

Table des matières

1	Analyse de l'existant industriel et académique et état de l'art	19
1.1	Qu'est-ce que concevoir un avion ?	20
1.1.1	Processus de conception et de développement d'un avion	20
1.1.2	Rôle de l'architecte et des avant-projets	25
1.1.3	Conclusion	26
1.2	Qu'est-ce qu'opérer un avion ?	26
1.2.1	Présentation du système du transport aérien	27
1.2.2	L'avion en opération	29
1.2.3	Particularités du monde opérationnel	31
1.2.4	Conclusion	31
1.3	Pourquoi rapprocher les opérations de la conception ?	32
1.4	Analyse et optimisation multidisciplinaires de l'avion en lien avec les opérations .	33
1.4.1	Problème d'optimisation	33
1.4.2	Architectures MDA et formulations MDO	38
1.4.3	Les opérations dans la conception avion	42
1.4.4	Conclusion	48
1.5	Bases de données opérationnelles et outils pour la conception avion	48
1.5.1	Bases de données opérationnelles	48
1.5.2	Outils pour le design conceptuel des avions	52
1.5.3	Conclusion	63
1.6	Quantification et propagation d'incertitude	64
1.6.1	Métamodèles	64
1.6.2	Analyse de sensibilité	70
1.6.3	Propagation d'incertitudes	73
1.6.4	Conclusion	74
1.7	Conclusion du chapitre	75
2	Analyse des données pour modèles d'opérations	81
2.1	Calibration de MARILib pour représenter un avion précis	82
2.1.1	Principes de la calibration	83
2.1.2	Application au processus MARILib	85
2.1.3	Résultats du processus de calibration	86
2.1.4	Conclusion	88
2.2	Base de donnée MOZAIC et enrichissement	89
2.2.1	Méthode générale de traitement d'une base de données	90
2.2.2	Pré-traitements des vols MOZAIC	91
2.2.3	Enrichissement de la base : étape 1 - la masse au décollage et charge marchande	98
2.2.4	Enrichissement de la base : étape 2	107

2.2.5	Résultats et conclusion	109
2.3	Modèles d'opérations et des variabilités associées	109
2.3.1	Modèles globaux	110
2.3.2	Modèles raffinés - les décisions de changement de niveaux	111
2.3.3	Conclusion	114
2.4	Conclusion	115
3	Cas d'applications	117
3.1	Analyse préliminaire	118
3.1.1	Présentation de l'étude préliminaire	118
3.1.2	Conclusion	121
3.2	Étude des exigences de conception au décollage	121
3.2.1	Problème posé et formulation	122
3.2.2	Sélection des paramètres de décollage les plus significatifs	124
3.2.3	Nouvelle fonction objectif f_{TO}	126
3.2.4	Simplification du problème d'optimisation et résultats	130
3.2.5	Conclusion	133
3.3	Étude d'un design plus robuste vis-à-vis des conditions de vol en croisière	134
3.3.1	Calcul de mission intégrant des variabilités en croisière	134
3.3.2	Nouveau modèle aérodynamique	138
3.3.3	Définition du nouveau problème et formulation sous la forme d'un problème d'optimisation robuste	139
3.3.4	Résultats	143
3.3.5	Conclusion	143
3.4	Conclusion	144
	Conclusion générale	153
	Appendices	157
A	Revue des bases de données existantes	159
A.1	OAG	159
A.2	Transtats	160
A.3	OACI GIS	161
A.4	Flightradar24	162
A.5	Les bases de données ENAC	163
	Base de données ENAC du transport aérien	163
	Base de données de plans de vol COURAGE	164
	Base de trajectoires de vols ASTERIX	164
A.6	OACI Data Plus	165
A.7	Bases de données Météo France	165
A.8	NASA MERRA-2	167
A.9	CIWS	167
A.10	Flight Aware	167
A.11	Base de données NASA Sherlock ATM	168
A.12	Base de données MOZAIC	168
A.13	Flight Data Recorder	170
A.14	Conclusion sur les bases de données opérationnelles	171

B	Revue des outils de conception avion	173
B.1	Introduction	173
B.2	Tools for OAD	174
	RDS	174
	CEASIOM	174
	OpenVSP tool	174
	PACE	174
	SUAVE	175
	OCCAM	175
	pyACDT	175
	FAST and FAST-OAD	175
	OpenMDAO	175
	GEMSEO	176
	RCE tool	176
	Many others	176
B.3	Tools for mission calculation and operations simulation	176
	Airplane missions and operations in airplane design	177
	Other operations related tools	177
	Conclusion	178
C	Paramètres représentant un avion dans MARILib	179
D	Compléments concernant MOZAIC	191
D.1	Reconnaissance pour la récolte et la mise à disposition des données MOZAIC	191
D.2	Les avions MOZAIC	191
D.3	Aéroports visités par les avions MOZAIC	191
D.4	Les routes MOZAIC	191
E	Tableau de synthèse de la calibration	199

Liste des symboles

ANOVA	Analyse de la variance - <i>ANalysis Of VAriance</i>
ATM	Gestion de la circulation aérienne - <i>Air Traffic Management</i>
ATS	Système du transport aérien - <i>Air Transport System</i>
CAS	Vitesse air calibrée - <i>Calibrated Air Speed</i>
COC	Coût opérationnel - <i>Cash Operating Cost</i>
COD	Coût direct d'exploitation - <i>Direct Operating Cost</i>
CS	<i>Certification Specification</i>
DLR	Centre de recherche aérospatial allemand - <i>Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt</i>
DOE	Plan d'expérience - <i>Design of experiment</i>
EASA	Agence Européenne pour la Sécurité de l'Aviation - <i>European Aviation Safety Agency</i>
FAA	Administration Fédérale de l'Aviation, aux États-Unis - <i>Federal Aviation Administration</i>
FDR	Enregistreur de données de vol - <i>Flight Data Recorder</i>
FL	Niveau de vol - <i>Flight Level</i>
IDF	Formulation MDO <i>Individual Discipline Feasible</i>
IRT	Institut de Recherche Technologique
ISA	Atmosphère standard internationale - <i>International Standard Atmosphere</i>
KKT	Karush-Kuhn-Tucker (conditions d'optimalité de)
LHS	Échantillonnage par hypercube latin - <i>Latin Hypercube Sampling</i>
LoD	Finesse de l'avion - <i>Lift-over-Drag</i>
MAE	Erreur absolue moyenne - <i>Mean Absolute Error</i>
MAPE	Erreur absolue moyenne relative - <i>Mean Absolute Percentage Error</i>
MARILib	<i>A Multidisciplinary Airplane Research Integrated Library</i>
MBSE	Ingénierie des systèmes basée sur le modèle - <i>Model Based System Engineering</i>
MC	Méthodes de Monte Carlo
MCL	Réglage moteur à la puissance maximale de montée - <i>Max Climb</i>
MCR	Réglage moteur à la puissance maximale de croisière - <i>Max Cruise</i>
MDA	Analyse multidisciplinaire - <i>Multidisciplinary Design Analysis</i>

MDF	Formulation MDO <i>Multidisciplinary Feasible</i>
MDO	Optimisation multidisciplinaire - <i>Multidisciplinary Design Optimization</i>
MINLP	<i>Mixed Integer Non Linear Programming</i>
MLW	Masse maximale à l'atterrissage <i>Maximum Landing Weight</i>
MOZAIC	<i>Measurement of Ozone and Water Vapor by Airbus In-Service Aircraft Program</i> [135]
MSE	Erreur quadratique moyenne - <i>Mean Squared Error</i>
MTOM	Masse maximale au décollage <i>Maximum Take-Off Mass</i>
MTOW	Masse maximale au décollage <i>Maximum Take-Off Weight</i>
MZFW	Masse maximale sans carburant <i>Maximum Zero Fuel Weight</i>
NASA	Administration aéronautique et spatiale nationale américaine - <i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NLP	<i>Non Linear Programming</i>
NM	Mile nautique - <i>Nautical Mile</i>
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OAD	Conception générale de l'avion - <i>Overall Airplane Design</i>
OAT	Méthode un à la fois <i>One-At-a-Time</i>
OEI	Conditions de vol avec un moteur en panne - <i>One Engine Inoperative</i>
OOB	En dehors du sac - <i>Out-Of-Bag</i>
OWE	Masse à vide opérationnelle <i>Operating Weight Empty</i>
QMC	Méthodes Quasi Monte Carlo
RMSE	Racine de l'erreur quadratique moyenne - <i>Root Mean Squared Error</i>
SAR	Rayon d'action spécifique - <i>Specific Air Range</i>
SARP	Standards et Pratiques recommandées - <i>Standards and Recommended Practice</i>
SER	Réduction de l'erreur quadratique moyenne - <i>Squared Error Reduction</i>
SLST	Poussée de référence des moteurs, dans les conditions de vitesse nulle, au niveau de la mer, dans les conditions standards de température et de pression - <i>Sea Level Static Thrust</i>
SQP	<i>Sequential Quadratic Programming</i>
TAS	Vitesse air vraie ou V_{air} ou V - <i>True Air Speed</i>
TLAR	Exigences de conception de haut niveau - <i>Top Level Aircraft Requirements</i>
TOC	Point de fin de montée - (<i>Top Of Climb</i>
TOD	Point de début de descente - (<i>Top Of Descent</i>
TOFL	Longueur de piste au décollage <i>Take Off Field Length</i>
TRL	Niveau de maturité technologique - <i>Technology Readiness Level</i>
TTC	Durée de la montée - <i>Time To Climb</i>
UQ	Quantification d'incertitudes - <i>Uncertainty Quantification</i>
XDSM	Matrice adjacente (ou N2) étendue - <i>eXtended Design Structure Matrix</i>

Introduction

Contexte et intérêt du sujet La conception d'un avion est un processus complexe et itératif qui commence par des études préliminaires visant à définir les spécifications haut niveau de l'avion (Top Level Aircraft Requirements - TLAR). Celles-ci représentent ce qui est attendu du futur avion, en termes de performances économiques et opérationnelles, d'innovation technologique, de réglementation de sécurité et de protection de l'environnement ainsi que de compatibilité avec l'ensemble du système du transport aérien. Sur ces bases, les phases les plus amont de la conception visent à répondre à trois questions : est-il possible de réaliser un avion répondant à ces exigences ? Si oui, quelles sont la forme et l'architecture les meilleures ? Quelles sont les caractéristiques techniques de cet avion et en particulier, combien va-t-il peser et coûter ? Cette étude de l'avion dans son ensemble est la conception OAD (*Overall Aircraft Design*).

Remettre en cause ou discuter les TLAR dans les phases amont de conception n'est pas chose aisée car ces exigences contiennent en leur sein les desiderata des futurs clients, les compagnies aériennes, et il est beaucoup trop tôt pour avoir un retour d'expérience opérationnel sur l'une ou l'autre de ces exigences. En outre, il n'est pas encore possible de prendre en compte tous les TLAR. En effet, la conception OAD nécessite des modèles rapides permettant d'explorer un large espace de design mais dont le niveau de raffinement reste limité. Les premières optimisations reposent sur ces modèles, outils et analyses et leurs résultats constituent alors la base de justification de décisions importantes qui seront coûteuses à remettre en cause par la suite. Des paramètres clés du design de l'avion tels que la surface de référence de la voilure ou la poussée de référence des moteurs sont choisis très tôt pour optimiser le futur avion. Les missions prises en compte pour dimensionner et optimiser l'avion dans ces phases amont sont en nombre réduit, parfois seulement deux : l'une sert au dimensionnement de l'avion et l'autre a pour but de calculer les coûts d'exploitation. Néanmoins, on constate [165] que lorsque les avions entrent en service cinq à dix ans plus tard, les conditions opérationnelles réelles auxquelles l'avion est confronté font qu'il est rarement exploité sur les deux missions utilisées initialement pour l'optimiser. En effet, l'avion est alors opéré par une compagnie aérienne particulière, dans le cadre d'une flotte d'avion donnée et sur un réseau de route spécifique, en vue de répondre à une certaine demande de transport. Il est exploité d'un aéroport à l'autre et l'affectation de l'avion sur les routes d'un réseau, les conditions météorologiques, la gestion de la circulation aérienne, et leurs conséquences combinées induisent beaucoup de variabilités qui se traduisent en termes de distance de vol, de profil d'altitude et de vitesse, et de variations de température.

Il apparaît pertinent de se poser les questions suivantes : L'avion a-t-il été optimisé vis-à-vis des bonnes missions dans les phases amont, alors que l'essentiel des variabilités opérationnelles ont été négligées ? Serait-il possible de revoir l'expression des TLAR et de les questionner afin de mieux représenter les conditions opérationnelles réelles auxquelles l'avion sera exposé ? Ce faisant, obtiendrait-on un avion globalement plus efficace d'un point de vue opérationnel ? Ce sont ces questions que nous nous proposons d'étudier dans cette thèse.

Périmètre de l'étude Il existe de multiples façons de prendre en compte les opérations dans le processus de conception. Il y a en particulier dans les TLAR, deux grandes familles d'exigences, l'une relative aux performances à basse vitesse (comme par exemple les exigences de distance au décollage et de vitesse d'approche), et l'autre associée aux performances haute vitesse (par exemple les conditions de vol en croisière comme l'altitude initiale de croisière, les réserves de vitesse ascensionnelle à cette altitude ou encore le Mach de croisière). C'est pourquoi, nous focalisons notre étude sur deux cas d'application. Dans le premier, nous analysons et questionnons les spécifications liées au décollage. Dans le deuxième, nous revisitons les spécifications liées au vol en croisière et en particulier la mission d'évaluation des coûts.

Afin d'étudier les exigences liées aux opérations, nous cherchons à créer des modèles basés sur l'observation des opérations réelles. Si l'approche décrite ici est générique et applicable à tout type d'avion, nous sélectionnons puis utilisons une base de données spécifique (MOZAIC) pour l'appliquer. Nous illustrons cette étude sur un type d'avion particulier, l'A340-300 qui correspond aux données opérationnelles disponibles dans la base.

Plan de l'étude Le travail mené dans le cadre de cette thèse est présenté au travers de trois chapitres.

Le premier chapitre expose la problématique d'un point de vue industriel et académique et décrit un état de l'art des méthodes d'optimisation multidisciplinaire et de quantification d'incertitude. Ne disposant au début de ce travail ni d'outil de conception avion ni de bases de données opérationnelles, nous en présentons un état des lieux et proposons une synthèse des bases existantes, incluant une comparaison de leurs spécificités respectives ainsi qu'une revue des outils de design conceptuel disponibles. En outre, nous décrivons le processus de conception d'un avion, replaçons l'avion dans le système du transport aérien et explicitons le lien entre les phases de design conceptuel et les opérations, en illustrant les différentes sources de variabilités. Parmi les contributions associées à cette partie, nous proposons en particulier une classification des approches couplant les opérations et la conception des avions.

Le deuxième chapitre traite de trois des principaux défis auxquels nous sommes confrontés :

- exploiter des données opérationnelles précises (c'est-à-dire permettant d'observer, pour un grand nombre de vols, les conditions de vol tout au long de la trajectoire), pour construire des modèles,
- mettre en place une procédure de calibration de l'outil générique de conception avion afin de le rendre spécifique à l'avion de référence étudié,
- proposer des modèles d'opérations et des variabilités associées, pour enrichir la conception avion en y introduisant plus d'informations sur les conditions d'exploitation des avions.

Pour répondre à ces défis, nous proposons plusieurs contributions. Après avoir sélectionné la base de données MOZAIC (contenant plus de 30 000 enregistrements de vol pour lesquels la vitesse de l'avion par rapport à l'air, l'altitude de vol et la température de l'air sont en particulier disponibles), nous l'enrichissons pour y ajouter l'information de masse qui est manquante. Nous définissons une méthode de calibration afin que l'outil de conception avion produise précisément le type d'avion étudié comme solution optimale. Cette méthode de calibration est en partie automatique, et s'appuie sur l'utilisation de coefficients de calibration appliqués aux différents modèles de l'outil de design conceptuel sélectionné. Elle est aussi empirique pour la calibration de certaines fonctions déterminant les caractéristiques opérationnelles de l'avion. Les informations de référence utilisées pour la calibration sont issues, entre autre, de documents techniques mis à disposition par les constructeurs pour rendre possible l'exploitation de leurs avions. Enfin, nous créons différents modèles d'opérations aériennes et des variabilités associées.

Enfin le troisième chapitre présente en détails trois études applicatives. La première étude permet d'évaluer quelle est la perte d'optimalité opérationnelle due au fait que l'avion est rare-

ment utilisé sur les missions pour lesquelles il a été optimisé dans les phases de conception. La deuxième étude revisite la prise en compte des exigences de décollage dans le problème d'optimisation et y intègre la discussion des TLAR associés. Pour ce faire, nous créons des modèles spécifiques basés sur les données opérationnelles qui permettent d'évaluer les gains opérationnels et les pertes commerciales associés au relâchement des exigences de décollage. Nous proposons alors de remplacer une contrainte par une nouvelle variable d'optimisation afin de valoriser l'exigence de décollage et trouver le design avion qui minimise le coût global d'exploitation. Ce travail a été présenté lors de la conférence AIAA Aviation 2020 [164]. La troisième étude se focalise sur la conception et l'optimisation d'un avion où le calcul de mission a été enrichi sur la base de modèles créés dans le deuxième chapitre de cette thèse, et où de nouvelles variables d'optimisation sont proposées. En particulier, nous cherchons à spécifier comment modifier localement la polaire de l'avion afin le rendre plus robuste vis-à-vis des variabilités auxquelles il est exposé en croisière, en particulier celles impactant son profil vertical de vol.

Les nouveaux problèmes d'optimisation multidisciplinaire ainsi que les reformulations mathématiques présentés dans ce dernier chapitre sont des contributions du travail de thèse exposé dans ce mémoire. Enfin, nous apportons des éléments de réponse à la question suivante : s'il était possible, au moment de la conception de l'avion étudié, de connaître plus précisément comment celui-ci sera réellement exploité, quels gains pourrions-nous espérer ? En outre, obtiendrions-nous alors un avion plus robuste ? ou plus spécialisé ?

Chapitre 1

Analyse de l'existant industriel et académique et état de l'art

Sommaire

1.1	Qu'est-ce que concevoir un avion ?	20
1.1.1	Processus de conception et de développement d'un avion	20
1.1.2	Rôle de l'architecte et des avant-projets	25
1.1.3	Conclusion	26
1.2	Qu'est-ce qu'opérer un avion ?	26
1.2.1	Présentation du système du transport aérien	27
1.2.2	L'avion en opération	29
1.2.3	Particularités du monde opérationnel	31
1.2.4	Conclusion	31
1.3	Pourquoi rapprocher les opérations de la conception ?	32
1.4	Analyse et optimisation multidisciplinaires de l'avion en lien avec les opérations	33
1.4.1	Problème d'optimisation	33
1.4.2	Architectures MDA et formulations MDO	38
1.4.3	Les opérations dans la conception avion	42
1.4.4	Conclusion	48
1.5	Bases de données opérationnelles et outils pour la conception avion	48
1.5.1	Bases de données opérationnelles	48
1.5.2	Outils pour le design conceptuel des avions	52
1.5.3	Conclusion	63
1.6	Quantification et propagation d'incertitude	64
1.6.1	Métamodèles	64
1.6.2	Analyse de sensibilité	70
1.6.3	Propagation d'incertitudes	73
1.6.4	Conclusion	74
1.7	Conclusion du chapitre	75

La finalité de ce chapitre est d'étudier le processus de conception et d'optimisation multidisciplinaire (processus MDO) d'un avion afin de proposer des évolutions permettant d'y intégrer les considérations opérationnelles.

Dans une première partie, nous rappelons ce qu'est le processus de conception et de développement d'un avion, des phases les plus amont jusqu'à son entrée en service et son exploitation. Nous montrons le caractère multidisciplinaire et itératif de ce processus et en présentons les

particularités. Le rôle de l'architecte et des avant-projets est mis en évidence puisque nous nous intéressons à la phase de design conceptuel, où l'avion passe pour la première fois d'une liste de spécifications à une forme dimensionnée et où les objectifs de conception de haut niveau sont déclinés en objectifs cohérents, réalisables et ambitieux pour les différentes disciplines impliquées dans la suite du processus.

Dans une deuxième partie, nous spécifions ce que nous entendons quand nous parlons de considérations opérationnelles. Pour étudier le lien entre l'avion et le système du transport aérien (ATS), il faut d'abord mieux comprendre ce dernier. Nous cherchons à le représenter dans son ensemble en suivant une approche inspirée de l'ingénierie système. Autour de l'expression de la fonction essentielle de l'ATS et d'une analyse fonctionnelle, nous rappelons le rôle des différents composants de l'ATS et illustrons leurs interactions. En particulier, comme nous nous intéressons au design de l'avion, cette démarche nous permet de le replacer dans le paysage plus large du transport aérien. La conception d'un avion ne peut se faire qu'en cohérence avec l'ATS. Nous proposons en outre une représentation du processus de préparation d'un vol sur la base d'un diagramme d'Ishikawa pour révéler comment chaque composant de l'ATS contribue à le rendre possible. La réalisation du vol est aussi abordée. Les variabilités opérationnelles appliquées à l'avion trouvent leur origine dans ces deux processus.

Sur la base des deux premières parties, la troisième partie expose l'intérêt de rapprocher la conception des opérations.

La conception d'un avion est un processus multidisciplinaire et l'optimisation en est un élément clé dès le début. La quatrième partie aborde l'analyse multidisciplinaire (MDA) en particulier appliquée à l'avion, les différentes formulations des problèmes d'optimisation associés (formulations MDO) ainsi qu'une revue des méthodes utilisées pour renforcer l'intégration des opérations aériennes dans le processus de conception des avions.

Un des défis majeurs pour mieux prendre en compte les opérations réside dans la capacité à pouvoir observer le transport aérien afin d'en tirer des modèles pertinents que l'on peut introduire dans les processus MDO de conception des avions. Par conséquent, la cinquième partie se concentre sur la méthode générale de traitement des données, de leur acquisition jusqu'à leur mise à disposition pour la création de modèles. Elle aborde aussi l'identification des bases de données opérationnelles pertinentes et accessibles, ainsi que les outils disponibles associés aux phases de conception amont d'un avion.

Enfin, vu que le monde opérationnel est par nature empreint d'incertitudes, nous terminons l'état de l'art par l'identification des méthodes de représentation des variabilités opérationnelles, de création de métamodèles, d'analyse de sensibilité et enfin de propagation des incertitudes dans un processus d'optimisation robuste.

1.1 Qu'est-ce que concevoir un avion ?

Nous décrivons ici en quoi consiste le processus de conception classique d'un avion, de l'établissement des spécifications à son entrée en service et le replaçons dans les processus plus large de développement et d'exploitation d'un avion.

1.1.1 Processus de conception et de développement d'un avion

Ce processus est mis en œuvre chaque fois qu'un nouvel avion est conçu et développé. Il est l'objet d'une littérature abondante où l'on retrouve des ouvrages tels que ceux de Roskam[176], Torenbeek [201], Raymer [172], Anderson [19], Stinton [195], Sforza [191], Jenkinson et Marchman [111], Nicolai *et al.* [150], Loftin [130], et Sadraey [183]).

L'avion peut avant tout être considéré comme un système complexe composé de plusieurs

sous-systèmes eux-mêmes complexes. Les compétences techniques nécessaires à la conception d'un avion sont nombreuses (aérodynamique, structure, automatique, thermique, mécanique, informatique, interface humain/système, etc.) et le processus de conception doit les coordonner pour finalement obtenir un avion unique, cohérent, optimisé, répondant aux attentes des futurs clients et adapté au monde opérationnel dans lequel il s'intégrera et sera exploité. Généralement, ce processus se décompose en cinq phases principales :

1. la phase d'étude de marché et de faisabilité,
2. la phase de conception préliminaire,
3. la phase de conception détaillée,
4. la phase de production,
5. la phase de test et de certification.

Le passage d'une phase à la suivante peut être marqué par un jalon particulier comme la revue de conception préliminaire ou la revue de conception détaillée pour clôturer les phases du même nom. En pratique, toutes les transitions d'une phase à la suivante sont progressives car la définition de tous les composants n'avance pas à la même vitesse. De plus, les transitions donnent lieu à des itérations. Par exemple, la phase de production commence petit à petit avec la mise en place des moyens industriels nécessaires puis la fabrication des petites pièces et leur assemblage progressif vers des sous-ensembles de plus en plus grands puis vers l'avion complet. La phase de test et de certification se fait en parallèle de la phase de production. Les premières pièces sont testées et validées, puis leurs assemblages sont eux-mêmes testés et validés. Cette phase se termine par des tests portant sur de grandes parties de l'avion tels que les cellules d'essai statique et fatigue et l'*Iron Bird*. Enfin l'avion complet est testé au cours des essais en vol. Le point final du développement initial de l'avion est la délivrance du *certificat de type* par les autorités de certification et enfin la livraison puis l'entrée en service du premier avion.

Comme le montre la figure 1.1, ce processus a priori linéaire est en fait une succession d'itérations permettant d'accroître progressivement la définition et la connaissance du futur avion tout en mettant en cohérence tous les aspects et composantes de son design. Ces itérations visent aussi à prendre en compte et à corriger les problèmes et difficultés rencontrés en chemin.

C'est en outre un processus très long. La phase d'étude de marché et de faisabilité peut durer une dizaine d'années. À titre d'exemple, les premières études d'un très gros porteur chez Airbus remontent au début des années 1990 et elles ont débouché au début des années 2000 sur le lancement de l'A3XX qui deviendra l'A380. L'ensemble des phases suivantes jusqu'à l'entrée en service de l'avion sont planifiées sur cinq années et les retards éventuels peuvent porter leur durée totale à sept ou huit ans. Cependant, nous observons au cours de la dernière décennie une nette volonté de la part des constructeurs de réduire le temps de développement complet afin de réaliser des économies financières et d'être plus réactifs par rapport à l'évolution du marché et de la concurrence. Cette tendance s'illustre par le fait que le développement d'un avion est de plus en plus virtuel : les prototypes ont disparus et beaucoup d'essais en soufflerie et d'essais structuraux sont remplacés par des simulations numériques.

Le programme de conception et de développement est suivi par une phase opérationnelle qui peut durer plusieurs décennies. En effet, elle débute lorsque le premier avion entre en service et s'achève lorsque le dernier avion en opération est retiré du service. Par exemple, l'A300-B4, conçu au milieu des années 70, vole encore aujourd'hui dans sa version A300-600.

Même si le programme de développement d'un nouveau type d'avion se termine quand la phase opérationnelle commence, de nombreux développements sont réalisés tout au long de la vie en exploitation de l'avion. En effet, des problèmes rencontrés en service ainsi que l'apparition de nouveaux besoins, de nouvelles technologies ou de nouvelles contraintes opérationnelles peuvent justifier et induire des évolutions et modifications dans le design de l'avion. Parmi elles,

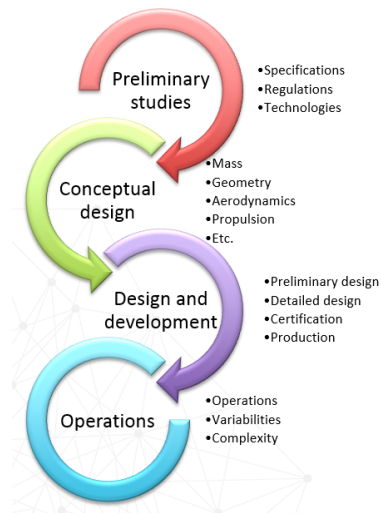


Figure 1.1 – *Processus de conception, développement et exploitation d'un avion*

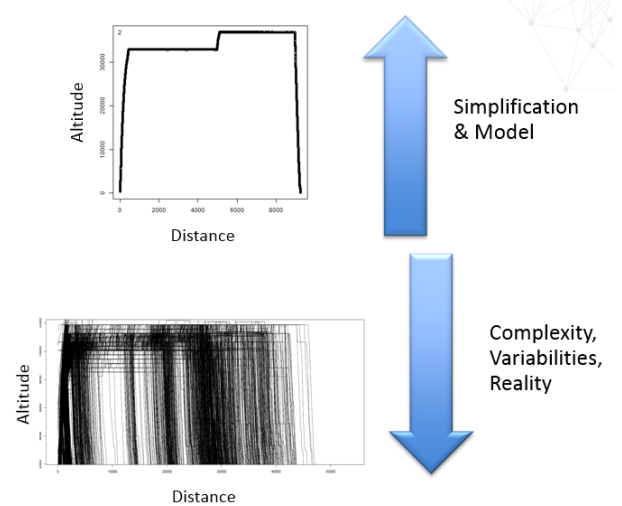


Figure 1.2 – *Simplification et complexité*

les remotorisations sont des évolutions significatives et sont souvent associées à des lots d'amélioration, le but étant de conduire à un gain de consommation de l'ordre de 10% à 15% à chaque fois.

La figure 1.1 illustre ces processus. Nous y mettons en valeur le design conceptuel qui fait le lien entre les études de marché et de faisabilité et la phase de conception préliminaire. C'est plus spécifiquement à ce niveau du processus de conception que nous positionnons les travaux exposés dans cette thèse.

Études de marché et de faisabilité / Études amont / Études avant-projet Tout commence par une analyse initiale qui intègre les 3 perspectives suivantes et qui peut durer plusieurs années :

- *Une analyse du marché* vise à définir les attentes des futurs clients. Compte tenu de la durée des programmes d'avion, elle doit considérer un horizon long terme d'au minimum une vingtaine d'année. Les principaux constructeurs d'avions comme Airbus, Boeing, Embraer et Bombardier, développent chaque année leur propre vision de l'évolution future des marchés sur une fenêtre glissante de 20 ans [11, 30, 32, 62]). Leurs analyses reposent sur des méthodes comparables où les croissances économiques mondiales et régionales apparaissent comme des paramètres clés affectant la demande de transport aérien. D'autres paramètres sont pris en compte comme le commerce mondial, le tourisme, le prix des carburant, la dynamique démographique, la concurrence entre les compagnies aériennes, la régulation du transport aérien ainsi que la concurrence avec d'autres modes de transport comme les trains à grandes vitesses. Dans ces analyses, l'efficacité et les capacités techniques des avions eux-mêmes ont un impact important.
- *Une analyse de la réglementation* applicable au futur avion définit les exigences de sécurité pour les passagers, et les personnes survolées, identifie aussi les contraintes environnementales à respecter pour assurer un développement durable du transport aérien et enfin précise les interfaces à considérer afin que l'avion soit compatible avec l'ATS. Les avions sont en effet amenés à voler dans un environnement complexe, en n'importe quel point de la planète et pour une période de temps très longue (20 ans pour un avion donné et encore davantage pour un type d'avion). Suite à sa création en décembre 1944 par la Convention de l'Aviation Civile Internationale (plus communément appelée la Conven-

tion de Chicago [2]), l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) [100] vise à définir des standards mondiaux désignés par l'acronyme SARP (*Standards and Recommended Practices*) afin d'assurer un haut niveau de sécurité et de sûreté, un haut niveau d'exigence environnementale ainsi qu'une cohérence et une efficacité globale du transport aérien. Chaque pays a ensuite la responsabilité de retranscrire et préciser ces standards dans son propre système réglementaire ainsi que d'informer l'OACI des éventuelles déviations.

