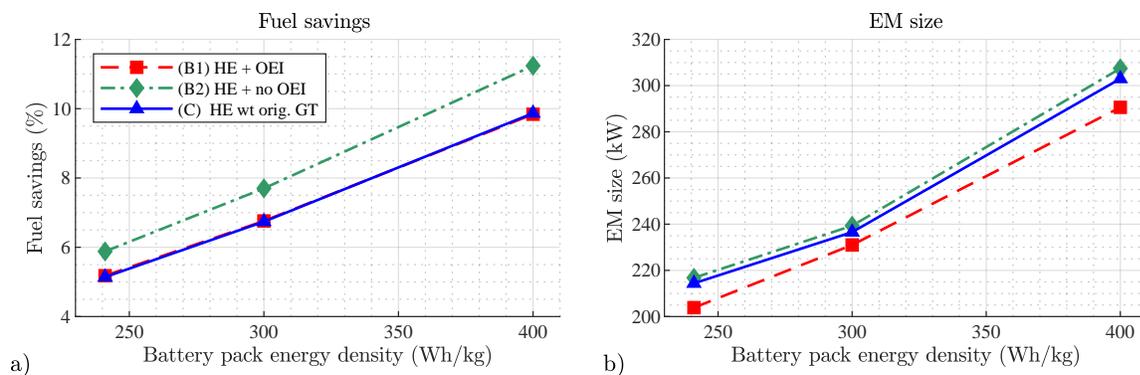


FIGURE 6.5 Sensitivity to battery technology for the 10,000 lb payload design

6.5 Conclusion

The impact OEI overshoot climb requirement on sizing and performance of a hybrid powertrain regional aircraft was investigated. A design approach combining mission analysis and optimization was used to size a parallel hybrid electric powertrain on an existing regional aircraft with near future battery technology. Powertrain design and operational strategy were optimized for a 270 nm mission considering alternate, loiter and OEI missed approach climb. The reference conventional aircraft was compared to a downsized GT hybrid design with the OEI constraint and to an alternative hybrid design with GT kept at the original size.

The study shows that there are no benefits in downsizing the gas turbine from overall aircraft performance point of view due to OEI overshoot constraint at end of mission. For the hybrid electric designs with downsized GT, the OEI climb electric assistance requires 4.5% additional battery energy, reducing the percentage of usable energy that can be consumed during the design mission. For a 10000 lb design payload, the OEI climb

constraint leads to a relative reduction of 12.6% on fuel burn benefits compared to the same design that excludes OEI climb constraint. Finally, considering missed approach OEI climb in mission analysis leads to fuel burn reductions ending to be equivalent to hybrid electric designs equipped with original GT and capable of OEI climb with no electric assistance. At 241 Wh/kg battery pack technology, for a design payload of 10000lb (45 PAX), potential fuel burn improvement is then estimated at 5.1%.

As shown in this study, parallel hybrid electric propulsion with near future battery technology show limited fuel saving at aircraft level. However, the impact of OEI constraint on a twin engine aircraft is demonstrated to be significant. Also, with an improvement of battery technology, the OEI constraint impact is shown to be remaining. Thereby, the phenomenon can be reasonably extended to any parallel hybrid architectures using alternative secondary energy source such as fuel cells. More generally, for the design of any parallel hybrid electric aircraft whether retrofit or clean sheet design, it is recommended to have the GT sized to maintain the regulatory OEI climb capabilities with no electric assistance. Hence, appropriate power availability is ensured for emergency scenario at any time regardless of the energy remaining in the secondary source. In the meantime, the additional electric motor can be used to reduce fuel burn on the target design mission, lowering aircraft emissions.

Note : Supplementary material is found in Appendix G for simulation analysis and Appendix H for CO_2 emissions evaluation.

CHAPITRE 7

OPTIMISATION DE LA ROBUSTESSE OPÉRATIONNELLE

Avant-propos

Auteurs et affiliation :

- D. Quillet : étudiant au doctorat, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.
- V. Boulanger : étudiant à la maîtrise, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.
- D. Rancourt : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.

Date de soumission : 6 mars 2022

Statut : En processus de révision (en date du 2022-03-08)

Revue : *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)

Titre anglais : Off-design Performance Analysis of a Parallel Hybrid-Electric Regional Turboprop Aircraft.

Titre français : Performance Hors Point de Conception d'un Avion Turbopropulseur Régional à Propulsion Hybrid-Électrique Parallèle.

Contribution à la thèse :

Cet article représente le chapitre 7 et traite la troisième question de recherche. Il quantifie l'impact de la propulsion hybride sur la performance hors point de conception au travers de l'enveloppe d'opération *payload-range* puis comparée à l'aéronef original. Ensuite, une approche est proposée afin d'adapter le dimensionnement pour améliorer la performance de l'avion hybride sur l'ensemble de son enveloppe.

Note : Des informations complémentaires à l'article se trouvent en annexes I et J.

Résumé français :

La propulsion hybride électrique représente une des solutions alternatives pour réduire la consommation en carburant et les émissions de CO₂ tout en conservant une masse de batteries raisonnable pour des avions régionaux opérant sur des missions courtes. La plupart des études relatives aux gains en carburant évaluent l'avion sur sa mission de dimensionnement, pourtant les avions de transport régional opèrent rarement dans ces conditions. Par conséquent, l'analyse de performance hors point de conception est essentielle afin de connaître les capacités de l'avion hybride dans diverses conditions de vol. Dans ces conditions variées, la gestion d'énergies différentes et la masse fixe des batteries peuvent avoir un impact significatif sur la robustesse de performance du système pour des conditions hors point de conception.

Dans cet article, la performance hors point de conception est analysée pour un avion turbopropulseur régional modifié avec une propulsion hybride électrique parallèle. Les bénéfices en consommation de carburant sont évalués sur l'enveloppe charge utile et distance pour un dimensionnement initial et comparé à l'avion d'origine. Ensuite, en utilisant une nouvelle approche de conception, considérant l'opération sur une mission typique, l'article montre qu'une amélioration de 1.4 point de pourcentage est possible sur les gains en carburant relativement à l'avion de référence, augmentant la robustesse de performance du système.

Résumé anglais :

Hybrid-electric propulsion is one of the alternative solutions to reduce fuel burn and lower CO₂ emissions while keeping reasonable battery mass for regional turboprop aircraft operating on short routes. Most studies reporting fuel burn reductions evaluate the aircraft on the design mission, although regional transport aircraft rarely operate on these conditions. Therefore, considering its off-design performance is essential to provide more complete understanding of aircraft capabilities over various operating conditions. In these flight conditions, the multi-energy management aspect of hybrid propulsion and the fixed size of the batteries could have a significant impact on the design's robustness in off-design operation.

In this paper, the off-design performance is assessed for a regional turboprop aircraft retrofitted with a parallel hybrid-electric powertrain. Fuel burn benefits are evaluated on the payload-range diagram for an initial hybrid design compared to the baseline aircraft. Then, using a novel sizing approach, considering typical mission operation, this paper shows an average improvement of 1.4 percentage point on fuel burn benefits relative to the initial hybrid aircraft, creating a more robust design.

Table des matières de l'article

7.1	Introduction	121
7.1.1	Hybrid propulsion design and analysis	121
7.1.2	Off-design performance	123
7.1.3	Parallel-hybrid regional aircraft	124
7.2	Mission analysis framework	126
7.2.1	Powertrain	127
7.2.2	Mission	127
7.3	Hybrid design of reference	129
7.4	Off-design exploration approach	130
7.5	Results & discussion	132
7.5.1	Payload-range diagram	132
7.5.2	Performance heatmap	133
7.5.3	Improving off-design performance	135
7.5.4	Methodology for off-design performance sizing	137
7.6	Conclusion	138

7.1 Introduction

Reducing greenhouse gas emissions has become the target for the aviation industry in the foreseeable future. While the aviation sector contributes only 2.5% of global emissions, its growth trends raised awareness about its future environmental impact. With a contribution of CO₂ emissions that increased from 2% to 4% per year the last decade [73], combined with an aircraft demand expected to grow by 100% in the 2019-2038 period [5], the industry needs to transform its infrastructure. In this context, organizations such as International Air Transport Association (IATA) and European Commission set long-term goals to limit growth of aviation emissions for the 2050 horizon [68, 34]. One approach to reduce the aircraft fuel consumption is through the development of innovative propulsion technologies using electric motors (EM) and alternative energy storage solutions such as batteries. However, the complete propulsion electrification remains confined to small-scale aircraft that operate on a short mission due to currently limited battery capacity [48]. Yet, hybrid-electric approach represents an alternative of interest to increase mission range as well as enter commercial-scale aircraft.

7.1.1 Hybrid propulsion design and analysis

Though, sizing and analysis of hybrid-electric propulsion aircraft introduces new problems that cannot be addressed by conventional methods used so far [25]. Among the challenges, the hybrid propulsion system implies multi-energy sources of non-conventional nature, different architectures from parallel to series and coupling effects between disciplines. Thus, hybrid propulsion performance evaluation is a complex task and remains sensitive to the level of technology, the mission requirement and the operation strategy. During recent years, research put emphasis on developing adapted design and performance evaluation methods for hybrid-electric propulsion aircraft to provide better understanding of the design tradeoffs and to support creating more explicit sizing guidelines [86]. The introduction of unconventional multi-energy sources was initially addressed by Nam et al. [89] with the development of a generalized aircraft sizing method that can integrate any technology or configuration with multiple power paths. Isikveren et al. [71] established the foundational expressions that allow the parametric description of any dual-energy propulsion system in terms of sizing and operation. Then, Isikveren [70] created a universally applicable graphical approach that maximizes designer transparency during the pre-sizing phase, allowing quick identification of parameters that deliver a desired fractional change in block fuel for any aircraft.

The additional degree or freedom introduced by hybridization also needs adaptations at the mission analysis stage. This way, Pornet et al. [97] developed new methods to integrate

hybrid propulsion configurations into existing sizing and performance analysis programs with energy tables. Cinar et al. [31] built a matrix-based analysis framework capable of evaluating any propulsion architecture. De Vries et al. [39], derived the traditional Breguet range equation that allows exploring cruise performance of various hybrid propulsion configurations based on branches and nodes network. This equation represents a precious tool to appreciate the major phenomena involved in hybrid propulsion design and performance. However, due to lack of historical data, the recent novel conceptual design methods remain difficult to corroborate at aircraft level. Thereby, Finger et al. [54] provided valuable guidelines for the validation of hybrid aircraft design tools. The author detailed a cross-validation of two independently developed design tools. The two frameworks were tested on various hybrid propulsion architectures and showed good agreement.

As well, hybrid propulsion configurations entail various coupling effects between subsystems that need to be captured. Therefore, de Vries et al. [38] developed a conceptual preliminary sizing method that takes into account the synergistic propulsion-airframe integration effects of a hybrid series distributed propulsion. Furthermore, Sgueglia et al. [110] demonstrated the capabilities of a full integrated multidisciplinary optimization (MDO) framework to explore the design space and carry out trade studies while capturing all possible interactions between disciplines for unconventional configurations.

With different branches contributing to propulsion, hybrid approach also brings an additional operational degree of freedom with the energy management strategy. Hoelzen et al. [66] demonstrated the strong impact of battery energy strategy on aircraft mass and fuel consumption, suggesting that an appropriate hybrid operation strategy is required for maximal battery energy extraction. In that respect, Nakka et al. [87] proposed a sizing approach combining design and energy management strategy optimization in order to maximize endurance for a surveillance drone aircraft with a series hybrid powertrain. Similarly, the level of hybridization must be adjusted to allow for proper aircraft operation if one power branch fail during a critical scenario. Hence, Finger et al. [52] developed a new constraint analysis graphical method to find the optimal level of hybridization in order to maintain safe one engine inoperative (OEI) flight capability. Moreover, electric energy usage also depends on powertrain design, mission stage and scenarios. Quillet et al. [101] assessed the impact of electric assistance requirements during the OEI scenario at the end of the mission on potential fuel burn reduction during the mission if the gas turbine is downsized. The study showed that the electrical branch should be prioritized during the main mission to reduced fuel consumption while the thermal engine branch

should be sized to ensure flight capability during emergency scenarios such as OEI with no electric assistance.

Previous research and studies provide incremental development of tools and graphical representation that allow designing and evaluate hybrid aircraft for a specific mission requirement. Though, additional visualization approaches to explore various off-design conditions with such complex propulsion systems are not yet available.

7.1.2 Off-design performance

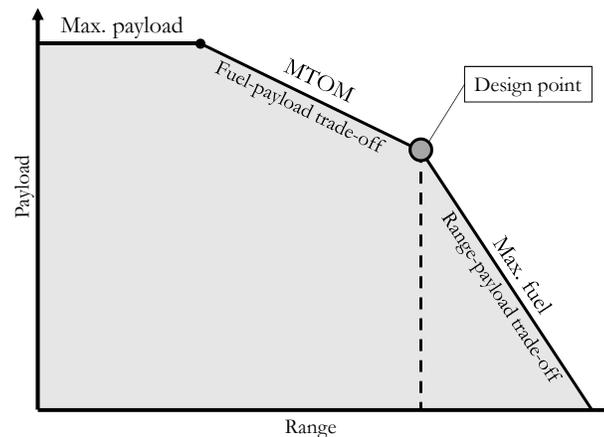


FIGURE 7.1 Notional payload-range diagram

Aircraft are quite often operated out of their design mission [2]. Thus, taking into account the off-design capabilities of the hybrid aircraft is relevant in the sizing procedure to ensure its performance robustness for various operating conditions. Traditionally, the off-design performance limits of an aircraft are represented by the payload-range diagram, as shown in Figure 7.1. The diagram displays two important information of the flight envelope : the limits of operability and the fuel trade-off implied. In order to ensure mission capability, the design point of the aircraft can be naturally set at the upper right corner limit. However, Orefice et al. [92] highlight that aircraft such as regional turboprops are designed for long mission to provide operational flexibility to the airline, but mainly fly on shorter typical missions. Conventional aircraft can adapt to missions by adjusting fuel on-board, whereas hybrid aircraft must carry the fixed batteries all the time. This aspect raise the necessity to optimize powertrain design for lower ranges than the design point and flight envelope limits.

Furthermore, while conventional aircraft can trade payload with fuel mass for a given range [14], the parallel hybrid aircraft also requires an appropriate powertrain operation strategy to maximize the use of the permanent batteries and maximize fuel burn benefits over various flight conditions. The payload-range diagram shape remains unchanged but the fuel performance can vary differently due to fixed mass of batteries. Bona et al. [21] explored payload-range performance of a hybrid concept and identified the limitation of electric motor power but considered adaptable removable battery packs. Gladin et al. [60] provided initial observation of fixed battery mass effects on a parallel hybrid turbofan aircraft. For each fixed battery size, a range of maximum fuel saving was identified. The electric energy extraction was found to be limited either by battery capacity or electric power.

Yet, no approach was provided to properly evaluate and optimize aircraft's off-design performance at large. Therefore, a clear visualization of the off-design performance envelope is still required to bring to light the full impact of electric motor sizing and fixed mass of batteries. Then, such map can provide valuable support to adapt the powertrain design in order to improve aircraft performance for typical missions while keeping operation flexibility with design mission. As off-design performance evaluation for a parallel hybrid-electric propulsion is a more complex task due to the management of multi-energy sources, a combined mission analysis and strategy optimization loop is required.

7.1.3 Parallel-hybrid regional aircraft

Compared to its original fuel-powered version, a hybrid aircraft has reduced range capabilities depending on aircraft size, battery technology and propulsion architecture. The parallel hybrid architecture offers higher operational flexibility, lower gas turbine (GT) usage and reachable electric power requirements which is particularly suited for the retrofit of an existing aircraft [92]. Friedrich and Robertson [57] provided first studies of the feasibility of parallel hybrid propulsion for small single-seat aircraft and larger airliners, including experimental validation. The analysis showed 47% fuel savings for the light aircraft while the larger intercity airliner decreased to 10%. Dean et al. [40] showed that a twin-engine general aviation aircraft capable of flying a 742 nm mission can see a reduction in fuel burn of 15% if the range capability is reduced by 75 %, to 175 nm. Conversely, Wroblewski et al. [126] demonstrated that for a large commercial aircraft transporting 180 passengers on medium range, a minimum of 1000 Wh/kg battery technology remains required to make a parallel hybrid approach viable while keeping original payload and range capability. Finger et al. [53] assessed the performance of a parallel hybrid propulsion

for four different aircraft concepts on their original missions and noted that benefits are highly mission and aircraft critical.

Due to their short missions, regional turboprop aircraft are an accessible and realistic platform to implement hybrid propulsion on larger scale aircraft. [13, 79]. Regional turboprops are typically designed for missions above 800 nm, however, 90% of trips are found to be below 400 nm range and 50% below 200 nm [12]. These missions result in higher portions of low efficiency powertrain operation and lower power magnitudes relative to jets. Hence, powertrain hybridization of regional turboprop aircraft could reduce the use of fossil fuels while keeping a reasonable battery mass compared to a pure-electric system [115]. Yet, fuel burn benefits of parallel-hybrid-electric propulsion on regional turboprops remain unclear as battery and mission assumptions vary from one study to another, ranging from current 2.8% [26] to projected 30% [111]. However, all studies agree about the significant impact of technology levels and design missions on the potential fuel burn reduction [122]. Thus, a concept of parallel hybrid-electric propulsion is realistic with available technology available in the near future for a regional aircraft operating on short missions.

The primary objective of this paper is to evaluate and visualize the off-design performance and benefits of a parallel hybrid-electric aircraft on the payload-range envelope. An optimization and mission analysis methodology is presented to explore the off-design operating conditions using the proper powertrain management strategy and maximizing fuel burn benefits on a fixed hybrid design. The secondary objective is to introduce an alternative powertrain sizing approach that takes into account the off-design operation aspect and provides guidelines to improve hybrid aircraft performance over the entire payload-range flight envelope. The case study considered is a regional turboprop aircraft operating on a short mission modified with current or near future technology.

The paper is structured as follows : The mission analysis framework implied in the procedure is detailed in section 7.2. Section 7.3 presents the selected hybrid design considered in the present study. Section 7.4 presents the optimization approach used to assess off-design performance. Finally, results are presented and discussed in section 7.5.