Par exemple, pour ce qui est de la sécurité, des processus et des réglementations techniques pour la conception des avions de transport ont été développés aux États-Unis par la FAA (Federal Aviation Administration) et en Europe par l'EASA (European Aviation Safety Agency). Ce sont respectivement la FAR 25 (Federal Aviation Regulation Part 25 [67]) et la CS-25 (Certification Specifications 25 [58]). Même s'il existe quelques différences entre ces textes, ils sont aujourd'hui largement harmonisés. Les exigences qu'ils contiennent doivent être prises en compte très tôt dans la conception, quand il est encore temps de modifier l'architecture de l'avion. Par exemple, les exigences d'évacuation rapide des passagers en cas d'atterrissage d'urgence sont critiques pour l'aménagement cabine. Les exigences liées à l'éclatement des turbines moteur doivent être prises en compte pour choisir le positionnement des moteurs, ce qui impacte fortement la configuration générale de l'avion. Enfin, les exigences liées à la prévention du décrochage de l'avion en vol impactent la définition de la surface de référence de la voilure ainsi que des dispositifs hypersustentateurs qui équipent les ailes.

- Une *analyse technologique* vise d'abord à identifier les technologies prometteuses et à en estimer l'impact sur le design général de l'avion. Ensuite, elle suit et pilote leur maturation jusqu'au moment où les décisions technologiques doivent être prises. C'est une analyse coûteuse et risquée pour les constructeurs puisque l'argent investi dans cette recherche technologique peut se conclure par le constat que la technologie développée n'est pas adaptée au monde opérationnel ou bien, même si elle permet des progrès importants et est tout à fait adaptée, par le constat qu'une autre technologie concurrente est encore meilleure. Le processus de maturation des technologies a fait l'objet d'une standardisation par la NASA au travers de l'échelle des TRL (Technologie Readiness Level [134]). Au-delà de cet outil, cette analyse technologique requiert la mise en place chez les constructeurs de programmes de recherche ambitieux et structurés. Un élément très important à prendre en compte dans cette analyse technologique est la date anticipée d'entrée en service du futur avion. En effet, la maturation d'une nouvelle technologie est longue est une entrée en service à court terme nécessite de recourir à des technologies disponibles sur étagère.

Ces études préliminaires mènent à l'établissement d'un cahier des charges contenant l'ensemble des spécifications technologiques, opérationnelles et réglementaires désignées TLAR (Top Level Aircraft Requirements). Il est très important ici de prendre conscience de la capacité à se projeter dans l'avenir que nécessite l'élaboration d'un bon cahier des charges.

Phase de design conceptuel Les travaux présentés dans cette thèse se focalisent sur cette phase de design conceptuel. En effet, c'est la phase où le futur avion passe pour la première fois d'une liste de spécifications à une première estimation de sa masse et de sa forme. C'est là que le code génétique de l'avion prend naissance et se structure. C'est une étape clé où de nombreuses décisions fondamentales et majeures sont prises comme par exemple quelle sera la forme générale de l'avion (aussi appelée la configuration, l'arrangement, l'architecture de l'avion), mais aussi quelles seront la taille de la voilure et la puissance des moteurs. Les estimations de masses, de coût de production et de performances opérationnelles, ajoutées aux caractéristiques géométriques et

propulsives constituent alors un cadre global à l'intérieur duquel sont établies les exigences de conception des composants et sous-composants de l'avion. Les phases suivantes de conception dépendent des résultats de cette phase de conception globale désignée OAD (*Overall Airplane Design*). Paradoxalement, c'est aussi le moment où l'on connaît le moins le futur avion.

L'espace des possibles est à ce stade le plus étendu, et il est déjà nécessaire de l'explorer pour identifier les zones admissibles et identifier régions de l'espace de design qui contiennent les meilleures solutions. Si cette dernière phrase semble décrire un processus d'optimisation mathématique, il faut souligner ici que c'est surtout un processus industriel qui se met en place et qui peut impliquer des équipes plus ou moins grandes. Ce sont ces hommes et femmes qui créent les modèles mathématiques pertinents et activent les algorithmes d'optimisation dont les résultats contribuent à prendre les bonnes décisions vis-à-vis du design de l'avion. Le recours aux outils mathématiques permet d'une part d'automatiser les processus de calcul pour accélérer les processus industriels mais aussi de bénéficier des progrès accomplis sur les méthodologies génériques d'optimisation qui accélèrent la convergence, améliorent l'exploration de l'espace de design et fournissent des sensibilités. Des travaux de recherche sont régulièrement menés pour faciliter la mise en place du processus d'optimisation mathématique en support au processus industriel [44, 74, 79, 202]. C'est par exemple la raison d'être du développement de la plateforme OpenMDAO [85] par la NASA, des outils développés par le DLR comme RCE [28, 29, 190] et de la plateforme MDO GEMSEO [75] (*A Generic Engine for Multidisciplinary Scenarios, Exploration and Optimization*) par l'Institut de Recherche Technologique (IRT) Saint-Exupéry. Cette dernière a été retenue par Airbus. Pour un déploiement industriel effectif, la formulation MDO doit être capable de refléter l'organisation industrielle du constructeur d'avion et . C'est aussi l'objet de travaux autour des approches d'ingénierie des systèmes basée sur les modèles (MBSE) [14, 31, 42, 69].

Nous décrivons dans la section 1.4.2 les différentes architectures d'analyse et d'optimisation multidisciplinaire envisageables.

Phase de conception et de développement La phase de conception préliminaire puis celle de conception détaillée succèdent à la phase de design conceptuel. Lors de ces phases, la description de l'avion est progressivement raffinée jusqu'au plus petit détail comme le nombre, le positionnement et le diamètre de chaque rivet. Cet exemple associé aux structures ne doit pas faire oublier que de nombreux autres domaines techniques convergent pour mettre au point les lois de pilotage, les différents systèmes équipant l'avion ainsi que son harnais électrique (plus de 500 kilomètres de câbles et 100000 liaison dans un A380), les procédures de maintenance, les moyens de communication et de navigation mais aussi les processus de commercialisation, de production (interne et dans la chaîne de sous-traitance), de certification, de formation des équipages, etc. Le but n'est pas de faire une liste exhaustive mais d'illustrer l'ampleur d'un tel programme d'un point de vue industriel.

Le développement se poursuit avec la mise en production puis l'assemblage progressif des différentes pièces et composants de l'avion, la réalisation des essais de certification ou de validation, d'abord au sol puis enfin en vol. Le premier vol est une étape essentielle car c'est la vraie naissance de l'avion. Avant cela, il n'est encore qu'un véhicule roulant plutôt encombrant et cher. À cette occasion, il démontre véritablement sa capacité à voler. D'un point de vue contractuel vis-à-vis des clients et des partenaires industriels, c'est aussi une étape clé.

Enfin, même si le design de l'avion évoluera encore au travers de nombreuses modifications, surtout les premières années, mais aussi tout au long de sa vie, l'obtention du certificat de navigabilité est la dernière étape clé avant la première livraison aux compagnies aériennes et son entrée en service. Ce qui se passe « par la suite » fait l'objet de la section 1.2.

Les phases que l'on vient de décrire s'étalent sur quelques années (environ 7 ans en pratique avec un objectif de 5 ans pour les prochains avions) et requièrent un investissement considérable pour l'avionneur et ses partenaires industriels et financiers. Plusieurs milliards d'euros sont alors investis. Nous comprenons que le risque pour un constructeur est très important et que l'échec commercial d'un programme est très problématique d'un point de vue financier.

L'optimisation est donc au cœur de la réussite d'un programme de développement d'avion et une grande énergie est déployée pendant les phases de conception préliminaire et détaillée pour trouver le meilleur design tout en respectant les différentes contraintes. Les moyens informatiques mis en œuvre s'appuient sur des modèles toujours plus raffinés et complexes. Néanmoins, des paramètres fondamentaux comme la surface de référence de la voilure ou la poussée des moteurs sont la base de décisions importantes au sujet de la configuration de l'avion, des technologies embarquées et de la cohérence d'ensemble de l'avion. Même si ce n'est pas impossible car l'efficacité opérationnelles en dépend beaucoup, la remise en question de ces décisions par la suite est extrêmement coûteuse car elle nécessite de refaire une grande partie des travaux réalisés dans les phases suivantes, ce qui montre encore l'importance de la phase de design conceptuel. Le problème à résoudre doit alors être très clairement posé dès le début.

1.1.2 Rôle de l'architecte et des avant-projets

Compte tenu de la complexité, de la durée, de l'ampleur et du coût d'un programme d'avion, comment les constructeurs arrivent-ils à obtenir in fine un avion cohérent, optimisé, efficace, économe et qui réponde aux besoins des compagnies aériennes et aux attentes des passagers ?

L'architecte de l'avion occupe un rôle essentiel dans la conduite des divers processus successifs mis en œuvre au cours chaque phase de la conception. Il garde une vision globale sur le design de l'avion complet par une approche OAD, ses performances, son coût, etc. Il doit activer les diverses disciplines pour que chacune d'elles fournisse une contribution menant à un avion techniquement cohérent et le meilleur possible d'un point de vue opérationnel. Il doit traduire les spécifications définies au niveau de l'avion en objectifs disciplinaires qui sont à la fois cohérents, exigeants et ambitieux. La même déclinaison d'objectifs doit être menée au niveau des différents composants et sous-composants de l'avion. A chaque étape, compte tenu des résultats obtenus dans chaque discipline et pour chaque composant, il doit redéfinir de nouveaux objectifs disciplinaires et par composants et réitérer le processus jusqu'à converger vers le meilleur avion. Ce processus industriel ressemble à l'architecture d'optimisation bi-niveau du type *BLISS* qui est une des formulations MDO existantes (nous décrivons certaines formulations dans la section 1.4.2). Cette formulation apparaît aujourd'hui comme une des plus facilement industrialisable car elle permet de conserver les modèles et méthodes existantes, connues et validées dans l'industrie et ne nécessite pas de créer de manière importante de nouveaux outils industriels d'analyse.

Le projet européen AGILE [44] illustre ceci au travers d'une comparaison avec le domaine musical et ses différentes composantes [43, 45] : l'architecte serait le compositeur, l'intégrateur serait le chef d'orchestre, l'orchestre représenterait la collaboration des équipes et les musiciens seraient les spécialistes de chaque disciplines. Il ne faut pas oublier la partition à jouer qui correspondrait au design de l'avion et enfin et surtout, la musique créée qui incarnerait finalement l'avion produit.

Les avant-projets assistent l'architecte dans l'analyse globale de l'avion et préparent la définition des objectifs disciplinaires dans la phase de design conceptuel. Ils interagissent aussi avec le marketing et la stratégie qui définissent les spécifications avion. En effet, compte tenu des premiers résultats et des analyses de sensibilité, certaines spécifications peuvent être questionnées, en particulier si elles détériorent trop la cohérence globale de l'avion ou certaines de ses performances. Ce questionnement donne alors lieu à des discussions menées dans le cadre des

processus internes de l'entreprise. Le cas d'application abordé dans la partie 3.2 traite de ce questionnement.

Comme l'espace des solutions à explorer est très grand (configuration avion, type de motorisation, etc.), les méthodes utilisées par les avant-projets s'appuient sur des modèles simples et rapides à exécuter. Comme le montre la figure 1.2, plus on remonte dans les phases amont, plus il est nécessaire de représenter la réalité par des modèles simples ou basse fidélité. À l'inverse, plus on avance dans le développement, plus les modèles visent à représenter la réalité dans le détail et se complexifient.

1.1.3 Conclusion

Nous présentons dans cette partie les différentes phases de conception et de développement d'un avion ainsi que leurs particularités. Tout commence par l'établissement des exigences au niveau de l'avion (TLAR). Certaines décisions prises dans la phase de design conceptuel se basent sur la définition de la surface de référence de la voilure et la poussée des moteurs. Leur remise en cause par la suite est très coûteuse alors qu'elles ont un impact important sur le coût de l'avion et son efficacité opérationnelle. Elles sont en outre prise en considérant des modèles que l'on peut qualifier de simples (quelques centaines de paramètres seulement définissent l'avion). Un rebouclage peut être fait sur certaines spécifications si celles-ci pénalisent trop le design général de l'avion et ses performances. Ce rebouclage est réalisé par un processus industriel piloté par l'architecte et peut être complexe. Une contribution du travail présenté dans cette thèse est d'intégrer ce rebouclage dans le processus même d'optimisation multidisciplinaire de l'avion. Il est l'objet de la partie 3.2.

1.2 Qu'est-ce qu'opérer un avion ?

Une fois conçu, produit, certifié, vendu et enfin livré, l'avion entre en service. À la différence de la partie conception et développement où nous désignons par « *avion* » un modèle ou un type d'avion, c'est-à-dire un objet générique le caractérisant et qui en définit les particularités, nous désignons par « *avion* » dans la partie opérationnelle chacun des avions produits, vendus et livrés dont la définition est conforme à cet objet générique. Nous disons que les avions sont de même type quand ils correspondent au même objet générique. C'est une désignation utilisée par exemple par les autorités de certification comme l'EASA puisque celle-ci délivre un certificat de type à l'issue de la phase de conception et de développement mais chaque avion produit devra posséder un certification de navigabilité individuel, s'il est conforme à un type d'avion ayant reçu un certificat de type et s'il a été produit par un processus industriel ayant reçu un agrément de production.

Une fois qu'un avion est entré en service, il ne s'agit plus alors de l'améliorer ou de le perfectionner mais simplement de l'utiliser pour contribuer à transporter des passagers, du fret ou du courrier d'un endroit à un autre par la voie des airs. En d'autres termes, il est exploité du mieux possible pour réaliser une des fonctions essentielles du système du transport aérien. Afin de comprendre ce que signifie « opérer un avion », nous représentons le système du transport aérien (ATS) en nous inspirant des méthodes et outils issus de l'ingénierie système. En partant de l'expression de la fonction essentielle de l'ATS et d'une analyse fonctionnelle, nous rappelons le rôle des différents composants de l'ATS et illustrons leurs interactions. Cette démarche nous permet de replacer l'avion dans l'ATS. La conception d'un avion ne peut se faire qu'en cohérence avec l'ATS. Nous décrivons le processus de préparation d'un vol pour révéler comment chaque composant (compagnie aérienne, aéroport, ATM, etc.) de l'ATS contribue à le rendre possible. Nous abordons aussi la réalisation du vol. Les variabilités opérationnelles appliquées à l'avion

trouvent leur origine dans ces deux processus.

Enfin nous soulignons quelques particularités du monde opérationnel.

1.2.1 Présentation du système du transport aérien

Le système du transport aérien (ATS), ou le monde de l'aviation civile, est difficile à appréhender de par sa taille, ses évolutions perpétuelles, sa complexité, et son étendue géographique.

Maintenir un haut niveau de sécurité étant un des éléments fondamentaux du système du transport aérien, les annexes de la Convention de Chicago [2] définissent au travers des SARP le cadre dans lequel se développe le transport aérien au niveau international et en assure une cohérence d'ensemble. Assurer un haut niveau de sécurité à l'échelle du transport aérien nécessite de constituer des règlements cohérents et donc d'avoir une vision globale et structurée du transport aérien. Cette vision structurée est retranscrite dans le droit national de chacun des pays membres de l'OACI. Les annexes de la Convention de Chicago et les réglementations nationales constituent donc des éléments intéressants pour constituer une représentation du système du transport aérien.

Dans notre recherche, nous avons trouvé d'autres représentations [46, 91, 104, 185] qui abordent le transport aérien mais sans s'appuyer sur des outils formels. Dans ses travaux, De Laurentis [49] propose de faire le lien avec les outils formels de l'ingénierie systèmes. Bonnefoy [33] utilise aussi l'ingénierie système pour étudier les évolutions potentielles de l'ATS permettant d'accroître sa capacité de transport. De son côté, le projet *AIM* (*Aviation Integrated Model*) présenté par Reynolds *et al.* [173] vise à proposer un outil d'évaluation prenant en compte les interactions entre l'aviation, l'environnement et les aspects économiques.

Néanmoins, nous n'avons pas trouvé de représentation formalisée, méthodique et globale du système du transport aérien. C'est pourquoi, afin de présenter le système du transport aérien, et même si ça ne constitue pas le cœur de la thèse présentée ici, nous tâchons ici d'utiliser au mieux le vocabulaire, les principes et le formalisme de l'ingénierie système et plus particulièrement de l'analyse fonctionnelle. En effet, en se basant sur la définition donnée par Henshaw *et al.* [88], l'ATS peut être considéré comme un système de systèmes. Il est en effet constitué de plusieurs systèmes complexes tels que les aéroports, les compagnies aériennes, les constructeurs aéronautiques, les fournisseurs de services de la navigation aérienne, etc. qui disposent chacun de leur propre mode de fonctionnement et d'une certaine autonomie, ont parfois des intérêts divergents mais qui néanmoins contribuent tous à réaliser la fonction fondamentale (ou mission) qui est celle d'ATS. Comment formuler ou exprimer cette mission ? Une approche plutôt technique, quasi mécanique nous amène à proposer la formulation suivante :

« Transporter quelque chose ou quelqu'un d'un point de départ à un point d'arrivée (tous deux situés à la surface de la Terre) par la voie des airs, de façon sure, répétitive et multiple. »

Néanmoins, des considérations plus centrées sur le service que propose le transport à la société nous amène aussi à énoncer cette mission de la façon suivante :

« Fournir à la société et assurer le service de transport par la voie des airs en toute sécurité, de manière économiquement viable et en préservant l'environnement. »

Une analyse fonctionnelle menée dans le cadre du projet *NECTAR* (financé par la DGAC et réunissant Airbus, l'ONERA et l'ENAC de 2016 à 2018) a permis de mener une décomposition fonctionnelle de cette mission puis d'attribuer les fonctions élémentaires obtenues à des composants élémentaires du système du transport aérien et de les assembler pour reconstituer ses composants principaux. Du point de vue de l'ingénierie système, nous obtenons d'une

part l'arbre des fonctions et d'autre part l'arbre des composants. Les feuilles de ces arbres correspondent respectivement aux fonctions et aux composants « élémentaires » du système. La *matrice d'allocation des fonctions* associe un composant élémentaire à chaque fonction élémentaire. Elle contribue ainsi à caractériser le système tel qu'il est actuellement. Toute modification à cette matrice pourrait profondément changer le transport aérien et le design de l'avion.

À titre d'exemple, mentionnons la fonction élémentaire « permettre à l'avion de se mouvoir au sol ». Aujourd'hui, cette fonction est attribuée à l'avion. Celui-ci est donc équipé de trains d'atterrissage et utilise ses moteurs pour se mouvoir le long des voies des aéroports. Il est capable de prendre seul son élan lors de la phase de décollage ou de freiner lors de la phase d'atterrissage. Imaginons que cette fonction ne soit plus attribuée à l'avion mais à l'aéroport. Dans ce cas, l'avion n'a plus besoin de trains d'atterrissage mais serait posé sur un véhicule lorsque il serait au sol. Ce véhicule assurerait les déplacements au sol ainsi que l'accélération au décollage, l'atterrissage et le freinage. Nous pouvons rapidement imaginer quelques conséquences (mais sommes-nous capables de toutes les lister sans en oublier ?) et nous comprenons aussi qu'elles modifient beaucoup le système du transport aérien que l'on connaît.

Pour illustrer de manière moins formelle le monde actuel de l'aviation civile, nous pouvons aussi utiliser la figure 1.3 qui le présente comme un assemblage de plusieurs composants. L'avion, comme plus généralement les aéronefs, en est un des composants et il doit pouvoir s'intégrer dans le système comme une pièce d'un puzzle. Le contour de cette pièce peut représenter à la fois les différentes contraintes que le système du transport aérien va imposer au design de l'avion, et la manière dont le système va utiliser, exploiter ou, plus largement, interagir avec l'avion.



Figure 1.3 – Illustration du système du transport aérien - Crédit photo : Nicolas Peteilh

Une manière de décrire plus particulièrement cette frontière repose sur l'identification de catégories à la fois opérationnelles et réglementaires. Nous avons abordé ce point dans le MOOC « Quel avion pour quelle mission ? » développé en 2016 et joué une fois sur la plateforme FUN [162] au travers des ordres de grandeur (qui sont associées à des catégories opérationnelles telles les avions régionaux ou court, moyen et long-courriers) et des catégories réglementaires liées aux aéroports, à la circulation aérienne, aux pilotes, aux compagnies aériennes ou encore à l'environnement.

1.2.2 L'avion en opération

D'un point de vue chronologique et pour faire le lien avec la figure 1.1, les opérations englobent tout ce qui arrive à l'avion une fois que celui-ci est livré à une compagnie aérienne. D'un point de vue technique, c'est à ce moment là que l'avion va être complètement exposé aux conditions réelles de vol.

Nous pouvons aussi voir la fonction « *opérer* » ou « *exploiter* » un avion comme une des fonctions du système du transport aérien présentées dans la section 1.2.1, et essayer de la qualifier a priori par « **réaliser un vol d'un aéroport à un autre** ». Cependant, ceci serait trop restrictif et omettrait le fait que l'avion doit aussi irriguer un réseau de routes aériennes, partager l'espace aérien, suivre un programme de maintenance, être piloté par des pilotes, et in fine contribuer à une activité économique qui est celle du transport aérien. Autrement dit, ce serait oublier qu'un avion n'est jamais exploité seul mais fait partie d'un système plus large, celui du transport aérien. Nous proposons alors de généraliser la définition d'*opérer un avion* en la formulant de la manière suivante : « **préparer et réaliser les vols nécessaires à rendre le service du transport aérien** ». Il apparaît deux sous-fonctions importantes :

1. préparer le vol, .
2. réaliser le vol

Nous les détaillons maintenant.

Préparer un vol Comme illustré sur la figure 1.5, nous utilisons un diagramme d'Ishikawa [101] (*fishbone diagram*), donc le principe essentiel est de relier les causes à leurs effets. Nous l'interprétons en y intégrant une dimension chronologique. Plus on se rapproche de l'axe central, et sur cet axe, plus on se déplace vers la droite et plus on se rapproche chronologiquement du départ du vol. Formellement, si nous supposons que le système du transport aérien est composé de N composants C_i ($i = 1, 2, \dots, N$) et que chacun réalise n_i actions $\mathcal{A}_{(i,j_i)}$ ($j_i = 1, 2, \dots, n_i$) pour préparer un vol, alors l'interprétation choisie est telle que, pour un i_0 fixé, si $\hat{j}_{i_0} > \bar{j}_{i_0}$ alors $\mathcal{A}_{(i_0,\hat{j}_{i_0})}$ se déroule après $\mathcal{A}_{(i_0,\bar{j}_{i_0})}$. La figure 1.4 illustre cette interprétation.

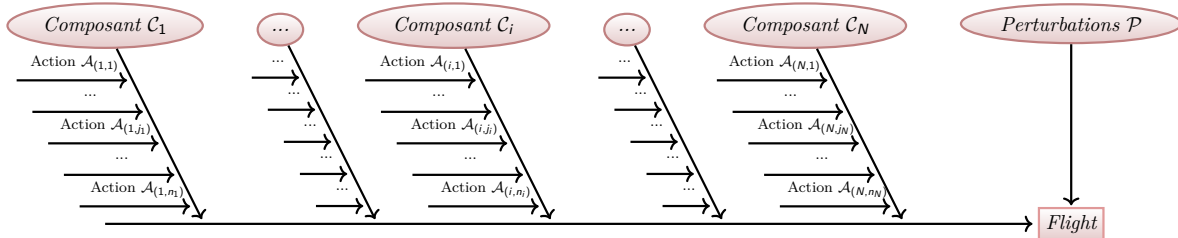


Figure 1.4 – Représentation formelle pour l'interprétation du diagramme d'Ishikawa

Ici, l'objectif est de proposer une représentation globale chronologique des actions qui contribuent à faire en sorte qu'un vol puisse être réalisé un jour donné, entre deux aéroports donnés,

CHAPITRE 1. ANALYSE DE L'EXISTANT INDUSTRIEL ET ACADÉMIQUE ET ÉTAT DE L'ART

avec un certains nombre de passagers, dans les conditions opérationnelles du jour donné, en toute sécurité, de manière optimisée et respectueuse de l'environnement, et contribuant à faire gagner de l'argent à la compagnie aérienne. Même si le résultat présenté dans la figure 1.5 n'est pas exhaustif, ce graphique nous permet aussi de représenter tout ce qui se passe entre les phases de conception d'un avion et un de ses vols. L'implication des différents composants du système du transport et leur moyen d'action y sont aussi visibles.

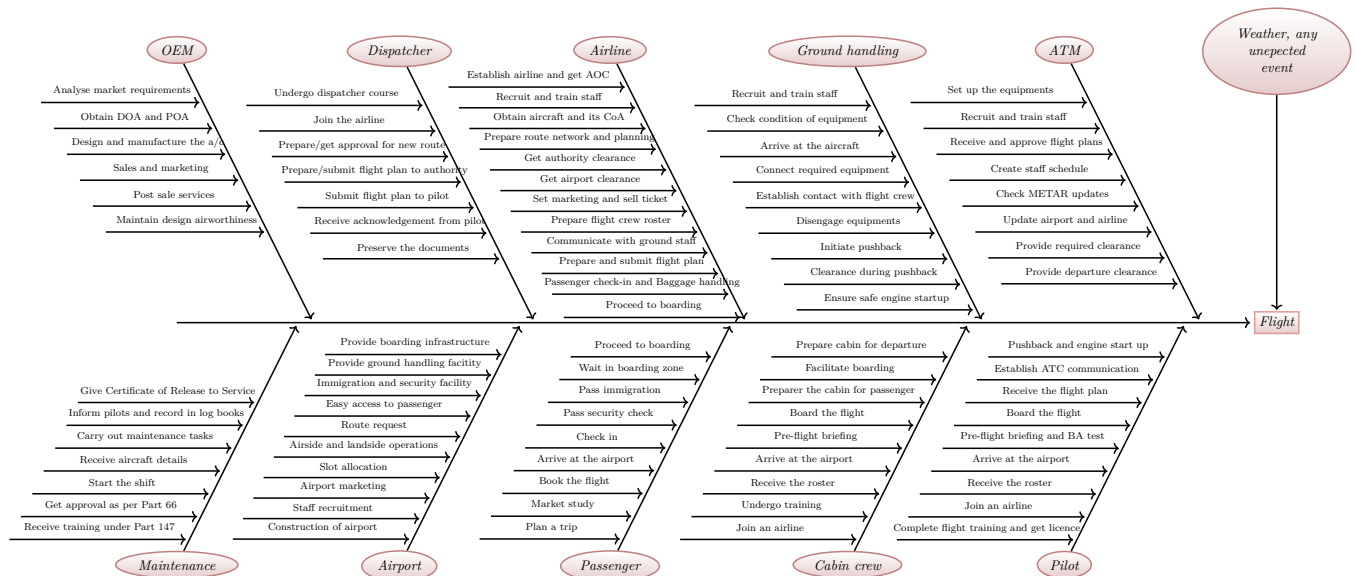


Figure 1.5 – Diagramme d'Ishikawa de la préparation d'un vol

Certaines variabilités opérationnelles auxquelles est confronté l'avion proviennent des différentes actions liées à la préparation du vol, comme par exemple des compagnies aériennes qui l'opèrent, du réseau de routes sur lequel il est exploité, mais aussi de la charge marchande à transporter, de l'expérience du commandant de bord ou encore d'autres paramètres contribuant à établir le plan de vol. Les conditions au décollage et à l'atterrissage évoluent aussi d'un vol à l'autre.

Réaliser un vol Un vol commence lorsque l'avion sort du parking. Il consiste ensuite en une succession de phases opérationnelles :

1. allumer les moteurs,
2. évoluer jusqu'au seuil de piste,
3. s'aligner sur la piste,
4. s'élancer et décoller,
5. réaliser la montée,
6. réaliser la croisière,
7. réaliser la descente,
8. réaliser l'approche de l'aéroport de destination,
9. atterrir et freiner,
10. sortir de la piste,
11. rouler jusqu'au parking,
12. se garer,

13. arrêter les moteurs.

Le vol est alors terminé et les passagers peuvent débarquer et les marchandises être transférées vers l'aéroport.

Pendant le vol, l'avion est confronté à d'autres variabilités liées à la météorologie, à la gestion de l'espace aérien, au contrôle de la navigation aérienne ou à tout événement imprévu tel qu'un problème technique sur un autre avion, un passager malade ou un volcan qui rentre en éruption. Nous les représentons sur la figure 1.4 par des perturbations $\mathcal{P}$.

1.2.3 Particularités du monde opérationnel

Nous venons de présenter le système du transport aérien et d'en proposer des représentations. Une première particularité est qu'il est très normé par la réglementation afin d'assurer sa cohérence et son efficacité globale en visant un haut niveau de sécurité aussi bien pour les personnes transportées que pour les personnes survolées.

Une autre des particularités majeures du transport aérien est sa dépendance énergétique. La masse est un obstacle majeur à son efficacité et comme il nécessite de grandes quantités d'énergie, le transport aérien tel que nous le connaissons repose très fortement sur les énergies fossiles dont la densité énergétique est très grande et l'approvisionnement et le stockage (au sol et en vol) sont simples par rapport à d'autres formes d'énergie et sont aujourd'hui très bien maîtrisés.

Le monde de l'aviation civile est paradoxalement empreint de nombreuses variabilités, liées à la météo, aux aléas techniques, à la congestion de l'espace aérien (dans certaines zones géographiques et à certains moments) ou encore à la dimension humaine du monde opérationnel.

Sa dimension à la fois locale, nationale, régionale et mondiale, sa complexité technologique et opérationnelle ainsi que les facteurs humains en jeu le rendent très difficilement observable (à la différence des phénomènes aérodynamiques ou structuraux par exemple que l'on peut simuler ou reproduire en grande partie en laboratoire). Le fonctionnement du système du transport aérien ne peut être simulé dans son ensemble. Seule des parties de son fonctionnement peuvent être simulées.