7.2 Mission analysis framework

A mission analysis framework is used to evaluate aircraft performance over various operating conditions. This conceptual-level code was developed to explore the hybrid-electric propulsion design and its performance over a large range of input parameters [101]. The analysis performs time marching inverse simulations to estimate power and energy usage at drivetrain from a specified mission profile divided in phases. The framework uses low fidelity models executed in a Gauss-Seidel multidisciplinary process [80].

Powertrain components mass and energy sources are sized preliminary given the design input specifications. Then, the aircraft total takeoff mass (TOM) is computed with equation 7.1. It includes the aircraft empty weight without gas turbines (m_{EW*}), the GT mass (m_{GT}), the electric motor (m_{EM}), the inverter (m_{INV}), the electric cables (m_{cables}), the battery (m_{BAT}), the fuel (m_{fuel}) and the payload ($m_{payload}$) (eq. 7.1).

$$TOM = [m_{EW*} + m_{GT} + m_{EM} + m_{INV} + m_{cables} + m_{BAT}] + m_{fuel} + m_{payload} \quad (7.1)$$

The mission analysis computes the power requirement that results from prescribed motion to aircraft using an energy-based steady-state point-mass model. The total power at aircraft level P_A is computed as summation of aerodynamic power P_{aero} , climb power P_{climb} and ground rolling power P_{roll} (eq. 7.2). The takeoff and landing phases are computed using dynamics to estimate the accelerations for a given constant power setting.

The aerodynamic performance is estimated using drag polar (Table 7.2) calibrated on a reference 50 PAX regional transport turboprop aircraft. As aircraft outer mold line (OML) is considered unchanged by the retrofit, the drag polar is kept identical. Additional low-speed performance is also captured with separate drag polar including landing gear and flap during takeoff or landing phases. The aircraft and GT models were validated with performance data points from reference aircraft operating manual [37]. The GT model takes into account the effect of power input as well as altitude and ISA temperature offsets. GT jet thrust is also included with a contribution for about 10% of total powertrain thrust. The overall aircraft performance validation on operator's mission data lies within 3% error.

$$P_A = P_{aero} + P_{climb} + P_{roll} \quad (7.2)$$

7.2.1 Powertrain

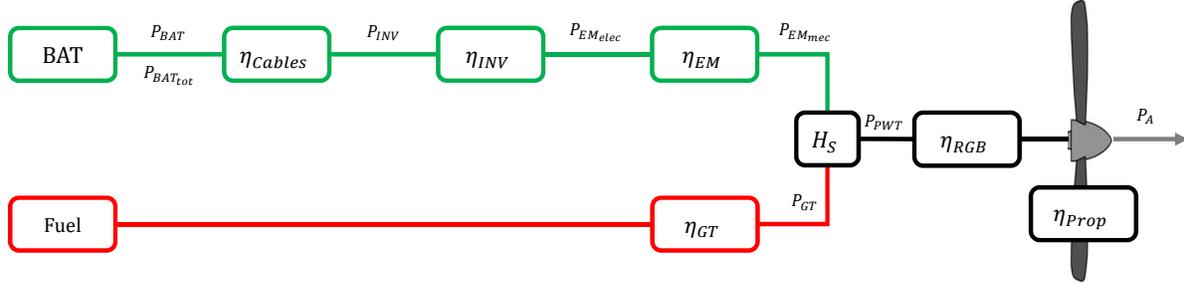


FIGURE 7.2 Efficiency chain for the powertrain group

From total power at aircraft level (P_A), energy extracted from energy sources is estimated applying successive efficiencies, as shown on Figure 7.2. The propeller efficiency is estimated as function of power coefficient and advance ratio using a metamodel trained on the numerical simulation of the original aircraft propeller using QPROP blade-element and vortex program. The gearbox is assumed at 99% efficiency. Cables model estimates power losses for copper cables of 20 m total length for both powertrains. The presence of a DC-DC converter is excluded from the study because the battery is used as unique electrical source and no accessory offtakes are considered.

GT and EM power is shared using hybridization strategy parameter H_S , set constant during a flight subphase. The power request is split to EM and GT using an approach adapted from [66] (see eq. 7.3). When H_S is set at zero, the GT is prioritized at maximum available power and EM provides complement. When H_S is set at one, the EM is set at maximum power and GT complements.

$$P_{EM} = H_S \cdot P_{EM_{max}} + [1 - H_S] \cdot \max(0, P_{PWT} - P_{GT_{max}}) \quad (7.3)$$

7.2.2 Mission

The mission profiles are shown in Figure 7.3 and detailed in Table 7.1. The target mission is used to compute the objective metric, while the constraint mission is used to estimate the total energy required including reserve requirements stated for IFR flights [51]. During the target mission, the climb part is simulated at fixed IAS speed while the cruise part is simulated at constant altitude and constant speed. Climb and cruise are both operated in hybrid electric (HE) mode for the target mission. The alternate and loiter reserve missions are operated on GT only to limit the battery requirement to the target mission where fuel

burn reduction is desired [93]. Although the alternate properly depends on various factors such geography or weather, an assumption of 100 nm distance is fixed for this study.

As pointed in [21], keeping the original GT size offers the possibility to plan mission without battery provision for alternates, to operate the aircraft without batteries, and provide better airworthiness margin for certification. Also, as stated in a previous study [101], maintaining the original GT eliminates the need to maintain charged batteries in the unlikely OEI case during a flight diversion to an alternate airport.

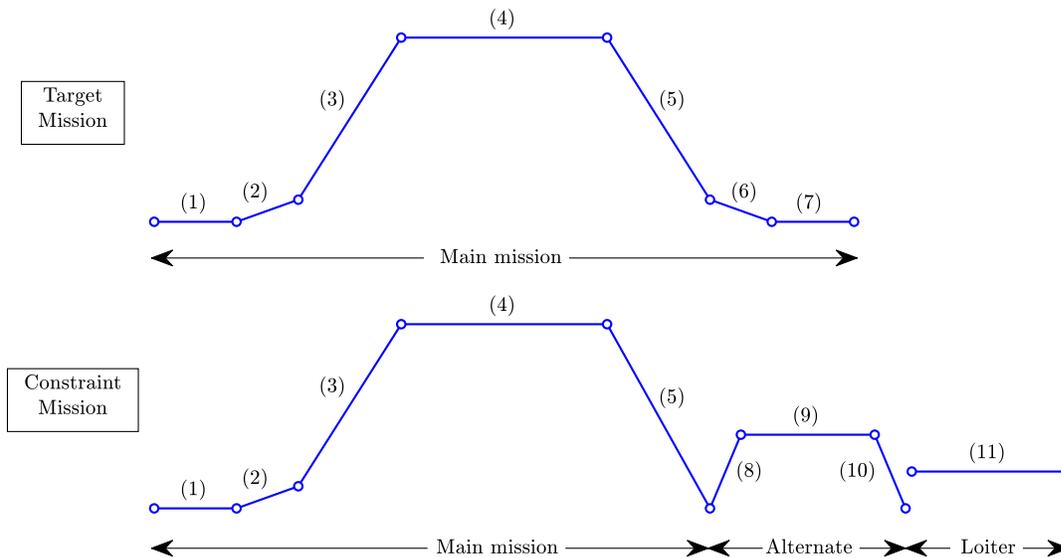


FIGURE 7.3 Mission profiles

TABLEAU 7.1 Missions detailed definition

Mission	Segment	Time (min)	Dist. (nm)	Alt. (ft)	Speed (kIAS)	Powertrain Operation
Target	(1) taxi out	12.5	-	-	20	GT - 1 Prop.
	(2) takeoff	-	-	-	1.2 Vs	GT
	(3) climb	-	-	-	165	Hybrid-electric
	(4) level	-	VAR	25,000	VAR	Hybrid-electric
	(5) descent	-	-	-	200	GT
	(6) landing	-	-	-	1.3 Vs	GT
	(7) taxi in	12.5	-	-	20	GT - 1 Prop.
Alternate	(8) climb	-	-	-	165	GT
	(9) level	-	100	10,000	best range	GT
	(10) descent	-	-	-	200	GT
Loiter	(11) level	45	-	5000	best endurance	GT

7.3 Hybrid design of reference

The design of interest for this study, detailed in Table 7.2, was selected from powertrain sizing optimization results presented in a previous paper [101]. The previous work proposed an approach to size the parallel hybrid-electric propulsion (EM and GT power, battery, fuel quantity) on the same reference aircraft.

TABLE 7.2 Hybrid-electric design of reference and assumptions for the off-design performance study

Characteristic		US Customary	Metric	Notes
Baseline Aircraft	Class	50 pax regional turboprop	-	-
	MTOM	43,000 lbm	19,500 kg	-
	Zero Lift Drag C_{d0}	-	0.0322	Cruise, AEO
	Induced Drag K	-	0.0372	Cruise, AEO
Design point [101]	Range	270 nm	500 km	Toronto-Montreal
	Payload	10,000 lb	4536 kg	-13% relative to baseline
	TOM	MTOM	-	max fuel
Powertrain Design [101]	Architecture	Parallel hybrid-electric		-
	GT MTP	2490 shp	1854 kW	Original size
	EM MCP	290 shp	214.4 kW	10.4% power hybridization
	Fuel max. mass	2692 lbm	1221 kg	-52% relative to baseline
	Battery mass	3791 lbm	1791 kg	-
Electrical Components [41]	EM power density	2.86 Hp/lb	4.7 kW/kg	5 kW/kg derated [105]
	INV power density	7.9 Hp/lb	13 kW/kg	-
	EM efficiency	-	0.95	-
	INV efficiency	-	0.97	-
	Cell energy density	-	400 Wh/kg	[85]
	Battery pack	-	241.3 Wh/kg	Usable 100% to 0%

The powertrain is optimized on a typical 270 nm Toronto-Montreal mission, which lies within the most operated distances by turboprops, below 350 nm [21]. A design payload of 10,000 lb was specified providing additional margin for battery installation with a moderate penalty equivalent to the removal of about 6 passengers (1370 lb). The design point is assumed to be at Maximum Take Off Mass (MTOM). Table 7.3 presents the mass breakdown. Structural or system installation mass additional to main components are not considered.

The optimal design resulted in a hybrid powertrain with the EM operated both in climb and cruise phases. Taxi, takeoff, descent, landing operation and reserve missions are fixed on GT only. The powertrain of each propeller is equipped with a GT maintained at the original size of 1854 kW plus an additional EM of 214 kW installed in parallel. As the hybrid aircraft is sized for a lower range, the maximum fuel mass is reduced by 52% relative to the original aircraft. The total battery mass on board is at 3791 lb.

TABLE 7.3 Mass breakdown for the parallel hybrid-electric design of reference

Component	Mass - lbm (kg)	%
Total aircraft (MTOM)	43,000 (19,905)	100
Empty mass (no GT)	24,046 (10,907)	55.9
Design payload	10,000 (4536)	23.3
Battery	3791 (1720)	9.2
Max. fuel	2692 (1221)	6.3
GT - 1854 kW (x2)	1984 (900)	4.6
EM - 214 kW (x2)	200 (90.7)	0.5
Inverter (x2)	77 (35)	0.2
Cables	239 (108.4)	0.6

The electrical component sizing is based on specific power and efficiency values of currently available technology (see Table 7.2). Electric motor (EM) power density take into account high altitude operation derating reducing the value from 5 to 4.7 kW/kg. Battery technology is projected on 400 Wh/kg cells [85], assumed to be equivalent to a 241 Wh/kg battery pack once packaging burden, discharge depth limitations and life cycle margin factors are applied. The final battery pack is considered usable from 100% to 0% SOC.

7.4 Off-design exploration approach

The parallel hybrid-electric propulsion brings new complexity into multi-energy management where EM operation needs to be adapted to maximize hybridization benefits in each condition. The complexity of dual energy source management involves coupled interactions between disciplines that require the use of a multidisciplinary design and optimization framework [110]. Thus, the exploration of the hybrid aircraft performance is an optimization task where the operational variables are adjusted to minimize fuel burn and satisfy energy reserve constraints

Table 7.4 details the optimization problem of the present study.

TABLE 7.4 Optimization problem formulation for the off-design study

Minimize		fuel burn			
w.r.t.	operation VAR	fuel mass	0	2692	lbm
		climb rate	1500	2000	fpm
		cruise speed	160	300	kTAS
		cruise hybrid strategy H_S	0	1	-
s.t.	energy cstr.	fuel mass _(end)	≥ 0		-
		battery SOC _(end)	≥ 0		-
	operation cstr.	average climb rate	≤ 1800		fpm
Fixed parameters		powertrain design			

For each payload-range pair, the operation of the hybrid aircraft is optimized to minimize fuel burn and meet constraints. Only the cruise EM power is optimized to fit with the mission range using the hybridization strategy input H_S . The climb phase is considered being operated at fixed maximum EM power, allowing for faster climb to cruising altitude where the GT operates at higher efficiency. Climb rate input is left variable to adapt to the various payloads operated, but constrained to 1800 maximum fpm in order to maintain realistic values at lower payloads.

The performance exploration is done using a mission analysis code combined with an optimization solver (Figure 7.4). The mission analysis outputs performance responses for given input parameters. Then, the optimization loop process is done with the MATLAB fmincon gradient-based solver using SQP algorithm, combined with the mission performance evaluation.

In order to reduce computation time, the mission evaluation is estimated with metamodels generated on performance responses data sample. A design of experiments (DoE) of 50,000 points is generated with Latin Hypercube Sampling (LHS) plan to cover all operational conditions using the mission analysis code. Then artificial neural networks (ANN) are trained with a layout made up of 2 layers of 20 nodes each. The training uses 80% of the data, while 20% is left for validation. Final residual error of metamodels is kept under 0.1% relative to original response data simple. The process shows a computation time divided by four.

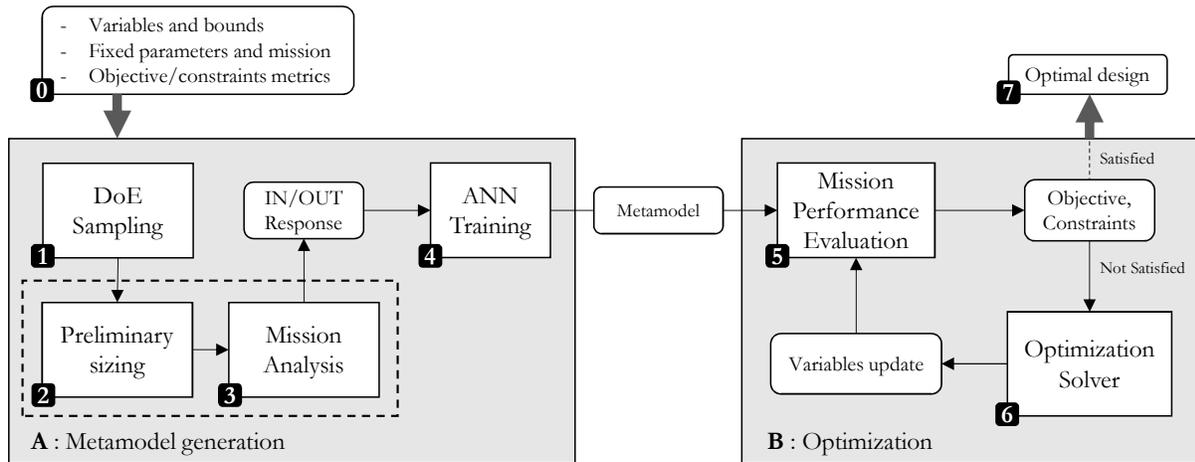


FIGURE 7.4 Metamodel optimization approach for large exploration of hybrid aircraft operational performance

7.5 Results & discussion

This section presents the results of off-design performance exploration for the selected parallel hybrid-electric powertrain design on the regional turboprop aircraft. The payload-range performance envelope is investigated and compared to the original reference aircraft. Then fuel burn reduction of the hybrid design is estimated relatively to the reference aircraft operated in same conditions. Finally, an approach to improve off-design fuel improvements is evaluated, leading to the proposition of a methodology to design the powertrain to improve off-design performance.

7.5.1 Payload-range diagram

Figure 7.5 presents the payload-range diagram evaluated with the mission analysis for the conventional reference aircraft and the hybrid retrofit designed for the selected short range. The dotted line represents the original conventional aircraft validated from the aircraft original specifications. The blue line represents the payload-range diagram for the hybrid design where the new design point is identified with the grey circle.

The hybrid design retrofit reduces the payload-range envelope compared to the baseline aircraft. As detailed in Table 7.5, the hybrid aircraft designed for short missions results in about 70% of range capability reduction while providing 5.2% fuel burn reduction on the design point.

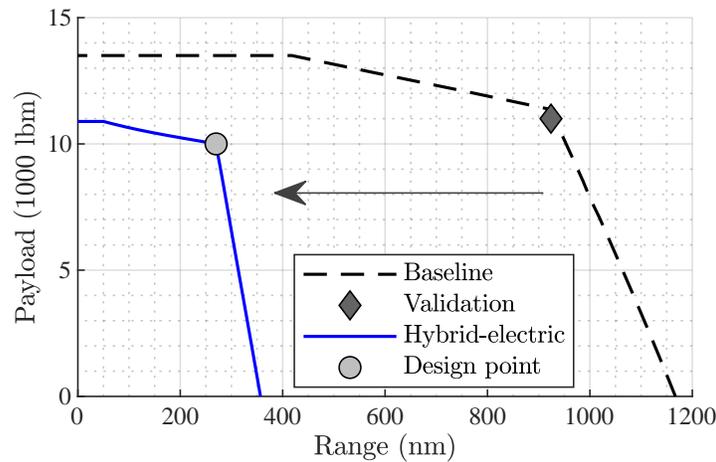


FIGURE 7.5 Hybrid aircraft payload-range diagram relative to reference conventional baseline. Hybrid version is optimized for 270 nm range and 10,000 lb payload.

TABLE 7.5 Payload-range envelope comparison, baseline versus hybrid retrofit aircraft

	Units	Baseline	Hybrid	$\Delta(\%)$
Fuel burn <i>improvement</i> [10000 lbm 270 nm]	lbm	1490.5	1413	+5.2
Design range [Max fuel MTOM]	nm	920	270	-70.6
Design payload [Max fuel MTOM]	lbm	11400	10000	-12.3
Ferry range	nm	1157	357	-69.2
Max. payload	lbm	13500	10890	-19.3

7.5.2 Performance heatmap

The following study aims at evaluating aircraft's performance over the payload-range envelope to observe the evolution of fuel burn improvement for various operating conditions. A set of payload and range pairs are evaluated on a 12x14 grid (168 points) to generate an interpolated heat map over the flight envelope. For each payload-range point, the operation of the conventional and the hybrid aircraft are optimized to minimize fuel burn over the target mission. Then the fuel burns are used to compute the relative fuel burn improvement of the hybrid design over the conventional reference aircraft for the same flight conditions.

Figure 7.6 presents the resulting performance heatmaps. It can be observed on Figure 7.6.a) that the relative fuel burn improvements are sensitive to the operating range. The values peak around the design range and then decrease when deviating from the design point. Figure 7.6.b) reveals that the battery is fully discharged around the design range, as the powertrain is designed to end with empty batteries. A SOC of 0% is reached as minimum

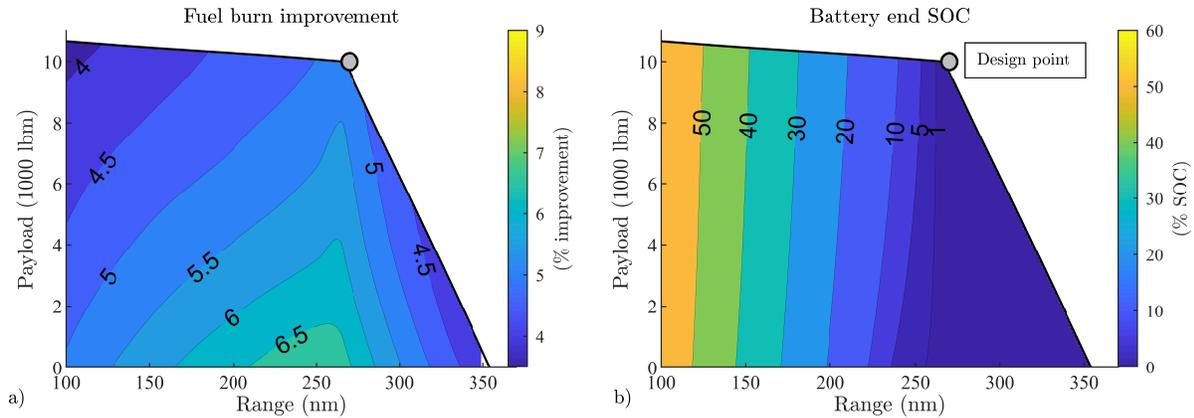


FIGURE 7.6 Hybrid aircraft off-design performance over the payload-range envelope : a) relative fuel burn reduction relative to baseline aircraft, b) battery SOC at end of mission.

SOC provisions are already considered with knock-down factors applied during preliminary sizing phase of mission analysis. Thus we realize that the battery energy is fully exploited for any range equal or greater than the design range. However for ranges below the design point, the battery remains not fully exploited. Up to 50% of battery energy is left out when operating on a 120 nm mission.

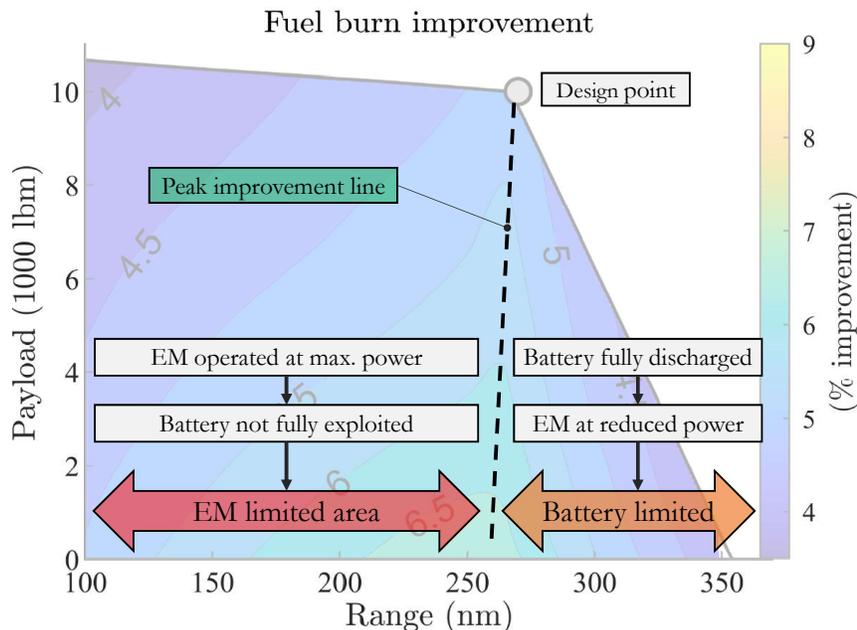


FIGURE 7.7 Description of the payload-range envelope fuel burn improvement heatmap

Figure 7.7 describes the trends observed on the Figure 7.6.a) and illustrates the phenomenon of optimum range and peak performance identified in [21, 60]. Originating at the

design point, the dashed line represents the line of peak fuel burn reduction. For ranges above that line, the available battery is fully discharged while EM power setting in cruise is reduced in order to spread power usage over the mission that is longer than the design point. Though, for ranges below the dotted line, the EM is already operated at maximum nominal power. Therefore, as the mission is shorter, the battery is not fully exploited and the performance of the hybrid aircraft is limited by the EM.

7.5.3 Improving off-design performance

The objective of this analysis is to evaluate the effect of increasing the EM size on fuel burn benefits over the payload-range diagram, as an approach to reduce the sensitivity of the hybrid-electric aircraft if operated on a shorter mission than the design mission. For each additional mass of EM due to size increase, an equivalent mass of battery is removed to keep the same aircraft mass. As fuel has much higher energy density, its mass is maintained the same as initial design in order to minimize the impact on the overall energy storage penalty and so preserve the range envelope.

The initial hybrid design is re-optimized to size the EM in order to empty the battery for a lower range, of 200 nm. Figure 7.8 shows the battery mass reduction that is required to balance the EM and electric components mass increase. The initial design on the blue square is then shifted to the red diamond redesign. In the end, the electric motor is oversized by about 30% from 214 to 273 kW, as shown in the mass breakdown evolution in Table 7.6. As consequence the inverter and cables sizes are increased respectively by 22 and 32%. The battery mass is reduced by 4.4%.

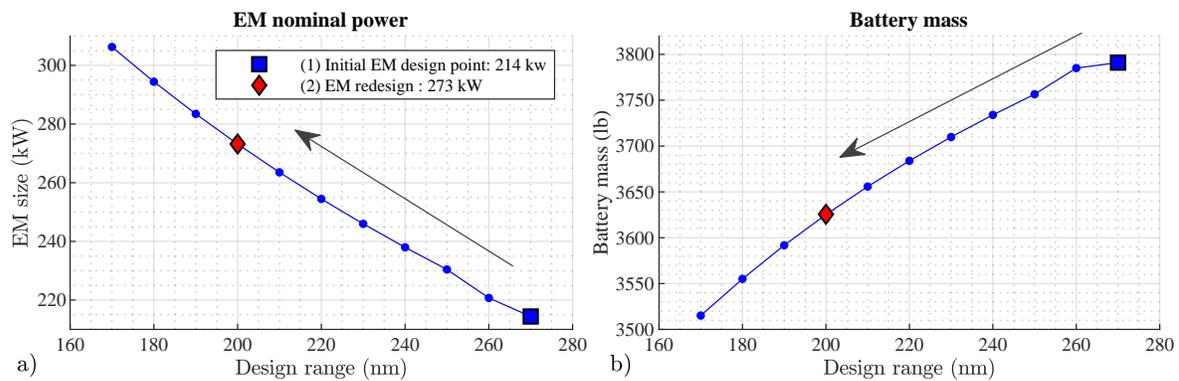


FIGURE 7.8 EM redesign for lower range, tradeoff with battery mass (*GT and Fuel unmodified from initial design point*).

The Figure 7.9 presents the same performance heatmaps as the previous section, for the new redesigned hybrid aircraft. The initial 270 nm design point is identified by the grey circle while the 200 nm EM redesign is on the red diamond. It can be observed on Fi-

TABLE 7.6 Mass breakdown comparison for the two designs

Component	Mass - lbm (kg)		$\Delta(\%)$
	(1) Initial Design - 270 nm	(2) EM Redesign - 200 nm	
Empty mass (no GT)	24046	(10,907)	-
Design payload	10,000	(4536)	-
Max. fuel	2692	(1221)	-
Battery	3791	(1720)	3625.6 (1644)
GT - 1854 kW (x2)	1984	(900)	-
EM - 214 kW (x2)	200	(90.7)	258 (117)
Inverter (x2)	77	(35)	99 (45)
Cables	239	(108.4)	348 (158.6)

figure 7.9.a) that the peak fuel burn improvements are shifted to the left compared to the original design. Also, the potential fuel burn improvement is increased over the payload-range envelope, with the heatmap peak rising from about 7% to 9%. The Figure 7.6.b) shows that the battery is fully discharged for a range around and above the 200 nm redesign range. When operating on a 120 nm mission, the battery is now discharged up to 30% compared to 50% on the initial design.

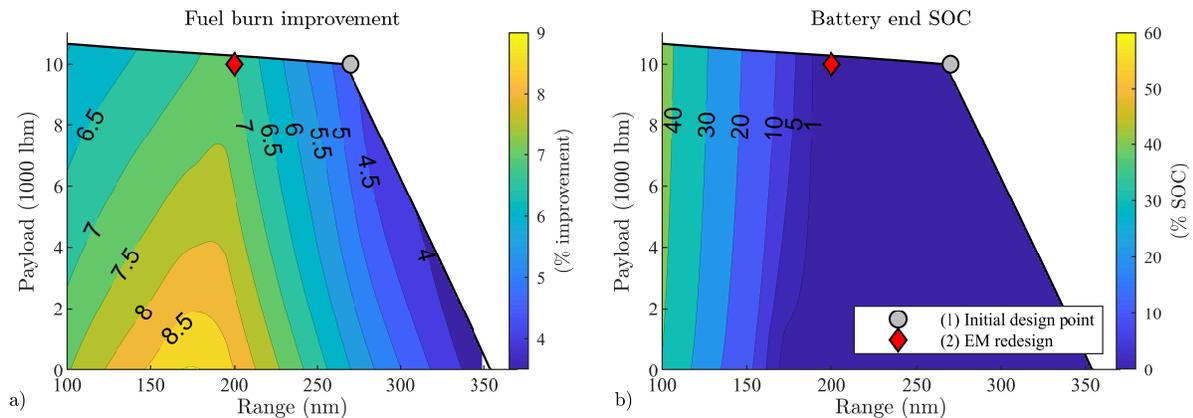


FIGURE 7.9 Re-designed hybrid aircraft off-design performance over the payload-range envelope : a) relative fuel burn reduction relative to baseline aircraft, b) battery SOC at end of mission.

Table 7.7 summarizes the comparison between the two designs. On the initial maximum range design point, it is shown that the EM redesign produces a reduction of 0.53 percentage point (*p.p.*) on the fuel burn reduction. Meanwhile, the average fuel reduction over the payload-range map is increased by 1.07 percentage point, and the peak improvement rises from 6.87 % to 9.04 %. Therefore increasing the EM size enhances the overall fuel burn improvement over the payload-range map for a minimal penalty on the initial maximum range design point at the limit of the map.

TABLE 7.7 Off-design performance comparison

	Relative fuel improvement (%)		$\Delta(\%pp)$
	(1) Initial Design Map	(2) EM Redesign Map	
Initial design point (270 nm 10000 lb)	5.16	4.63	-0.53
Average payload-range map	5.03	6.10	+1.07
Peak	6.87	9.04	+2.17

7.5.4 Methodology for off-design performance sizing

The present study showed that the hybrid retrofit aircraft was initially optimized at aircraft level to provide the best fuel burn improvements at the design point of [max fuel. | MTOM] for a 270 nm mission. Then the study pointed the impact of increasing the EM size in order to fully use battery energy on shorter missions. Thus, the off-design analysis showed that the powertrain design can be adapted to offer improved performance for ranges below the initial maximum design range.

This new perspective on parallel hybrid-electric performance provides a new methodology to design the propulsion system according to the desired operational envelope of a retrofitted regional turboprop. As introduced by Orefice et al. [92], the operative life of a regional aircraft turboprop is mostly distributed below its real design capabilities. A major portion of missions are operated on lower ranges, named as typical missions. However, the aircraft must be designed for a higher design range to provide operational flexibility, adjusting for airlines specific needs. Thus, airlines require some margin in the flight envelope to provide more robustness to specific longer missions that occur periodically.

Although hybrid turboprops are shown to have reduced operational capabilities compared to baseline aircraft, it remains in the interests of airlines to be able to design the parallel hybrid aircraft to fit their operational reality and application scenario. In that respect, a two-step approach can be used to adapt the powertrain design to a desired flight operation distributions. From the present investigation, the Figure 7.10 proposes a general methodology to size a parallel hybrid electric powertrain for a regional turboprop aircraft considering the off-design performance envelope relatively to the selected design mission (#1) and typical mission (#2).

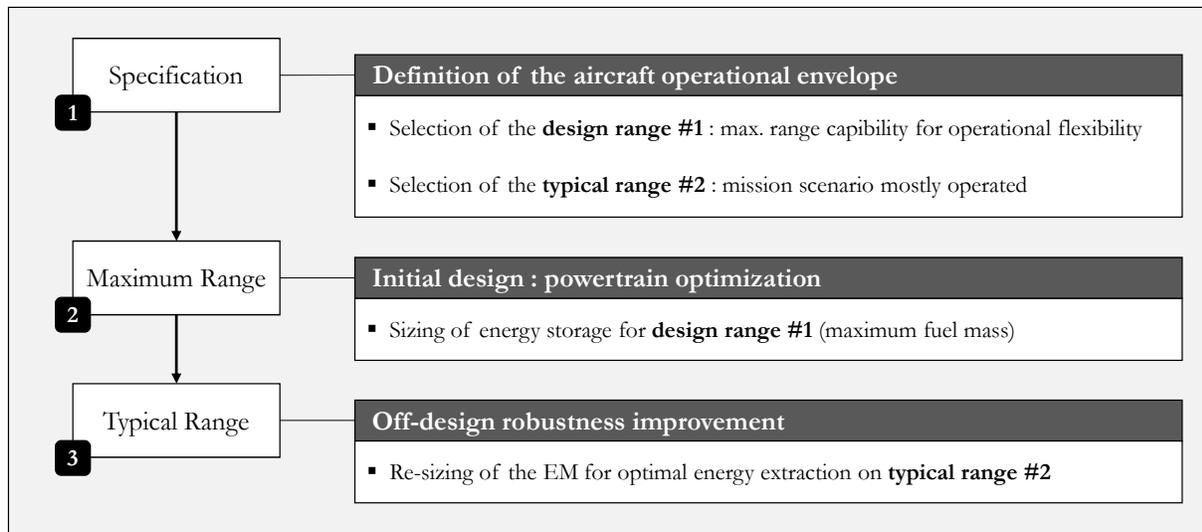


FIGURE 7.10 Methodology for parallel hybrid-electric powertrain sizing for off-design performance to retrofit a regional turboprop aircraft

Two design points can be selected in order to size the parallel hybrid-electric powertrain. The initial maximum design range (#1) is selected as the upper bound of missions, setting the aircraft's operational flexibility. It is used for the design at maximum fuel mass and MTOM. Then, the typical design range (#2) is selected as an intermediate range, below the initial design range, providing optimal battery use. It can be selected as a point where most of the flights are planned to operate. It is used to increase EM size in order to better extract battery energy at ranges below design range. As a result, fuel burn benefits are enhanced over the payload-range envelope.

7.6 Conclusion

In this paper, the off-design performance of a 50 PAX regional turboprop aircraft retrofitted with a parallel hybrid electric was analyzed and compared to the original conventional reference aircraft on the payload-range diagram. The hybrid design of interest is designed for a 270 nm mission and uses the hybrid propulsion during climb and cruise phases. A mission analysis and optimization framework was used to optimize the cruise operation and evaluate the fuel burn performance for both the hybrid and the conventional propulsion aircraft for the same conditions. The off-design performance was evaluated over the payload-range diagram. A set of payload-range pairs were analyzed in order to generate fuel improvement heatmaps.

From the study, it was shown that payload-range capabilities are strongly reduced when the original aircraft is retrofitted with hybrid propulsion to operate on shorter ranges.

The maximum range is reduced by about 70%. However, for short missions scenarios, fuel burn improvement can be expected. **The fuel burn reduction on the payload-range envelope is shown to be maximized on the design point, while benefits decrease when deviating from 270 nm design range. The investigation also highlighted the limitation in the capability of battery energy extraction at lower operating ranges where electric motor maximum nominal power is reached.**

Hence, an alternative approach was evaluated to resize the electric motor to fully extract battery energy at a lower range of 200 nm. For a battery mass reduction of 4.4% on the initial design, the electric motor size was increased by 30%. The fuel burn benefits on the maximum range design point was reduced by about 0.5 percentage point, while the overall payload-range map gained +1 percentage point. This way, the approach was shown to improve hybrid aircraft fuel burn benefits robustness over the payload-range off-design performance at minor penalty on the design point.

Finally, from the off-design analysis, **a two-step methodology was presented to adapt the parallel hybrid-electric design in order to enhance fuel burn benefits for missions below the maximum range design.** The aircraft is firstly designed for the maximum range in order to size energy storage. Secondly, the electric motor is redesigned for the typical range to maximize benefits of hybrid propulsion for scenarios where aircraft is most operated. The proposed methodology improves the fuel savings robustness of hybrid-electric aircraft for off-design operation over aircraft's flight envelope. This methodology allows designing the propulsion system according to airlines operational reality. The maximum design range provides margins and flexibility for periodical missions, while the hybridization benefits are improved for typical mission where aircraft operated mostly.

Note : Supplementary material is found in Appendix I for absolute fuel savings and flight speeds. In addition, an example of flight distribution weighting is presented in Appendix J.