Ces multiples particularités rendent le travail de modélisation du transport aérien très complexe, en particulier quand il s'agit de représenter les opérations dans les phases amont de conception d'un avion, comme illustré dans la figure 1.2. En effet, il s'agit alors de simplifier à l'extrême les variabilités opérationnelles auxquelles l'avion est confronté tout en conservant les informations pertinentes pour concevoir un avion adapté à ces opérations. Par ailleurs, on peut légitimement se poser la question de ce que nous apprennent les opérations des avions existants (et que l'on peut effectivement observer) sur les opérations de l'avion que l'on est en train de concevoir (et qui ne volera que quelques années plus tard).

1.2.4 Conclusion

Cette partie a précisé ce que signifie opérer un avion. Dans un premier temps nous avons présenté le système du transport aérien. Nous avons ensuite illustré et proposé un modèle de l'avion en opération. Nous avons enfin souligné les particularités du monde opérationnel.

La contribution principale présentée dans cette partie est l'utilisation de représentations inspirée de l'ingénierie système pour représenter formellement l'ATS et les fonctions de préparation et de réalisation d'un vol. Cette approche structurée et globale est originale. Elle permet de caractériser la nature des variabilités opérationnelles auxquelles l'avion est confronté en opération.

1.3 Pourquoi rapprocher les opérations de la conception ?

Le design de l'avion influence la manière dont il va être exploité. À ce titre, il agit sur la dynamique du transport aérien à plusieurs niveaux.

À très court terme, les performances de l'avion ont un impact très fort sur les décisions opérationnelles comme la définition des trajectoires à suivre, la valeur de la charge marchande transportable sur un vol donné, la quantité de carburant à embarquer pour pouvoir réaliser une mission donnée ou bien même les clairances que le contrôleur aérien donne au pilote au cours du vol.

À moyen terme, les caractéristiques d'un avion ont une influence sur la manière dont il est affecté sur les différentes routes d'un réseau ou encore sur le calcul des prix des billets.

Sur le plus long terme, les spécificités des avions peuvent influencer la décision d'une compagnie aérienne d'acheter ou louer tel ou tel avion, ce qui impactera l'organisation et le programme de maintenance, la formation des pilotes, la planification des vols ou encore la structuration du réseau de la compagnies.

Enfin, sur le très long terme, on envisage que les évolutions technologiques des futurs avions sont des clés pour atteindre les objectifs à long terme du système du transport aérien vis-à-vis de l'environnement, de la sécurité, de l'efficacité économique et des attentes de la société.

Comme présenté dans la section 1.1.2, la phase de design conceptuel nécessite de s'appuyer sur des modèles adaptés afin d'être en mesure d'initier le processus de conception. Les modèles doivent être rapides et s'appuyer sur des représentations simplifiées de l'avion (quelques dizaines à quelques centaines de paramètres). Leur niveau de raffinement et leur précision doivent être cohérents avec les outils et les informations disponibles dans ces phases. Les modèles d'opérations pris en compte dans cette phase respectent ces spécifications et intègrent une grande part de simplification. Les décisions importantes prises alors portent une partie d'incertitude liée aux approximations de modélisation.

Rapprocher les opérations de la conception consiste à nourrir la phase de design conceptuel avec une information plus riche provenant des opérations. Il permet ainsi de rapporter plus d'informations dans les phases amont de la conception pour affiner la prise de décision, de faciliter et d'accélérer la recherche de compromis vis-à-vis des spécifications, de rechercher un design mieux équilibré et plus robuste vis-à-vis de son exploitation mais aussi d'anticiper les différents impacts que l'avion aura sur le système du transport aérien.

Compte tenu des particularités du système du transport aérien présentées dans la section 1.2.3, enrichir la modélisation des opérations est un défi puisqu'il est paradoxalement très difficile encore aujourd'hui d'accéder aux données permettant de remonter aux informations opérationnelles significatives, à cause de leur caractère confidentiel.

Enfin, un autre intérêt du rapprochement de la conception avion et des opérations est d'envisager de revoir la formulation du problème de conception pour faire des paramètres de design de l'avion des variables d'ajustement parmi d'autres pour améliorer le fonctionnement du système du transport aérien, à court, moyen ou long terme. Par exemple, si nous considérons l'étude d'un transport aérien plus durable, nous voyons qu'elle passe incontestablement par un rapprochement du design de l'avion et des opérations en particulier pour l'utilisation massive de nouvelles énergies qui ne transformera pas uniquement l'avion mais aura des conséquences sur les infrastructures et, de proche en proche, sur l'ensemble de l'ATS.

1.4 Analyse et optimisation multidisciplinaires de l'avion en lien avec les opérations

Le concepteur d'un avion cherche d'abord à trouver une solution acceptable au problème qui lui est posé, puis il se posera la question d'améliorer la solution trouvée. Le processus de conception d'un avion peut donc être avant tout représenté par un problème d'optimisation. Compte tenu de certaines particularités décrites dans la section 1.1, il s'agit d'un problème d'optimisation *multidisciplinaire* non-linéaire sous contraintes. En effet, il prend en compte plusieurs disciplines techniques telles que l'aérodynamique, le calcul de masse, la propulsion et de nombreuses autres.

Dans cette partie, nous rappelons d'abord ce qu'est un problème d'optimisation non-linéaire sous contraintes puis nous présentons ce qu'est une *analyse multidisciplinaire*. Nous abordons aussi l'*optimisation multidisciplinaire*. Enfin, au-delà de la conception avion, nous proposons une revue des méthodes utilisées pour prendre en compte les opérations dans le processus de d'optimisation multidisciplinaire.

1.4.1 Problème d'optimisation

L'optimisation est une discipline des mathématiques qui fait l'objet d'une très large bibliographie. nous utilisons principalement les livres de Nocedal et Wright [152], de Lange [121], d'Ehrgott [61], et d'Audet et Hare [20]. Nous rappelons ici quelques définitions et notations ainsi que les principaux résultats et méthodes.

Un problème d'optimisation sous contraintes vise à rechercher des valeurs réelles et/ou discrètes pour n variables de design (ou d'optimisation), $\mathbf{x}$, qui permettent d'obtenir la valeur minimale de la fonction-objectif (ou fonction coût), f , tout en satisfaisant les contraintes d'inégalité et d'égalité associées au problème posé. La fonction-objectif et les contraintes peuvent dépendre d'un certain nombre de paramètres et données qui restent fixes pendant la résolution du problème. Nous notons $\boldsymbol{\mu}$ le vecteur réunissant ces paramètres. Pour alléger les notations, celui-ci est souvent omis. Si l'on note m le nombre de contraintes d'inégalité et p le nombre de contraintes d'égalité, alors ce problème peut être représenté par :

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n} \quad & f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) \\ \text{s.c.} \quad & g_i(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \\ & h_j(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) = 0, \quad j = 1, 2, \dots, p \end{aligned} \tag{1.1}$$

Un exemple est le problème d'optimisation en phase de design conceptuel où l'objectif est de définir deux paramètres : la taille de la voilure et la poussée totale de référence des moteurs afin de minimiser une fonction-objectif mesurant par exemple la consommation de carburant sur une mission type, tout en s'assurant que les contraintes suivantes sont satisfaites :

1. l'avion doit être capable de décoller sur une piste de longueur donnée dans des conditions de décollage fixées (des conditions d'altitude, de température, de vent, de contamination de piste et de masse au décollage de référence) et
2. l'avion pourra s'intégrer dans la circulation aérienne à proximité des aéroports et en particulier lors de l'approche et de l'atterrissage en respectant une vitesse d'approche maximale.

Variables de design et domaine réalisable Chacune des variables de design peut être continue ou discrète. Dans l'exemple ci-dessus, le vecteur des variables de design est un vecteur de $\mathbb{R}^2$. Une variante de ce problème considère qu'un seul type de moteur est disponible. Dans ce cas, étant donnée la poussée unitaire de chaque moteur, nous pourrions remplacer la variable de

design continue représentant la poussée totale des moteurs par une variable discrète (à valeur entière) stipulant le nombre de moteurs. Ceci modifierait significativement le type de problème d'optimisation et la manière de le résoudre.

L'ensemble des solutions *réalisables* ou *admissibles* est appelé le domaine *réalisable*, noté Ω , et correspond à l'ensemble des $\mathbf{x}$ satisfaisant les contraintes du problème :

$$\Omega = \{\mathbf{x}, g_i(\mathbf{x}) \leq 0, i = 1, 2, \dots, m, h_j(\mathbf{x}) = 0, j = 1, 2, \dots, p\}$$

Fonction-objectif Dans cette thèse, nous supposons que la fonction-objectif est une fonction scalaire (à valeur dans $\mathbb{R}$). Il existe aussi des problèmes *multi-objectifs* (ou *multicritères*) où f est à valeur vectorielle. Par exemple, on cherche une solution minimisant à la fois le coût et la masse. Une façon simple d'aborder de tels problèmes consiste à garder un des critères comme fonction-objectif et d'exiger, en contraintes, que chacun des autres critères aient une valeur inférieure à une certaine valeur seuil choisie par l'utilisateur. Une autre approche minimisera une somme pondérée des critères. Dans les deux cas, les solutions obtenues auront l'inconvénient de dépendre du choix particulier des seuils ou des pondérations. D'autres solutions peuvent être exhibées en utilisant l'*optimisation multicritère* [61] qui permet d'identifier un éventail de solutions pertinentes dites *Pareto-optimales*. L'ensemble de ces solutions potentielles ne préjugent pas du choix final de l'utilisateur.

Comme mentionné précédemment, la fonction-objectif (comme les contraintes) dépend généralement de paramètres d'entrée, $\boldsymbol{\mu}$, distincts des variables de design, et qui restent ensuite fixés lors de la résolution du problème. Ces paramètres ne sont pas toujours représentés de manière explicite dans la formulation du problème. Ceci allège les notations mais peut laisser penser que la fonction-objectif reste inchangée d'un problème à l'autre alors que ces paramètres d'entrée peuvent être modifiés. Dans l'exemple ci-dessus lié au design conceptuel d'un avion, la fonction-objectif peut être la consommation de carburant sur une mission type définie au niveau des TLAR. Si la distance spécifiée pour cette mission type évolue, la fonction-objectif change ainsi que le résultat du problème d'optimisation. Cette remarque apparemment triviale se révèle utile à garder à l'esprit d'une part dans les problèmes de conception d'aéronefs et d'autre part dans les problèmes multidisciplinaires.

Dans les premiers, cette sensibilité à des paramètres d'entrée exogènes doit être contrôlée. C'est l'objet des itérations représentées sur la figure 1.1 où les résultats de l'analyse de sensibilité permettent par exemple de questionner le bien-fondé de certaines exigences.

Dans les problèmes multidisciplinaires que nous abordons dans cette thèse, de nombreux paramètres implicites contribuent à caractériser la fonction-objectif. Cette question est particulièrement importante à cause de la simplicité des modèles utilisés dans les phases de design conceptuel de l'avion illustré par la figure 1.2. Ils sont souvent de nature empirique ou semi-empirique et s'appuient donc sur des coefficients estimés à partir de régressions statistiques, qui sont autant de paramètres implicites. La qualité de l'estimation et des données utilisées influence les valeurs sélectionnées pour ces paramètres. Au-delà de ces considérations mathématiques, ces modèles intègrent aussi une part d'expérience et de savoir-faire spécifique à chaque constructeur. Le nombre de modèles impliqués dans les problèmes multidisciplinaires et leurs natures variées peut rendre complexe cette maîtrise des paramètres implicites.

Contraintes Les contraintes apparaissent sous deux formes : les contraintes d'inégalité ($g_i(\mathbf{x}) \leq 0$) et les contraintes d'égalité ($h_j(\mathbf{x}) = 0$). En théorie, sans perte de généralité, il suffirait de ne considérer que le cas des contraintes d'inégalité puisque :

$$h_j(\mathbf{x}) = 0 \Leftrightarrow \begin{cases} h_j(\mathbf{x}) \leq 0 \\ -h_j(\mathbf{x}) \leq 0 \end{cases} \quad (1.2)$$

Cependant, plusieurs méthodes d'optimisation seront plus efficaces si on évite de remplacer ainsi les conditions d'égalité par deux conditions d'inégalité. Par exemple, les méthodes de *point intérieur* [152], qui ne s'approchent des contraintes qu'en fin de convergence ne gèrent pas ainsi un couple de contraintes antagonistes comme présenté ci-dessus.

Les conditions nécessaires de premier ordre d'optimalité dites de *Karush-Kuhn-Tucker* pour le problème

$$(\mathcal{P}1) \quad \begin{cases} \min_{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n} f(\mathbf{x}) \\ \text{s.c.} \quad g_i(\mathbf{x}) \leq 0, i = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (1.3)$$

sont décrites dans les paragraphes suivants. Elles montrent l'importance des *contraintes actives* en un minimum, $\mathbf{x}^*$, c'est-à-dire telles que $g_i(\mathbf{x}^*) = 0$, appelées aussi *contraintes saturées* en $\mathbf{x}^*$. En d'autres termes, un problème d'optimisation sous contraintes peut s'écrire de façon équivalente comme problème d'optimisation sous contraintes d'égalité si on se restreint à un voisinage suffisamment petit autour d'un point réalisable $\mathbf{x}^*$.

Dérivées d'une fonction Dans la recherche d'une solution optimale, le concepteur (ou l'algorithme d'optimisation qu'il utilise) a besoin de savoir comment la fonction-objectif varie quand il fait varier les variables de design dans le voisinage d'un point $\mathbf{x}$ donné. Mathématiquement, c'est la notion de dérivée ou de gradient qui lui donne cette information. Si $\mathbf{x} = [x_i, i = 1..n]$, nous utilisons les notations suivantes pour le *vecteur gradient* et la *matrice hessienne* de f (par rapport à $\mathbf{x}$) :

$$\begin{aligned} \text{Vecteur gradient :} \quad \nabla f &= \left[\frac{\partial f}{\partial x_i}, i = 1, 2, \dots, n \right] \\ \text{Matrice hessienne :} \quad \nabla^2 f &= \left[\frac{\partial^2 f}{\partial x_i \partial x_j}, i, j = 1, 2, \dots, n \right] \end{aligned} \quad (1.4)$$

Les conditions d'optimalité montrent l'utilité des dérivées des fonctions-contraintes et de la fonction-objectif (lorsque disponibles), que ce soit du point de vue théorique (pour résoudre un problème directement) ou pratique (pour concevoir un algorithme d'optimisation). Les dérivées étant des propriétés locales des fonctions considérées, les conditions l'optimalité donnent généralement des informations uniquement valables dans le voisinage d'un point donné. Un vecteur satisfaisant les conditions d'optimalité n'est donc éventuellement qu'un minimum *local*, c'est-à-dire la meilleure solution dans un voisinage de ce point. Il peut exister de meilleures solutions à l'extérieur de ce voisinage. Nous parlons de minimum *global* si la solution trouvée est la meilleure sur la totalité de l'espace de design.

Le gradient ∇f d'une fonction f en un point $\mathbf{x}$ permet aussi de définir l'hyperplan tangent à cette fonction en ce point, noté $\mathcal{T}(\mathbf{x})$. Dans un espace vectoriel de dimension n , un hyperplan est un sous-espace vectoriel de dimension $n - 1$. $\mathcal{T}(\mathbf{x})$ est l'hyperplan perpendiculaire à $[-1, \nabla f(\mathbf{x})]$ passant par $\mathbf{x}$.

Enfin, la dérivée totale d'une fonction f définie par :

$$df = \sum_{i=1}^n \frac{\partial f}{\partial x_i} dx_i = \nabla f(\mathbf{x}).d\mathbf{x} \quad (1.5)$$

est utilisée dans le calcul numérique des dérivées que nous présentons dans la section 1.4.2.

Conditions d'optimalité Dans sa recherche de la meilleure solution au problème de conception posé, le concepteur (tout comme de nombreux algorithmes d'optimisation qu'il peut utiliser) cherche typiquement en premier lieu à proposer une solution réalisable puis à l'améliorer. Des résultats mathématiques permettent de définir des conditions qui indiquent au concepteur (ou à l'algorithme d'optimisation) qu'il a *peut-être* trouvé une solution optimale (conditions nécessaires d'optimalité locale) ou bien s'il doit poursuivre sa recherche. Malheureusement, l'incertitude d'avoir atteint la meilleure solution dans l'absolu ne peut être levée que dans des cas précis dépendant essentiellement de la structure mathématique de la fonction-objectif et du domaine réalisable. Par exemple, des conditions nécessaires et suffisantes existent pour les problèmes d'optimisation minimisant une fonction-objectif convexe sur un domaine convexe. Dans le cas général d'un problème d'optimisation, les mathématiques ne peuvent, et sous certaines conditions, que garantir qu'un minimum *local* a été trouvé, voire que le point trouvé ne satisfait que des conditions nécessaires de minimalité.

Pour un problème d'optimisation sous contraintes de la forme (1.3) où on suppose que la fonction-objectif et les fonctions-contraintes sont dérivables au moins une fois, les conditions nécessaires d'optimalité du premier ordre [121, 152] sont appelées les conditions de Karush [114]-Kuhn-Tucker [119] (conditions de KKT). Celles-ci s'appuient sur le lagrangien du problème :

$$\mathcal{L}_\lambda(\mathbf{x}) = f(\mathbf{x}) + \sum_{i=1}^m \lambda_i g_i(\mathbf{x}), \text{ où } \lambda_i \in \mathbb{R}, i = 1, 2, \dots, m. \quad (1.6)$$

Les conditions de KKT stipulent que si $\mathbf{x}^*$ est un minimum local, alors il existe des *multiplieurs de Lagrange*, notés $\lambda_i^*, i = 1, 2, \dots, m$, tels que :

$$\begin{cases} \nabla \mathcal{L}_{\lambda^*}(\mathbf{x}^*) = \nabla f(\mathbf{x}^*) + \sum_{i \in \mathbf{A}^*} \lambda_i^* \nabla g_i(\mathbf{x}^*) = 0 \\ g_i(\mathbf{x}^*) = 0 & i \in \mathbf{A}^* \\ \lambda_i^* \geq 0 & i \in \mathbf{A}^*, \end{cases} \quad (1.7)$$

où $\mathbf{A}^*$ est l'ensemble des indices des contraintes qui sont actives en $\mathbf{x}^*$.

Une autre manière d'énoncer les conditions nécessaires de KKT est la suivante [192] :

$$\begin{cases} \nabla \mathcal{L}_{\lambda^*}(\mathbf{x}^*) = \nabla f(\mathbf{x}^*) + \sum_{i \in \mathbf{A}^*} \lambda_i^* \nabla g_i(\mathbf{x}^*) = 0 \\ \lambda_i^* g_i(\mathbf{x}^*) = 0 & i = 1, 2, \dots, m \\ \lambda_i^* \geq 0 \text{ et } g_i(\mathbf{x}^*) \leq 0 & i = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (1.8)$$

Si la fonction-objectif et les fonctions-contraintes sont au moins deux fois dérivables, il est alors possible d'utiliser leurs dérivées secondes en un point pour énoncer des conditions de minimalité du deuxième ordre qui sont soit nécessaires (équation (1.9)) soit suffisantes (équation (1.10)).

Soit $\mathcal{T}(\mathbf{x})$ l'hyperplan tangent au lagrangien du problème (1.3) au point $\mathbf{x}$. Si $\mathbf{x}^*$ est un minimum local pour le problème (1.3), alors :

$$\begin{cases} \nabla \mathcal{L}_{\lambda^*}(\mathbf{x}^*) = \nabla f(\mathbf{x}^*) + \sum_{i \in \mathbf{A}^*} \lambda_i^* \nabla g_i(\mathbf{x}^*) = 0 \\ \lambda_i^* g_i(\mathbf{x}^*) = 0 & i = 1, 2, \dots, m \\ \lambda_i^* \geq 0 \text{ et } g_i(\mathbf{x}^*) \leq 0 & i = 1, 2, \dots, m \\ \mathbf{y}^T \nabla^2 \mathcal{L}_{\lambda^*}(\mathbf{x}^*) \mathbf{y} \geq 0 & \forall \mathbf{y} \in \mathcal{T}(\mathbf{x}^*) \end{cases} \quad (1.9)$$

Cette dernière condition devient suffisante si la dernière inégalité est stricte :

$$\left\{ \begin{array}{ll} \nabla \mathcal{L}_{\lambda^*}(\mathbf{x}^*) = \nabla f(\mathbf{x}^*) + \sum_{i \in A^*} \lambda_i^* \nabla g_i(\mathbf{x}^*) = 0 & \\ \lambda_i^* g_i(\mathbf{x}^*) = 0 & i = 1, 2, \dots, m \\ \lambda_i^* \geq 0 \text{ et } g_i(\mathbf{x}^*) \leq 0 & i = 1, 2, \dots, m \\ \mathbf{y}^T \nabla^2 \mathcal{L}_{\lambda^*}(\mathbf{x}^*) \mathbf{y} > 0 & \forall \mathbf{y} \in \mathcal{T}(\mathbf{x}^*) \end{array} \right. \quad (1.10)$$

Nous insistons sur le fait que ces conditions se fondent sur la dérivabilité des fonctions considérées, une propriété locale de ces fonctions, et concernent donc l'optimalité *locale*. La recherche d'un optimum global nécessitera alors d'explorer l'espace de design pour mieux le connaître, soit par sondage aléatoire par exemple (méthode stochastiques d'optimisation globale), soit en exploitant des structures mathématiques particulières de la fonction-objectif et des fonctions-contraintes (un exemple évident étant la convexité).

Résolution du problème d'optimisation De nombreux algorithmes d'optimisation existent pour traiter les problèmes selon leur nature et leurs caractéristiques particulières [8, 152]. Ces algorithmes peuvent être répartis en deux grandes familles principales.

La première réunit les algorithmes qui s'appuient sur le gradient et les conditions KKT. Deux approches principales, par *line search* et par région de confiance (*trust region*), sont utilisées. Elles s'appuient toutes les deux sur les dérivées des fonctions-objectif et fonctions-contrainte mais de manière différente. La première propose, à partir de l'itéré courant, une direction de recherche puis considère un problème d'optimisation univariée restreint à cette direction pour un meilleur point. La seconde cherche simultanément une direction et se restreint à un voisinage autour d'un point dont le rayon est mis à jour et où elle construit une approximation des fonctions en laquelle elle a confiance. Les différents types d'algorithmes disponibles incluent la méthode de *pente la plus forte* (*steepest descent*), la méthode de Newton, les méthodes de type quasi-Newton et enfin la méthode du gradient conjugué. Mis-à-part cette dernière qui n'est exploitable que dans une stratégie de *line search*, les autres trouvent des applications pour les deux stratégies *line search* et région de confiance.

Le principe d'un algorithme du type *line search* basé sur le gradient peut se résumer par la mise en place d'un processus itératif commençant par le choix d'une valeur initiale du vecteur des variables de design qui fournit si possible une solution acceptable au problème c'est-à-dire qui satisfait toutes les contraintes. Chaque itération successive consiste en trois étapes :

1. Calculer d'une direction dans laquelle chercher une meilleure solution,
2. Calculer un pas suffisamment grand, dans cette direction, conduisant à un nouvel itéré qui améliore suffisamment la fonction-objectif.
3. Vérifier si les conditions d'optimalité sont satisfaites. Si ce n'est pas le cas, nous partons dans une nouvelle itération. Par contre, si les conditions d'optimalités sont remplies, alors le processus s'arrête et l'itéré courant est proposé comme solution au problème d'optimisation.

La seconde famille rassemble les algorithmes n'utilisant pas le gradient. Ce sont des algorithmes d'ordre zéro [20], c'est-à-dire qu'ils se basent directement sur les valeurs calculées. Ils peuvent être déterministes ou stochastiques ; des heuristiques, des méta-heuristiques. ou des méthodes avec preuve mathématique de convergence. Par exemple nous y trouvons les méthodes du type boîte noire, basées sur des surfaces de réponses, les méta-heuristiques telles les algorithmes génétiques et les nuages de particules (*particle swarm*), l'algorithme Nelder-Meade, et bien d'autres que nous n'abordons pas ici.

Tout algorithme doit disposer de conditions pour s'arrêter (critère d'arrêt). Pour un algorithme d'optimisation, ces conditions sont le plus souvent liées aux conditions d'optimalité décrites précédemment. Numériquement, les conditions d'optimalité ne peuvent en général pas être strictement respectées. Des seuils (tolérances) sont donc définis pour spécifier quand l'algorithme doit considérer que la solution est assez proche des conditions d'optimalité. Mais il y a d'autres types de conditions d'arrêt, comme la durée de calcul ou un nombre limite d'itérations ou d'appels à la fonction-objectif et aux fonctions-contraintes (à cause de leur coût élevé d'exécution par exemple).

1.4.2 Architectures MDA et formulations MDO

Un problème d'optimisation multidisciplinaire est avant tout un problème d'optimisation continue, discrète ou mixte, en général non linéaire et sous contrainte inégalité. Sur la base de l'équation (1.1), nous pouvons l'énoncer de la manière suivante :

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n} \quad & f_{MDA}(\mathbf{x}) \\ \text{s.c.} \quad & g_{MDA_i}(\mathbf{x}) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \tag{1.11}$$

La particularité d'un tel problème réside dans la nature du processus permettant le calcul de la fonction-objectif f_{MDA} et des contraintes g_{MDA} . C'est un processus mathématique permettant de représenter et automatiser, partiellement ou dans son intégralité, un processus de conception par exemple industriel qui couvre un périmètre tel que décrit dans la section 1.1, impliquant et couplant différentes disciplines. En plus des particularités liées l'organisation industrielle mettant en œuvre ce processus de conception, il comporte des spécificités telles que :

- une hétérogénéité des outils utilisés pour les différentes disciplines qui rend nécessaire leur couplage par des échanges d'informations,
- des temps de calculs potentiellement très longs,
- des bouclages entre les différents modèles nécessitant la mise en place d'un processus de convergence assurant la cohérence de la solution finale,
- un vecteur de variable de design de grande dimension,
- la présence de boucles d'optimisation à l'intérieur même de la fonction-objectif ou des fonctions-contraintes.

Un problème de MDO pourrait être vu comme un problème du type boîte noire, c'est-à-dire comme si rien d'autre que la valeur de sortie n'était connu du processus de calcul de la fonction-objectif et des fonctions-contraintes. Seules leurs évaluations aux points de calcul seraient alors considérées comme disponibles. Cependant, cette approche limite le choix des algorithmes d'optimisation et celui des méthodes de calcul des dérivées (lorsque pertinentes) qui se restreint alors aux différences finies. Compte tenu du besoin des concepteurs de réduire les coûts et la durée des développements, un tel point de vue « boîte noire » entrave la recherche de méthode plus efficaces. Utiliser la connaissance que l'on peut avoir du processus MDA utilisé apparaît comme une source d'information importante pour définir une formulation MDO adaptée au problème à résoudre et aux moyens disponibles.

D'autre part, un assemblage naïf des disciplines et des optimisations peut se révéler impuissant à converger vers l'optimum du problème posé. Un exemple caractéristique est donné par Chittick et Martins [41] qui ont montré qu'une optimisation séquentielle appliquée à un problème couplant aérodynamique et structure pouvait être incapable de converger vers l'optimum recherché.

Pour Bartoli *et al.* [24], élaborer des formulations MDO revient à rechercher et mettre en place des stratégies pour organiser et coordonner les différentes disciplines (ou composantes)

d'un problème d'optimisation multidisciplinaire, afin d'être en mesure de rechercher efficacement l'optimum. L'objectif est de rendre le processus de résolution pratique, évolutif et extensible.

Représentation des formulations MDA et MDO Pour extraire les informations éventuellement disponibles dans f_{MDA} et g_{MDA} , voire agir sur ces fonctions pour modifier la forme du problème mathématique sans changer le problème de conception qu'il représente, il est nécessaire d'enrichir l'équation (1.11). Pour ce faire, Martins et Lambe [137] définissent trois types de variables en complément des variables de design x_i :

- les variables de couplage, y_j , qui sont calculées par des disciplines $\mathcal{D}_j$ et utilisées en entrée par d'autres disciplines,
- les variables d'état, $\bar{y}_j$, qui sont des variables calculées par chaque discipline $\mathcal{D}_j$ mais qui restent internes à la discipline qui les a créées, et
- les copies des variables de couplage, $\hat{y}_j$, qui sont des estimations des variables de couplage (et indépendantes de celles-ci) directement envoyées en entrée des disciplines qui en ont besoin. Leur utilisation nécessite la définition de contraintes d'égalité supplémentaires, appelées *contraintes de cohérence* et notées g^c imposant in fine que ces copies aient des valeurs égales à celles des variables originales.

Il faut souligner que pour chaque discipline $\mathcal{D}_j$, les dimensions de y_j et $\bar{y}_j$ ne sont pas nécessairement égales ni les mêmes d'une discipline à l'autre.

L'expérience a montré l'intérêt de représenter graphiquement le processus de conception modélisé afin de l'explicitier plus facilement. Lambe et Martins [120] proposent une représentation graphique nommée XD SM (*eXtended Design Structure Matrix*) qui est une extension de la matrice de conception N^2 [113]. En effet, cette matrice N^2 a :

- sur la diagonale, la liste des disciplines $\mathcal{D}_j$ impliquées dans le problème ;
- pour chaque discipline, les variables d'entrée et de sortie respectivement sur la même colonne et la même ligne, ce qui induit que les valeurs des variables de couplage situées au-dessus de la diagonale sont transmises à des disciplines plus bas sur la diagonale alors que les valeurs des variables de couplage situées en-dessous de la diagonale sont transmises à des disciplines plus haut sur la diagonale et représentent des couplages entre les disciplines impliquées dans le problème.

Par exemple, la table 1.1 illustre un problème de MDO impliquant quatre disciplines sous la forme d'une matrice N^2 . Nous observons un couplage fort entre les trois premières disciplines puisque des variables de sortie de chacune d'entre elles sont aussi des variables d'entrée des deux autres. La quatrième discipline ne présente pas de couplage fort avec les trois autres.