CHAPITRE 8

DISCUSSION : Propulsion hybride électrique

8.1 Conception et réalisme d'opération

L'analyse du système de propulsion hybride électrique parallèle a montré l'introduction d'une complexité additionnelle dans le processus de conception et d'opération de la technologie. Ce type de propulsion apporte des degrés de liberté nouveaux tant dans le dimensionnement des composantes que la stratégie de gestion de celles-ci. Alors la conception d'une telle propulsion se doit d'être approchée avec davantage de précautions face aux réalités opérationnelle de l'avion. Des considérations qui étaient alors normalement remplies avec une approche historique utilisant des turbines à gaz , tels que la certification ou l'enveloppe de performance, développent une plus forte sensibilité au temps de disponibilité des sources d'énergie multiples.

Un aéronef conventionnel profite d'une grande flexibilité et d'une grande robustesse apportées par le carburant fossile. Sa densité énergétique est élevée et sa quantité peut être ajustée facilement. Une faible quantité de carburant additionnel permet d'ajouter une marge opérationnelle significative alors que la pénalité de masse est faible. Cependant, ceci n'est plus vrai pour un avion hybride électrique parallèle pour lequel des batteries de masse fixe et de densité énergétique faible sont embarquées.

Du fait de la problématique des batteries, l'intégration d'une propulsion hybride pour la réduction de consommation de carburant pour une mission donnée se fait au prix d'une réduction de l'enveloppe de performance et de la flexibilité d'opération. Tout d'abord, un maximum de batteries est installé pour maximiser les bénéfices, provoquant une pénalité de masse de l'avion au complet. Ensuite, une part de charge utile peut être aussi éventuellement sacrifiée afin d'augmenter l'emport en batteries. Enfin, l'ajout de batteries réduit en conséquence la part de carburant que l'avion peut emporter. Finalement, le concept apporte des bénéfices potentiels, au prix d'une masse plus élevée, et ayant perdu de sa capacité de distance parcourable et de charge utile. Cet aéronef gagne en efficacité tandis que sa marge opérationnelle reste limitée et son usage spécifique.

Ceci étant défini, les différentes réductions de marge citées plus haut introduisent un problème additionnel qui doit être abordé avec une attention toute particulière aux considérations opérationnelles de l'appareil. L'ajustement des degrés de liberté de cette technologie doit correspondre avec les besoins règlementaires et opérationnels de l'appareil dans toute

la durée de mission. Bien que l'on souhaite réduire la consommation en carburant durant la mission principale, il faut également être en mesure d'opérer lors d'autres missions de réserve et en cas de panne moteur. Il est nécessaire de déterminer à quel moment les batteries sont utilisées et comment sont opérées les réserves. Ces aspects définissent à la fois les niveaux d'hybridation et la stratégie de gestion, impactant directement les bénéfices potentiels.

Plus généralement, on montre ici que la technologie hybride, si elle considérée pour une application donnée, nécessite de prendre en compte dès le niveau conceptuel des considérations opérationnelles additionnelles de façon plus pointue et avec une forte dépendance au temps. Il s'agit ici d'éléments tels que les réserves, les scénarios critiques ou encore l'enveloppe de performance, permettant d'adapter le dimensionnement à la flexibilité d'opération désirée lors de l'exploitation de l'appareil.

Cet aspect résonne tout particulièrement avec une tendance d'évolution du processus de conception introduisant davantage de connaissance dès le niveau conceptuel (phase 0), introduit par Mavris et Delaurentis [83] (voir figure 8.1).

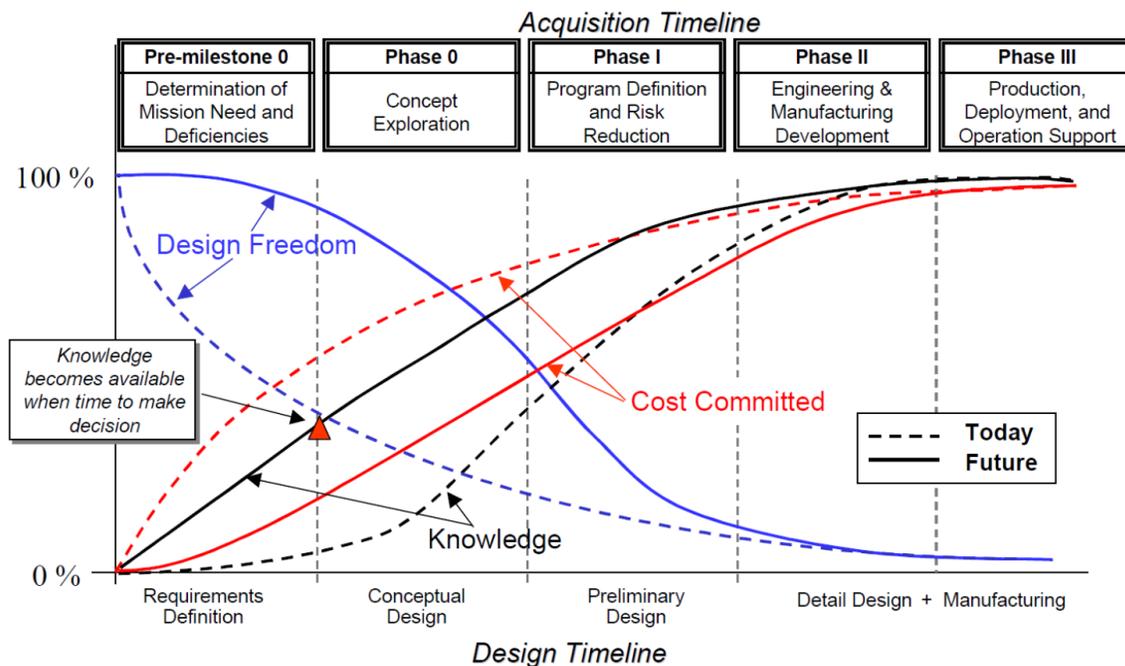


FIGURE 8.1 Relation entre flexibilité, connaissance et coûts dans le développement d'un avion. Tiré de Mavris et Delaurentis [83]

Selon cette approche, des éléments de modélisation sont inclus plus tôt dans le processus afin d'évaluer certains impacts critiques sur la conception, réduisant les coûts d'itération élevés à une phase plus avancée de développement. Cette tendance s'observe, entre autres,

dans la littérature avec un désir de remonter les considérations thermiques au niveau conceptuel afin de détecter des limitations dans l'opération des systèmes électriques sur la performance de l'avion. L'approche hybride apporte une nouvelle lecture de cette évolution de l'approche de conception, où l'architecture en tant que telle nécessite de faire remonter de la connaissance supplémentaire des aspects opérationnels pour sa conception.

Les analyses de cette thèse ont permis de considérer certains de ces aspects avec des hypothèses fixes comme la distance de mission (270 nm), la distance d'aéroport de décollage (100nm) ou l'altitude de montée à un moteur (1500 ft). Pourtant, ces éléments sont dans la réalité fortement dépendants de la mission réalisée et de l'aéroport de destination. En considérant les circuits d'approche et les procédures d'urgence propres aux aéroports, la distance de mission effectivement parcourue est significativement augmentée. Ainsi, une mission Toronto-Montréal de 270 nm de point à point revient à 385 nm en réalité avec les procédures d'approche. L'optimisation de l'aéronef doit donc considérer les conditions d'opération réelles et non les conditions idéales. Afin de mieux mesurer l'impact de cette variabilité, une approche statistique plus globale permettrait de déterminer des scénarios de décollage et de montée OEI davantage en adéquation avec les circuits imposés par le contrôle aérien et les aéroports.

D'autre part, le concept hybride par sa robustesse réduite par rapport à l'avion conventionnel demande une définition plus pointue du scénario d'utilisation et de la marge opérationnelle souhaitée afin de correspondre aux besoins de l'opérateur (mission typique contre mission maximale). La dernière analyse de cette thèse a proposé une méthode en deux points pouvant raisonnablement être étendue à d'autres aéronefs. Le niveau d'hybridation en énergie est ajusté pour les distances maximales, tandis que le niveau d'hybridation en puissance est ajusté pour les missions typiques et les scénarios d'urgence. Alors, la conception d'un tel appareil se doit d'impliquer pleinement l'opérateur dans la boucle pour définir un produit hautement personnalisé pour le modèle d'exploitation.

8.2 Quelles applications ?

L'hybridation, dans son approche première avec des batteries, se solde par une réduction importante de performance. Celle-ci peut être acceptable si l'avion est amené à opérer sur des missions relativement courtes, mais cela n'est pas le cas de la majorité des connexions. La performance reste donc un facteur important du point de vue de l'exploitation, et les batteries impliquent une pénalité importante sur celle-ci.

Si un avion existant hybride transporte moins de passagers et voit sa masse augmenter, ne serait-il pas plus judicieux d'opérer un avion conventionnel plus petit ? La question

se pose, et ces deux approches peuvent être observées dans une certaine mesure dans les développements récents de navettes régionales. L'Eviation Alice [50] et le Otto Celera 500L [17] sont tous deux des concepts développés dans le but d'augmenter l'efficacité propulsive et de réduire les coûts d'exploitation. Pourtant, bien que tous deux optimisent l'aérodynamique de leur concept, le premier fait le pari de la propulsion tout électrique à batteries tandis que le deuxième propose originalement une motorisation diesel hautement performante.

Le Alice propose 440 nm d'autonomie à 250 kts de vitesse et pour 9 passagers, alors que le Celera 500L offre 4500 nm à 400 kts et avec 6 passagers. En bout de ligne, le deuxième concept peut atteindre des bénéfices bien plus intéressants et réalistes en termes d'autonomie et de robustesse opérationnelle, car il conserve le carburant fossile comme principale source. Du point de vue économique également, le Celera 500L propose une approche comportant potentiellement moins de risques avec une technologie de motorisation déjà éprouvée pour une réduction des coûts d'opération annoncée à 75%. Le Alice quant à lui implique un investissement dans une grande quantité de batteries au lithium dont le coût d'achat, de maintenance et de remplacement peut pénaliser les gains réalisés par la propulsion électrique.

Alors, l'approche d'électrification implique-t-elle nécessairement de payer le prix fort de la masse pour réduire la consommation de carburant ? Si la propulsion hybride à batteries pénalise la flexibilité opérationnelle, cette technologie est-elle à écarter pour autant ? Pas nécessairement. Celle-ci peut être considérée selon des approches alternatives où la dépendance aux batteries est réduite ou bien annulée tout en conservant les avantages de conception du vecteur électrique.

Un système électrique simple peut tout d'abord réduire la consommation de carburant sur des phases de faible efficacité comme le roulage au sol. Le roulage électrique peut apporter un gain de carburant à l'aide d'un système simple et peu encombrant. Ensuite, l'approche électrique peut être considérée davantage selon une approche d'électrification subtile des systèmes par une intégration synergétique avec les moteurs existants. Alors, un moteur électrique peut assister le cycle thermodynamique de la turbine afin de réduire le débit de carburant lors d'opération de faible efficacité comme le ralenti sans recourir à une quantité importante d'énergie électrique. Enfin, la source secondaire de batteries peut tout simplement être remplacée pour une source alternative offrant une densité énergétique plus élevée et offrant une disponibilité technologique intéressante à court terme. En définitive, une approche d'hybridation légère synergétique peut ouvrir un usage potentiel de l'électrification vers des appareils de transport commercial à plus grande échelle en limitant la pénalité de masse des batteries.

CHAPITRE 9

CONCLUSION

9.1 Sommaire

Le concept d'avion régional à propulsion hybride électrique parallèle a été optimisé dans l'objectif de réduire la consommation en carburant sur une mission de 270 nm avec des composantes électriques actuelles et une technologie de batteries de 2030. Le système de propulsion hybride a été installé en remplacement du système original sur un avion turbopropulseur existant de type DHC-8-300. L'étude de la technologie hybride dans son ensemble a montré que celle-ci introduit des degrés de liberté additionnels impliquant des couplages supplémentaires entre les disciplines principales de la conception d'un avion. Il a été montré que la stratégie de répartition des énergies durant la mission avait un rôle significatif dans la réduction de la consommation en carburant sur l'ensemble des conditions de vol, y compris lors de scénarios critiques de montée à un moteur (OEI) suite à une panne.

Ainsi la performance du concept d'avion régional a été analysée afin de quantifier les bénéfices potentiels de la technologie hybride en considérant la stratégie de distribution de puissance, les requis de certification ainsi que l'opération sur l'ensemble de l'enveloppe de performance des distances et des charges utiles (*payload-range*). Pour cela, un environnement d'analyse de mission de niveau conceptuel a été développé afin d'évaluer la performance d'un avion opérant une propulsion à deux chaînes de puissance utilisant des énergies différentes. Une approche d'optimisation multimissions a été implémentée afin d'ajuster les niveaux d'hybridation, la stratégie de distribution de puissance et les vitesses d'opération pour minimiser la consommation en carburant tout en respectant requis de certification tels que le critère de montée à un moteur, le dégagement vers un autre aéroport ou encore la réserve de 45 min. Une méthode d'optimisation par métamodèles a été utilisée afin de diviser par quatre le temps d'exploration de l'espace de conception.

Tout d'abord, trois stratégies d'hybridation en mission ont été sélectionnées de la littérature et analysées par simulation sur l'avion et la mission de référence. Malgré la pénalité de masse des batteries, il a été démontré que **l'usage du mode hybride combiné en phase de montée et de croisière apporte plus de gains de carburant que l'usage en montée ou en croisière seulement**. Les gains estimés sont alors trois à quatre

fois supérieurs que les deux autres stratégies. Également, il a été montré que l'utilisation d'hypothèses technologiques réalistes pour les batteries apportait des bénéfices de l'ordre de 6% pour la stratégie montée-croisière, bien inférieurs aux résultats optimistes de la littérature.

Ensuite, l'impact des requis de certification sur le dimensionnement et la performance de l'avion hybride ont été évalués selon deux approches de conception. La première approche a considéré une réduction de taille de turbine à gaz impliquant un requis d'assistance électrique en fin de mission pour compléter un scénario d'urgence de montée à un moteur. La deuxième a considéré une turbine dont la taille d'origine a été conservée, permettant de réaliser les scénarios critiques à haute puissance sans recours à l'assistance électrique, laissant plus d'énergie pour la mission. Les résultats ont montré qu'**une réduction de taille de turbine n'apporte pas de bénéfices additionnels à cause du requis d'énergie électrique en scénario critique**. Le requis de montée à un moteur en fin de mission provoque une réduction de 12.6% des gains en carburant, tombant à une valeur équivalente à celle de l'approche utilisant la turbine originale.

Enfin, les gains en carburant ont été évalués sur l'enveloppe de performance charge utile et distance, pour de nombreuses conditions de vol hors du point de conception. Par sa conception spécifique pour des missions courtes, une réduction significative de l'enveloppe de vol est observée. Une carte de niveaux de chaleur a permis de mettre en évidence l'impact de la masse fixe et constante des batteries sur l'opération et la performance de l'avion. Ainsi, il a été observé que **les gains de carburant diminuent lorsque les conditions de vol s'écartent de la mission de conception. Les gains potentiels sont alors limités par soit par la capacité des batteries soit par la puissance des moteurs électriques**. Comme la mission typique opérée par l'appareil peut être plus petite que la distance de conception pour des raisons de flexibilité opérationnelle, il est alors possible de jouer sur la taille du moteur pour optimiser la conception par rapport à l'enveloppe hors point de design. De ce fait, une méthode de conception en deux points a été proposée afin d'adapter le dimensionnement du moteur électrique pour maximiser les gains de carburant sur des distances plus courtes, plus en adéquation avec la réalité opérationnelle de l'appareil. Avec cette méthode, un gain moyen de 1.3 point de pourcentage peut être attendu sur toute l'enveloppe pour une pénalité négligeable sur le point de conception.

9.2 Contributions originales

Le travail d'analyse de cette thèse a permis de quantifier les gains potentiels de carburant apportés par un système de propulsion installé sur un avion existant. Un environnement numérique spécialement développé a permis de concevoir le système selon une approche d'optimisation des nouveaux degrés de liberté, à savoir l'hybridation en énergie, en puissance et la stratégie de gestion. Cette approche d'optimisation de l'hybridation, non répandue dans la littérature, offre la possibilité de déterminer le système optimal pour une application et des niveaux technologiques donnés. Cela permettant de cibler directement les performances potentielles.

Dans un second temps, une telle approche a permis d'utiliser des hypothèses raisonnables et réalistes quant aux spécifications. Ainsi, le système a été conçu pour une opération sur de courtes distances en incluant des batteries disponibles dans un avenir proche. Les analyses ont alors donné des gains de carburant plus faible, permettant d'apprécier avec plus de lucidité le potentiel d'une telle technologie à court ou moyen terme.

Finalement, la contribution majeure de ce travail réside dans une approche différente des aspects opérationnels dans la boucle de conception et d'analyse de l'architecture hybride parallèle. Il été montré que la gestion de deux sources d'énergie de natures différentes apportait une complexité d'opération nécessitant une certaine vigilance en fonction du temps de la mission et des scénarios. La stratégie de gestion des énergies influence les gains potentiels de carburant durant la mission principale, mais également la capacité de compléter des scénarios d'opération à un moteur. D'autre part, le niveau d'hybridation des énergies et des puissances doit prendre compte à la fois des cas critiques d'opération tout comme la flexibilité de l'enveloppe de vol désirée par l'opérateur.

9.3 Perspectives

Les résultats présentés ont montré que l'usage des batteries limite fortement les performances de l'avion tout comme les gains de carburant potentiels. Le déséquilibre de densité énergétique entre le carburant et les batteries pénalise fortement les capacités de distance parcourable et de charge utile de l'avion original. De ce fait, une approche d'hybridation avec des batteries comme source secondaire semble restreinte à des applications de niche comme les connexions de courte distance.

Pourtant l'approche d'hybridation du système de propulsion possède encore un large potentiel qui reste à explorer pour une application dans l'aviation commerciale. Tout d'abord l'usage de l'hydrogène comme source secondaire peut solutionner le problème de masse, laissant des chances à l'hybridation "lourde" d'entrer en exploitation à plus court terme.

Cependant d'autres défis techniques sont introduits comme l'intégration spatiale. Ensuite, l'assistance électrique peut être intégrée de façon plus synergétique avec la turbine à gaz afin d'assister celle-ci dans son cycle thermodynamique dans des phases spécifiques de faible efficacité telle que l'opération en ralenti (*idle*). Alors, une réduction de carburant peut être réalisée avec un système de faible hybridation ne nécessitant que peu de pénalité de masse de batteries. Enfin, l'hybridation peut se manifester aussi simplement que par l'usage d'un système de roulage électrique permettant d'augmenter fortement l'efficacité propulsive de l'avion durant une phase de roulage au sol (taxi).

Enfin, ce travail a montré l'importance des considérations opérationnelles dès le niveau conceptuel, permettant de prendre en compte l'ensemble des réalités d'exploitation dans la conception et la planification des stratégies d'hybridation dans le temps de mission. Ainsi les résultats présentés ici ne constituent qu'un premier pas dans un travail d'exploration plus large de l'impact des réalités opérationnelles en impliquant à la fois les pilotes et les opérateurs aériens dans le processus de conception avant-projet.

ANNEXE A

Réglementation

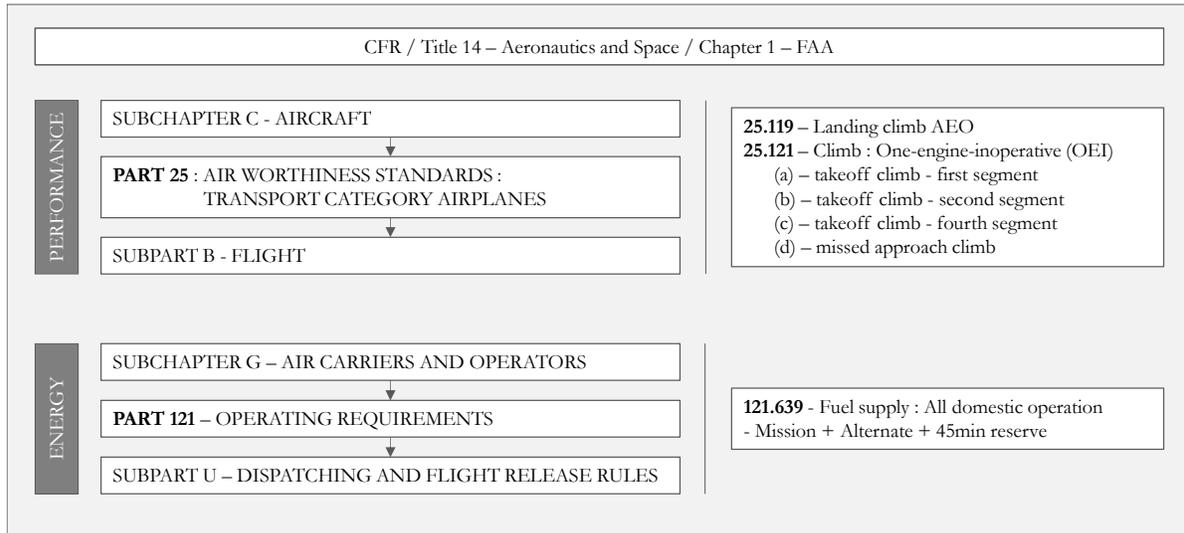


FIGURE A.1 Source des éléments de réglementation considérés dans la thèse (Source FAA [51])

ANNEXE B

Performance de l'avion de référence

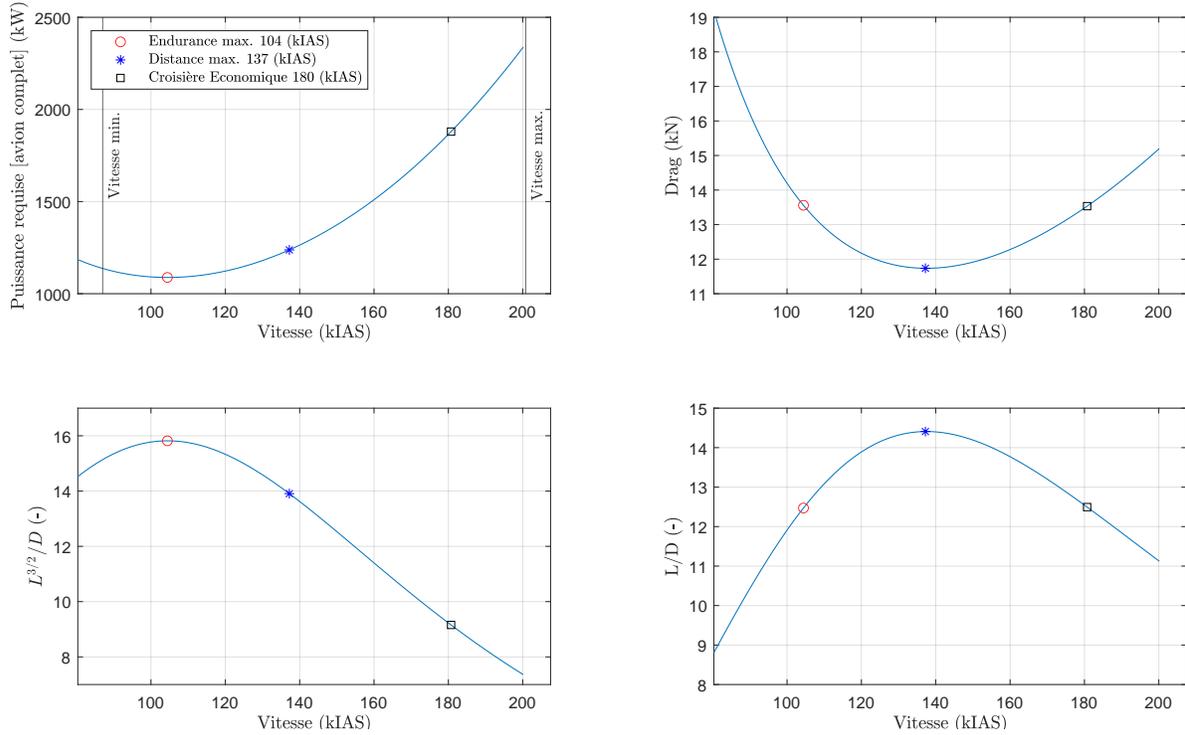


FIGURE B.1 Analyse de la performance de l'avion de référence avec la polaire calibrée (Altitude 25,000 ft | masse 38,000 lb)

ANNEXE C

Formulation de la stratégie d'hybridation

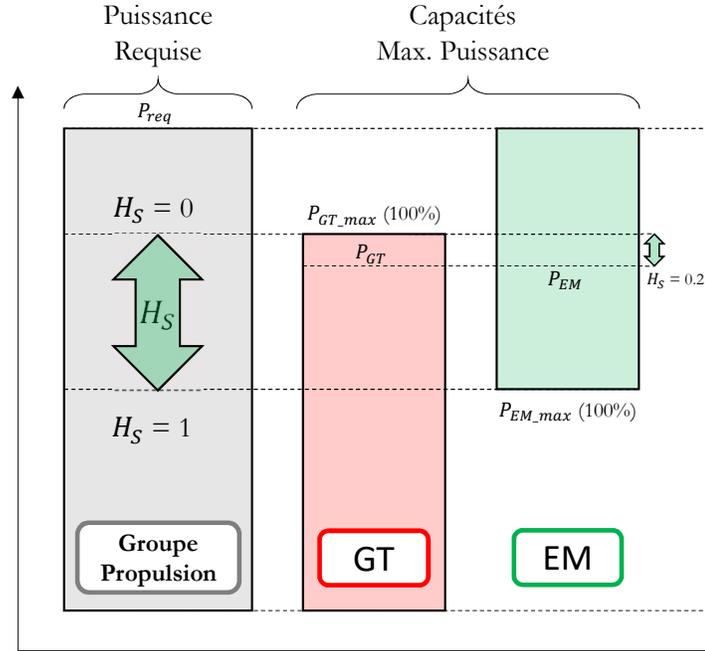


FIGURE C.1 Définition du paramètre de gestion de la stratégie d'hybridation H_S . Inspiré de Hoelzen et al. [66]

$$\begin{aligned}
 & \text{Puissance distribuable avec } H_S \\
 & \text{Capacité puissance totale} \\
 P_{EM} &= P_{EM_max} - (1 - 0.2) \cdot [(P_{EM_max} + P_{GT_max}) - P_{req}] & (1) \\
 P_{EM} &= P_{EM_max} - (1 - H_S) \cdot [(P_{EM_max} + P_{GT_max}) - P_{req}] & (2) \\
 P_{EM} &= P_{EM_max} - [P_{EM_max} + P_{GT_max} - P_{req} - H_S \cdot P_{EM_max} - H_S \cdot P_{GT_max} + H_S \cdot P_{req}] & (3) \\
 P_{EM} &= H_S \cdot P_{EM_max} - [P_{GT_max} - P_{req} - H_S \cdot P_{GT_max} + H_S \cdot P_{req}] & (4) \\
 P_{EM} &= H_S \cdot P_{EM_max} - [(1 - H_S) \cdot P_{GT_max} - (1 - H_S) \cdot P_{req}] & (5) \\
 P_{EM} &= H_S \cdot P_{EM_max} + (1 - H_S) \cdot [P_{req} - P_{GT_max}] & (6) \\
 P_{EM} &= H_S \cdot P_{EM_max} + (1 - H_S) \cdot \max[0, (P_{req} - P_{GT_max})] & (7)
 \end{aligned}$$

FIGURE C.2 Démonstration de l'équation déterminant la répartition de puissance thermique/électrique avec le paramètre de gestion de la stratégie d'hybridation H_S . Inspiré de Hoelzen et al. [66]

ANNEXE D

Processus d'analyse de mission

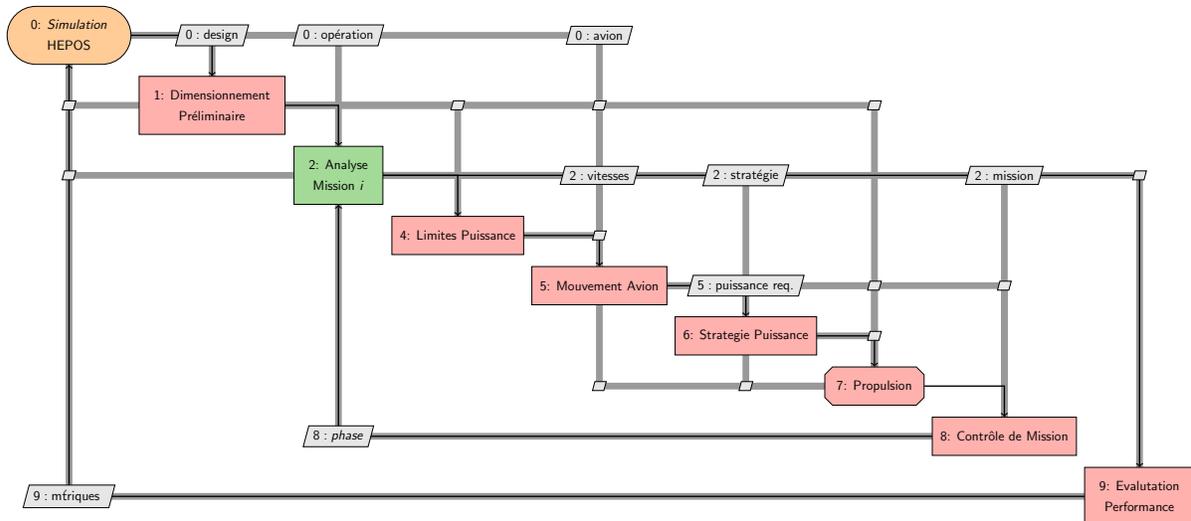


FIGURE D.1 Structure de l'environnement d'analyse de mission au format XDMS [72]

TABLEAU D.1 Description des processus de l'environnement d'analyse de mission

Processus	Description
0 : Initialisation	Importation des paramètres de design de la propulsion, d'opération de la mission et d'aérodynamique de l'avion
1 : Dimensionnement préliminaire	Calcul de la masse des composants de propulsion et des sources d'énergie en fonction des paramètres d'entrée
2 : Analyse de mission	Simulation itérative de l'état de l'avion et des composants de propulsion sur une mission au complet
3 : Atmosphère	Calcul de la densité de l'air en fonction de l'altitude et de la température ambiante
4 : Limites de puissance	Définition des puissances maximales autorisées selon les conditions de vol (normal, décollage, montée d'urgence)
5 : Mouvement de l'avion	Calcul de la puissance requise en fonction des vitesses, des conditions d'opérations, de la phase de vol et de l'aérodynamique de l'avion (polaire)
6 : Stratégie de puissance	Distribution de la puissance requise entre les chaînes thermiques et électriques en fonction du paramètre de stratégie H_S
7 : Systèmes de propulsion	Calcul de la chaîne d'efficacité depuis la puissance requise à l'hélice jusqu'aux sources d'énergie (batteries/carburant)
8 : Contrôle de la mission	Changement de phase de vol en fonction de la condition de vol et des objectifs pré-définis (altitude, durée)
9 : Évaluation de performance	Calcul des métriques de performance de l'avion et des sous-composantes en fin de mission

ANNEXE E

Structure des environnements numériques

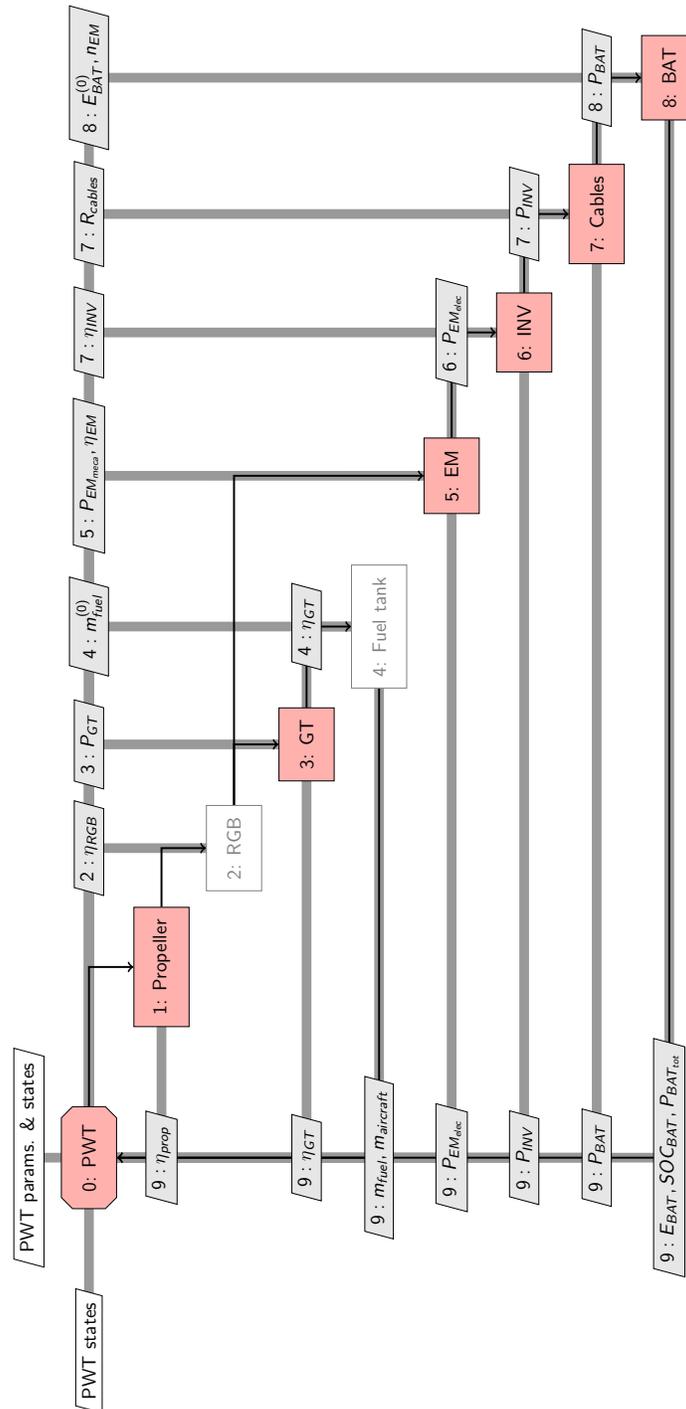


FIGURE E.1 Structure développée de la modélisation du groupe de propulsion hybride (PWT) au format XDSM [72]. Tiré de Quillet et al. [101]

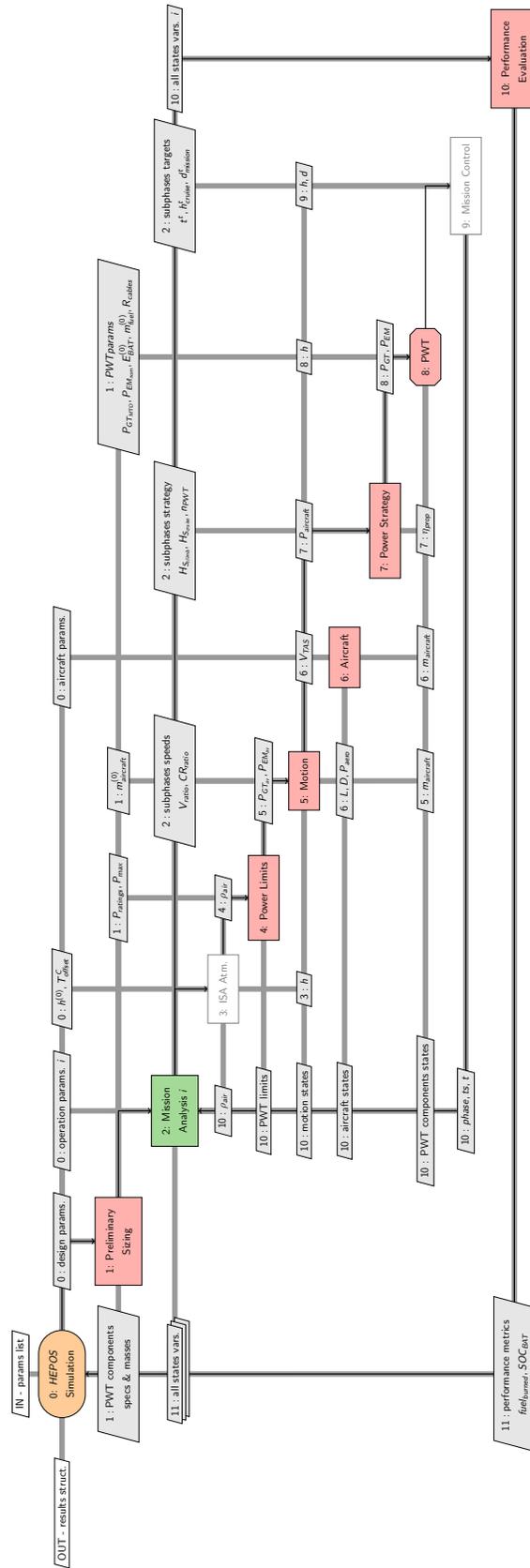


FIGURE E.2 Structure développée du processus d'analyse de mission au format XDSM [72]. Tiré de Quillet et al. [101]