Discipline $\mathcal{D}_1$	y_1	y_1	y_1
y_2	Discipline $\mathcal{D}_2$	y_2	y_2
y_3	y_3	Discipline $\mathcal{D}_3$	y_3
			Discipline $\mathcal{D}_4$

Table 1.1 – Matrice N^2 associée à un problème MDO

Nous retrouvons dans la représentation XD SM :

- sur la diagonale, la liste des disciplines $\mathcal{D}_j$ impliquées dans le calcul (comme dans la matrice N^2) avec éventuellement des composants supplémentaires tels que le module d'optimisation ou celui gérant l'analyse multidisciplinaire MDA et s'assurant de la convergence des bouclages présents dans le processus. Plus précisément, le module MDA contient un

algorithmique visant à s'assurer que les contraintes de cohérence $\mathbf{g}^c = \mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}} = \mathbf{0}$ sont respectées. Quand c'est le cas, le module permet de passer vers les disciplines suivantes, non concernées par les bouclages multidisciplinaires.

- les couplages entre disciplines sont représentés par les flux de variables qui suivent les mêmes règles que dans la matrice $\mathbf{N}^2$ avec en plus une ligne grisée épaisse qui matérialise ces flux,
- sur la ligne la plus haute, certaines variables peuvent apparaître et ne sont ni des variables de design ni de couplage mais des paramètres de design, $\boldsymbol{\mu}$, issus par exemple des TLAR, ou des initialisations des variables de design, $\mathbf{x}^{(0)}$, et de couplage, $\hat{\mathbf{y}}^{(0)}$, choisies par le concepteur,
- sur la colonne la plus à gauche, des variables, $\boldsymbol{\Lambda}^*$, autres que celles de design, $\mathbf{x}^*$, ou de couplage représentent des sorties du processus,
- enfin, une ligne noire et une numérotation qui décrivent comment le processus représenté est parcouru par l'algorithme de calcul.

La figure 1.6 illustre une telle représentation pour le processus MDO de la table 1.1.

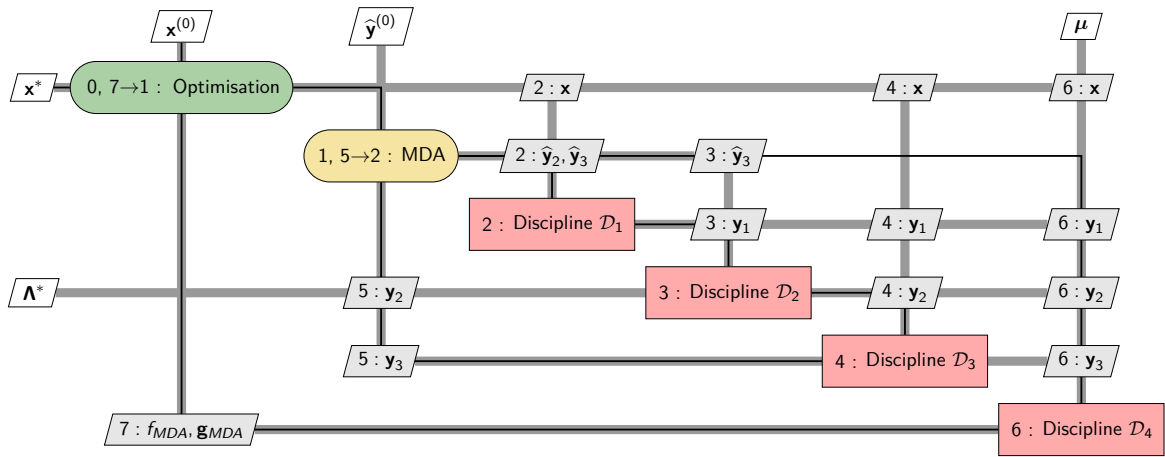


Figure 1.6 – Illustration XDSM d'un processus MDO MDF (Multidisciplinary Feasible)

Les formulations MDO Martins et Lambe [137] ont réalisé une revue exhaustive des formulations MDO existantes en les classifiant.

La formulation MDO la plus générale est la formulation tout-en-même-temps (*all-at-once*) où l'optimisation sous contrainte est réalisée en même temps que l'on s'assure de la convergence tous les couplages, les interdisciplinaires et ceux présents à l'intérieur de chaque discipline. L'espace de design couvre dans ce cas l'ensemble des variables de design, de couplage, d'état et les copies des variables de couplage.

Les formulations MDO sont ensuite divisées en deux grandes familles, celle des formulations MDF (*Multidisciplinary Feasible*) et celle des formulations IDF (*Individual Discipline Feasible*). Elles sont illustrées par les figures 1.6 et 1.7 qui représentent deux formulations MDO différentes pour résoudre un même problème de conception. Si le concepteur gardait une approche boîte noire, il se priverait des possibilités d'adapter finement le processus MDO à son problème de conception.

Dans la formulation MDF (figure 1.6), l'algorithme d'optimisation s'appuie sur un processus MDA qui s'assure de la convergence des couplages interdisciplinaires. Ceci induit la réalisation de plusieurs boucles de calcul MDA à chaque itération de l'optimisation mais assure aussi que le résultat de chaque itération est cohérent c'est-à-dire que toutes les contraintes de cohérence sont satisfaites.

Dans la formulation IDF (figure 1.7), il n'y a pas de composant gérant la convergence des bouclages interdisciplinaires et c'est l'algorithme d'optimisation qui l'assure par la prise en compte des contraintes de cohérence. En pratique, ceci se traduit par moins d'appel aux fonctions des différentes disciplines et la possibilité de paralléliser leurs calculs. L'inconvénient majeur est que la solution n'est cohérente qu'à l'issue de l'optimisation, seul moment où l'utilisateur est sûr que toutes les contraintes de cohérence sont satisfaites (un itéré intermédiaire n'aura donc pas de sens physique).

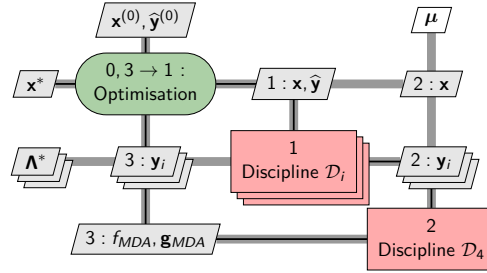


Figure 1.7 – Illustration XDSM d'un processus MDO IDF (Individual Discipline Feasible)

Les formulations que nous utilisons dans cette thèse sont essentiellement des formulations MDF.

Calcul des dérivées pour la MDO Comme pour beaucoup de nombreux problèmes d'optimisation, un défi majeur dans la résolution des problèmes de MDO réside dans la capacité à calculer les dérivées des fonctions-objectifs et des fonctions-contraintes, ici : f_{MDA} et g_{MDA} . Martins et Huang [136] propose une revue des différentes techniques et leur unification autour de la règle de dérivation des fonctions composées. En effet, tout processus MDA correspond à des suites de calculs, chacun dépendant des résultats des calculs précédents. Mathématiquement, c'est donc une succession de fonctions composées qui se trouve au sein de la fonction-objectif et des fonctions-contraintes. Ils abordent les techniques de calcul de dérivées en deux temps : d'abord celles permettant le calcul des dérivées partielles telles que les différences finies, le *complex step* [138], ou le calcul symbolique (ou calcul formel), puis celles pour le calcul des dérivées totales qui s'appuie sur les dérivées partielles.

La méthode des différences finies est la méthode la plus utilisée pour estimer le gradient d'une fonction car elle est très simple et c'est une des méthodes permettant de travailler avec une approche « boîte noire ». Elle n'est pas numériquement la plus efficace et nécessite des réglages tels que le choix du pas de la dérivation qui doit théoriquement être aussi petit que possible mais qui est en pratique limité par la précision numérique des ordinateurs qui induit des problèmes numériques dus à la division par un nombre très petit ou par la différence de nombres presque identiques. En outre, la méthode des différences finies est fortement perturbée lorsque la fonction à dériver est bruitée. Enfin, elle peut être coûteuse car nécessite $n+1$ appels à la fonction pour déterminer le gradient en un point de $\mathbb{R}^n$. Certaines approches d'optimisation préfèrent se passer de dérivées et utiliser ce coût d'appel à la fonction pour explorer plus largement l'espace de design.

La méthode du *complex step* requiert que le processus MDA soit adapté et compatible avec le traitement de variables complexes, ce qui peut nécessiter des ajustements dans le code de calcul. Par exemple, si celui-ci contient des conditions sur la valeur d'une variable, il faut reformuler cette condition. Il faut donc pouvoir avoir accès au contenu du code ce qui interdit une approche purement « boîte noire ». Cette méthode est plus efficace que celle des différences finies puisque le calcul de la partie complexe, qui porte la variation recherchée, et qui est donc plusieurs ordres

de grandeurs plus petite que la partie réelle, ne subit pas la limitation de la précision numérique qui apparaît quand on additionne la variable à sa variation. En outre, le calcul d'une dérivée partielle pour une fonction à valeur dans $\mathbb{R}$ requiert deux appels à la fonction avec la méthode des différences finies, un seul appel est nécessaire pour la méthode du *complex step*. Même si le temps d'exécution d'une fonction complexe est légèrement plus important que celui d'une fonction réelle, le temps de calcul reste significativement réduit.

Pour le calcul des dérivées totales, il est possible d'utiliser les différences finies et le *complex step* à condition de les répéter afin d'obtenir toutes les dérivées partielles puis les combiner pour finalement obtenir la dérivée totale. D'autres approches existent comme par exemple celle de la *différentiation automatique* [3] (aussi appelée *différentiation algorithmique*) ou celle de la différentiation analytique qui se décline en deux méthodes : la méthode directe et celle de l'adjoint [63].

La méthode de l'adjoint est coûteuse à mettre en place mais est très utile quand le nombre de variables de design est élevé. En effet, la résolution des couplages présents dans l'analyse multidisciplinaire ne doit être faite qu'une seule fois pour calculer l'adjoint qui est indépendant des variables de design. Le gradient peut alors être calculé beaucoup plus rapidement.

La méthode directe est plus facile à mettre en place mais devient très lourde si le nombre de variables de design est trop élevé car les couplages multidisciplinaires doivent être résolus à chaque calcul de gradient.

La matrice hessienne, si disponible, apporte des informations nécessaires aux algorithmes d'optimisation basés sur la méthode de Newton. Son calcul par différences finies est cependant très lourd et coûteux car il nécessite de dériver le gradient. Les méthodes quasi-Newton contournent cette difficulté en utilisant des approximations de la matrice hessienne basées uniquement sur la valeur du gradient correspondant à l'itération en cours ainsi que sa valeur aux itérations précédentes. Les deux principales méthodes d'approximation sont la *SR1* (*Symmetric-rank-one*) et la *BFGS*, nommée d'après ses inventeurs Broyden, Fletcher, Goldfarb, et Shanno.

1.4.3 Les opérations dans la conception avion

D'une part, les parties précédentes abordent le processus multidisciplinaire de conception avion qui s'appuie sur les TLAR, présentent le monde opérationnel qui est complexe et constitué de nombreux composants et diverses disciplines (analyse de réseaux, optimisation de planning, revenu management, optimisation de trajectoire, optimisation de la capacité aéroportuaire et de l'espace aérien, optimisation des bénéfices, minimisation de l'impact environnemental, etc.) et soulignent l'intérêt de prendre en compte les opérations dans la conception avion.

D'autre part, elles traitent des problèmes d'optimisation et des éléments importants qui les constituent (fonction-objectif, variables de design, fonctions-contraintes), des algorithmes d'optimisation et décrivent ensuite les particularités des analyses multidisciplinaires MDA et des formulations MDO qui permettent de rechercher le plus efficacement possible des solutions aux problèmes de conception multidisciplinaire posés.

Pour la conception d'un avion, la prise en compte des opérations dans les approches MDA et MDO est naturelle afin de produire un avion répondant aux TLAR. Cette partie présente le processus MDO classique de design d'un avion puis nous abordons les multiples manières qui ont été utilisées jusqu'aujourd'hui pour y intégrer les considérations liées au monde opérationnel.

Nous proposons, en même temps que cette revue de l'état de l'art, une classification des travaux abordant cette question.

Processus MDO classique de design conceptuel d'un avion (OAD) Le processus MDO classique de design conceptuel d'un avion de transport, où l'avion est analysé dans son ensemble avec une approche *OAD* (*Overall Airplane Design*), est décrit dans de nombreux ouvrages tels que ceux de Roskam [177], Torenbeek [201], Raymer [172], Anderson [19], Stinton [195], Sforza [191], Jenkinson [111], Nicolai [150], Loftin [130] et Sadraey [183].

Il réunit en général les disciplines suivantes :

- la géométrie,
- les masses (qui inclut en particulier la structure et les systèmes qui ne sont, à ce moment du processus de conception, que des composants de la masse),
- l'aérodynamique,
- la propulsion,
- les performances (qui incluent le calcul de la mission et la consommation de carburant, mais aussi de la longueur de piste au décollage, des plafonds opérationnels, de la durée de montée, de la vitesse d'approche, etc.),
- les coûts (le COC, le DOC, etc.).

Une autre discipline peut être ajoutée : celle qui estime l'impact environnemental de l'avion en termes d'émission de CO_2 .

Le cahier des charges de conception est pris en compte au travers des TLAR tels que la charge nominale (par exemple le nombre de passagers à transporter), deux missions type (c'est-à-dire la *mission nominale* qui permet de définir la distance maximale que l'avion peut parcourir avec la charge nominale et la masse maximale au décollage, et la *mission coût* qui correspond à une mission réalisée plus fréquemment par l'avion et pour laquelle les coûts sont estimés). Les exigences en termes de technologies, de réglementations applicables aussi bien pour la sécurité que pour la protection de l'environnement sont aussi prises en compte.

Les fonctions-objectif généralement utilisées sont par exemple la masse maximale au décollage (MTOM), la consommation de carburant, le COC, ou le DOC estimés sur la mission coût.

Les fonctions-contraintes sont généralement liées aux performances de l'avion comme par exemple la distance au décollage, le temps de montée, la vitesse d'approche, les plafonds opérationnels en montée et en croisière, ou encore la pente de montée avec un moteur en panne.

Les variables de design dans un problème de design conceptuel sont en général en nombre très réduit, voire limitées à deux. L'une est associée au dimensionnement de la voilure : la surface de référence (S_{ref}) de l'aile ou la charge alaire, qui est le ratio entre la masse maximale au décollage et S_{ref} . L'autre variable de design est associée au dimensionnement du moteur : la poussée de référence ou le ratio poussée/poids. La charge alaire et le ratio poussée/poids apparaissent dans les équations modélisant les performances des avions et permettent de prendre en compte les TLAR correspondant. La définition de ces deux paramètres permet aussi de faire le lien entre le calcul de masse et le calcul de la géométrie de l'avion. Nous utilisons dans cette thèse le problème d'optimisation qui utilise S_{ref} et la poussée totale des moteurs comme variables de design.

Les modèles utilisés peuvent être classés suivant leur niveau de fidélité [15, 23, 70, 102, 166]. Les modèles de *basse fidélité* correspondent à des modèles empiriques ou semi-empiriques. Des modèles de fidélité plus importante peuvent être pris en compte comme des modèles de fidélité moyenne du types « *poutre* » pour la structure ou des modèles linéaires pour l'aérodynamique comme par exemple la méthode de la ligne portante ou celle des panneaux avec tourbillons (*Vortex Lattice Models*) ou doublets (*Doublet Lattice Models*). Enfin, les modèles de plus haut niveau tels que les modèles structuraux par *éléments finis* ou les modèles CFD (*Computational Fluid Dynamics*) pour l'aérodynamique. Dans ces deux derniers cas, le nombre de variables de design augmente très fortement et peut prendre en compte des détails structuraux comme les

épaisseurs des différents éléments de la structure ou encore des détails aérodynamiques comme la forme du profil de l'aile à plusieurs positions en envergure. Pour les premières phases de conception et compte tenu du fait que le temps de calcul augmente significativement avec le niveau de fidélité des modèles, ce sont généralement les modèles de plus basse fidélité qui sont utilisés car ils sont rapides et permettent d'explorer un grand espace de design. Cependant, ceux-ci peuvent être recalés grâce à des outils de plus grande fidélité. On parle alors d'approche multi-fidélité. Attention, un plus haut niveau de fidélité ne signifie pas obligatoirement une meilleure précision.

Le problème de design conceptuel est donc habituellement un problème d'optimisation continue sous contraintes et sa résolution utilise les algorithmes *NLP* (*Non Linear Programming*) ou d'optimisation non linéaire sous contraintes (type *SQP* - *Sequential Quadratic Programming*, ou *point intérieur*).

Hormis la discipline liée au calcul des performances et des coûts, qui prend en compte des caractéristiques opérationnelles comme pour la définition des missions-type, nous constatons que les opérations ne sont pas prises en compte de manière explicite au niveau des disciplines. Il n'y a par exemple pas de disciplines ATM, aéroport ou compagnie aérienne. Les opérations sont néanmoins prises en compte mais de manière implicite ou indirecte.

Par exemple, le modèle semi-empirique de calcul de masse intègre, dans la partie liée à la structure, la réglementation en vigueur. Par exemple, le facteur de sécurité égal à 1,5 (voir *CS25.303 - factor of safety* [58]) permettant de définir les charges extrêmes à partir des charges limites, et utilisé pour dimensionner les structures, mais aussi toutes les manœuvres et cas de vol et toutes les autres exigences liées à la fatigue des matériaux, à la maintenance, à la résistance mécanique des matériaux, sont des éléments implicitement constitutifs du modèle de masse. Si demain la réglementation de sécurité devait être modifiée, alors le modèle de calcul de masse devrait certainement être revu.

De même la distance franchissable définissant les missions-type intègre la manière dont le concepteur anticipe les réseaux de routes sur lesquels le futur avion sera utilisé, les distances entre les aéroports qu'il desservira, les allongements des routes dues aux contraintes ATM ou aux conditions météorologiques. Les exemples sont nombreux.

Cette prise en compte implicite ou indirecte du monde des opérations peut limiter la prise en compte d'éventuels couplages entre la définition de l'avion et la manière dont il est exploité et ainsi limiter les solutions accessibles.

L'état de l'art en recherche montre que plusieurs approches ont été proposées pour compléter et enrichir la prise en compte des opérations dans la conception avion et la rendre plus explicite.

La prise en compte des opérations dans la MDO du design conceptuel De nombreuses études ont été menées ces dix dernières années pour renforcer le lien entre la conception des avions et les opérations. Chacune se concentre plus particulièrement sur certains aspects opérationnels.

Le fonctionnement des compagnies aériennes est par exemple considéré en couplant le design de l'avion avec l'affectation des avions dans une flotte. Mane *et al.* [133], Govindaraju [82], Tetzloff et Crossley [199], Hwang *et al.* [93–96], Marwaha et Kokkolaras [139] et Roy *et al.* [180, 182] abordent le problème de manière déterministe. Mane et Crossley [132], Jansen et Perez [106–108], Govindaraju et Crossley [83, 84] et Roy *et al.* [181] y intègrent l'incertitude liée à la demande des passagers et aux marchés. Roy [179] propose de compléter le couplage entre le design avion et son affectation dans une flotte en y intégrant du *revenue management*. Jansen et Perez [109, 110] et Perez et Jansen [160] prennent en compte les réseaux de routes des compagnies pour concevoir et optimiser des familles d'avions. Plus récemment, Fregnani *et al.* [72, 73] et Rios *et al.* [174, 175]

couplent le design de l'avion avec l'élaboration du réseau de routes des compagnies aériennes, les premiers prenant en compte les coûts d'un programme d'avion et les seconds les contraintes liées à l'espace aérien.

Une approche visant à prendre en compte l'ATM dans la conception avion a aussi fait l'objet d'une étude menée par Schmollgruber *et al.* [186] qui ont par ailleurs développé et testé un outil permettant de mieux intégrer les contraintes réglementaires dans le design de l'avion [187, 188]. Xie *et al.* [207] ont développé un module permettant d'anticiper autant que possible les exigences de certification pour limiter les risques associés. Dans sa thèse [204], Waycaster aborde une autre perspective et couple le design avion avec une représentation du système du transport aérien basée sur la théorie des jeux. Il modélise les interactions économiques entre les composants de ce système et y intègre des incertitudes économiques liées par exemple au marché. Il y étudie aussi la perspective réglementaire au travers de son coût et de la valorisation de ses résultats en termes de sécurité aéronautique.

Certaines études abordent la question plus globalement en analysant par exemple les conséquences sur le transport aérien de scénarios tels que le remplacement de l'ensemble des avions long-courriers par des avions court/moyen-courriers. Par exemple, Linke *et al.* [129] cherchent à positionner de manière optimale un point d'escale commun pour les routes reliant l'Europe et l'Asie. Par ailleurs, le projet européen *Endless runway* s'est projeté dans un transport aérien où les aéroports ont des pistes sans fin [89, 90] et a étudié de 2012 à 2014 les impacts de la mise en place d'aéroports avec une piste circulaire. Dans ce projet, la conception d'un avion long-courrier adapté a en particulier été abordé. Egelhofer [60] a en outre intégré l'impact environnemental dans le design de l'avion.

Le monde des opérations peut aussi être considéré comme une source de variabilités s'exerçant sur la mission que l'avion doit réaliser. Dans cette perspective, observer les variabilités impactant les différents vols d'un avion ou d'un type d'avion permet d'accéder à des informations non disponibles dans les phases de conception et qui capturent la manière dont chaque composant du système du transport aérien et chaque élément de l'environnement de ce système influencent l'exploitation opérationnelle des avions. Extraire ces informations conduit à créer de nouveaux modèles qui peuvent être couplés au processus de conception de l'avion et l'enrichir. Dans cette perspective, Liem *et al.* [125–128] adopte une approche multi-mission qui nécessite d'améliorer le calcul de la mission et se base sur des statistiques de transport américaines [156]. Cet effort est poursuivi par la suite avec des données de vols issues d'enregistreurs de vols de la compagnie aérienne Cathay Pacific, avec les travaux de Lyu et Liem [131] et de Kim *et al.* [117].

Les travaux réalisés dans le cadre de cette thèse poursuivent aussi une approche basée sur l'analyse de vol et a commencé par explorer des enregistrements issus du projet européen MOZAIIC [163], puis a envisagé la propagation des incertitudes opérationnelles dans le calcul de mission [165]. Plus récemment, les données opérationnelles ont été exploitées pour étudier l'impact des TLAR liés aux conditions de décollage [164] (nous y reviendrons dans la partie 3.2).

Nous faisons ici le lien avec les diagrammes des figures 1.4 et 1.5 qui représentent une méthode de visualisation chronologique d'un processus appliqué à la préparation d'un vol pour décrire deux familles d'approches dans l'optique de classer les travaux ci-dessus :

- La première famille complète le processus de conception avion avec d'autres disciplines représentant le comportement d'autres composants de l'ATS impliqués dans la préparation d'un vol. Dans ce cas, les variabilités opérationnelles représentées sont issues des n_i actions, $\mathcal{A}_{(i,j)}$ ($j = 1, 2, \dots, n_i$), des différentes composantes, $\mathcal{C}_i$, du transport aérien (voir partie 1.2.2) et en révèlent le fonctionnement. Nous remarquons que dans ce cas, seuls quelques effets peuvent pour l'instant être pris en compte. L'affectation des avions dans

une flotte et sur un réseau est incluse dans l'action « *Prepare route network and planning* ». La discipline *Revenue Management* représente l'action « *Set marketing and sell tickets* ». Les approches de cette famille s'appuient sur une modélisation du comportement des composants du transport aérien.

- La deuxième famille s'intéresse à l'ensemble des variabilités, celles venant du fonctionnement de l'ATS aussi bien que des perturbations s'appliquant directement au vol (notées $\mathcal{P}$ dans la figure 1.4). Nous ne nous occupons pas de les associer à une action ou un composant particuliers. L'observation directe de la manière dont les vols sont effectivement réalisés est alors indispensable pour enrichir la simulation du vol au travers du module de calcul de mission.

Nous pouvons aller plus loin en faisant le lien entre les variabilités observées et les incertitudes qui leur sont intrinsèquement associées. Les incertitudes peuvent en effet être de deux types [178]. D'une part, les incertitudes *aléatoires*, qui proviennent d'aléas lié aux entrées de notre problème, et d'autre part les incertitudes *épistémiques* qui sont liées au manque de connaissance.

Les incertitudes opérationnelles que nous avons mentionnées précédemment sont des deux types. Par exemple, l'incertitude sur les distances à parcourir au cours d'un vol peut venir de la méconnaissance des réseaux des compagnies aériennes et de la manière dont elles affectent les avions de leur flotte sur chaque route de leur réseau. Elle correspond à une méconnaissance de l'ATS et sur l'approximation qui en résulte. C'est une incertitude de type *épistémique*. Coupler la conception avion à l'affectation des avions sur un réseau peut permettre de réduire cette incertitude et se traduit par une démarche d'amélioration de la modélisation du transport aérien qui correspond à la première famille ci-dessus. Néanmoins, les conditions météorologiques (vent, température, etc.) viennent aussi créer de l'incertitude sur la distance de vol. Celles-ci sont de type aléatoire. Pour les étudier et les prendre en compte, l'approche choisie appartient à la deuxième famille ci-dessus.

Comment peut-on alors modéliser les différentes incertitudes liées au transport aérien ? Les incertitudes de type *épistémique* peuvent être abordées par l'adjonction de nouveaux modèles et de nouvelles disciplines dans le processus de conception pour mieux représenter le fonctionnement du TA et de ses composants. Les incertitudes de type *aléatoire* peuvent être modélisées grâce à des variables aléatoires. C'est l'approche que nous avons choisie dans cette thèse. Nous présentons les méthodes et outils de la quantification d'incertitudes que nous utilisons dans la partie 1.6.

L'analyse des différents travaux visant à intégrer les opérations dans le processus de conception de l'avion nous conduit à les catégoriser aussi en fonction des impacts qu'ils ont sur la formulation du problème MDO de conception de l'avion. Nous les détaillons ci-dessous :

- **Modification du scénario opérationnel** : C'est le cas des études sur l'aéroport à piste circulaire et le remplacement des avions long-courriers par des avions court-courriers mentionnées ci-dessus. Nous considérons que c'est aussi le cas dans les études sur l'intégration d'un nouvel avion (ou nouvelle famille d'avions) dans une flotte d'avions existante pour irriguer un réseau de routes aériennes. Dans ces études, l'horizon temporel visé permet aussi de se positionner vis-à-vis du contexte opérationnel. Plus l'horizon est lointain plus il est facile de s'affranchir des contingences actuelles et soit de reporter sur les autres composants du transport aérien la nécessité d'évoluer, soit en proposer des évolutions ou transformations substantielles.
- **Nouvelles fonctions-objectifs** : Optimiser l'efficacité opérationnelle peut se traduire par l'utilisation de différentes fonctions-objectifs. Dans notre recherche, nous identifions principalement quatre niveaux de représentation.

Le premier se situe au niveau de l'avion seul et de ses caractéristiques propres : dans ce cas, l'efficacité opérationnelle est abordée par la minimisation de la masse structurale de l'avion, de la traînée aérodynamique ou encore de la consommation spécifique des moteurs. C'est l'approche classique utilisée quand par exemple l'optimisation aérostructurale n'est pas couplée à un calcul de mission.

Le deuxième niveau est celui de l'utilisation directe de l'avion et la réalisation d'un vol : maximiser l'efficacité opérationnelle revient par exemple à minimiser la consommation de carburant ou le COC sur une mission définie (souvent qualifiée de mission « coût » à la différence de la mission « performance » qui permet de s'assurer que l'avion sera capable de transporter un certain nombre de passagers sur une certaine distance).

Le troisième niveau prend en compte l'intégration de l'avion dans le monde opérationnel et économique du transport aérien. L'avion sera le plus efficace s'il consomme une quantité minimale de carburant sur un ensemble de missions, s'il contribue à réduire le plus possible la consommation d'une flotte d'avions sur un réseau d'une compagnie aérienne ou s'il permet de maximiser les revenus d'une compagnie pour une demande donnée.

Le quatrième et dernier niveau prend en compte la contribution de l'avion à des caractéristiques globales de l'ensemble du transport aérien comme par exemple l'impact environnemental.

- **Evolution de l'analyse MDA** : L'analyse MDA consiste en l'évaluation de la fonction-objectif et des fonctions-contraintes. En fonction du niveau de représentation et de la fonction-objectif, le processus MDA sous-jacent peut intégrer des disciplines supplémentaires liées aux opérations (allocation d'un avion dans une flotte, *revenue management*, analyse multi-mission ou sur un réseau structuré de routes aériennes, réglementation, représentation de la compétition entre des compagnies aériennes par la théorie des jeux, etc.).
- **Nouvelles variables de design** : En plus des variables liées à la conception de l'avion, des variables liées aux opérations peuvent être utilisées : des variables continues (à valeurs dans $\mathbb{R}$) et/ou des variables discrètes (à valeur dans $\mathbb{N}$) peuvent être considérées. Dans ce cas, l'optimisation des opérations, comme par exemple l'affectation des avions sur un réseau ou la maximisation du revenu, se fait en même temps que l'optimisation de l'avion.
- **Création de nouveaux modules disciplinaires** : Le couplage de la conception avion avec des considérations opérationnelles (par exemple le coût opérationnel sur une mission, l'affectation d'un avion dans une flotte, l'intégration de la politique de prix des compagnies par le *revenue management*) nécessite soit de prendre en compte de nouvelles disciplines au travers de modules spécifiques, soit d'améliorer certains modules par des approches empiriques ou semi-empiriques (par exemple *data-driven*) en s'appuyant sur l'observation des opérations des avions, ou en augmentant le niveau de représentativité du calcul de mission, en passant par exemple d'un modèle de type Breguet-Leduc [35] à un modèle de calcul plus raffiné.
- **Adaptations de l'architecture MDO** : Compte tenu des évolutions décrites ci-dessus, la formulation MDO doit aussi être revue pour résoudre efficacement le nouveau problème posé. Elle peut alors être structurée en formulation MDF ou IDF, et s'appuyer sur des modèles de substitution (ou métamodèles) et/ou sur des approches multi-fidélité pour réduire le temps de calcul tout en maintenant une bonne représentativité de la réalité.
- **Choix des algorithmes de résolution** : Le choix des variables de design mentionné précédemment a un impact sur le choix des algorithmes de résolution qui appartiennent en général à la famille NLP (*Non Linear Programming*) pour les problèmes que nous avons décrits plus haut. Néanmoins, pour ceux dont une partie des variables de design appartiennent à $\mathbb{R}$ et les autres à $\mathbb{N}$, les algorithmes font partie de la famille MINLP

(*Mixed Integer Non Linear Programming*). Le couplage design/opérations peut nécessiter de nombreux calcul de mission et dans ce cas, l'algorithme de résolution doit être capable d'exploiter des capacités de calcul en parallèle.

- **Prise en compte des incertitudes** : Si une approche probabiliste est choisie, la prise en compte des variabilités doit se faire par l'application des méthodes de quantification d'incertitude, de la modélisation des incertitudes (de modèle ou des données d'entrée) à l'optimisation robuste en passant par la propagation d'incertitudes.

Synthèse Nous montrons ici comment les opérations sont prises en compte dans un processus classique de conception avion, ainsi que les principales limites de cette approche classique. Plusieurs travaux ont exploré des manières plus explicites de coupler la conception avion et les opérations. Deux familles d'approches ont aussi été identifiées, ce qui offre un premier axe de classification de ces couplages. Enfin, tous les aspects du problème de conception avion peuvent être impactés, ce qui offre un deuxième axe de classification des études de couplage entre le design avion et les opérations.

Ces propositions de classification constituent une des contributions de cette thèse puisque, à notre connaissance, aucune classification spécifique à ce type d'approche n'a été publiée.

1.4.4 Conclusion

Cette partie rappelle ce qu'est un problème d'optimisation en général et aborde plus particulièrement l'optimisation multidisciplinaire et les défis associés. La représentation des formulations MDA et MDO est une étape importante avant de faire une synthèse des travaux de recherche visant à rapprocher les opérations de la conception avion. Nous proposons une double classification de ces travaux. La première s'appuie sur le formalisme proposé dans la partie 1.2 et vise à enrichir la modélisation du monde des opérations soit par l'ajout de nouvelles disciplines techniques soit par la modélisation directe des variabilités rencontrées en exploitation. La deuxième marque l'impact de l'approche choisie sur la formulation du problème d'optimisation. Cette synthèse et cette classification constituent une des contributions de cette thèse.

1.5 Bases de données opérationnelles et outils pour la conception avion

Pour réaliser notre étude, nous cherchons dans un premier temps à observer le transport aérien et les conditions réelles d'exploitation. C'est une étape importante car c'est sur ces observations (et données) que nous basons par la suite nos modèles d'opérations et de variabilités opérationnelles.

Dans un deuxième temps, nous proposons une revue des outils permettant l'estimation du marché, l'analyse de la réglementation, la conception des avions (OAD) et le calcul des missions.

1.5.1 Bases de données opérationnelles

Observer le transport aérien afin de le modéliser est une étape essentielle. À la différence d'autres disciplines comme l'aérodynamique ou la mécanique des structures où il est possible de faire des expériences en soufflerie ou de résistance des matériaux afin d'observer les phénomènes physiques et de les modéliser, il n'est pas possible d'observer aujourd'hui le transport aérien dans son ensemble et encore moins de faire des expériences à grande échelle. Ce système à la fois humain et technique se dérobe à l'observation. En effet, la quantité de paramètres à observer, leur nature variée et leur répartition géographique à la fois régionale et mondiale sont

autant d'obstacles. Mais les barrières les plus fortes résident dans les informations qui peuvent en être extraites. Elles sont liées à la fois à la sécurité des vols et aux stratégies économiques des différents composants du transport aérien. Dans ce secteur d'activité très concurrentiel où la gestion de la sécurité est primordiale, la confidentialité des données fait que seules des données agrégées sur des périodes temporaires assez longues sont finalement accessibles. Par analogie avec l'aérodynamique, il serait difficile d'étudier la transition laminaire/turbulent de la couche limite si on ne disposait que de la résultante aérodynamique moyenne en croisière !

Informations recherchées

De quelles informations avons-nous besoin ?

La manière dont un avion est opéré dépend de plusieurs paramètres. En premier lieu, le type d'avion, la compagnie qui les exploite, les routes sur lesquelles il est affecté, la saison ou encore le nombre de vols ont un impact sur l'ensemble des vols que l'avion doit réaliser. Une fois cet ensemble de vols défini, les conditions de vol varient en fonction de la charge marchande, de la distance à parcourir, de l'altitude de vol, de la vitesse de l'avion par rapport à l'air, et des conditions météorologiques. Enfin, d'autres paramètres tels que les clairances de l'ATM, la trace au sol des trajectoires (qui amène éventuellement l'avion à survoler des océans, des déserts ou même des montagnes), les limitations liées aux aéroports de décollage et d'atterrissage, et les réglementations diverses viennent influencer les opérations de l'avion.

Dans ce travail, les données que nous recherchons sont les suivantes :

- la distance de vol réellement parcourue (qui est la distance par rapport à l'air),
- l'*altitude pression* de vol,
- la vitesse par rapport à l'air,
- la charge marchande,
- le réglage de la poussée des moteurs par le pilote au travers de la manette des gaz,
- le type d'avion,
- les conditions météorologiques (vent, température, humidité) au départ et à l'arrivée ainsi que sur toute la trajectoire de vol,
- la trajectoire suivie (profil vertical mais aussi coordonnées géographiques en latitude et longitude),
- les aéroports de départ et de destination ainsi que leurs caractéristiques (nombre de piste, longueur et largeur des pistes),
- la compagnie aérienne, et
- le nombre de vols.

D'autres données telles que les programmes de vols des compagnies aériennes et la présence ou non de concurrence sur les différentes routes sont des informations très intéressantes, tout comme les espaces et secteurs aériens traversés. Ces informations peuvent en effet aider à expliquer les décisions des différentes parties prenantes, à comprendre le comportement économique du secteur aérien mais aussi à lister les réglementations auxquelles sont soumis les avions et leurs opérations. Cette thèse se concentre sur la recherche de données décrivant le plus précisément les conditions réelles du vol. Nous ne considérons pas les données permettant d'expliquer pourquoi ces conditions de vol étaient rencontrées plus ou moins fréquemment, dans des zones géographiques particulières ou à des moments spécifiques de l'année, pour certaines compagnies aériennes ou autour de tel ou tel aéroport. L'objectif ici reste de modéliser les opérations et les variabilités opérationnelles auxquelles l'avion est confronté.

Revue des bases de données

Quelles sont les bases de données existantes et disponibles ? Quelles sont leurs particularités et leurs limites respectives ? Dans quelles conditions pouvons-nous y accéder et disposer des informations ?

Les bases de données que nous avons trouvées sont les suivantes :

- OAG [154],
- Transtats [156],
- OACI GIS [98],
- Flightradar24 [4],
- Bases de données ENAC et en particulier ATD [71] et ASTERIX,
- FlightScanner [97] (non incluse dans la synthèse),
- ICAO Data Plus et ICAO eTools [99],
- Bases de données Météo France [52, 53] ,
- Base NASA MERRA-2 [80] (non incluse dans la synthèse),
- Base CIWS (*Corridor Integrated Weather System*) [66] (non incluse dans la synthèse),
- Flight Aware [5] (non incluse dans la synthèse),
- NASA Sherlock ATM [64] (non incluse dans la synthèse),
- Mozaic [65],
- Données d'enregistreur de vol *FDR* (non incluse dans la synthèse).

Parameter	OAG	Transtats	GIS	Flightradar24
Air range	No (Origin-destination only)	No (Direct route only)	No (Origin-destination only)	Yes
Flying altitude	No	No	No	Yes
Air speed	No (Flight duration)	No (Flight duration)	No	Yes
Payload	No (Seat available)	Freight and passenger available	No	No
Throttle settings	No	No	No	No
Airplane type	Yes	Yes	No	Yes
Meteorological conditions	No	No	No	No
Flight path/track	No (Origin-destination only)	No (Origin-destination only)	No (Origin-destination only)	Yes
Airlines	Yes	Yes	No	Yes
Number of flights	Yes	Yes	Yes	Yes
Geographical zone	Worldwide	US Domestic and International flights from/to the US	Worldwide	"Almost" worldwide
Time period	Many years	Many years	Few years	Related to ADS-B system and network development
Access to data	Subscription (Available at ENAC)	Free	Maps free on website and data by subscription	Real time and website access free Access to data by subscription Limited access
Specific features	Date and Time available Flight by flight data available	Possible to estimate average payload over a period of time	Plot all ICAO public data	Detailed flight data (recorded every 5 seconds) Each airplane individually tracked
Limits	Airplane not identified	Data aggregated by month Declaration by airlines Airplane not identified	Data aggregated by year Maps only	•

Figure 1.8 – Synthèse des bases de données opérationnelles (première partie)

Une revue de ces bases que nous avons réalisée en 2016 et dont les principaux éléments sont présentés dans l'annexe A, nous a permis de faire une synthèse. Le résultat est donné dans les tableaux présentés dans les figures 1.8 et 1.9. Les aspects suivants sont pris en compte :

- la distance de vol par rapport à l'air,
- l'altitude de vol,
- la vitesse par rapport à l'air,

- la charge utile,
- le réglage des manettes de gaz,
- le type d'avion,
- les conditions météorologiques,
- la trajectoire de vol,
- la compagnie aérienne,
- le nombre de vols,
- la zone géographique couverte,
- la période temporelle couverte, et
- les conditions d'accès.

Les deux dernières lignes de ces deux tableaux décrivent les particularités et les limites de chaque base.

Parameter	Asterix	ICAO Data Plus	Meteo France Databases	Mozaic
Air range	No	No (Origin-destination only)	No	Yes
Flying altitude	Yes	No	No	Yes
Air speed	No (Ground speed)	No	No	Yes
Payload	No	Passenger and payload available	No	No
Throttle settings	No	No	No	No
Airplane type	Yes	Yes	No	Yes
Meteorological conditions	No	No	Yes	Yes
Flight path/track	Yes	No (Origin-destination only)	No	Yes
Airlines	Yes	Yes	No	Yes
Number of flights	Yes	No	No	Yes
Geographical zone	France and part of neighbouring countries	Worldwide	France and part of neighbouring countries	Routes followed by 4 A340-300 and 1 A340-200
Time period	Few years	Many years	Many years	More than 20 years
Access to data	Internally at ENAC	Access to website free with limited access to data Data by subscription	Request to Meteo France Free for research and education	Free for research
Specific features	Detailed flight data (recorded every 4 seconds)		Meteorological data only	Detailed flight data (recorded every 4 seconds)
Limits	Need interconnection with MTO database for air speed estimation	Data aggregated by year	Complexity to define the MTO condition on a given flight path	All data available except payload

Figure 1.9 – Synthèse des bases de données opérationnelles (deuxième partie)

Une revue plus récente semble montrer que les caractéristiques décrites ici n'ont pas évoluées significativement. Les plus grandes évolutions qui ont été observées concernent les données météorologiques pour lesquelles des bases sont désormais disponibles au grand public, comme la base ERA5 de l'ECMWF [59].

En outre, nous avons pu avoir accès à la fin de cette thèse à des données d'enregistreurs de vol. Nous ne les décrivons pas dans le détail ici. Nous les utilisons pour valider la méthode d'identification des niveaux de vol dans le chapitre 2.

Pour notre étude, nous choisissons d'exploiter en particulier les bases OAG et MOZAIC. La première permet d'avoir une vision globale de l'ensemble des vols commerciaux réalisés au travers de l'offre des compagnies aériennes et la deuxième est une base à laquelle nous pouvons accéder qui contient les informations décrivant le plus précisément possible les conditions dans lesquelles l'avion est opéré. En effet, même si MOZAIC ne nous fournit pas d'information sur la masse, nous y trouvons quand même des informations très importantes sur les conditions

réelles de vol (vitesse de l'avion par rapport à l'air, température, trajectoire, etc.). Au lieu de reconstituer ces conditions de vol par fusion d'informations météorologiques et de trajectoires, nous faisons le choix d'estimer la masse de l'avion. Ce travail est présenté dans le chapitre 2.

D'autres bases de données ne concernant pas directement les avions sont identifiées comme potentiellement utiles car elles contiennent des informations plus détaillées, sur les aéroports par exemple. Parmi elles, nous pouvons citer les bases suivantes :

- *Sabre Airport Data Intelligence (ADI) database* utilisée par Linke [129],
- Base de données de navigation ARINC utilisée par Linke [129],
- Base de données de l'*Airport Council International (ACI)*.

Ces données sur les aéroports sont utiles en particulier pour analyser les masses aux décollages des avions et pour étudier des conditions au décollage dans la partie 3.2.

Conséquence sur notre étude

Notre choix de la base de données MOZAIC contraint la sélection du type d'avion qu'on prendra comme référence pour notre étude ainsi que le périmètre temporel et géographique considéré. L'avion de référence est un A340-311 qui fut conçu par Airbus au début des années 1990. Il est équipé de quatre réacteurs et peut transporter environ 300 passagers sur de longues distances. Il appartient à la catégorie des avions long-courriers. Même si ce type d'avion n'est plus produit et est de moins en moins exploité, la démarche que nous suivons reste générale et est pertinente pour tout autre type d'avion considéré. Notre étude pourra être utilisée pour d'autres types d'avions à partir du moment où nous disposons des données. Par exemple, l'accès à des enregistrements de vols permettrait d'être beaucoup plus efficace et précis puisque l'ensemble des données nécessaires à notre étude y sont disponibles.

1.5.2 Outils pour le design conceptuel des avions

Afin de pouvoir réaliser le design conceptuel des avions, il est nécessaire d'avoir un outil de conception avion adapté, c'est-à-dire s'appuyant sur des modèles de basses fidélités et rapides qui permettent la prise en compte explicite de la dimension opérationnelle. Au moment où cette étude commence, l'outil n'est a priori pas défini et il nous faut rechercher l'outil disponible le mieux adapté à nos objectifs et au contexte de ces travaux. Une revue des outils existants pour la conception des avions, dont le détail est présenté en annexe B, montre qu'il existe de nombreux outils à disposition.

Synthèse de la revue

Ces outils s'appuient en premier lieu sur des langages et outils informatiques divers comme Python, Scilab, Matlab, Excel, etc. Des environnements de conception et d'optimisation multidisciplinaire tels qu'OpenMDAO [149], Gemseo [74, 75] ou RCE [28, 29] sont mis à disposition pour faciliter l'intégration d'outils disciplinaires distincts (et éventuellement répartis sur plusieurs sites) et l'échange d'informations entre eux afin de créer des processus multidisciplinaires. La capacité de ces environnements dépassent le design conceptuel en permettant de coupler des outils de différents niveaux de fidélité ou encore d'étudier les couplages aéro-structuraux (entre l'aérodynamique et la structure) pour la conception fine d'une voilure d'avion. Néanmoins, il est aussi possible d'utiliser ces environnements comme supports pour des processus de design conceptuel. C'est le cas par exemple pour OpenMDAO et FAST-OAD [48] ou encore pour Gemseo et MARILib [56, 57].

Certains centres de recherche ou universités intéressés par la conception OAD de l'avion disposent de leur propre outil mais l'utilisation est parfois limitée ou l'accès restreint. De tels

outils existent aussi en interne chez les industriels. Au moment du choix de l'outil, peu sont encore stabilisés dans leur développement ou accessibles en *open source*. Dans le cadre d'une collaboration avec Airbus, nous faisons le choix de l'outil OCCAM sur Scilab (voir section B.2). Dans une deuxième phase, notre étude nous a conduit à participer au développement en interne ENAC d'une nouvelle bibliothèque Python de modèles basse fidélité pour la conception OAD. Les travaux présentés ici s'appuient par conséquent sur cet outil MARILib [56, 57] (voir section 1.5.2).

Comme nous l'avons vu dans la section 1.4.3, la prise en compte explicite des opérations dans la conception avion nécessite dans certains cas l'utilisation de modules complémentaires, par exemple pour simuler la mission de l'avion. Des outils comme FAST-OAD et MARILib disposent en interne de ce genre de modules. Néanmoins, quand il s'agit de coupler le calcul de mission à de la conception aéro-structurale, il est nécessaire d'utiliser des modules spécifiques tels que FLOPS ou encore FLEET (voir section B.3).

MARILib

MARILib [56, 57] est l'outil que nous utilisons dans ces travaux. Nous en présentons ici les caractéristiques essentielles.

MARILib est un outil capable de dimensionner (c'est-à-dire d'estimer la masse ainsi que les caractéristiques géométriques, aérodynamiques, propulsives, etc.) de multiples types d'avion, de tailles, de formes et de types de propulsion variés. Nous commençons par présenter, pour un avion équipé de moteur turbofan, objet de notre étude, les quelques 300 paramètres qui le caractérisent. Nous présentons ensuite le processus multidisciplinaire de design conceptuel de l'avion. Enfin, la section 1.5.2 décrit les modèles utilisés pour le calcul de mission dans MARILib.

Un avion vu par MARILib Dans la première version de MARILib, un type d'avion est représenté par un ensemble de 325 paramètres répartis en 26 catégories. C'est une représentation simple mais adaptée à la phase de design conceptuel. L'annexe C décrit ces différentes catégories et détaille la signification de chaque variable qu'elles regroupent. Ces paramètres incluent :

- des exigences de conception,
- des choix de design (type de moteur par exemple),
- des paramètres caractérisant le processus de conception utilisé (incluant un dimensionnement des empennages basé sur des modèles semi-empiriques ou bien sur les caractéristiques de qualités de vol et de stabilité de l'avion),
- des paramètres nécessaires au processus d'optimisation (calcul des contraintes d'optimisation)
- des paramètres précisant les hypothèses prises dans certaines modélisations (comme la masse nominale moyenne des passagers pour le calcul de la charge marchande nominale ou la masse maximale moyenne des passagers pour le calcul de la charge marchande maximale),
- des caractéristiques techniques (géométriques, aérodynamiques, propulsives, etc.)
- des caractéristiques opérationnelles liées à différents types de missions afin par exemple de pouvoir tracer le diagramme charge marchande - distance franchissable,
- des caractéristiques économiques, et
- une estimation de l'impact environnemental.

La représentation de base de l'avion peut donc être faite par un vecteur réunissant ces 325 paramètres :

$$AC_{base} = \begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \vdots \\ p_i \\ \vdots \\ p_{325} \end{bmatrix}. \quad (1.12)$$

Certains paramètres p_i sont directement issus des exigences de conception (TLAR tels que le nombre nominal de passager) et d'autres représentent les choix de l'architecte avion (voir section 1.1.2). Les autres paramètres sont calculés à partir des premiers grâce à des relations représentant la définition du paramètre (par exemple l'allongement de la voilure est le ratio du carré de son envergure par sa surface de référence) ou grâce à des modèles essentiellement semi-empiriques.

Néanmoins, la représentation finale de l'avion requiert plus de caractéristiques que ce qui est décrit par ces 325 paramètres. En effet, nous utilisons le modèle de l'avion pour analyser la manière dont il est exploité. Pour ce faire, nous simulons des missions (ou des vols) et avons alors besoin des caractéristiques aérodynamiques (par exemple la traînée et la finesse) et propulsives (par exemple la consommation spécifique et la poussée) qui sont par nature des fonctions donnant des paramètres en fonction d'autres. Par exemple, la consommation spécifique de carburant dépend des paramètres p_i associés au moteur mais aussi de l'altitude, du Mach et de la température de vol, qui sont, eux, des paramètres opérationnels qui varient au cours d'une mission donnée et changent d'une mission à l'autre. La représentation de l'avion de base est donc complétée par quatre fonctions, f_{LoD} , f_{drag} , f_{SFC} , f_{Thrust} , utilisables pour le calcul de mission :

$$AC_{complet} = \{AC_{base}, f_{LoD}, f_{drag}, f_{SFC}, f_{Thrust}\} \quad (1.13)$$

D'autres fonctions peuvent éventuellement être rajoutées si besoin.

Les quatre fonctions ajoutées à la représentation de l'avion reposent sur certains des 325 paramètres p_i listés ci-dessus. Ces fonctions représentent des modèles semi-empiriques et intègrent donc des hypothèses implicites visant à représenter simplement des phénomènes physiques complexes comme par exemple les effets de compressibilité aérodynamique pour le calcul de la traînée dans des conditions de vol transsoniques (entre Mach 0,5 et Mach 0,9).

Processus de design conceptuel de MARILib Le processus MDO de MARILib, qui est notre processus de référence et dont nous proposons des évolutions au cours de l'étude pour mieux prendre en compte les opérations, est illustré par la figure 1.10 en utilisant le formalisme XDSM [120] décrit dans la section 1.4.2. Il vise à résoudre le problème d'optimisation suivant, dont les éléments sont précisés dans le tableau 1.2.

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^2} \quad & f_{MARILib}(\mathbf{x}) \\ \text{s.c.} \quad & g_{MARILib_i}(\mathbf{x}) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, m. \end{aligned} \quad (1.14)$$

Ce processus est décrit par l'algorithme 1 qui utilise les notations décrites ci-dessous.

Après avoir initialisé l'avion à partir du nombre de passagers de référence, de la distance franchissable, du Mach de croisière, de l'architecture propulsive et du nombre de moteurs (module 00 : *aircraft_initialize*), l'optimisation se fait en utilisant une formulation *MDF* et un algorithme (module 10 : *MDF_optimizer*). Les variables de design sont la surface de référence de l'aile (*wing.area* qui représente S_{ref}) et la poussée de référence des moteurs (*reference_thrust* qui représente $SLST$). Des copies de ces variables sont donc transmises à l'analyse multidisciplinaire

Variable/fonction	Description	Commentaire / notation
Possibles fonctions- objectifs $f_{MARILib}$	Masse maximale au décollage	Notée <i>MTOW</i>
	Consommation de carburant pour la mission coût	notée <i>Block_fuel</i>
	Métrique d'émission de CO_2	<i>CO2_metric</i>
	<i>Cash Operating Costs</i>	<i>COC</i>
	<i>Direct Operating Costs</i>	<i>DOC</i>
Variables de design $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^{+2}$	Surface de référence de la voilure S_{ref}	<i>Wing_area</i> ou <i>wing.area</i>
	Poussée de référence des moteurs, dans les conditions de vitesse nulle, au niveau de la mer un jour standard	<i>SLST</i> pour <i>Sea Level Static Thrust</i> ou <i>reference_thrust</i>
Contraintes d'inégalité $\mathbf{g}_{MARILib}$	Distance au décollage $\leq$ longueur de piste	Dans des conditions d'altitude, de température, de vent, de contamination de piste et de masse au décollage de référence (<i>TOFL</i>)
	Vitesse d'approche $\leq$ Vitesse limite	Dans certaines conditions de masse et de configuration basse vitesse (<i>App_speed</i>)
	Pente maximale de montée avec un moteur en panne $\geq$ Pente réglementaire requise	Dans certaines conditions de vol (<i>OEI_path</i>)
	Vitesse verticale maximale en montée $\geq$ Vitesse verticale en montée requise	Dans certaines conditions de vol (<i>Vz_MCL</i>)
	Vitesse verticale maximale en croisière $\geq$ Vitesse verticale en croisière requise	Dans certaines conditions de vol (<i>Vz_MCR</i>)
	Durée de montée $\leq$ Durée de montée limite	Dans certaines conditions de masse (<i>TTC</i>)

Table 1.2 – Éléments de la formulation du problème d'optimisation en phase de design conceptuel avec *MARILib*

(module 20 : *MDA2*) qui va compléter l'initialisation de l'avion et permettre ainsi le calcul de sa géométrie (module 30 : *Geometry*). C'est aussi le module 20 qui anime l'exécution des modules 30, 40 et 50. L'avion (avec sa géométrie) est transmis au module qui va estimer sa masse en cohérence avec la mission nominale à réaliser (module 40 : *Mass – mission loop*). L'avion obtenu est appelé l'avion convergé (*aircraft_converged*) car c'est un avion cohérent. Si le critère d'optimisation est la masse de l'avion ou la quantité de carburant consommée sur la mission nominale, sa valeur (*criteria*) est alors renvoyée vers l'algorithme d'optimisation (module 10 : *MDF_optimizer*). L'avion convergé est transmis au dernier module (module 50 : *Performances*) pour évaluer ses performances : opérationnelles (distance au décollage, pente de montée avec un moteur en panne, plafonds de montée et de croisière, durée de la montée, vitesse d'approche), économiques (calcul du *COC* ou du *DOC* par exemple sur la mission coût) ou encore environnementales (calcul de la quantité de CO_2 émise sur la mission coût). Les performances opérationnelles correspondent aux contraintes (*constraints*) et sont donc renvoyées vers l'algorithme d'optimisation (module 10 : *MDF_optimizer*). Si le critère d'optimisation choisi est le *COC* ou le *DOC*, alors sa va-

leur (*criteria*) est retournée au module 10. Une fois que l'algorithme d'optimisation atteint ses conditions d'arrêt (convergence ou limite atteinte), il s'arrête. L'avion convergé, complété des valeurs de ses diverses performances, est alors obtenu. Une fois l'optimisation terminée, l'avion optimisé (*optimized__aircraft*) ainsi que les variables de design optimales sont obtenus et sortent du processus.

Les modules disciplinaires *Geometry*, *Mass – mission loop* et *Performances* sont eux-mêmes des processus plus complexes qui sont présentés respectivement dans les figures 1.11, 1.12, et 1.13. On peut noter l'existence de couplages internes dans les deux premiers modules. Le premier, dans *Geometry* permet de mettre en cohérence la nacelle, la voilure et l'empennage. Le second assure la cohérence des masses de l'avion vis-à-vis de la mission nominale à réaliser.

L'algorithme utilisé est un algorithme de région de confiance (*trust-region*) avec une stratégie de mise à jour de la matrice hessienne basée sur la méthode quasi-Newton *SR1*.

Algorithme 1 Processus MDO de MARlib

Entrées : *n_pax_ref*, *design_range*, *cruise_mach*, *propulsive_architecture*, *number_of_engine*

Sortie : *optimized__aircraft*

- 1: 00 : Compte tenu des entrées, initialiser l'avion et retourner *aircraft_initialized₀*
 - 2: **répéter**
 - 3: 10 : Choisir *wing.area* et *reference_thrust*
 - 4: 20 : Initialiser MDA2 et retourner *aircraft_initialized*
 - 5: 30 : Calculer la géométrie de l'avion et mettre à jour *aircraft_initialized*
 - 6: 40 : Exécuter le bouclage masse-mission et retourner *aircraft_converged*
 - 7: 50 : Calculer les performances et mettre à jour *aircraft_converged*
 - 8: Retourner les valeurs de la fonction-objectif et des fonctions-contraintes
 - 9: **jusqu'à** la convergence de l'optimisation
 - 10: Retourne *optimized__aircraft*, *wing.area** et *reference_thrust**
-

La figure 1.14 représente l'espace de design et le chemin suivi par l'algorithme d'optimisation pour résoudre le problème d'optimisation pour deux fonctions-objectifs : la *MTOW* (figure 1.14a) et le *COC* (figure 1.14b) sous les contraintes présentées ci-dessus. Nous constatons que les deux contraintes actives sont celles liées à la longueur de piste au décollage (courbe rouge) et à la vitesse d'approche (courbe bleue). Les zones non-admissibles sont hachurées. Les contraintes de durée de montée (courbe jaune), de plafond opérationnel en croisière (courbe marron) et en montée (courbe orange) apparaissent à gauche et ne sont pas actives. La dernière contrainte, liée à la pente de montée avec un moteur en panne (courbe rose) n'apparaît pas. Nous pouvons constater que, dans cet exemple, l'optimum est le même dans les deux cas.

Les fonctions-objectifs sont représentées par un dégradé de couleur, de vert foncé (valeurs les plus grandes) à vert clair (valeurs les plus petites). De manière générale, nous observons que ces deux fonctions-objectif augmentent quand la poussée moteur et la surface alaire augmentent. Pour la minimisation de la *MTOW*, nous constatons aussi que pour les grandes valeurs de poussée, si la surface de la voilure diminue, la *MTOM* augmente à nouveau (zone vert sombre en bas à droite de la figure 1.14a). Ceci s'explique par le fait que pour transporter une même charge marchande sur une même distance, l'avion sera amené, si la surface de référence diminue beaucoup, à voler à un coefficient de *Cz* plus grand. Quand le *Cz* grandit trop, il devient supérieur au *Cz* correspondant à la finesse *LoD* maximale ce qui implique une diminution de la finesse de vol. Ceci provoque, par l'intermédiaire de l'équation de Breguet (1.17), une augmentation de la consommation de carburant sur la mission nominale et donc une augmentation de la *MTOM*.

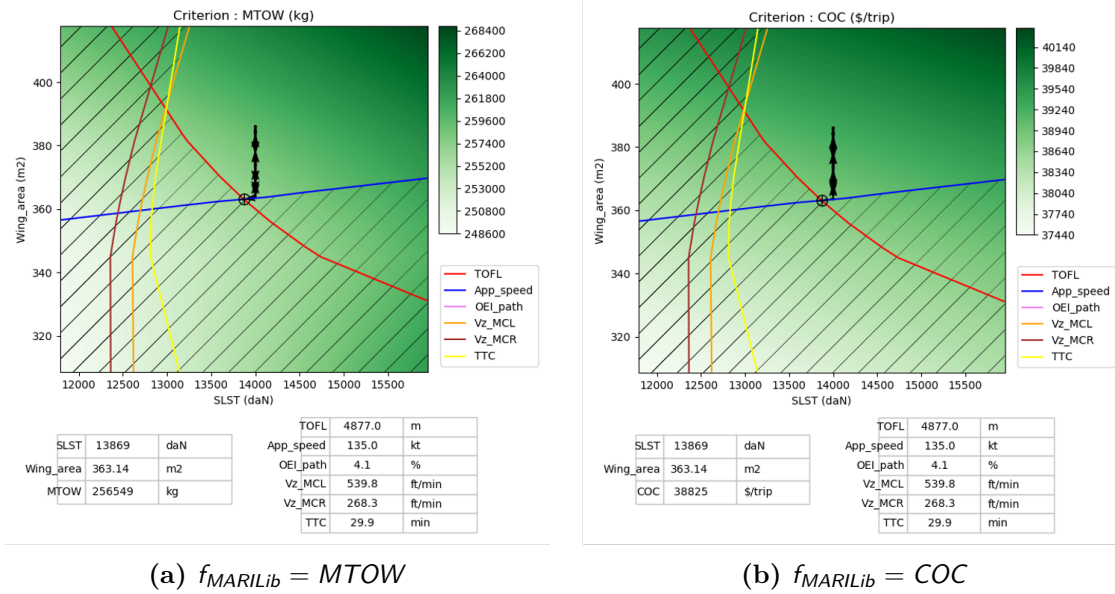


Figure 1.14 – Espace de design et chemin suivi par l'algorithme d'optimisation pour résoudre le problème présenté dans le tableau 1.2 pour deux fonctions objectifs $f_{MARILib}$

Sortie sur processus Une fois le processus d'optimisation terminé, nous obtenons un avion correspondant aux spécifications. La figure 1.15 présente une visualisation sous la forme d'un plan 3-vues de la géométrie de l'avion obtenu. La diagramme charge marchande - distance franchissable présentée dans la figure 1.17 illustre ses capacités opérationnelles vis-à-vis de la distance à parcourir et de la charge à transporter.