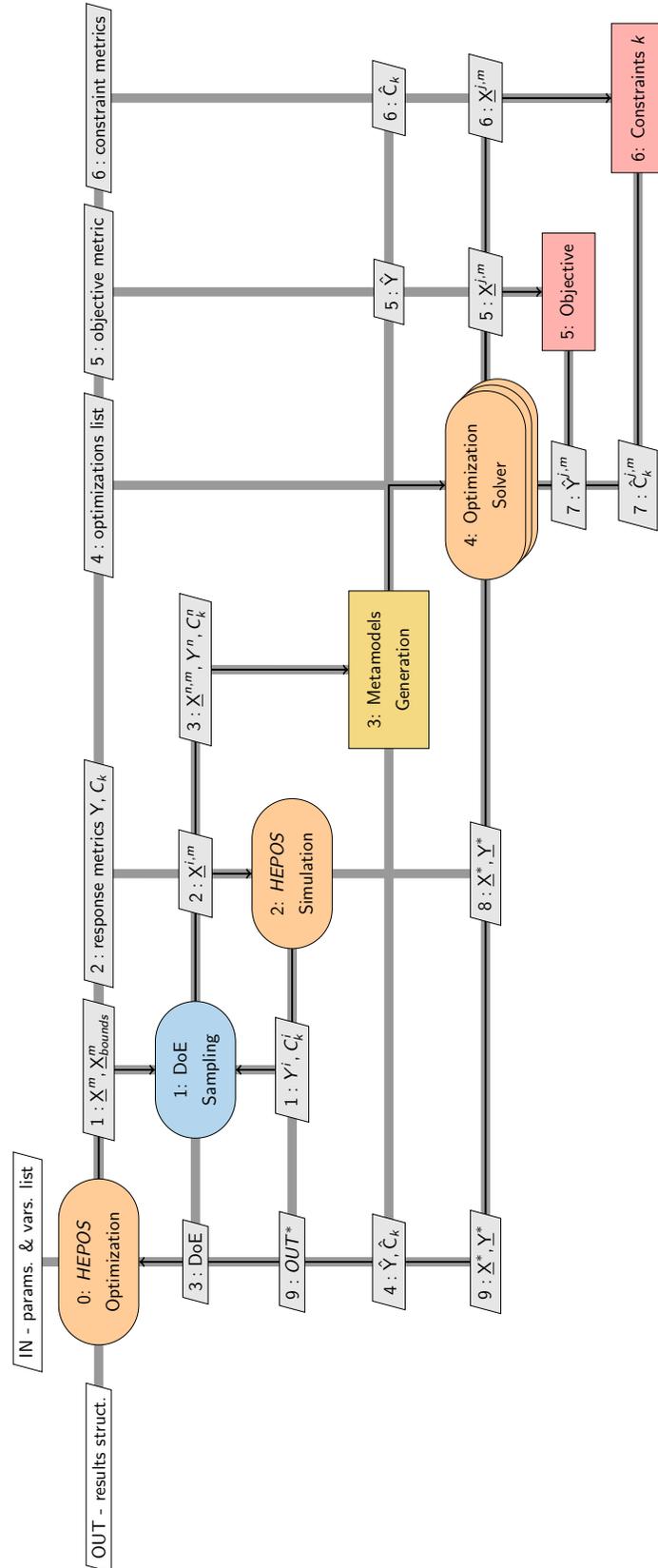


FIGURE E.3 Structure du processus d'optimisation au format XDSM [72]. Tiré de Quillet et al. [101]

ANNEXE F

Configuration matériel informatique

TABLEAU F.1 Configuration informatique pour la calcul parallèle

Composant	Spécification
Processeur	AMD Ryzen Threadripper 3960x 24 core
Carte graphique	NVIDIA RTX 2080
Mémoire vive	4 x 16 GB
Refroidissement	BeQuiet dark rock pro 4
Alimentation	Corsair RM850x ATX
Noeuds de calculs disponibles	48
Noeuds dédiés à MATLAB	42
Version MATLAB	R2021a

ANNEXE G

Matériel supplémentaire article #1 (Partie A)

Note : Informations additionnelles fournies comme "supplementary material" de l'article #1 (chapitre 6) et non révisées par les pairs.

Results and discussion

The supplementary Figure G.1 presents the evolution of power hybridization ratio and GT size as function of design payload and for the different design approaches. As shown on Figure G.1.b), Design (B1) and (B2) have downsized gas turbines compared to design (C) that has original size GT. This explains why design (C) has lower relative hybridization ratio on Figure G.1.a).

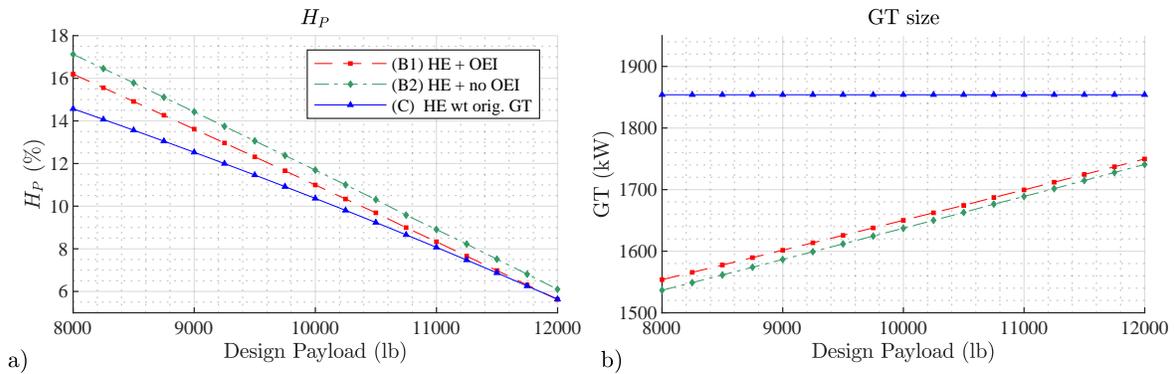


FIGURE G.1 Powertrain design resulting from optimizations

The supplementary Figure G.2 presents the evolution of cruise gas turbine power and average aircraft cruise speed as function of the design payload. We observe that the hybrid design allow to reduce the use of gas turbine (Figure G.2.a) while the aircraft can fly faster due to electric assistance during cruise phase (Figure G.2.b). The design with original gas turbine can fly even faster while using higher GT power and full electric assistance. This allows to reduce mission time and save fuel despite the lower GT efficiency operation shown hereinafter in the supplementary Figure G.3. The hybrid propulsion aircraft considered is shown to minimize its fuel consumption when the electric motors are sized to be operated at 100% power both in climb and cruise phases. It allows to climb faster to high altitude, where the gas turbine operates at better efficiency. Then it allows to fly faster during cruise phase to reduce mission time and save fuel.

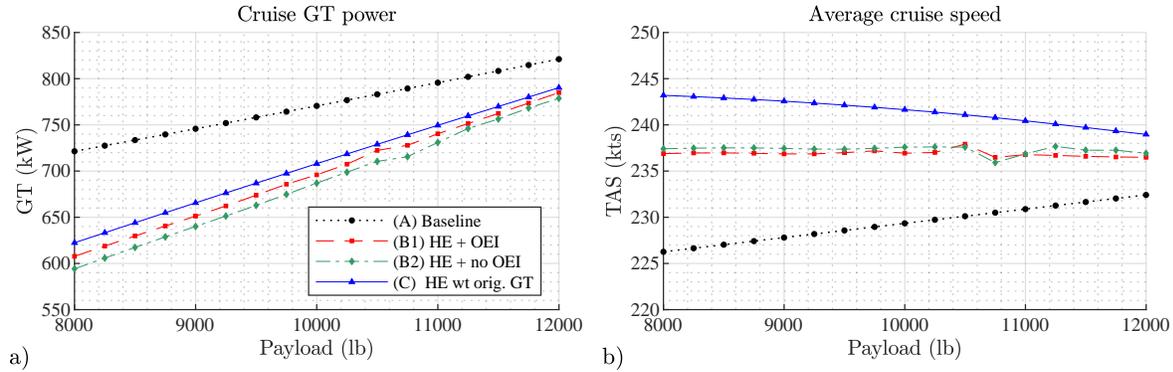


FIGURE G.2 Gas turbine and aircraft operation resulting from optimization

The supplementary Figure G.3 shows the simulation of the three designs for 10,000 lb payload. The major state variables of interest are displayed. The figures highlight the combined effect of powertrain design and operation on overall aircraft performance on the target mission. The subfigures respectively present : aircraft altitude (G.3.a), aircraft speed (G.3.b), Electric motor power per engine (G.3.c), gas turbine power setting (G.3.d), gas turbine power per engine (G.3.e), gas turbine normalized efficiency (G.3.f) and normalized fuel flow (G.3.g).

During climb phase, design (B) is impacted by reduced power capability due to combined effect of downsized gas turbine and altitude power reduction. On the other side, design (C) gather original gas turbine with electric assistance, allowing for faster climb than baseline aircraft (A). Design (C) has better gas turbine efficiency but higher fuel flow due to higher power setting. Finally, as climb phase is shorter, the fuel consumed is lower than design (B).

During cruise phase, design (C) fly faster to balance the higher duration of the phase compared to other designs. Gas turbine efficiency and fuel flow are lower than baseline aircraft (A), and remain similar to downsized GT design (B). Then hybrid design allow to reduce gas turbine use during cruise phase. During descent phase, design (C) has higher fuel flow and lower efficiency due to lower power setting relative to higher GT size. Hence, the overall fuel flow difference is a subtle balance between the design approach (GT downsized or not), flight phases duration (aircraft speed) and power settings.

In conclusion, on the one side, for a downsized gas turbine design (B1), the use of electric assistance for OEI emergency situation reduces the available energy during mission, resulting in a lower electric motor size that explains the fuel saving difference that is created with design (B2) throughout the mission. Moreover, a downsized gas turbine penalized the climb performance of the aircraft, increasing mission duration.

On the other side, a design with original gas turbine (C) meet OEI scenario with no electric assistance, leaving all electric energy for fuel saving purpose on the main mission. Besides, keeping original gas turbine allow to benefit from electric assistance to have better climb performance, operate cruise phase faster and reduce mission blocktime.

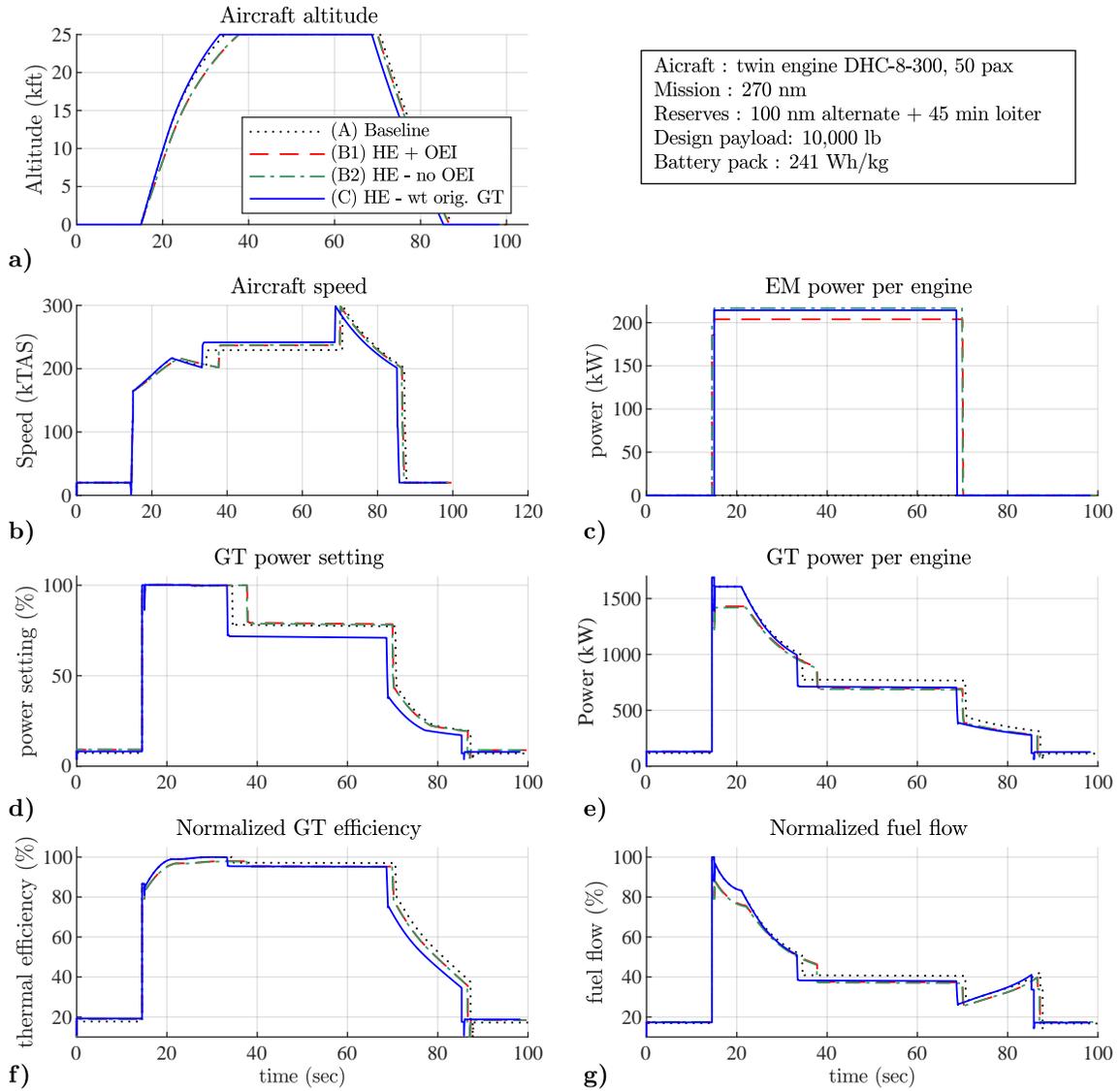


FIGURE G.3 Detailed simulations of hybrid design at 10,000 lb payload

ANNEXE H

Matériel supplémentaire article #1 (Partie B)

Evaluation of CO_2 emissions

Figure H.1 shows the estimated CO_2 emissions for the baseline aircraft (1, in black dotted) and the hybrid parallel design with original GT (3, in blue). Two additional configuration studied in the HEPOS project are also displayed : electric landing gear taxiing systems only (2a, in red), and hybrid combined with electric taxing system (4, in green). The CO_2 evaluation includes emissions from fuel combustion (3.16 kg CO_2 /kg of fuel) and emissions from electricity production (0.501 kg CO_2 /kWh, Europe). Grid energy emission factors assumption are taken from [24]).

Despite the fuel savings estimated, we observe that the hybrid design (3, in blue) has a higher emission factor than the baseline aircraft. The hybrid design is in fact impacted by the high amount of electric energy transported and the high grid energy emission factor of Europe, that uses coal-fired power plants in some countries.

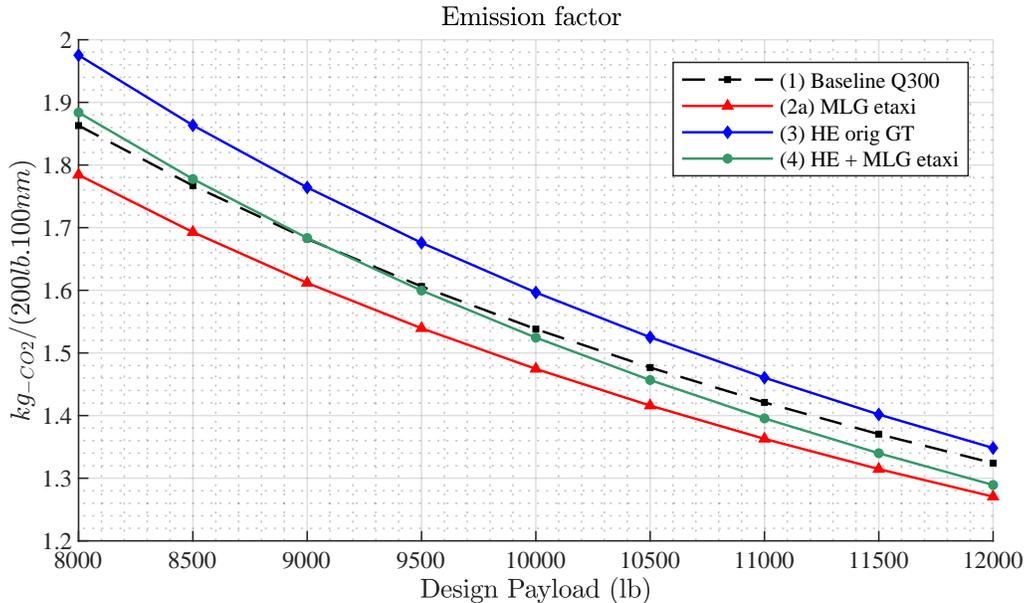


FIGURE H.1 CO_2 emissions per passenger per 100 nm

Figure H.2 shows the evolution of hybrid aircraft emission factor if the grid energy production is enhanced with increased share of renewable processes and reduced share of coal-fired plants. As grid energy emission factor is reduced, the hybrid propulsion design emits lower CO_2 . If grid energy source is sufficiently improved (such as Canada), the hybrid design emits less CO_2 than the baseline conventional aircraft.