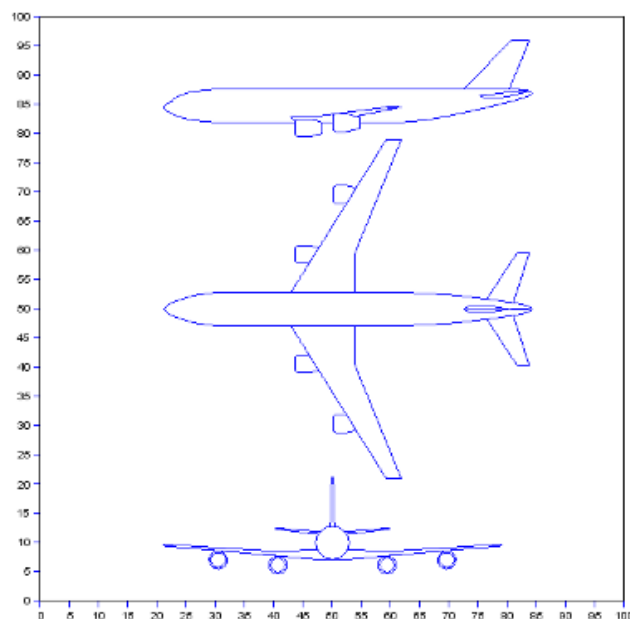


Figure 1.15 – Plan 3-vues d'un avion conçu et optimisé avec MARILib

Zoom sur le couplage masse-missions La résolution du couplage masse-mission, décrit par Badufle [22] et Birman [26], résout le système d'équation suivant :

$$\begin{cases} MZFW = OWE(MTOW, MLW, MZFW) + payload_{max} \\ MLW = \min(MTOW, 1.07 \times MZFW) \\ MTOW = OWE(MTOW, MLW, MZFW) + payload + fuel_{total}(OWE) \end{cases} \quad (1.15)$$

mettant en jeu les variables $MZFW$, MLW et $MTOW$ et où :

- $payload$ représente la charge marchande,
- $payload_{max}$, la charge marchande maximale, et
- $fuel_{total}$ la quantité totale de carburant consommée pour effectuer la mission nominale.

Ceci revient à résoudre le problème d'optimisation suivant à l'intérieur même du processus multidisciplinaire :

$$\begin{aligned} \min_{MTOW} \quad & Block_fuel \\ \text{s.c.} \quad & range_{effective} \geq range_{req} \\ & strength_{structure} \geq strength_{req} \end{aligned} \quad (1.16)$$

La figure 1.16 représente le domaine admissible du problème d'optimisation lié au bouclage masse-mission.

La courbe *Mission* est représentée en orange : pour réaliser une mission nominale donnée, ayant fixé une masse à vide que l'on note OWE_m , la masse au décollage minimale est alors la masse $MTOW_m$ car celle-ci contient la charge marchande et le carburant minimal pour arriver à destination (avec les réserves opérationnelles nécessaires bien sûr). Rien n'empêcherait le concepteur de prévoir des provisions pour que les opérateurs puissent transporter plus de carburant tout en réalisant cette mission . Par contre, le concepteur ne peut choisir une masse au décollage plus petite car il serait alors impossible aux opérateurs de faire cette mission en toute sécurité. La zone à gauche de la courbe orange n'est donc pas acceptable.

La courbe *Structure* est couleur bleue : si nous considérons une masse au décollage donnée $MTOW_s$, alors la masse à vide minimale de l'avion est OWE_s . En effet, une part importante de la masse à vide opérationnelle est la masse structurale qui est dimensionnée afin que l'avion puisse résister aux charges limites et extrêmes définies dans le règlement technique tel que la CS25 [58]. Rien n'empêche le concepteur de renforcer encore la structure de l'avion pour que celle-ci ne casse pas sous des charges encore plus grandes. Par contre, il ne peut pas choisir une masse à vide inférieure parce que la résistance de la structure risquerait de ne plus être conforme aux exigences de sécurité. La zone en dessous de la courbe bleue n'est donc pas acceptable.

Si l'on souhaite minimiser la consommation de l'avion sur la mission nominale, il faut réduire la $MTOW$ autant que possible. Nous constatons alors que la meilleure masse au décollage est la masse $MTOW_{converged}$ qui correspond à la masse à vide opérationnelle $OWE_{converged}$. Les deux contraintes étant alors actives, la résolution de cette optimisation revient à résoudre le couplage masse-mission présenté dans l'équation 1.15.

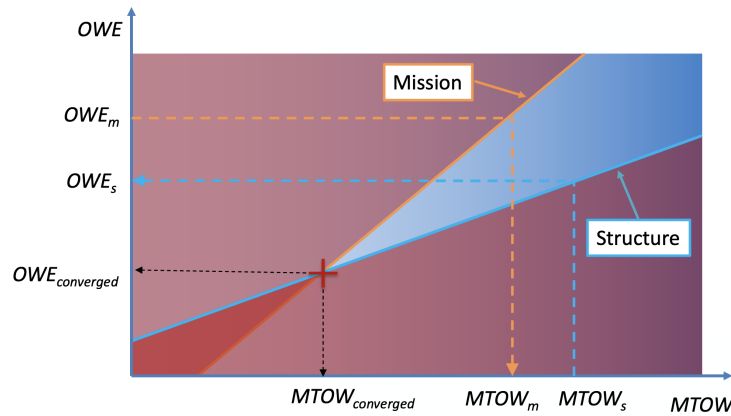


Figure 1.16 – Représentation graphique du domaine admissible du problème de bouclage masse-mission

En pratique, un programme d'avion est toujours sujet à des aléas (tels que des dérives dans la masse des divers composants de l'avion) qui conduisent l'architecte à prendre des précautions. C'est pourquoi, plutôt que de garder la solution mathématique de cette optimisation, il choisit une $MTOW$ légèrement supérieure à la $MTOW_{converged}$ mais en restant sur la limite de structure. Ainsi, si la masse à vide opérationnelle OWE dérive un peu pendant les phases de conception préliminaire et détaillée, la limite de la mission reste préservée. S'il reste de la marge à la fin du développement, elle pourra être utilisée pour étendre la mission en augmentant la distance franchissable ou la charge marchande.

Les missions vues par MARILib Comment les missions sont-elles paramétrées ? Quelles missions sont considérées ? Comme sont-elles calculées par le module de calcul de mission ? Voici les questions auxquelles ce paragraphe répond.

MARILib prend en compte principalement cinq types de mission :

- la mission nominale qui correspond à la mission que l'avion doit être capable de réaliser avec la charge marchande nominale et la distance franchissable spécifiée dans les TLAR (cette mission permet de calculer la $MTOW$),
- la mission coût qui correspond à une mission avec la charge marchande nominale mais un rayon d'action réduit et représentant l'utilisation moyenne de l'avion,
- les trois missions associées au diagramme charge marchande - distance franchissable (présenté sur la figure 1.17) et définies par :
 - une mission à masse marchande maximale et décollage à la masse maximale (la distance franchissable est calculée) qui correspond à l'extrémité droite de la ligne horizontale bleue,
 - une mission avec le plein de carburant et à la masse maximale au décollage (la distance franchissable et la charge marchande sont calculées) qui correspond au point de brisure de la ligne bleue,
 - une mission à charge marchande nulle et avec le plein de carburant (la distance franchissable est calculée) qui correspond à l'extrémité en bas à droite de la ligne bleue.

Ce diagramme représente la capacité opérationnelle de l'avion et la ligne bleue représente une limite d'utilisation. L'avion pourra être exploité uniquement à l'intérieur de cette limite. Par exemple, le point bleu sur la figure 1.17 représente la mission nominale. On constate que l'avion pourra transporter la charge nominale sur des distances plus courtes (déplacement du point sur la gauche parallèlement à l'axe des abscisses, donc vers l'intérieur des limites) mais sera incapable de transporter la charge nominale sur une plus

grande distance car il sortirait alors des limites. S'il souhaite voler sur une distance plus grande, il devra réduire la charge marchande pour pouvoir charger plus de carburant et suivre la limite en se déplaçant vers la droite. Ceci est limité par la capacité des réservoirs. Une fois la quantité de carburant maximale atteinte (point de cassure dans la pente), le seul moyen de pouvoir voler sur des distances encore plus grandes est de continuer à réduire la charge marchande éventuellement jusqu'à zéro (ce qui n'a pas d'intérêt d'un point de vue économique, sauf pour certains cas très particuliers tels les vols de convoyage).

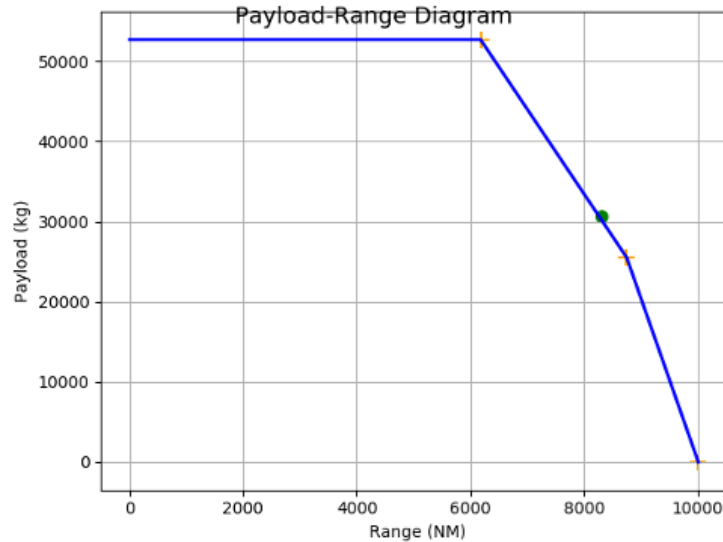


Figure 1.17 — Illustration d'un diagramme charge marchande - distance franchissable (ou payload-range)

Ces missions sont définies pour des conditions de vols données qui peuvent être différentes d'une mission à l'autre sauf pour les trois missions du diagramme pour lesquelles ces conditions restent inchangées par soucis de cohérence du diagramme. Le calcul de ces missions s'appuie :

1. par défaut, sur le modèle de Breguet-Leduc [35] pour calculer la quantité de carburant consommée entre le décollage et l'atterrissage *fuel_mission* :

$$fuel_mission = tow \left(1 - e^{-\frac{sfc \cdot g \cdot R}{V \cdot LoD}} \right) \quad (1.17)$$

où

- *tow* est la masse au décollage,
- *sfc* est la consommation spécifique de l'avion (exprimée en kg/s/N),
- *g* est la gravité terrestre ($9,81m/s^2$),
- *R* est la distance à parcourir pour la mission considérée,
- *V* est la vitesse de l'avion par rapport à l'air en croisière,
- *LoD* est la finesse moyenne de l'avion en croisière, c'est-à-dire le ratio entre la force de portance aérodynamique et la traînée.

Afin de connaître la quantité totale de carburant nécessaire pour la mission, il est nécessaire de rajouter à *fuel_mission* le carburant consommé lors du roulage au sol (au départ et à l'arrivée) ainsi que des réserves de route, mais aussi d'attente et de déroutement en cas de congestion du trafic aérien à l'aéroport de destination, et

2. sur un modèle de calcul pas-à-pas de la mission qui décompose le vol de manière plus détaillée en une phase de montée, une phase de croisière et une phase de descente. Ce

calcul se restreint aux altitudes supérieures à $1\,500\text{ft}$ car on considère que tout ce qui se passe en dessous est trop dépendant des aéroports, de la structure de l'espace aérien environnant et de la densité de trafic pour être représenté finement au niveau de la phase de design conceptuel.

La phase de montée est décomposée, de manière conventionnelle, en quatre segments :

- (a) un segment de montée à CAS constante (par défaut égale à $CAS_1 = 250\text{kt}$) de $1\,500\text{ft}$ à $10\,000\text{ft}$,
- (b) un segment de vol en palier accéléré pour atteindre la CAS de fin de montée (par défaut égale à $CAS_2 = 300\text{kt}$),
- (c) un segment de montée à CAS constante (égale à CAS_2) jusqu'à l'*altitude de conjonction* qui est l'altitude à laquelle l'avion atteint le Mach de croisière. Cette altitude dépend de CAS_2 et du Mach de croisière.
- (d) un segment de montée à Mach constant jusqu'à la première altitude de croisière (qui correspond au niveau de vol disponible où la SAR de l'avion est la plus petite).

La figure 1.18 représente un profil de montée conventionnel tel que décrit ci-dessus.

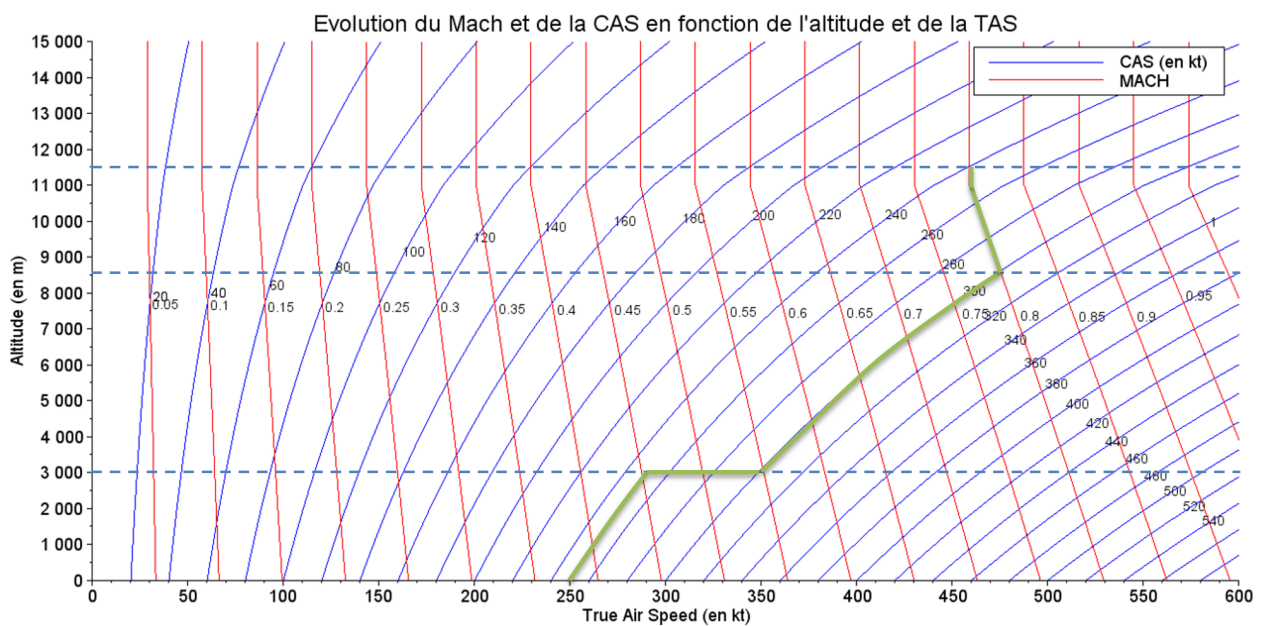


Figure 1.18 – Évolution de la vitesse et de l'altitude pour une montée conventionnelle pour $CAS_1 = 250\text{kt}$, $CAS_2 = 300\text{kt}$ et $Mach = 0,8$. En bleu : les courbes iso- CAS , en rouge : les courbes iso-Mach, en vert : la trajectoire de montée. L'altitude de conjonction se trouve à l'altitude de $8\,600\text{m}$ et l'altitude de croisière à $11\,500\text{m}$.

Dans l'hypothèse où l'avion serait très chargé, il peut ne pas être capable de rejoindre la première altitude de croisière. On dit que l'avion est limité par son plafond opérationnel. La première altitude de croisière est donc plus basse que le niveau optimal et correspond au niveau de vol disponible le plus haut que l'avion peut atteindre. Si cette altitude se trouve en-dessous de l'altitude de conjonction, l'avant-dernier segment de la montée est limité à cette altitude et un nouveau palier d'accélération remplace le dernier segment de la montée. Nous considérons la montée terminée lorsque l'avion a atteint son premier niveau de vol ainsi que son Mach de croisière.

Pendant toute la durée de la montée, nous considérons que le réglage du moteur est positionné sur *max climb* (par exemple « poussée maximale en montée » et noté *MCL*).

La phase de croisière optimisée est constituée d'une succession de segments alternant :

- vols en palier à Mach constant au Mach de croisière, et
- montées à Mach constant vers le niveau de vol supérieur.

Le changement de niveau de vol est décidé au moment où la *SAR* au niveau supérieur devient supérieure ou égale à la *SAR* au niveau de vol actuel. En effet, la *SAR* est définie de la manière suivante, à un instant t du vol considéré :

$$SAR(t) = \frac{V(t) LoD(t)}{mass(t) g sfc(t)}, \quad (1.18)$$

où

- $mass(t)$ est la masse de l'avion à l'instant t ,
- $sfc(t)$ est la consommation spécifique de l'avion (exprimée en kg/s/N) à l'instant t ,
- g est la gravité terrestre ($9,81m/s^2$),
- $V(t)$ est la vitesse de l'avion par rapport à l'air à l'instant t , avec $V(t) = a(t) Mach(t)$ où $a(t)$ et $Mach(t)$ sont respectivement la vitesse du son et le Mach à l'instant t ,
- $LoD(t)$ est la finesse de l'avion à l'instant t .

Pour un avion turbofan, la *SAR* représente donc la distance que l'avion peut parcourir en consommant une unité de masse de carburant. En notant $dmass_{fuel}$ la consommation de carburant, nous pouvons montrer que :

$$\frac{dR}{dmass_{fuel}}(t) = \frac{V(t) LoD(t)}{mass(t) g sfc(t)} = SAR(t). \quad (1.19)$$

En notant $dmass$ la variation de masse de l'avion, on a alors $dmass_{fuel} = -dmass$. La distance parcourue en croisière est donc liée à la variation de masse de l'avion par l'équation :

$$\int_0^R dR = R = - \int_{tow}^{ldw} \frac{V(t) LoD(t)}{mass(t) g sfc(t)} dmass = - \int_{tow}^{ldw} SAR dmass = \int_{ldw}^{tow} SAR dmass. \quad (1.20)$$

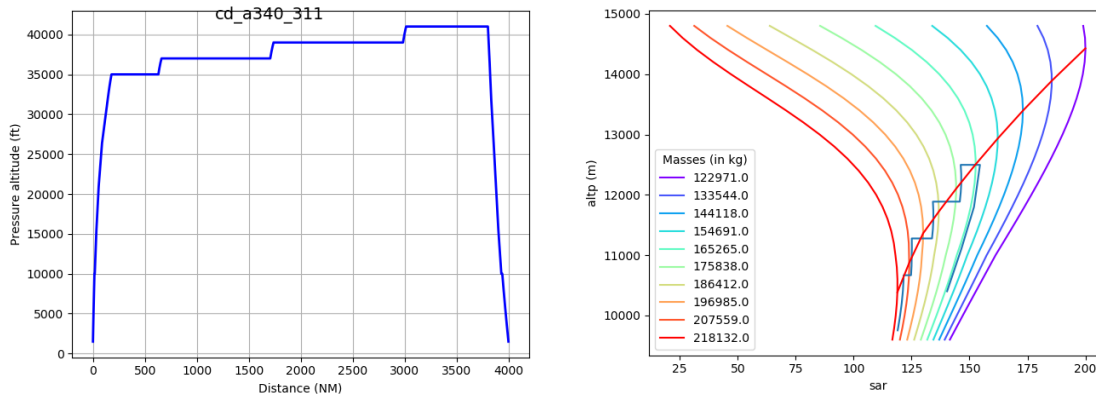
Pour la mission pas-à-pas, l'équation (1.20) justifie alors de voler, à chaque instant du vol, à l'altitude pour laquelle la *SAR* est maximale. Ceci permet de maximiser la distance parcourue pour une quantité de carburant donnée (c'est-à-dire $tow - ldw$) ou minimiser la quantité de carburant consommée pour une distance à parcourir donnée.

Le module de calcul de mission résout un problème d'optimisation du profil vertical de la mission en croisière pour la distance à parcourir et dans les conditions de vol fixées (Mach, température, etc.) et sous les contraintes de niveaux de vol disponibles limités par l'ATM (qui dépendent aussi du cap de l'avion - vers l'est ou vers l'ouest - et du survol de certains pays - niveau de vol exprimés en pieds ou en mètres).

Les figures 1.19a et 1.19b montrent le profil de vol vertical d'une mission calculée avec le module de mission pas-à-pas de MARILib, d'une part en fonction de la distance parcourue et d'autre part en fonction de la *SAR*. La figure 1.19a illustre les différents changements de niveau de vol au cours de la croisière. La figure 1.19b présente un réseau de courbes montrant comment évolue la *SAR* en fonction de l'altitude *alt*_p pour plusieurs valeurs de masse. Nous constatons que :

- plus la masse de l'avion diminue, plus la *SAR* augmente (les courbes de couleur se décalent progressivement vers la droite),
- il existe, pour chaque masse, une altitude où la *SAR* est maximale (le lieu des points correspondants est représenté par la ligne rouge),
- plus l'avion est léger, plus l'altitude où la *SAR* est maximale augmente (cela justifie que tous les changements de vol observés sur la figure 1.19a visent à monter).

Le trait bleu représente la trajectoire de l'avion. Nous voyons bien que le changement de niveau se fait quand la *SAR* au niveau supérieur est plus grande que celle au niveau auquel se trouve l'avion. Le trait bleu croise régulièrement la courbe rouge, soit en palier (segments horizontaux), soit en montée (segments verticaux).



(a) Exemple de profil de vol calculé avec le module de mission pas-à-pas.

(b) Évolution de la *SAR* au cours du vol représenté pour les altitudes de croisière

Figure 1.19 — Exemple d'un profil de vol calculé avec le module de mission pas-à-pas pour une distance franchissable de 4 000 NM et une masse au décollage de 218 tonnes

Il est important ici de remarquer le rôle central de la *SAR* dans la décision de changer de niveau de vol.

La phase de descente se décompose de manière similaire à la phase de montée, en quatre segments :

- un segment de descente à Mach constant entre l'altitude finale de croisière et l'altitude de conjonction,
- un segment de descente à *CAS* (par défaut égale à CAS_2) constante entre l'altitude de conjonction et 10 000 *ft*,
- un segment de décélération en palier à 10 000 *ft* pour réduire la *CAS* jusqu'à la dernière vitesse de descente (par défaut égale à CAS_1),
- un segment de descente à *CAS* (par défaut égale à CAS_1) constante entre 10 000 *ft* et 1 500 *ft*.

La quantité totale de carburant consommée pour le roulage, le décollage et l'atterrissage et embarquée pour les réserves de sécurité sont calculées par des modèles semi-empiriques simplifiés qui couvrent l'ensemble des opérations jusqu'à une altitude de 1 500 *ft*.

1.5.3 Conclusion

Nous venons de présenter dans un premier temps la revue réalisée pour identifier les basses de données opérationnelles accessibles et intéressantes pour notre étude ainsi que la synthèse de

leur caractéristiques. Nous en concluons qu'aucune base de données accessible au moment de l'étude ne contient toutes les informations nécessaires pour observer dans le détail les variabilités opérationnelles. Nous faisons donc le choix d'utiliser la base de données MOZAIC, ce qui restreint notre étude à un type d'avion particulier même si la méthode présentée dans cette thèse reste d'application plus générale. L'annexe D fournit plus de détails sur cette base de données. Dans le chapitre 2, nous décrivons comment nous traitons et enrichissons cette base.

Nous avons dans un deuxième temps présenté la revue des outils de design conceptuel d'avion existant au moment de l'étude ainsi que l'outil *open source* MARILib que nous avons finalement utilisé et au développement duquel j'ai contribué.

Les contributions majeures exposées dans cette partie sont :

- l'identification des bases de données opérationnelles existantes et la synthèse des leurs caractéristiques,
- la revue des outils et environnement de conception avion existants,
- la participation au développement de l'outil *open source* MARILib.

1.6 Quantification et propagation d'incertitude

L'étude de données opérationnelles et la construction de nouveaux modèles pour représenter les informations et incertitudes qu'elles contiennent nous conduisent à utiliser des méthodes et des outils statistiques. Pour caractériser l'approche que nous choisissons dans cette thèse, nous pouvons effectivement la classer dans la deuxième famille présentée dans la partie 1.4.3. En effet, nous ne rajoutons pas de nouveaux modules représentant de nouvelles disciplines opérationnelles mais modélisons directement les variabilités rencontrées par l'avion.

Nous faisons appel aux méthodes et outils de quantification d'incertitude à certaines étapes clés de notre étude comme la création d'un modèle de substitution en particulier pour estimer la masse au décollage de l'avion que nous étudions (voir partie 2.2.3), ou la sélection des variables de design les plus importantes au moment de proposer une nouvelle formulation pour la prise en compte des exigences au décollage (voir partie 3.2.2). Enfin, nous nous servons de certaines de ces méthodes pour propager les incertitudes dans un modèle de calcul de mission dans le but d'estimer le surcoût opérationnel liées aux variabilités du profil vertical en croisière (voir partie 3.3.1).

Pour les variables aléatoires et les distributions statistiques, nous utilisons les définitions et les notations de Lecoutre [123].

Dans cette partie, nous abordons la création de métamodèles (ou modèles de substitution), l'analyse de la variance et enfin la propagation d'incertitudes.

1.6.1 Métamodèles

Les métamodèles sont utiles dans de nombreux domaines. Comme nous l'évoquons dans la partie 1.4.3, ils permettent par exemple d'améliorer les formulations MDA/MDO pour réduire le temps de calcul en remplaçant un modèle haute fidélité mais coûteux par un modèle de fidélité plus basse mais bon marché. Dans cette thèse (voir partie 2.2.3), nous les utilisons pour analyser et enrichir la base de données sélectionnée dans la partie 1.5.1 ainsi que pour propager des incertitudes (voir partie 3.3) ou encore pour estimer des indices de sensibilités.

Considérons la situation illustrée dans la figure 1.20 où nous disposons d'un modèle $\mathcal{M}$ représentant un processus physique qui, à partir d'un vecteur d'entrée donné $\mathbf{e} = [\mathbf{e}_1, \dots, \mathbf{e}_n]$ (n étant ici le nombre d'entrées, de paramètres d'entrées ou de composantes du vecteur d'entrée

$\mathbf{e}$), calcule de manière déterministe un vecteur de sortie $\mathbf{s} = [s_1, \dots, s_m]$ (m étant ici la dimension de $\mathbf{s}$). Nous associons au modèle $\mathcal{M}$ la fonction f .

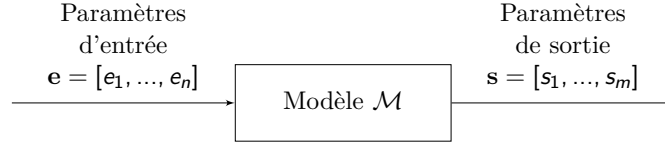


Figure 1.20 – *Modèle $\mathcal{M}$*

L'objectif de la création d'un métamodèle $\hat{\mathcal{M}}$ est de remplacer le modèle $\mathcal{M}$ dans le processus, comme illustrée par la figure 1.21. Nous associons la fonction $\hat{f}$ au métamodèle $\hat{\mathcal{M}}$ dont les sorties sont maintenant notées $\hat{\mathbf{s}}$ et sont des approximations de $\mathbf{s}$, comme $\hat{f}$ est une approximation de f .

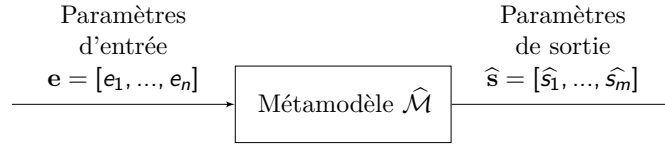


Figure 1.21 – *Métamodèle $\hat{\mathcal{M}}$*

Il existe de nombreux types de métamodèles [23, 86] allant, pour n'en citer que quelques uns, de la régression linéaire pour les interactions les plus simples entre les entrées et les sorties, à des modèles s'appuyant sur des processus gaussiens (comme le *krigeage*) ou des réseaux de neurones, pour des interactions plus complexes. Les interactions qui nous intéressent (voir par exemple la partie 2.2.3) peuvent être considérées comme complexes. Nous utilisons en particulier :

- la décomposition en série de Taylor du premier et deuxième ordre pour les analyses locales que nous présenterons dans la partie 1.6.3 dédiée à la propagation d'incertitude,
- les polynômes du chaos *PC* (que nous présentons dans la partie 1.6.2) dédiée à l'analyse de sensibilité, et
- les forêts aléatoires d'arbres de régression [36, 37] qui appartiennent aux méthodes d'apprentissage supervisé.

Le choix des forêts aléatoires est guidé par la simplicité de leur mise en œuvre (entraînement et réglage), leur rapidité et par la complexité des interactions entre les entrées $\mathbf{e}$ et la sortie $\mathbf{s}$ du modèle considéré.

Ce modèle doit être entraîné et testé sur la base d'un échantillon. Nous décrivons d'abord ce qu'est un plan d'expérience, puis nous définissons ce qu'est un arbre de régression et enfin nous présentons ce qu'est une forêt aléatoire d'arbre de régressions et les mesures pour estimer sa performance.

Plan d'expérience

Les modèles reposant sur de l'apprentissage supervisé doivent être entraînés et testés. Ceci est fait sur la base d'un échantillon initial $\mathcal{E}_0$ obtenu par un plan d'expérience (*DOE - Design of Experiment*). L'échantillon $\mathcal{E}_0$ est par la suite divisé en deux sous-ensembles complémentaires, l'échantillon d'entraînement $\mathcal{E}_e$ et l'échantillon de test $\mathcal{E}_t$. Leur taille respective est variable d'une étude à l'autre.

L'objectif d'un *DOE* est de répartir le mieux possible les entrées du modèle à l'intérieur de leur domaine de définition afin de ne pas négliger zones, ce qui nous priverait des informations qu'elles contiennent.

La manière la plus naturelle de procéder est de répartir les points de l'échantillon des entrées sur une grille ou maillage cartésien de l'espace de définition. Néanmoins, le nombre de points risque d'augmenter très rapidement, en particulier avec le nombre d'entrées (et donc la dimension du vecteur d'entrée). En outre, il est difficile d'enrichir un échantillon basé sur un maillage car il faut, pour chaque point rajouté, reconstituer un maillage cohérent, ce qui a pour effet de décupler les coûts associés au raffinement de l'analyse.