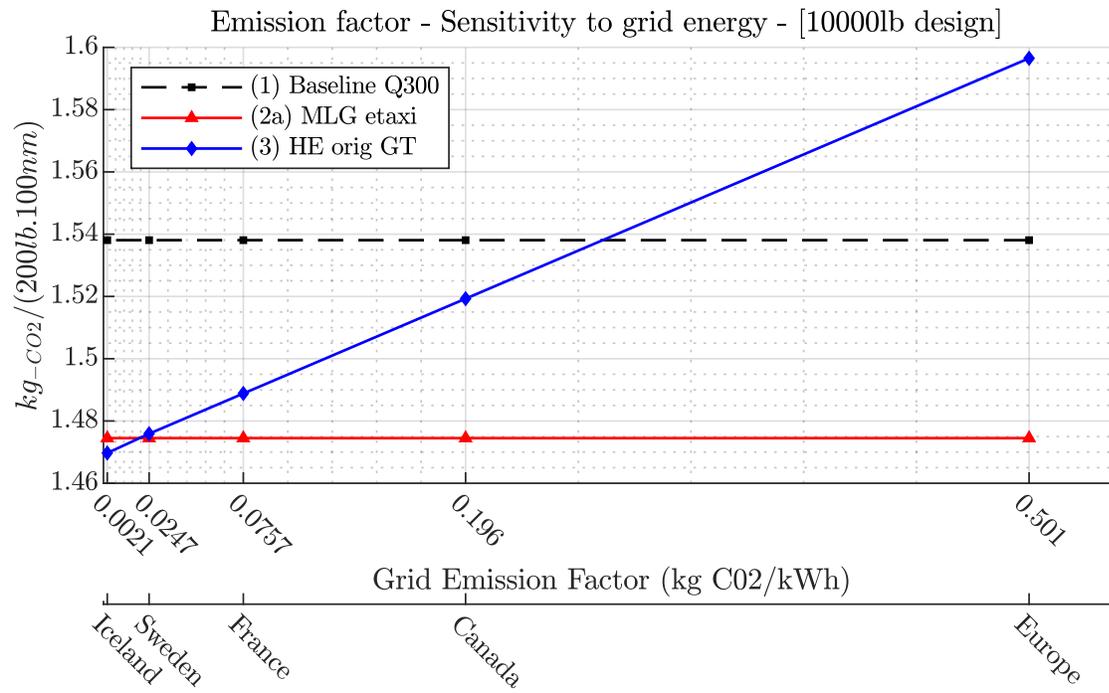


FIGURE H.2 Payload-range envelope map for initial design (1) : fuel and speed

ANNEXE I

Matériel supplémentaire article #2 (Partie A)

Figure I.1.a) shows the absolute fuel saved by the hybrid propulsion aircraft through the payload-range envelope compared to the reference conventional propulsion aircraft. The maximum saving occurs on the design range. Figure I.1.b) show the evolution of average cruise speed.

We note that the aircraft is flying at lower speeds below the design range where the EM is already operated at maximum continuous power and battery energy cannot be fully exploited. For distance above design range, the aircraft is limited by battery capacity and so needs to reduce EM power. Consequently, the aircraft operates at higher cruise speed in order to balance reduction of EM contribution and maximize fuel saving by reducing flight time.

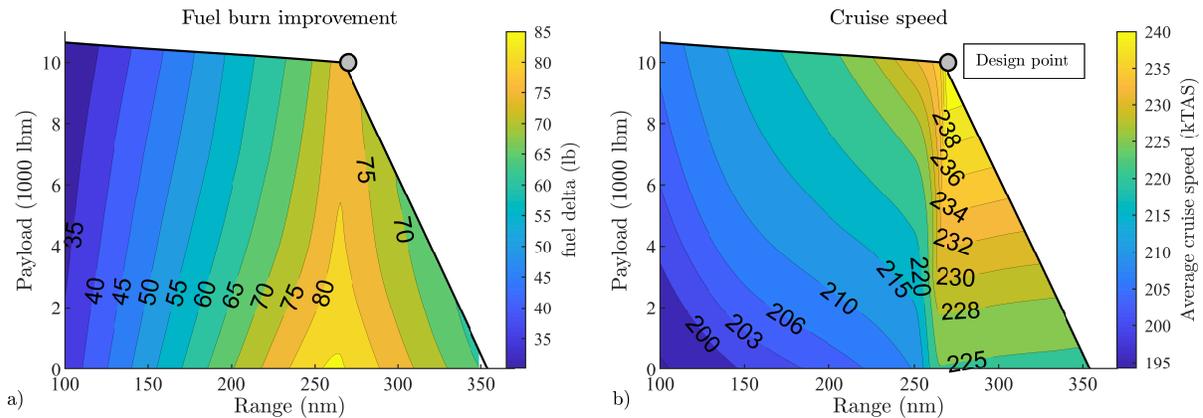


FIGURE I.1 Payload-range envelope map for initial design (1) : fuel and speed

On Figure I.2, we observe that the EM redesign method allows much higher absolute fuel saving on the lower mission ranges (around "typical" range). The flight speeds are only shifted to the left and do not vary that much.

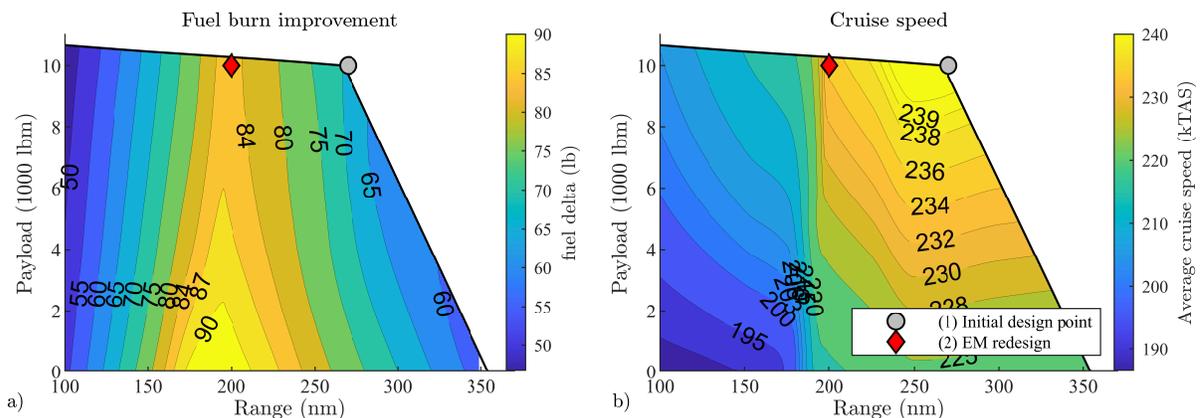


FIGURE I.2 Payload-range envelope for the EM redesign (2) : fuel and speed

ANNEXE J

Matériel supplémentaire article #2 (Partie B)

Figure J.1 shows an example of flights distribution across the payload-range map as a case study to compute a weighted average of the fuel savings. It allows to estimate a more realistic mean of the fuel savings through the map depending on missions occurrence. This weighting is **purely theoretical** and based on a 2D normal distribution centered on 200 nm range and 9000 lb payload ($\mu_1 = 200$, $\sigma_1 = 100$, $\mu_2 = 9000$, $\sigma_2 = 4000$).

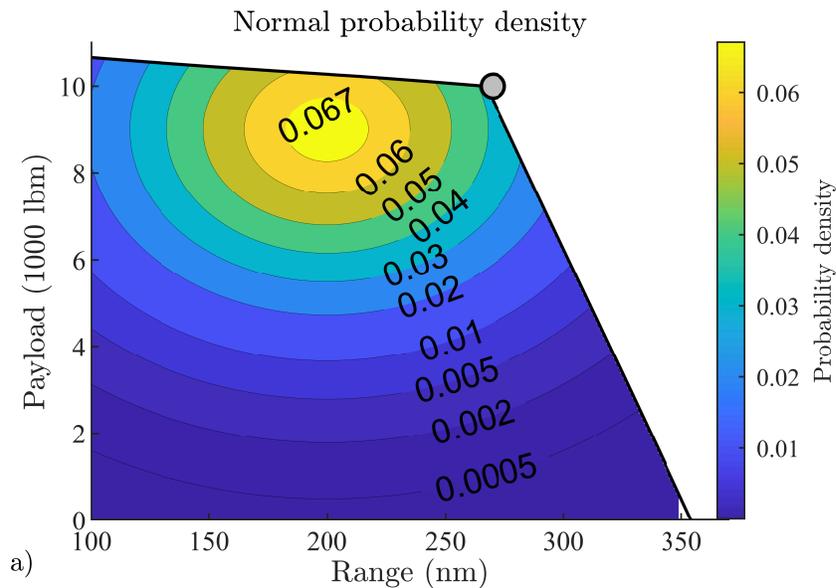


FIGURE J.1 Normal probability density weighting on payload-range envelope

Table J.1 presents a comparison of the average and the weighted average of fuel saving through the payload-range map. The weight average results in a 38% higher estimation of improvement between initial design #1 and EM redesign #2 (increased from +1.07% to +1.48%).

TABLE J.1 Off-design performance : comparison with weighted average

	Relative fuel improvement (%)		$\Delta(\%pp)$
	(1) Initial Design Map	(2) EM Redesign Map	
Initial design point (270 nm 10000 lb)	5.16	4.63	-0.53
Peak	6.87	9.04	+2.17
Average map	5.03	6.10	+1.07
Weighted average	4.85	6.33	+1.48

LISTE DES RÉFÉRENCES

- [1] Abdallah. Air Inuit Dash 8-300Q on final approach at Montréal-Pierre Elliott Trudeau International Airport. disponible sur [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Air_Inuit_\(10111289846\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Air_Inuit_(10111289846).jpg), 2013.
- [2] Shannon Ackert. Aircraft Payload-Range Analysis for Financiers. Technical report, Aircraft Monitor, 2013.
- [3] Aura Aero. ERA - Electric Regional Aircraft. disponible sur <https://aura-aero.com/era/>, 2021.
- [4] Heart Aerospace. Electrifying regional air travel. disponible sur <https://heartaerospace.com/>.
- [5] Airbus. Global market forecast 2019-2038. disponible sur <https://www.airbus.com/aircraft/market/global-market-forecast.html>, 2019.
- [6] Airbus. ZEROe - Towards the world's first zero-emission commercial aircraft. disponible sur <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe.html>, 2021.
- [7] Ampaire. Hybrid-Electric Aircraft. disponible sur <https://www.ampaire.com/flight-plan>, 2021.
- [8] John David Anderson. *Aircraft Performance & Design*. Mcgraw-Hill Editions, mcgraw-hill education edition, 1999.
- [9] Antony Angrand. "Des commuters hybrides", interview Stéphane Cueille, Safran-CORAC. *Air et Cosmos*, n(2645) :94–97, June 2019.
- [10] Antony Angrand. "Le régional constitue un segment qui se prête bien à la propulsion hybride électrique", interview Jean Hermetz, ONERA. *Air et Cosmos*, n(2740) :28–29, June 2021.
- [11] Kevin Antcliff, Nicholas K. Borer, Sky Sartorius, Pasha Saleh, Robert Rose, Maxime Gariel, Joseph Oldham, Joseph Courtin, Marty Bradley, Satadru Roy, Brian Lynch, Arnel Guiang, Paul Stith, Dengfeng Sun, Susan Ying, Michael D. Patterson, Vince Schultz, Roei Ganzarski, Kevin Noertker, Cory Combs, and Rich Ouellette. Regional Air Mobility - Leveraging Our National Investment to Energize the American Travel Experience. Technical report, NASA, April 2021.
- [12] Kevin R. Antcliff and Francisco M. Capristan. Conceptual Design of the Parallel Electric-Gas Architecture with Synergistic Utilization Scheme (PEGASUS) Concept. In *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, AIAA AVIATION Forum, pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, June 2017.
- [13] Kevin R. Antcliff, Mark D. Guynn, Ty Marien, Douglas P. Wells, Steven J. Schneider, and Michael J. Tong. Mission Analysis and Aircraft Sizing of a Hybrid-Electric Regional Aircraft. In *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA SciTech Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, January 2016.

-
- [14] Mario Asselin. *Operational Aircraft Performance and Flight Test Practices*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, May 2021.
- [15] ATR. ATR prépare la nouvelle génération de ses avions leaders du marché, 2022. disponible sur <https://www.atr-aircraft.com/fr/presspost/atr-prepare-la-nouvelle-generation-de-ses-avions-leaders-du-marche/>.
- [16] ATR. Global market forecast 2022-2041. disponible sur https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2022/07/ATR_Market-Forecast_2022_Digital_HD.pdf, 2022.
- [17] Otto Aviation. CELERA 500L, Flying Private at the Fraction of the Cost, March 2022. disponible sur <https://ottoaviation.com/celera-500l>.
- [18] Bellamy. Embraer Studying Next Generation Turboprop Concept for Regional Airline Market. disponible sur <https://www.aviationtoday.com/2021/08/17/embraer-studying-next-generation-turboprop-concept-regional-airline-market/>, August 2021.
- [19] Boeing of Canada Ltd. - De Havilland Division - Downsview, Ontario, Canada. Dhc-8 series 300, model 314, dash 8, approved flight manual, August 1991.
- [20] Bombardier Aerospace, Regional Aircraft - Downsview, Ontario, Canada. Q300 fact sheet - bombardier. available at https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwj4icnAle_vAhUHs54KHxNcG1cQFjADegQIAhAD&url=https%3A%2F%2Fwww2.bombardier.com%2FUsed_Aircraft%2Fpdf%2FQ300_EN.pdf&usg=A0vVaw0QEf3uwCltdvcHlTmgsP1u, June 2006. Online; accessed 08 April 2021.
- [21] Giorgio Enrico Bona, Mattia Bucari, Andrea Castagnoli, and Lorenzo Trainelli. Flybrid : Envisaging the Future Hybrid-Powered Regional Aviation. In *AIAA/3AF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium*, AIAA AVIATION Forum, pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, June 2014.
- [22] Nicholas K. Borer, Craig L. Nickol, Frank Jones, Richard Yasky, Kurt Woodham, Jared Fell, Bradon Litherland, Patricia Loyselle, Andrew Provenza, Lee Kohlman, and Aamod Samuel. Overcoming the Adoption Barrier to Electric Flight. In *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA SciTech Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, January 2016.
- [23] Vincent Boulanger, Dominik Quillet, David Rancourt, Alexandre Pelletier, Jérôme Cros, Richard Freer, and Pierre Bertrand. Parallel-Hybrid Powertrain Architectures and their Challenges for a Regional Aircraft. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, AIAA AVIATION Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, July 2021.
- [24] Matthew Brander, Aman Sood, Charlotte Wylie, Amy Haughton, and Jessica Lovell. Technical Paper, Electricity-specific emission factors for grid electricity. Technical report, Ecometrica, August 2011.
- [25] Benjamin J. Brelje and Joaquim R. R. A. Martins. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft : A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences*, 104 :1–19, January 2019.
-

-
- [26] Maria Cristina Cameretti, Andrea Del Pizzo, Luigi Pio Di Noia, Michele Ferrara, and Ciro Pascarella. Modeling and Investigation of a Turboprop Hybrid Electric Propulsion System. *Aerospace*, 5(4) :123, December 2018.
- [27] NAV Canada. Canada Air Pilot (CAP6) Québec, Instrument Flight Procedures, 2022.
- [28] Transport Canada. Manuel d'information aéronautique, RAC, Règles de l'air et services de la circulation aérienne, August 2020.
- [29] Cascadia-Motion. Electric Vehicle Inverters, 2021.
- [30] Jeff Chin, Sydney L. Schnulo, Thomas Miller, Kevin Prokopius, and Justin S. Gray. Battery Performance Modeling on SCEPTOR X-57 Subject to Thermal and Transient Considerations. In *AIAA Scitech 2019 Forum*, AIAA SciTech Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, January 2019.
- [31] Gokcin Cinar, Dimitri N. Mavris, Mathias Emeneth, Alexander Schneegans, Carsten Riediger, Yann Fefermann, and Askin Isikveren. Sizing, Integration and Performance Evaluation of Hybrid Electric Propulsion Subsystem Architectures. In *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA SciTech Forum, pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, January 2017.
- [32] Yann Cochenec. "L'étape suivante sera de préparer les démonstrations au sol et en vol", interview Jean-Brice Dumont, Airbus-CORAC. *Air et Cosmos*, n(2712) :26–28, November 2020.
- [33] Yann Cochenec. "La technologie hybride sera le système de propulsion de notre segment", interview Stefano Bortoli, ATR. *Air et Cosmos*, n(2740) :34–35, June 2021.
- [34] European Commission. Flightpath 2050 : Europe's Vision for Aviation : Maintaining Global Leadership and Serving Society's Needs : Report of the High-Level Group on Aviation Research. Technical report, European Commission, 2011.
- [35] European Commission. Regional Aircraft - Clean Sky. disponible sur <https://www.cleansky.eu/regional-aircraft>, 2015.
- [36] Cuberg. Powering the future of mobility - Groundbreaking lithium metal technology, 2021.
- [37] De Havilland of Canada. De havilland dash 8 series 300, operating data manual, performance, chapter 23, March 1995.
- [38] Reynard de Vries, Malcom Brown, and Roelof Vos. Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft. *Journal of Aircraft*, 56(6) :2172–2188, November 2019. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [39] Reynard de Vries, Maurice F. M. Hoogreef, and Roelof Vos. Range Equation for Hybrid-Electric Aircraft with Constant Power Split. *Journal of Aircraft*, 57(3) :552–557, May 2020. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [40] Tyler S. Dean, Gabrielle E. Wroblewski, and Phillip J. Ansell. Mission Analysis and Component-Level Sensitivity Study of Hybrid-Electric General-Aviation Propulsion
-

- Systems. *Journal of Aircraft*, 55(6) :2454–2465, 2018. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics _eprint : <https://doi.org/10.2514/1.C034635>.
- [41] Timothy P. Dever, Kirsten P. Duffy, Andrew J. Provenza, Patricia L. Loyselle, Benjamin B. Choi, Carlos R. Morrison, and Angela M. Lowe. Assessment of Technologies for Noncryogenic Hybrid Electric Propulsion. Technical Report 20150000747, NASA, January 2015.
- [42] Teresa Donateo and Luigi Spedicato. Fuel economy of hybrid electric flight. *Applied Energy*, 206 :723–738, November 2017.
- [43] Mark Drela. Xfoil - subsonic airfoil development system, Apr 1994.
- [44] Mark Drela. Qprop - propeller analysis and design, Jun 2006.
- [45] Electric Aviation Group (EAG). Hybrid Electric Regional Aircraft (HERA). disponible sur <https://www.electricaviationgroup.com/electric-flight/>.
- [46] Dominik Eisenhut, Nicolas Moebs, Evert Windels, Dominique Bergmann, Ingmar Geiß, Ricardo Reis, and Andreas Strohmayer. Aircraft Requirements for Sustainable Regional Aviation. *Aerospace*, 8(3) :61, March 2021.
- [47] EMRAX. Axial flux e-motors, 2021.
- [48] Alan H. Epstein and Steven M. O’Flarity. Considerations for Reducing Aviation’s CO₂ with Aircraft Electric Propulsion. *Journal of Propulsion and Power*, 35(3) :572–582, May 2019. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [49] EPSystems. EP Systems Announces its EPiC Battery Module Family During VFS Interview, June 2021.
- [50] Eviation. Alice - Pure Electric. disponible sur <https://www.eviation.co/>, 2021.
- [51] Federal government of the United States FAA, Federal Aviation Administration. Code of federal regulation, title 14 - aeronautics and space, part 25 — airworthiness standards : Transport category airplanes, April 2021. Online ; accessed 08 April 2021.
- [52] D. Felix Finger, Cees Bil, and Carsten Braun. Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft. *Journal of Aircraft*, 57(2) :245–255, 2020. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [53] D. Felix Finger, Carsten Braun, and Cees Bil. Comparative Assessment of Parallel-Hybrid-Electric Propulsion Systems for Four Different Aircraft. *Journal of Aircraft*, 57(5) :843–853, September 2020. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [54] D. Felix Finger, Reynard de Vries, Roelof Vos, Carsten Braun, and Cees Bil. Cross-Validation of Hybrid-Electric Aircraft Sizing Methods. *Journal of Aircraft*, February 2022. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [55] Jens Flottau. Embraer’s New Turboprop May Use Alternative Propulsion Systems. *Aviation Week Network*, June 2021. Disponible sur <https://aviationweek.com/defense-space/embraers-new-turboprop-may-use-alternative-propulsion-systems>.
- [56] Alexander I. J. Forrester, András Sóbester, and A. J. Keane. *Engineering design via surrogate modelling : a practical guide*, chapter 2. J. Wiley, Chichester, West Sussex, England, 2008.
-

-
- [57] C. Friedrich and P.a. Robertson. Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft. *Journal of Aircraft*, 52(1) :176–189, 2014. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [58] John Gadzinski. Airerfat Braking Performance Standards, 2019.
- [59] Hendrik Gesell, Florian Wolters, and Martin Plohr. System analysis of turbo-electric and hybrid-electric propulsion systems on a regional aircraft. *The Aeronautical Journal*, 123(1268) :1602–1617, October 2019. Publisher : Cambridge University Press.
- [60] Jonathan C. Gladin, David Trawick, Dimitri N. Mavris, Michael J. Armstrong, Dwayne Bevis, and Kyle Klein. Fundamentals of Parallel Hybrid Turbofan Mission Analysis with Application to the Electrically Variable Engine. In *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, pages –, Cincinnati, Ohio, July 2018. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [61] Wolfgang Grimme, Annika Paul, Sven Maertens, and Jasper van Wensveen. The prospects of hybrid-electric regional air transport - an assessment of travel time benefits of domestic short-haul flights in Germany with 19-seater aircraft. *Transportation Research Procedia*, 51 :199–207, January 2020.
- [62] Snorri Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, September 2013.
- [63] Vitaly Guzhva, Tamilla Curtis, and Vladislav Borodulin. Market Analysis for Small and Mid-Size Commercial Turboprop Aircraft. In *Air Transport Research Society Conference*, June 2013. Disponible sur <https://commons.erau.edu/publication/71>.
- [64] Jean-Baptiste Heguy. "Le développement durable est au coeur de notre ADN", interview Stefano Bortoli, ATR. *Air et Cosmos*, n(2714) :18–22, November 2020.
- [65] Jean-Baptiste Heguy. Aviation décarbonée, La nouvelle frontière. *Air et Cosmos*, n(2727) :22–25, March 2021.
- [66] Julian Hoelzen, Yaolong Liu, Boris Bensmann, Christopher Winnefeld, Ali Elham, Jens Friedrichs, and Richard Hanke-Rauschenbach. Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft. *Energies*, page 217, January 2018.
- [67] IATA. Aircraft Technology Roadmap to 2050. Technical report, IATA, 2019.
- [68] International Air Transport Association IATA. Working Towards Ambitious Targets, 2020.
- [69] IRENA. Biofuels for aviation : Technology brief. Technical report, IRENA, February 2017.
- [70] Askin T. Isikveren. Method of Quadrant-Based Algorithmic Nomographs for Hybrid/Electric Aircraft Predesign. *Journal of Aircraft*, 55(1) :396–405, January 2018. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [71] A.T. Isikveren, S. Kaiser, C. Pornet, and P.C. Vratny. Pre-design strategies and sizing techniques for dual-energy aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology : An International Journal*, 86(6) :525–542, January 2014. Publisher : Emerald Group Publishing Limited.
-

- [72] Andrew B. Lambe and Joaquim R. R. A. Martins. Extensions to the design structure matrix for the description of multidisciplinary design, analysis, and optimization processes. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 46(2) :273–284, August 2012.
- [73] D. S. Lee, D. W. Fahey, A. Skowron, M. R. Allen, U. Burkhardt, Q. Chen, S. J. Doherty, S. Freeman, P. M. Forster, J. Fuglestvedt, A. Gettelman, R. R. De León, L. L. Lim, M. T. Lund, R. J. Millar, B. Owen, J. E. Penner, G. Pitari, M. J. Prather, R. Sausen, and L. J. Wilcox. The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018. *Atmospheric Environment*, 244 :117834, January 2021.
- [74] Charles E. Lents. Hybrid Electric Propulsion. *Mechanical Engineering*, 142(06) :54–55, June 2020.
- [75] Alexis Lincoln. Bye Aerospace Unveils 8-Seat All-electric eFlyer 800, April 2021. disponible sur <https://byeaerospace.com/bye-aerospace-unveils-8-seat-all-electric-eflyer-800/>.
- [76] L. Lorentz, A. Seitz, H. Kuhn, and A. Sizmann. Hybrid powertrains for future mobility. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2013*, 2013. Disponible sur <https://www.dglr.de/publikationen/2014/301316.pdf>.
- [77] Hendrik Löbberding, Saskia Wessel, Christian Offermanns, Mario Kehrer, Johannes Rother, Heiner Heimes, and Achim Kampker. From Cell to Battery System in BEVs : Analysis of System Packing Efficiency and Cell Types. *World Electric Vehicle Journal*, 11(4) :77, December 2020.
- [78] Ty Marien. Seat Capacity Selection for an Advanced Short-Haul Aircraft Design. In *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA SciTech Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, January 2016.
- [79] Ty V. Marien, Kevin R. Antcliff, and Mark D. Guynn. Short-Haul Revitalization Study Final Report. Technical Report 20180004393, NASA, 2018. Online ; accessed 08 April 2021.
- [80] Joaquim R. R. A. Martins and Andrew B. Lambe. Multidisciplinary Design Optimization : A Survey of Architectures. *AIAA Journal*, 51(9) :2049–2075, September 2013. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [81] Joaquim R. R. A. Martins and Andrew Ning. *Engineering Design Optimization*. Cambridge University Press, 2021.
- [82] Jack D. Mattingly. *Aircraft Engine Design*. AIAA, 2002. Google-Books-ID : 2Wy5rpdm3DMC.
- [83] Dimitri N. Mavris and Daniel A. DeLaurentis. Methodology for Examining the Simultaneous Impact of Requirements, Vehicle Characteristics, and Technologies on Military Aircraft Design. In *2000 International Council for Aeronautical Sciences Congress (ICAS)*, August 2000. Accepted : 2005-05-26T14 :03 :16Z Publisher : Georgia Institute of Technology.
- [84] Yuriy Mikhaylik. 650 Wh/kg, 1400 Wh/L Rechargeable Batteries For New Era Of Electrified Mobility - Sion Power Corporation, 2018.
-

-
- [85] Ajay Misra. Summary of 2017 NASA Workshop on Assessment of Advanced Battery, Technologies for Aerospace Applications, January 2018.
- [86] Mark D. Moore. Misconceptions of Electric Aircraft and their Emerging Aviation Markets. In *52nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA SciTech Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, January 2014.
- [87] Sai Krishna Sumanth Nakka and Michael J. Alexander-Ramos. Simultaneous Combined Optimal Design and Control Formulation for Aircraft Hybrid-Electric Propulsion Systems. *Journal of Aircraft*, 58 :53–62, January 2021. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [88] Taewoo Nam. *A Generalized Sizing Method for Revolutionary Concepts under Probabilistic Design Constraints*. PhD thesis, Georgia Institute of Technology, April 2007. Accepted : 2007-05-25T17 :33 :59Z Publisher : Georgia Institute of Technology.
- [89] Taewoo Nam, Danielle Soban, and Dimitri Mavris. A Generalized Aircraft Sizing Method and Application to Electric Aircraft. In *3rd International Energy Conversion Engineering Conference*, International Energy Conversion Engineering Conference (IECEC), pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, August 2005.
- [90] Allan Nõmmik. Trends in development of aircraft for regional routes : impact on the european air transportation system. In *13th Research and Education in Aircraft Design : Conference*. Research and Education in Aircraft Design (READ), 2018.
- [91] De Havilland Aircraft of Canada Limited. De Havilland Canada Working with Pratt & Whitney Canada to Support the Development of Sustainable Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Technology. disponible sur <https://dehavilland.com/en/news/posts/de-havilland-canada-working-with-pratt-whitney-canada-to-support-the-development-of-sustainable-hybrid-electric-aircraft-propulsion-technology>.
- [92] Francesco Orefice, Fabrizio Nicolosi, Salvatore Corcione, and Pierluigi Della Vecchia. Hybridization and Mission Analysis of a regional turboprop. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, July 2021.
- [93] Vincenzo Palladino, Arnaud Jordan, Nathalie Bartoli, Peter Schmollgruber, Valerie Pommier-Budinger, and Emmanuel Benard. Preliminary studies of a regional aircraft with hydrogen-based hybrid propulsion. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, July 2021.
- [94] Bob Parkinson. *System design & management : an introduction to system engineering*. Hemsell Astronautics, Stotfold, 2020. OCLC : 1196830715.
- [95] Gregory Polek. Pratt & Whitney Hybrid-electric System To Fly in a Dash 8 in 2024. *Aviation International News*, July 2021. Disponible sur <https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2021-07-15/pratt-whitney-hybrid-electric-system-fly-dash-8-2024>.
- [96] Gregory Polek. GE, Boeing To Partner on Hybrid-electric Flight-test Program. *Aviation International News*, February 2022. Disponible sur <https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2022-02-03/ge-boeing-partner-hybrid-electric-flight-test-program>.
-

-
- [97] C. Pernet, C. Gologan, P. C. Vratny, A. Seitz, O. Schmitz, A. T. Isikveren, and M. Hornung. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. *Journal of Aircraft*, 52(1) :341–352, 2015.
- [98] C. Pernet and A. T. Isikveren. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 79 :114–135, November 2015.
- [99] C. Pernet, S. Kaiser, A.T. Isikveren, and M. Hornung. Integrated fuel-battery hybrid for a narrow-body sized transport aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology : An International Journal*, 86(6) :568–574, January 2014. Publisher : Emerald Group Publishing Limited.
- [100] Anita Prapotnik Brdnik, Rok Kamnik, Maršenka Marksel, and Stanislav Božičnik. Market and Technological Perspectives for the New Generation of Regional Passenger Aircraft. *Energies*, page 1864, January 2019. Number : 10 Publisher : Multidisciplinary Digital Publishing Institute.
- [101] Dominik Quillet, Vincent Boulanger, David Rancourt, Richard Freer, and Pierre Bertrand. Parallel Hybrid-Electric Powertrain Sizing on Regional Turboprop Aircraft with Consideration for Certification Performance Requirements. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, AIAA AVIATION Forum, pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, July 2021.
- [102] Daniel P. Raymer. *Aircraft design : a conceptual approach*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 5th ed edition, 2012.
- [103] Kelsey Reichmann. Electric Cessna Grand Caravan in Development to Fly by 2024. *Aviation Today*, July 2021.
- [104] Jan Roskam. *Airplane Design : Preliminary sizing of airplanes*. DARcorporation, 1985. Google-Books-ID : usXVaf8Qu0cC.
- [105] SAE. Wiring Aerospace Vehicle. Technical Report AS50881C, SAE International, October 2006.
- [106] Smruti Sahoo, Xin Zhao, and Konstantinos Kyprianidis. A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft. *MDPI Aerospace*, 7(4) :44, April 2020. Number : 4 Publisher : Multidisciplinary Digital Publishing Institute.
- [107] Peter Schmollgruber. *Enhancement of the conceptual aircraft design process through certification constraints management and full mission simulations*. Theses, Doctorat de l’Université de Toulouse délivré par l’Institut Supérieur de l’Aéronautique et de l’Espace (ISAE), December 2018.
- [108] G. Schuh, M. Spangenberg, Q. Zhang, B. Dannbeck, and J. Stuerken. Economic Feasibility Study of a Hybrid-Electric 19-Passenger Commuter Aircraft. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020*. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, May 2021.
- [109] SES. Hybrid Li-Metal Batteries, 2021. (formerly SolidEnergy).
- [110] Alessandro Sgueglia, Peter Schmollgruber, Nathalie Bartoli, Emmanuel Benard, Joseph Morlier, John Jasa, Joaquim R. R. A. Martins, John T. Hwang, and Justin S.
-

- Gray. Multidisciplinary Design Optimization Framework with Coupled Derivative Computation for Hybrid Aircraft. *Journal of Aircraft*, 57(4) :715–729, July 2020. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [111] Todd Spierling and Charles E. Lents. Parallel Hybrid Propulsion System for a Regional Turboprop : Conceptual Design and Benefits Analysis. In *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, AIAA Propulsion and Energy Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, August 2019.
- [112] Matthias Strack, Gabriel Pinho Chiozzotto, Michael Iwanizki, Martin Plohr, and Martin Kuhn. Conceptual Design Assessment of Advanced Hybrid Electric Turboprop Aircraft Configurations. In *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA AVIATION Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, June 2017.
- [113] TECNAM. P-VOLT : Lifting the world to sustainable. disponible sur <https://www.tecnam.com/tecnam-p-volt-lifting-the-world-to-sustainable-energy/>, October 2020.
- [114] Jérôme Thauvin. *Exploring the design space for a hybrid-electric regional aircraft with multidisciplinary design optimisation methods*. phd, Institut National Polytechnique de Toulouse, October 2018.
- [115] Jérôme Thauvin, Guillaume Barraud, Marc Budinger, Xavier Roboam, Dimitri Leray, and Bruno Sareni. Hybrid Regional Aircraft : A Comparative Review of New Potentials Enabled by Electric Power. In *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA Propulsion and Energy Forum, pages –. American Institute of Aeronautics and Astronautics, July 2016.
- [116] Jean Thomassin and Greg Winn. The Pragmatic Future of Hybrid-Electric Flight : A Technical Analysis of United Technologies Advanced Projects’ X-Plane. Technical report, United Technologies, March 2019.
- [117] Robert Thomson, Maxim Nazukin, Nikhil Sachdeva, and Nicolas Martinez. Aircraft Electrical Propulsion – The Next Chapter of Aviation? Technical report, Roland Berger, September 2017.
- [118] Egbert Torenbeek. *Synthesis of Subsonic Airplane Design : an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Springer Netherlands, Dordrecht, 2010. OCLC : 958540668.
- [119] Lorenzo Trainelli, Carlo E. D. Riboldi, Alberto Rolando, and Francesco Salucci. Methodologies for the initial design studies of an innovative community-friendly miniliner. In *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering*, volume 1024, page 012109. Institute of Physics - Science, January 2021. Publisher : IOP Publishing.
- [120] Lance W. Traub. Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft. *Journal of Aircraft*, 48(2) :703–707, March 2011. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [121] VoltAero. Cassio - Un avion unique à propulsion hybride-électrique. disponible sur <https://www.voltaero.aero/fr/la-propulsion/>, 2021.
-

-
- [122] Mark Voskuijl, Joris van Bogaert, and Arvind G. Rao. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 9(1) :15–25, March 2018.
- [123] Graham Warwick. Electrification Will Take Different Forms Across Aviation Sectors. *Aviation Week Network*, August 2018. Disponible sur <https://aviationweek.com/aerospace/connected-aerospace/electrification-will-take-different-forms-across-aviation-sectors>.
- [124] Paul Wawruszczak. Deutsche Aircraft to shape the future of aviation as D328eco™ aircraft accelerates transition to zero emissions aircraft. disponible sur <https://328.eu/2020/12/deutsche-aircraft-to-shape-the-future-of-aviation-as-d328eco-aircraft-accelerates-transition-to-zero-emissions-aircraft/>.
- [125] Ray Whitford. *Fundamentals of Fighter Design*. Crowood, 2004.
- [126] Gabrielle E. Wroblewski and Phillip J. Ansell. Mission Analysis and Emissions for Conventional and Hybrid-Electric Commercial Transport Aircraft. *Journal of Aircraft*, 56(3) :1200–1213, May 2019. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [127] J. Zamboni, Roelof Vos, Mathias Emeneth, and Alexande Schneegans. A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft. In *AIAA Scitech 2019 Forum*, AIAA SciTech Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, January 2019.
-