Quand on retourne la question et que l'on doit limiter le nombre d'appels au modèle à cause par exemple de son coût en temps ou en argent, il est possible de se reposer sur l'aléa en considérant les entrées comme des variables aléatoires distribuées de manière uniforme (ou pas) sur leur espace de définition. On peut noter $\mathbf{X} = [X_1, X_2, \dots, X_n]$ les variables aléatoires correspondant aux entrées $\mathbf{e} = [e_1, e_2, \dots, e_n]$ et $\mathbf{Y} = [Y_1, Y_2, \dots, Y_m]$ celles associées aux sorties $\mathbf{s} = [s_1, s_2, \dots, s_m]$. Un échantillon d'entrée sera alors composé de N tirages $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]$.

Dans ce cas, le hasard se charge alors de répartir les N tirages dans l'espace des possibles. C'est la méthode de Monte Carlo (*MC*). Un avantage de cette approche est que chaque point ajouté permet d'enrichir l'échantillon ce qui permet de maîtriser le coût associé. Néanmoins, si le hasard réduit fortement les risques d'avoir tous les points concentrés dans une zone donnée, il n'assure pas non plus de couvrir toutes les zones. Une solution est d'augmenter le nombre de tirages mais ceci aussi engendre un surcoût.

Une autre solution consiste à subdiviser l'espace en différentes zones équiprobables et de tirer au sort un point à l'intérieur de chacune d'elle. C'est l'échantillonnage par hypercube latin (*LHS* ou *Latin Hypercube Sampling*). Cette méthode est assez simple à implémenter et a l'avantage de bien répartir les N tirages pour les X_i ($i = 1, 2, \dots, n$) [23]. McKay *et al.* [142] présente et compare ces deux méthodes. Il est aussi possible d'enrichir l'échantillon. Chaque point rajouté, même s'il ne respecte plus cette méthode d'échantillonnage, contribue à cet enrichissement. Bartoli [23] montre qu'il existe des méthodes d'enrichissement permettant de surpasser le simple ajout de point à la méthode *LHS*.

Une autre famille de méthodes inclut les méthodes Quasi Monte Carlo (*QMC*). Elles ne reposent pas sur l'aléa mais visent une bonne répartition en s'appuyant sur des suites à faible discrédance [34, 151].

Arbre de régression

Ici, la fonction f à approximer représente le modèle $\mathcal{M}$ évoqué précédemment. De manière générale, on considère donc que cette fonction va de $\mathbb{R}^n$ dans $\mathbb{R}$.

Un arbre de régression est un estimateur qui consiste à approcher la fonction f par un ensemble hiérarchisé de conditions définissant des régions de l'espace et en associant à chacune de ses régions une valeur constante. Chaque région R correspond à une feuille de l'arbre. La valeur correspondant à chaque feuille est la moyenne estimée des $f(\mathbf{x})$ pour les $\mathbf{x}$ appartenant à la feuille. On note cette moyenne $\bar{f}_R$. Développer un arbre revient à choisir la *meilleure* hiérarchie de conditions.

Ce choix nécessite de pouvoir observer la fonction f grâce à un échantillon d'entraînement $\mathcal{E}_e$ qui contient non seulement l'échantillon d'entrée (défini grâce à un plan d'expérience sur l'espace des entrées) de taille N mais aussi les sorties associées ($\mathcal{E}_e = \{[\mathbf{x}_i, f(\mathbf{x}_i)], i = 1, \dots, N\}$).

Une description de l'algorithme glouton de croissance de l'arbre est donnée par Hastie [86]. De manière récursive et pour chaque région R de l'espace des entrées, l'algorithme vise à identifier la composante de partage $j \in [0 \dots n]$ et la valeur de partage v_p qui permettent de résoudre, en notant $R_{inf}^{j,v_p} = \{\mathbf{x} \in R, x_j < v_p\}$ et $R_{sup}^{j,v_p} = \{\mathbf{x} \in R, x_j \geq v_p\}$, le problème d'optimisation suivant :

$$\min_{j, v_p} \left\{ \sum_{\mathbf{x} \in R_{inf}^{j, v_p}} (f(\mathbf{x}) - \bar{f}_{R_{inf}^{j, v_p}})^2 + \sum_{\mathbf{x} \in R_{sup}^{j, v_p}} (f(\mathbf{x}) - \bar{f}_{R_{sup}^{j, v_p}})^2 \right\}. \quad (1.21)$$

Chaque région divisée devient un nœud reliant une branche à deux autres branches ou feuilles. Les feuilles sont les régions qui ne sont pas divisées.

À chaque partage, l'amélioration de l'arbre peut être mesurée par la réduction de l'erreur quadratique moyenne (ou réduction pondérée de sa variance) que l'on notera *SER* (*Squared Error Reduction*) et que l'on peut définir comme suit :

$$SER_{R_j} = \sum_{\mathbf{x} \in R} (f(\mathbf{x}) - \bar{f}_R)^2 - \sum_{\mathbf{x} \in R_{inf}^{j, v_p}} (f(\mathbf{x}) - \bar{f}_{R_{inf}^{j, v_p}})^2 - \sum_{\mathbf{x} \in R_{sup}^{j, v_p}} (f(\mathbf{x}) - \bar{f}_{R_{sup}^{j, v_p}})^2. \quad (1.22)$$

On constate que résoudre le problème (1.21) revient à maximiser la *SER* à chaque étape. Si nous reprenons le vocabulaire utilisé pour les arbres de classification, nous pouvons dire que l'algorithme cherche le *gain maximal d'information*.

En pratique, la division de la première région utilise l'échantillon d'entraînement complet. On note aussi que cet algorithme peut continuer à diviser les régions jusqu'à ce que celles-ci ne contiennent plus qu'un seul élément. Il y a donc un risque de sur-apprentissage. Il faut donc définir des méthodes pour éviter cet écueil. Une façon est de laisser l'arbre se développer au maximum puis de procéder à un élagage (*pruning*). Une autre consiste à définir des conditions d'arrêt comme par exemple :

- un nombre de niveaux (ou une profondeur) limite, ou
- un nombre minimal d'éléments par feuille.

Les valeurs de ces deux paramètres limites sont des réglages à effectuer, ce qui nécessite donc une phase de préparation et de tests.

La figure 1.22 illustre un exemple d'arbre de profondeur égale à 3.

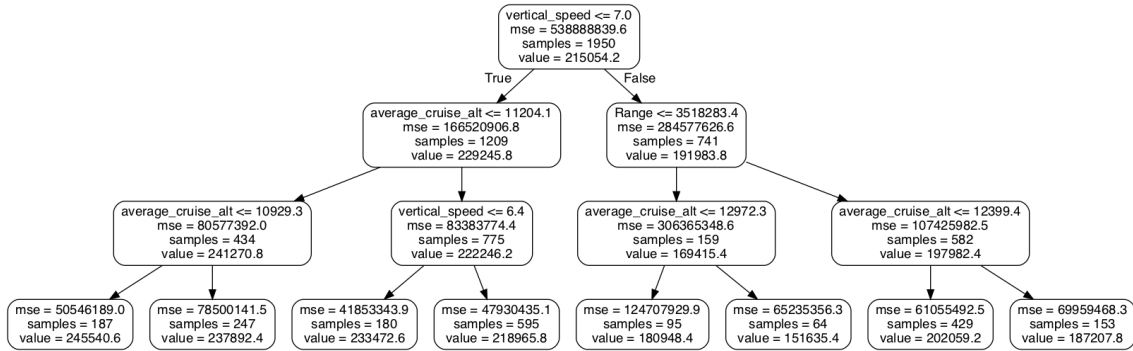


Figure 1.22 – Exemple d'arbre de régression de profondeur égale à 3.

Forêt aléatoire d'arbres de régression

Par définition, une forêt est composée de plusieurs arbres. Leur nombre est la première caractéristique de la forêt. Comment construire une forêt aléatoire alors que nous ne disposons que d'un échantillon de taille N pour les faire grandir ? L'application stricte de l'algorithme présenté dans la partie 1.6.1 résulterait en des arbres identiques. Afin de reconstituer l'indépendance des arbres, un échantillon d'entraînement propre à chaque arbre (noté $\mathcal{E}_a$) est déterminé par tirage avec remise de l'échantillon d'entraînement $\mathcal{E}_e$. L'échantillon $\mathcal{E}_a$ a la même taille que $\mathcal{E}_e$ mais sa composition est différente. Cette méthode s'appelle un *bootstrap*. En outre, pour chaque arbre,

au moment de partager chaque région, le choix de la composante de partage X_j est fait sur un sous-ensemble de $[1, \dots, n]$ tiré au hasard. La taille maximale de ce sous-ensemble est une autre caractéristique de la forêt aléatoire. Enfin, les paramètres que nous avons présentés dans la partie 1.6.1 pour les arbres (le nombre minimal d'éléments par feuille et la profondeur maximale de l'arbre) sont les deux dernières caractéristiques de la forêt aléatoire.

Pour résumer, les paramètres importants d'une forêt aléatoire d'arbres de régression sont les suivants :

- le nombre d'arbres,
- le nombre maximal de paramètres d'entrée à choisir pour chaque partage,
- la profondeur maximale de chaque arbre, et
- le nombre minimal d'éléments par feuille de chaque arbre.

Importance des paramètres d'entrée

Le package scikit-learn [159] de Python permet de calculer l'*importance* de chaque composante (ou paramètre) de l'entrée, en mesurant sa contribution relative à la diminution de l'erreur quadratique globale du modèle. Pour chaque nœud de chaque arbre, la composante de partage choisie contribue à diminuer cette erreur de la quantité SER_{R_j} définie dans l'équation (1.22). Il s'agit donc, pour chaque composante j , de calculer SER_{totalj} donné par :

$$SER_{totalj} = \sum_{a \in A} \sum_{p \in P_j} SER_{R(p)_j}, \quad (1.23)$$

où :

- A est l'ensemble des arbres de la forêt,
- a est un arbre,
- P_j est l'ensemble des partages réalisés avec la composante j pour l'arbre a ,
- p est un partage, et
- $R(p)$ est la région partagée correspondant au partage p .

Afin de pouvoir comparer plus facilement les importances de chaque composante, on définit pour chacune d'entre elles, l'importance relative l_r par :

$$l_{rj} = \frac{SER_{totalj}}{\sum_{i=1}^n SER_{totali}} \quad (1.24)$$

Plus l_{rj} est grand, plus la composante j de l'entrée sera considérée comme ayant de l'importance.

Validation du modèle

Une fois créé, comment valider un métamodèle ? Et en particulier si c'est une forêt aléatoire d'arbre de régression ?

Il est nécessaire de pouvoir tester le modèle sur un nouvel échantillon. C'est pour cette raison que lors de la réalisation du plan d'expérience, une partie de l'échantillon initial $\mathcal{E}_0$ (typiquement environ 30%) n'est pas incluse dans l'échantillon d'entraînement afin de constituer l'échantillon de test $\mathcal{E}_t$.

Les mesures suivantes quantifient les erreurs faites par le métamodèle, par comparaison de la valeur calculée par celui-ci, $\hat{f}(\mathbf{x})$, avec la valeur observée $f(\mathbf{x})$. En notant N_t la taille de l'échantillon de test, les différentes mesures sont :

— l'erreur absolue moyenne (*Mean Absolute Error*) :

$$MAE = \frac{1}{N_t} \sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{E}_t} |\hat{f}(\mathbf{x}) - f(\mathbf{x})|;$$

— l'erreur quadratique moyenne (*Mean Squared Error*) :

$$MSE = \frac{1}{N_t} \sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{E}_t} (\hat{f}(\mathbf{x}) - f(\mathbf{x}))^2;$$

— la racine de l'erreur quadratique moyenne (*Root Mean Squared Error*) :

$$RMSE = \sqrt{MSE};$$

— la précision qui vient de l'erreur absolue moyenne relative (*Mean Absolute Percentage Error*) :

$$MAPE = \frac{1}{N_t} \sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{E}_t} \left| \frac{\hat{f}(\mathbf{x}) - f(\mathbf{x})}{f(\mathbf{x})} \right|,$$

$$\text{Précision} = 1 - MAPE;$$

— le coefficient de détermination R^2 (plus souvent utilisé pour les régressions linéaires) :

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{E}_t} (\hat{f}(\mathbf{x}) - f(\mathbf{x}))}{\sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{E}_t} (\bar{f}_{\mathcal{E}_t} - f(\mathbf{x}))}.$$

Une autre mesure, le score *OOB* (*Out-Of-Bag*), donne des informations sur la qualité du métamodèle. Celui-ci est spécifique aux forêts aléatoires. Il est un analogue de R^2 mais au lieu d'être appliqué sur $\mathcal{E}_t$, il l'est sur les éléments qui n'ont pas été tirés pour l'entraînement des arbres. En effet, comme les échantillons $\mathcal{E}_a$ propres à chaque arbres sont obtenus par tirage dans $\mathcal{E}_e$ avec remise, alors il est possible que certains éléments soient tirés plus d'une fois. Comme $\mathcal{E}_a$ et $\mathcal{E}_e$ sont de la même taille, cela signifie que pour chaque arbre, des éléments de $\mathcal{E}_e$ ne sont pas tirés et restent *en dehors du sac*. Pour chaque élément de $\mathcal{E}_e$, cette méthode réalise une estimation $\hat{f}_{OOB}(\mathbf{x})$ en ne gardant que les arbres de la forêt pour lesquels cet élément n'était pas dans $\mathcal{E}_a$ et calcule :

$$\text{score}_{OOB} = 1 - \frac{\sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{E}_e} (\hat{f}_{OOB}(\mathbf{x}) - f(\mathbf{x}))}{\sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{E}_e} (\bar{f}_{\mathcal{E}_e} - f(\mathbf{x}))}.$$

Conclusion

Dans cette partie, nous avons présenté le principe et l'intérêt des métamodèles. Nous avons décrit ce qu'est un plan d'expérience et listé les principales méthodes pour les réaliser. Enfin, nous avons abordé les forêts aléatoires d'arbres de régression, qui est un métamodèle nécessitant de l'apprentissage supervisé. Les détails de leur mise en œuvre est décrite dans la partie 2.2.3.

La notion de plan d'expérience est utile pour l'analyse de variance et la propagation d'incertitude décrites dans les prochaines parties.

1.6.2 Analyse de sensibilité

Reprenons la situation décrite dans la figure 1.20 et associons les variables aléatoires $\mathbf{X} = [X_1, X_2, \dots, X_n]$ aux entrées $\mathbf{e} = [e_1, e_2, \dots, e_n]$ et $\mathbf{Y} = [Y_1, Y_2, \dots, Y_m]$ aux sorties $\mathbf{s} = [s_1, s_2, \dots, s_m]$. Les X_i sont supposées indépendantes les unes des autres. Dans un premier temps, nous faisons l'hypothèse que $m = 1$. Nous simplifions la notation en appelant Y la sortie du modèle. Enfin, nous notons f la fonction qui représente le modèle $\mathcal{M}$. Cette fonction est déterministe, c'est-à-dire qu'elle donnera toujours le même résultat si l'entrée reste identique.

On peut se demander de quelle manière chacune des variables aléatoires d'entrée $X_1, X_2, \dots, X_n$ influence Y ? Y en a-t-il certaines qui influencent plus ses variations que d'autres? Si oui, lesquelles et dans quelles proportions?

Il y a différente manière de regarder la situation. La première est *locale*, par exemple en calculant le gradient de f en un point donné. La composante du gradient ayant la plus grande valeur absolue correspond à l'entrée qui influence le plus la sortie. Mais ce constat reste local et ne répond que partiellement à la question. Les variations de la f peuvent en effet se répartir sur un intervalle plus ou moins large. Cette approche est un cas particulier de la méthode *OAT* (*one-at-a-time*) qui consiste, en partant d'un point donné, à calculer de manière consécutive n fois la fonction f en faisant varier successivement chacune des composantes de l'entrée. Néanmoins, cette méthode n'est pas recommandée [184] car d'une part, son efficacité diminue rapidement quand la dimension n augmente (l'espace exploré avec ces n point se réduit très rapidement), et d'autre part, elle ne permet pas de capturer l'effet combiné de plusieurs entrées.

Morris [145] propose une analyse globale consistant à répéter la méthode *OAT* en plusieurs points de l'espace d'entrée. D'autres approches ont été développées.

En effet, la variance représente comment la distribution associée à une variable aléatoire est répartie autour de son espérance. Plus la variance est grande, plus la distribution s'étale sur une grande zone. Plus elle est petite, plus la distribution est concentrée. Elle apparaît comme une bonne manière d'appréhender plus largement les variations d'une variable. L'analyse de la variance (ANOVA) permet donc de répondre de manière *globale* à la question posée.

Les indices de Sobol

Sobol [193] définit une décomposition de la variance de Y en une somme de variances conditionnelles. Afin d'illustrer son approche, nous considérons que $n = 2$. Nous pouvons ensuite généraliser ces résultats pour n quelconque. Dans ce cas :

$$Y = f(X_1, X_2)$$

Dans un premier temps, Sobol décompose Y de la manière suivante :

$$\begin{aligned} Y &= \mathbb{E}[Y] \\ &+ (\mathbb{E}[Y|X_1] - \mathbb{E}[Y]) \\ &+ (\mathbb{E}[Y|X_2] - \mathbb{E}[Y]) \\ &+ Y - (\mathbb{E}[Y] + \mathbb{E}[Y|X_1] - \mathbb{E}[Y] + \mathbb{E}[Y|X_2] - \mathbb{E}[Y]). \end{aligned} \tag{1.25}$$

Les quatre termes du membre de droite sont deux à deux orthogonaux dans $\mathcal{L}^2$, c'est à dire que leurs covariances sont nulles. $\mathbb{E}[Y]$ représente l'effet moyen au travers de l'espérance de Y , $\mathbb{E}[Y|X_1] - \mathbb{E}[Y]$ et $\mathbb{E}[Y|X_2] - \mathbb{E}[Y]$ représentent respectivement les effets d'ordre 1 dus à X_1 et X_2 . $\mathbb{E}[Y|X_1]$ (respectivement $\mathbb{E}[Y|X_2]$) représente l'espérance conditionnelle de Y sachant X_1 (respectivement X_2). Le dernier terme représente l'interaction entre X_1 et X_2 .

En calculant la variance de Y notée $\text{Var}[Y]$, nous obtenons :

$$\begin{aligned} \text{Var}[Y] &= \text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_1]] \\ &\quad + \text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_2]] \\ &\quad + \text{Var}[Y - \mathbb{E}[Y|X_1] - \mathbb{E}[Y|X_2]]. \end{aligned} \quad (1.26)$$

En divisant de part et d'autre de l'égalité par $\text{Var}[Y]$, nous obtenons :

$$\begin{aligned} 1 &= \frac{\text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_1]]}{\text{Var}[Y]} \\ &\quad + \frac{\text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_2]]}{\text{Var}[Y]} \\ &\quad + \frac{\text{Var}[Y - \mathbb{E}[Y|X_1] - \mathbb{E}[Y|X_2]]}{\text{Var}[Y]}. \end{aligned} \quad (1.27)$$

Cette décomposition conduit aux indices de Sobol qui sont définis de la manière suivante :

$$\mathcal{S}^{\{1\}} = \frac{\text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_1]]}{\text{Var}[Y]},$$

$$\mathcal{S}^{\{2\}} = \frac{\text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_2]]}{\text{Var}[Y]},$$

De manière plus générale, si nous considérons u un sous-ensemble de $\{1, \dots, n\}$, alors l'indice de Sobol associé aux entrées $\{X_i, i \in u\}$ est :

$$\mathcal{S}^u = \frac{\text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]]}{\text{Var}[Y]}.$$

Pour connaître la contribution totale d'une composante X_i sur Y , il faut considérer l'indice total de Sobol, $\mathcal{S}_i^t$, défini par la somme de tous les indices de Sobol impliquant X_i . Si nous notons $\mathbb{A}_i$ l'ensemble des sous-ensembles de $\{1, \dots, n\}$ contenant i , alors on a :

$$\mathcal{S}_i^t = \sum_{a \in \mathbb{A}_i} \mathcal{S}^a.$$

Nous utilisons en particulier ces indices dans la partie 3.2 de cette thèse, afin de simplifier la création du modèle permettant la prise en compte des conditions aux décollages dans les variables de design du nouveau problème d'optimisation proposé (résultat publié dans [164]).

Généralisation des indices de sensibilité

Grâce à la décomposition de Hoeffding [92], il est possible de généraliser les indices de Sobol afin d'une part, de prendre en compte l'intégralité des distributions et pas seulement leur variance, et d'autre part, de définir des indices applicables à des variables aléatoires vectorielles [77] telles que $\mathbf{Y} = [Y_1, Y_2, \dots, Y_m]$ avec $m > 1$ mais aussi à des variables aléatoires fonctionnelles [78]. Dans l'article de Gamboa *et al.* [76], une partie de l'introduction est dédiée à une synthèse de ces évolutions.

Nous utilisons en particulier les indices de sensibilité basés sur la distance de Cramér Von Mises [77] dans la partie 3.2 de cette thèse.

Estimation des indices de sensibilité

Si nous observons par exemple la définition de l'indice de Sobol $\mathcal{S}^{\{1\}}$ relatif à la composante X_1 , nous constatons que son calcul requiert de calculer la variance d'une espérance conditionnelle. En utilisant l'approche de Monte Carlo (MC), nous devons réaliser un DOE pour bien répartir les tirages de X_1 utilisés et pour chacun de ces tirages, il faut réaliser un nouveau DOE pour choisir efficacement les tirages des $X_2, \dots, X_n$. Ainsi pour chaque tirage de X_1 , nous calculons $\mathbb{E}[Y|X_1]$ et pouvons ensuite déterminer $\text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_1]]$. Avec les calculs déjà réalisés, nous calculons la variance de Y . Tout ceci représente de nombreux appels au modèle ce qui peut être coûteux pour le calcul d'un seul indice.

Il existe d'autres manières de calculer les indices de Sobol, par exemple en utilisant la décomposition en polynômes du chaos [27] (*PCE* pour *Polynomial Chaos Expansion*), la méthode *Pick-Freeze* [105] (*P&F*) ou celle du *ranking* [76]. Les deux dernières méthodes sont aussi applicables au calcul des indices généralisés évoqués précédemment.

Polynômes du chaos

L'approche basée sur la *PCE* [81] est originale dans le sens où elle permet de créer un métamodèle en décomposant la fonction f sur une base de polynômes choisie en fonction des lois de probabilité correspondant à chaque composante X_i du vecteur d'entrée de telle manière que la base polynomiale correspondant à une composante soit orthonormale au sens de la densité de probabilité associée à cette composante. Par exemple, si une composante a une loi normale, la base de polynômes correspondant à cette composante sera celle d'Hermite ; si la loi est uniforme, les polynômes de Legendre seront utilisés.

Nous avons alors :

$$Y = f(\mathbf{X}) = \sum_{\alpha \in \mathbb{N}^n} c_{\alpha} \psi_{\alpha}(\mathbf{X}),$$

avec :

- n la taille de $\mathbf{X}$,
- $\alpha = (\alpha_0, \alpha_1, \dots, \alpha_n)$ des n -uplets d'entiers naturels,
- $\psi_{\alpha}(\mathbf{X})$ le polynôme multivarié obtenu par le produit des n polynômes univariés normalisés $\psi_{\alpha_i}^{(i)}(X_i)$, où α_i est le degré du polynôme correspondant à X_i :

$$\psi_{\alpha}(\mathbf{X}) = \prod_{i=1}^n \psi_{\alpha_i}^{(i)}(X_i);$$

- le degré de $\psi_{\alpha}(\mathbf{X})$ qui est égal à :

$$d_{\alpha} = \sum_{i=1}^n \alpha_i;$$

- les coefficients c_{α} à déterminer afin de minimiser l'erreur quadratique entre le métamodèle et la fonction f .

Le métamodèle approché est alors obtenu par troncature du polynôme à un degré d choisi :

$$Y = f(\mathbf{X}) \approx \sum_{\substack{\alpha \in \mathbb{N}^n, \\ d_{\alpha} \leq d}} c_{\alpha} \psi_{\alpha}(\mathbf{X}).$$

À partir de ce métamodèle, l'espérance et la variance de Y peuvent être estimées :

$$\mathbb{E}[Y] = c_0,$$

$$\text{Var}[Y] \approx \sum_{\substack{\alpha \in \mathbb{N}^n \\ d_\alpha \leq d}} c_\alpha^2.$$

L'espérance conditionnelle de Y sachant X_1 par exemple sera donc égale à :

$$\mathbb{E}[Y|X_1] = c_0 + \sum_{\substack{\alpha \in \mathbb{N}^n \setminus \mathbf{0} \\ d_\alpha \leq d \\ \forall j \neq 1, \alpha_j = 0}} c_\alpha \psi_{\alpha_1}^{(1)}(X_1).$$

On en déduit que l'indice de Sobol $\mathcal{S}^{\{1\}}$ vaut :

$$\mathcal{S}^{\{1\}} = \frac{1}{\text{Var}[Y]} \sum_{\substack{\alpha \in \mathbb{N}^n \setminus \mathbf{0} \\ d_\alpha \leq d \\ \forall j \neq 1, \alpha_j = 0}} c_\alpha^2.$$

De manière générale, les indices de Sobol sont obtenus directement en sommant les carrés des coefficients c_α adéquats, ce qui est très rapide.

Pick-Freeze

La méthode *P&F* est basée sur une relation intéressante. Pour la décrire, commençons par définir u un sous-ensemble de $\{1, \dots, n\}$. Pour la variable aléatoire $\mathbf{X}$, on définit $\mathbf{X}^u$ tel que $X_i^u = X_i$ si $i \in u$ et $X_i^u = X'_i$ sinon, où X'_i est une copie indépendante de X_i . Nous avons donc $Y = f(\mathbf{X})$ et $Y^u = f(\mathbf{X}^u)$. Nous supposons que $\mathbb{E}[Y] = \mathbb{E}[Y^u] = 0$ pour simplifier les écritures. On a :

$$\begin{aligned} \text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]] &= \mathbb{E}[\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]^2] \\ &= \mathbb{E}[\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]] \\ &= \mathbb{E}[\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]\mathbb{E}[Y^u|X_i, i \in u]] \\ &= \mathbb{E}[\mathbb{E}[YY^u|X_i, i \in u]] \\ &= \mathbb{E}[YY^u] \\ \text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]] &= \text{Cov}[YY^u]. \end{aligned}$$

En pratique, si nous souhaitons calculer l'indice de Sobol relatif à $X_u = \{X_i, i \in u\}$, nous calculerons un premier plan d'expérience pour obtenir Y puis nous en créons un deuxième en gardant les mêmes valeurs x_u pour X_u et en faisant un nouveau tirage pour les autres. Ceci permet d'obtenir Y^u . Enfin, il reste à calculer la covariance $\text{Cov}[YY^u]$ et à diviser par $\text{Var}[Y]$ pour obtenir l'indice $\mathcal{S}^u$:

$$\mathcal{S}^u = \frac{\text{Var}[\mathbb{E}[Y|X_i, i \in u]]}{\text{Var}[Y]} = \frac{\text{Cov}[YY^u]}{\text{Var}[Y]} = \frac{\mathbb{E}[YY^u] - \mathbb{E}[Y]\mathbb{E}[Y^u]}{\mathbb{E}[Y^2] - \mathbb{E}[Y]^2}.$$

Conclusion

Nous utilisons en particulier les méthodes *PCE* et *P&F* dans la partie 3.2 de cette thèse.

1.6.3 Propagation d'incertitudes

Considérons la situation présentée sur la figure 1.23. Nous supposons que les entrées ne sont pas des paramètres déterministes et qu'elles portent une part d'incertitude. Nous leur associons les variables aléatoires $\mathbf{X} = [X_1, X_2, \dots, X_n]$. La sortie devient elle aussi une variable aléatoire que l'on nomme Y .

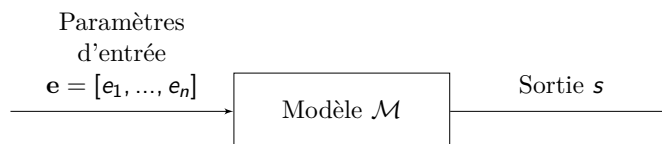


Figure 1.23 – *Modèle M*

Nous associons au modèle $\mathcal{M}$ la fonction f . Nous pouvons donc écrire :

$$Y = f(\mathbf{X})$$

L'objet de la propagation d'incertitude est de donner des caractéristiques de Y en connaissant les distributions des paramètres d'entrées X_i pour $i = 1, \dots, n$. Ces caractéristiques peuvent être une évaluation des moments de Y comme l'espérance, la variance, mais aussi le gauchissement (*skewness*) ou l'aplatissement (*kurtosis*). Ce peut aussi être certains quantiles ou l'intégralité de la densité de probabilité f_Y .

La méthode de Monte Carlo (*MC*) est la plus commune. Elle consiste à définir un plan d'expérience comme présenté dans la partie 1.6.1 et à calculer la valeur de la sortie pour chaque point du *DOE*. Ces résultats sont ensuite utilisés pour étudier la distribution de Y , par exemple grâce à sa fonction de répartition empirique. Cette méthode, simple à mettre en œuvre, peut être coûteuse en temps de calcul.

De nombreuses méthodes ont été développées. On constate que le but général est de réduire le coût des évaluations et le temps de calcul des caractéristiques intéressantes de Y vis-à-vis du problème posé. Plusieurs de ces méthodes sont proches ou utilisent les performances des métamodèles vu précédemment. Lee *et al.* [124] en propose une analyse comparative. Ils les répartissent en cinq catégories. Les méthodes sont basées :

- sur les simulations *MC* comme celles utilisant l'échantillonnage par importance ou adaptatif,
- sur des développements locaux comme celle des perturbations ou les développements en séries de Taylor,
- sur l'approche du point le plus probable,
- sur la décomposition sur des bases fonctionnelles comme les polynômes du chaos, et
- sur de l'intégration numérique.

Nous avons réalisé une comparaison de simulations *MC* et de développements en séries de Taylor du premier et du deuxième ordre dans le cas de variabilités liées au Mach et à la température en croisière [165]. Nous avons utilisé la formulation de la loi bêta proposée par Birman [26]. La variabilité de l'entrée étant représentée par une loi bêta, la décomposition en séries de Taylor (du premier et deuxième ordre) permet d'obtenir une expression littérale des quatre premiers moments de la loi de Y , elle-même considérée comme une loi bêta. La comparaison a donné de bons résultats.

1.6.4 Conclusion

Les méthodes et outils de quantification d'incertitudes sont un élément clé pour étudier des problèmes impliquant des variabilités car celles-ci sont porteuses d'incertitudes. Le cadre théorique a été rappelé ici autour de la notion de variable aléatoire et de ces applications visant à représenter et modéliser des incertitudes, créer de manière efficace des métamodèles, mener des analyses de sensibilité ou encore propager des incertitudes.

Nous avons essayé de trouver le bon équilibre entre la présentation rigoureuse des bases théoriques de manière rigoureuse et le recul nécessaire pour conserver le lien avec les situations pratiques auxquelles nous sommes confronté dans cette étude.

1.7 Conclusion du chapitre

Cette première partie nous permet en premier lieu d'analyser l'existant industriel et académique relatif à la conception avion, à son exploitation et à au rapprochement de ces deux mondes.

Nous faisons une lecture structurée de cet existant en adoptant une approche formalisée inspirée de l'ingénierie système. Ceci nous permet de repositionner l'avion dans le système du transport aérien et d'explicitier le lien entre les phases amont de la conception avion et son exploitation.

Nous établissons un état de l'art sur l'optimisation multidisciplinaire et la manière dont les opérations sont prises en compte dans la conception des avions. Ceci nous sert de base pour proposer une classification des travaux trouvés dans la littérature, de spécifier le type de variabilités auxquelles nous sommes confrontés ainsi que de clarifier le positionnement de nos travaux.

Nous réalisons aussi une revue et une synthèse des bases de données et des outils disponibles pour mener de telles études. L'accès à des données ainsi qu'à un outil adaptés est un des verrous majeurs pour cette thèse.

Enfin, nous présentons un état de l'art des méthodes et outils liés à la quantification et la propagation des incertitudes qui décrit les bases théoriques associées à l'étude des variabilités représentées sous forme d'incertitude et de variables aléatoires. Nous décrivons les outils et méthodes utilisées dans la suite de cette thèse.

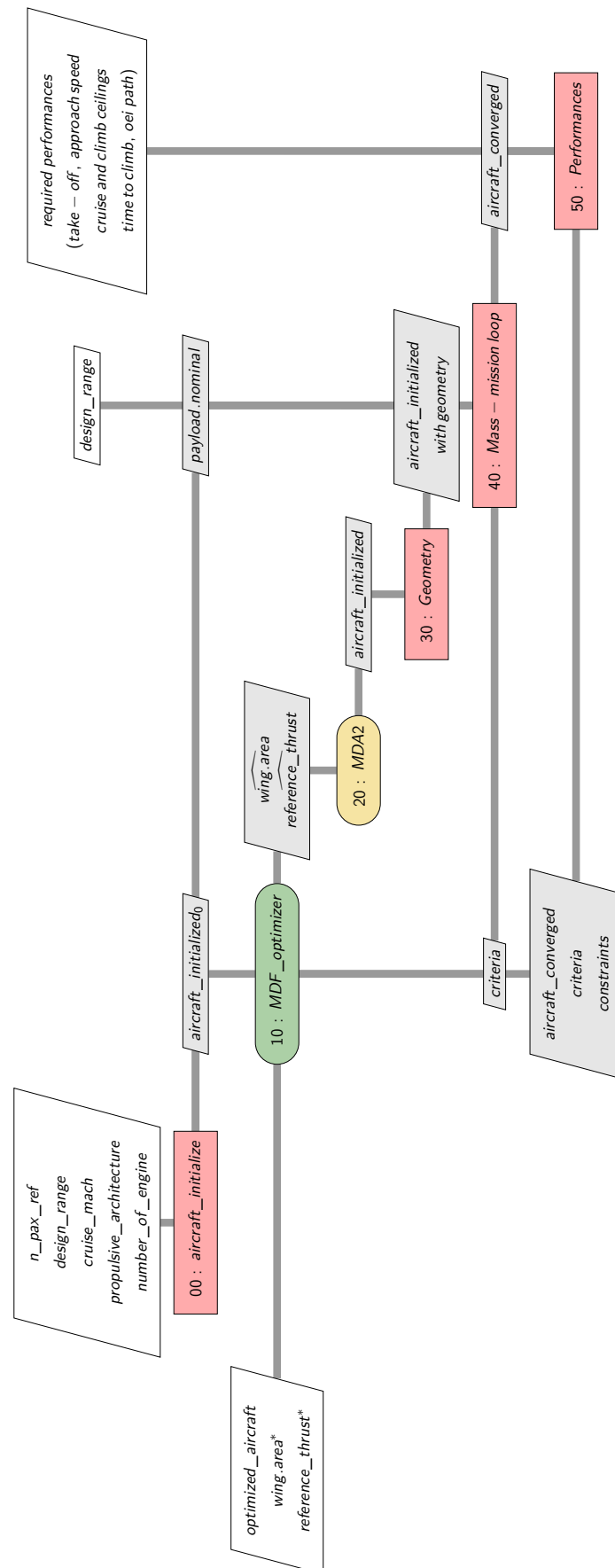


Figure 1.10 – Processus MDO de MARILib

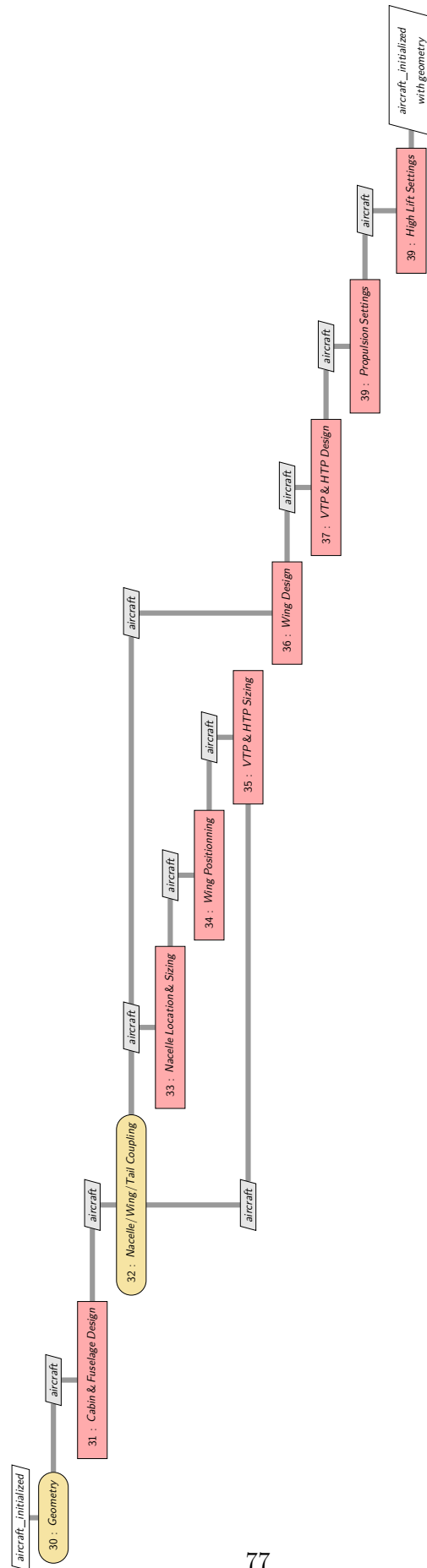


Figure 1.11 — Sous-processus Geometry de MARLib

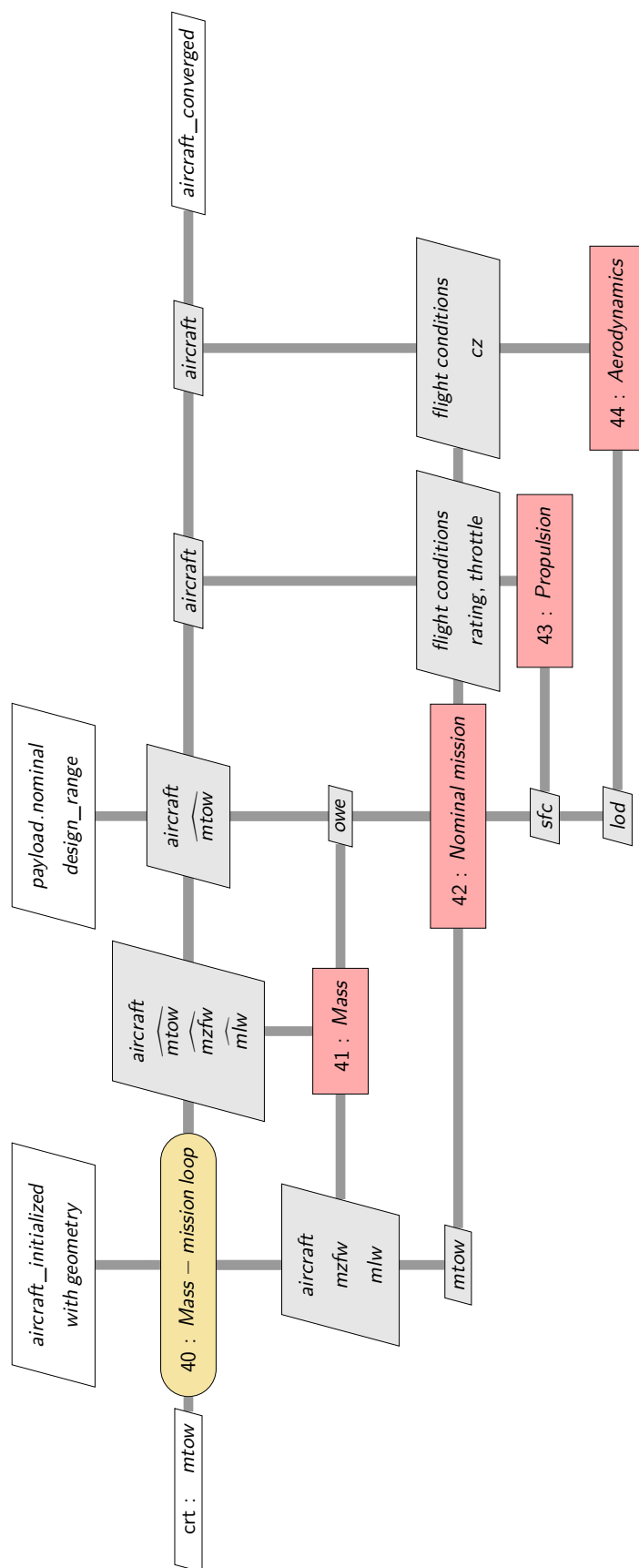


Figure 1.12 – Sous-processus Mass-mission loop de MARILib

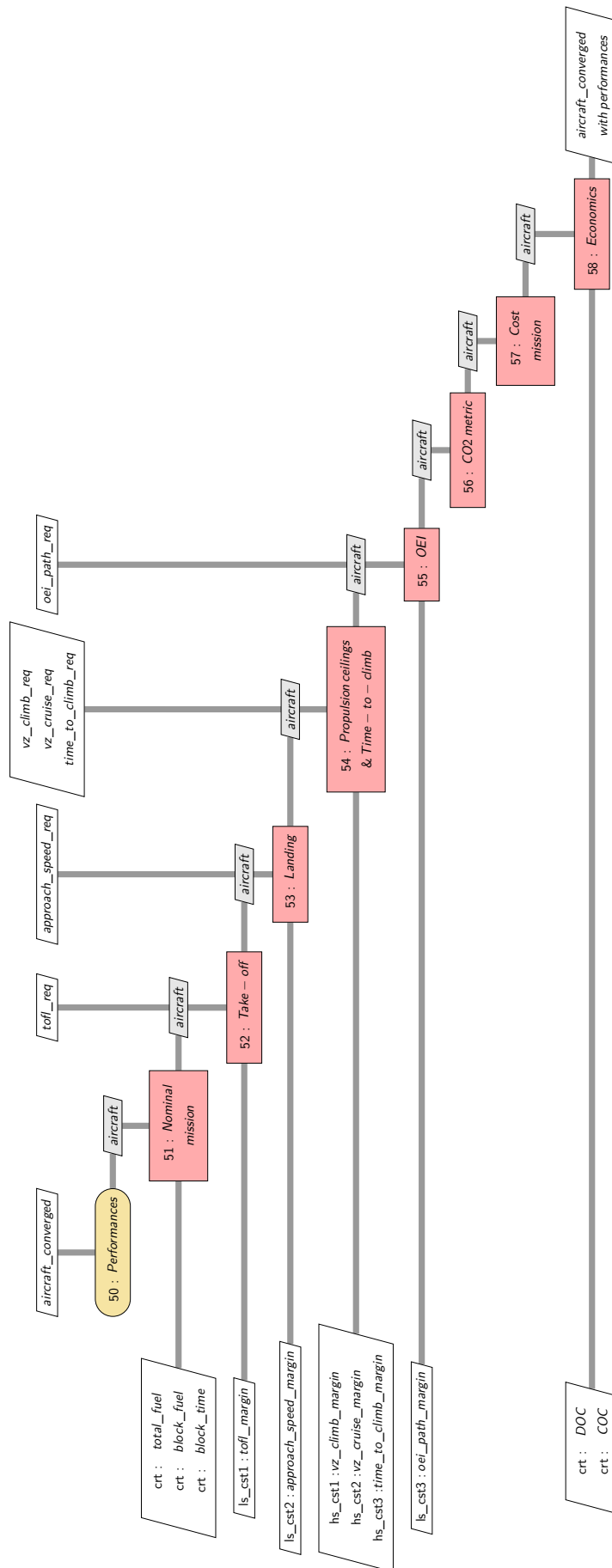


Figure 1.13 – Sous-processus Performances de MARLib

Chapitre 2

Analyse des données pour modèles d'opérations

Sommaire

2.1	Calibration de MARILib pour représenter un avion précis	82
2.1.1	Principes de la calibration	83
2.1.2	Application au processus MARILib	85
2.1.3	Résultats du processus de calibration	86
2.1.4	Conclusion	88
2.2	Base de donnée MOZAIC et enrichissement	89
2.2.1	Méthode générale de traitement d'une base de données	90
2.2.2	Pré-traitements des vols MOZAIC	91
2.2.3	Enrichissement de la base : étape 1 - la masse au décollage et charge marchande	98
2.2.4	Enrichissement de la base : étape 2	107
2.2.5	Résultats et conclusion	109
2.3	Modèles d'opérations et des variabilités associées	109
2.3.1	Modèles globaux	110
2.3.2	Modèles raffinés - les décisions de changement de niveaux	111
2.3.3	Conclusion	114
2.4	Conclusion	115

Nos travaux visent à établir le lien le plus étroit possible entre la conception de l'avion dans les phases amont et les conditions réelles d'exploitation. Nous souhaitons baser les modèles créés sur des données opérationnelles les plus précises possibles.

Dans la section 2.1, nous commençons par décrire le processus de calibration de notre outil de conception avion. En effet, comme nous souhaitons travailler sur des données réelles, il faut que les modèles d'avion que nous utilisons soient eux aussi les plus proches possibles du type de l'avion étudié. La méthode que nous présentons est générique et s'applique à n'importe quel type d'avion. Comme indiqué dans la section 1.5.1, le choix de la base de données opérationnelles impose le type d'avion étudié, que l'on nommera *avion de référence* et qui est en l'occurrence l'A340-311. L'outil MARILib est capable [56] de représenter et créer de multiples types d'avions, équipés de divers types de propulsion. Une large gamme, allant de l'avion d'affaire de 8 sièges aux plus gros porteurs emportant quelques centaines de passagers, peut ainsi être étudiée. Néanmoins, MARILib est incapable de représenter exactement un avion précis sans qu'une calibration particulière soit mise en place.

Nous décrivons dans la section 2.2 la démarche d'enrichissement de la base de données MOZAIC utilisée pour y ajouter en particulier le paramètre de masse.

Enfin, dans la section 2.3, nous présentons les modélisations utilisées pour représenter les opérations réelles et les variabilités observées lors des phases d'exploitation de l'avion.

2.1 Calibration de MARILib pour représenter un avion précis

Comme présenté dans la partie 1.5.2, MARILib est un outil capable de dimensionner de multiples types d'avion, de tailles, de formes et de propulsions variées. Néanmoins, quand l'objectif est de représenter un type d'avion spécifique existant, il est nécessaire d'ajuster les paramètres des différents modèles intégrés à MARILib. C'est ce que l'on appelle la calibration. Peu de littérature scientifique a été trouvée sur le thème de la calibration. D'après Moore [144] et Oberkampf [155], la calibration vise à réduire les incertitudes de prédiction d'un modèle sur la base de résultats d'essais ou de mesures réelles. Dans notre cas, nous cherchons à réduire l'incertitude sur le résultat de MARILib pour la conception d'un type d'avion particulier. L'observation que l'on fait de ce type d'avion revient à recueillir des données correspondant à des mesures réelles.

Le processus de calibration présenté ici est celui utilisé dans [164] pour la conférence AIAA Aviation 2020.

Pour poser le problème clairement : nous connaissons le résultat de notre problème d'optimisation multidisciplinaire et cherchons à ajuster l'analyse MDA afin que le processus d'optimisation converge vers ce résultat. En effet, notre but est d'être capable de changer certaines exigences de design de l'avion et d'explorer l'utilisation de nouvelles variables de design. Nous devons donc avant tout être capables de retrouver l'avion de référence si nous appliquons le processus courant de design au cahier des charges de cet avion. Il ne s'agit pas simplement de calibrer un modèle d'estimation quelconque mais un processus d'optimisation. Pour cela nous devons nous assurer que l'analyse MDA est capable de converger vers le type d'avion de référence si on lui fournit en entrée les valeurs relatives à ce type d'avion.

Pour un avion équipé de moteur turbofan, MARILib utilise au total plus de 300 paramètres caractérisant l'avion. Ceux-ci sont présentés dans la partie 1.5.2 et dans l'annexe C.

Le principe de la calibration, présenté dans la partie 2.1.1, repose principalement sur des corrections multiplicatives ou additives appliquées individuellement à chaque modèle. La calibration peut être soit directe (nous calibrons directement le modèle qui calcule le paramètre en question), soit indirecte (nous calibrons d'autres paramètres et leur valeur calibrée modifie celle du paramètre en question), en fonction du type de paramètre calibré.

La partie 2.1.2 présente comment la calibration est effectivement appliquée à MARILib. Trois séquences d'appels aux différents modèles de MARILib sont successivement utilisées. En particulier, la première a été spécialement définie afin de s'affranchir dans un premier temps des boucles de calcul du processus de conception. Les deux autres séquences correspondent respectivement à l'analyse MDA puis à l'optimisation MDO. Sa mise en œuvre effective repose sur l'adaptation d'une procédure automatique et dynamique déjà existante qui permet la calibration de MARILib sans modification du code des modèles existants et donc de manière non intrusive. Par conséquent, l'outil MARILib reste inchangé par ce processus de calibration.

Enfin, nous présentons dans la partie 2.1.3 les résultats obtenus.

2.1.1 Principes de la calibration

Le processus de conception multidisciplinaire que nous utilisons est celui de l'outil MARILib et décrit dans la section 1.5.2. Ce processus est complexe, il contient de nombreux modèles associés à différentes disciplines ainsi que des couplages entre ceux-ci.

Le principe que nous avons suivi pour la calibration est le suivant. Nous connaissons la solution du problème de MDO et les caractéristiques de l'avion de référence. Ceci implique que :

- le couple $(S_{ref}, SLST)$ de l'avion de référence correspond effectivement à l'optimum,
- les résultats intermédiaires de l'analyse MDA donnent des paramètres correspondant à notre avion de référence, y compris les bouclages présents dans l'analyse,
- les modèles aérodynamiques et propulsifs (f_{LoD} , f_{drag} , f_{SFC} , f_{Thrust} avec les notations de la partie 1.5.2) sont aussi cohérents que possible avec les caractéristiques de l'avion de référence,
- la fonction-objectif ($MTOW$) et les fonctions-contraintes ($TOFL$, App_Speed , OEI_path , Vz_MCL , Vz_MCR , TTC) correspondent aux caractéristiques et performances de l'avion de référence.

Après avoir réuni les informations réelles relatives aux caractéristiques et performances de l'avion de référence, par exemple grâce aux différentes éditions de la collection *Jane's* [103], aux TCDS (*Type Certification Data Sheet*) de l'EASA et la FAA, ou aux informations des constructeurs comme Airbus [12], nous procédons comme décrit ci-dessous pour réaliser la calibration.

Prise en compte des bouclages

Dans le processus de conception que nous calibrons, il y a des bouclages que la MDA ou la MDO vont effectuer, soit pour assurer la cohérence des valeurs de certaines variables initialisées au début du calcul avec les valeurs recalculées de ces variables au cours du processus, soit pour résoudre un problème d'optimisation. Au moment de la calibration, nous connaissons dès le début de la calibration les valeurs finales des différents paramètres

Nous en déduisons qu'il n'y a pas besoin de garder les bouclages dans le processus de calibration, dès lors que les valeurs données, lors de l'initialisation, aux paramètres impliqués dans ces bouclages correspondent déjà aux valeurs de l'avion de référence.

Description du processus

Le processus de calibration, présenté sur la figure 2.1 s'appuie sur trois séquences de calcul :

1. *Première séquence* : les bouclages sont supprimés et le processus pour la calibration devient alors séquentiel, sans itération.
2. *Deuxième séquence* : afin de vérifier que le processus MDA converge bien vers le résultat attendu, les bouclages sont remis en place. Aucune optimisation n'est faite à cette étape.
3. *Troisième séquence* : afin de vérifier que la solution de l'optimisation est bien l'avion attendu, le processus MDO est lancé, en choisissant une valeur initiale pour chacune des variables d'optimisation qui est différente de la valeur optimale de la variable correspondante. Nous vérifions alors que l'algorithme converge vers les variables de design correspondant à l'avion.

Une fois ces trois étapes passées, nous considérons que la calibration est faite. Les résultats obtenus sont enregistrés.

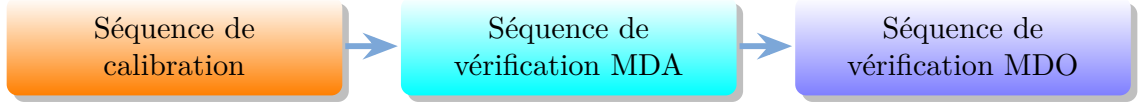


Figure 2.1 – Processus de calibration de MARILib

Formalisation

La première étape de la calibration consiste à supprimer les bouclages comme décrit précédemment. Le processus de calcul utilisé est une succession de calcul de fonctions ϕ_i , chacune desquelles permet de calculer un paramètre p_i à partir des variables de design $\mathbf{x}$, des données d'entrées $\boldsymbol{\mu}$ et des paramètres précédemment calculés. La calibration se fait par l'intermédiaire d'un facteur multiplicatif, α_i , ou d'un terme additif, β_i , appliqué à la fonction ϕ_i .

Pour chaque paramètre calibré, nous avons besoin de sa valeur de référence, $p_{i\text{ref}}$, que nous avons préalablement recherchée. Si nous notons N_{total} le nombre total de paramètres à calculer et si l'indice i représente le rang d'appel de la fonction ϕ_i dans la première séquence, alors le processus de calcul utilisé pour la calibration s'exprime de la manière suivante :

$$\text{pour } i = 1, 2, \dots, N_{\text{total}} : p_i = \begin{cases} \alpha_i \phi_i(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}, p_1, \dots, p_{i-1}) & \text{ou} \\ \phi_i(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}, p_1, \dots, p_{i-1}) + \beta_i & , \end{cases} \quad (2.1)$$

avec

$$\alpha_i = \frac{p_{i\text{ref}}}{\phi_i(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}, p_1, \dots, p_{i-1})} ,$$

et

$$\beta_i = p_{i\text{ref}} - \phi_i(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}, p_1, \dots, p_{i-1}) .$$

Le choix d'utiliser α_i ou β_i se fait de manière empirique au cas par cas en fonction de la forme de la fonction ϕ_i et de la signification que l'on donne à la correction. Par exemple, souhaite-t-on que la correction varie quand ϕ_i varie ou bien préfère-t-on qu'elle reste constante ? Le choix de l'un ou l'autre dépend aussi de la nature du paramètre calibré, par exemple selon si celui-ci est intensif (on choisit alors plutôt β_i) ou extensif (on choisit plutôt α_i). Si le modèle permettant d'obtenir la valeur de ce paramètre passe par zéro et que l'on souhaite conserver cette particularité, on choisira α_i . Enfin si on souhaite que la dérivée de ce paramètre soit modifiée par la calibration, alors nous choisirons aussi α_i .

Cas particulier des fonctions-contraintes L'avion qui est produit par le processus MDA calibré correspond à l'optimum. La calibration des fonctions-contraintes doit être faite de manière à ce que les conditions d'optimalité soient satisfaites à ce point optimal. Ce point doit donc avant tout se situer dans le domaine admissible de l'espace de design, c'est-à-dire que toutes les contraintes doivent y être satisfaites.

Ensuite, plusieurs cas peuvent se présenter en fonction de la forme de la fonction-objectif et du nombre de contraintes nécessairement actives à l'optimum :

1. toutes les dérivées de la fonction-objectif sont nulles au point considéré et la fonction-objectif est convexe sur un voisinage du point : dans ce cas, aucune contrainte n'a besoin d'être active, et aucune calibration des contraintes n'est nécessaire, ou
2. il existe des dérivées de la fonction-objectif qui ne sont pas nulles au point considéré : dans ce cas, il faut calibrer un nombre suffisant de contraintes pour que celles-ci soient actives au point considéré de façon à satisfaire les conditions nécessaires d'optimalité.

Le nombre nécessaire maximal de contraintes à calibrer est égal au nombre de variables de design n . Si le nombre de contraintes du problème est supérieur à n , alors toutes les contraintes

ne devront pas nécessairement être calibrées mais seulement une partie d'entre elles. Le choix des contraintes rendues actives par et pour la calibration peut alors ne pas être unique et il dépendra du problème à étudier.

Cas particulier de paramètres implicites Le processus de calibration présenté ci-dessus ne peut être automatisé que lorsqu'un paramètre est explicitement calculé par le processus MDA. Certains paramètres ayant un impact sur le design sont définis de manière implicite, c'est-à-dire que leur valeur est directement inscrite à l'intérieur de certains modèles empiriques ou semi-empiriques. Une approche particulière est alors utilisée pour les calibrer. Nous en parlons un peu plus tard.

2.1.2 Application au processus MARILib

Dans le processus MDO de MARILib, le point de départ, après la définition des TLAR et des hypothèses de calcul, est le choix des variables de design (c'est-à-dire les variables relatives à la surface de voilure et à la poussée des moteurs). Une fois l'initialisation du processus faite, l'avion est d'abord « *construit* » par le calcul de sa géométrie et la définition de ses caractéristiques propulsives, puis « *dimensionné* » plus finement par le calcul de ses différentes masses (par exemple sa masse à vide opérationnelle et ses masses maximales opérationnelles), puis enfin « *évalué* » pour connaître son coût opérationnel et ses performances. Ce sont ces trois étapes (construction, dimensionnement et évaluation) qui sont couvertes par la calibration. Le but est que le processus MDO s'appuie sur une analyse MDA calibrée.

L'application de la calibration à l'outil MARILib nécessite de résoudre les difficultés liées à l'implémentation pratique de la calibration automatique évoquée ci-dessus et de mettre en œuvre la calibration. Il aurait été impossible en pratique de calibrer manuellement un outil de la complexité de MARILib, même s'il reste aussi simple que possible par rapport au processus de design conceptuel qu'il modélise. L'automatisation est un élément clé de la réalisation des travaux présentés ici.

Nous avons suivi les étapes suivantes :

1. définition des trois séquences du processus de calibration : la calibration (sans bouclage), et les vérifications MDA et MDO,
2. définition de la liste des paramètres à calibrer et de la méthode de calibration (c'est-à-dire multiplicative ou additive) et recherche des informations de référence pour chaque paramètre,
3. mise en œuvre des trois séquences,
4. obtention de l'outil MARILib calibré et enregistrement des résultats.

Liste des paramètres à calibrer

La majorité des paramètres sont calibrés directement et automatiquement. Néanmoins, la procédure de calibration a dû être adaptée pour certains paramètres.

En effet, certains d'entre eux sont calculés deux fois : la première lors de l'initialisation et la seconde lors de l'exécution de la séquence MDA. Ces deux calculs ne s'appuient en général pas sur la même fonction. Pour ceux-ci, nous avons donc mis en place deux calibrations : une pour l'initialisation et l'autre pour la MDA.

En outre, d'autres paramètres ne peuvent et ne doivent pas être calibrés directement car les modèles qui les calculent retranscrivent leur définition (par exemple l'envergure de la voilure est déterminée par sa surface et son allongement, ou encore la masse maximale au décollage

est la somme de la masse marchande, de la masse à vide opérationnelle et de la quantité de carburant nécessaire pour réaliser la mission nominale). Ces paramètres doivent être calibrés de manière indirecte. Par exemple, la *MTOW* peut être calibrée en ajustant la masse de carburant consommée sur la mission nominale.

D'autres paramètres (dits *implicites* car ils font partie intégrante des modèles utilisés) doivent être nécessairement calibrés, en particulier pour ajuster les modèles aérodynamiques et de propulsion. Cependant, leur caractère implicite rend la calibration automatique impossible. Une calibration manuelle est donc nécessaire.

Enfin, les informations permettant d'obtenir les valeurs de référence ne sont pas disponibles pour tous les paramètres. Par exemple, les masses des différents éléments de l'avion, tels que la voilure ou le fuselage ou plus globalement la masse à vide de l'avion en sortie d'usine, ne sont pas connues. Dans ce cas, la calibration automatique se fait directement au niveau de la masse à vide opérationnelle (c'est-à-dire la *OWE*). Il est aussi impossible de connaître les coûts opérationnels précis des avions et leur ventilations sur les différents postes. Ces paramètres ne peuvent donc pas être calibrés et nous gardons les valeurs calculées par les modèles.

La liste des paramètres définissant l'avion et les choix faits pour leur calibration sont présentés en annexe E. Dans les tableaux présentés, chaque ligne rappelle le nom du paramètre (colonne **Paramètre**) et indique le mode de calibration (colonne **Mode**) où il y a trois valeurs possibles :

- *None* : paramètre non calibré,
- + : paramètre calibré par addition,
- × : paramètre calibré par multiplication.

Nous présenterons les autres colonnes dans la partie 2.1.3 qui synthétise les résultats de la calibration.

Descriptif des trois séquences du processus de calibration

La première séquence du processus de calibration ne comporte pas de bouclage et est celle où les coefficients de calibration α_i et β_i sont calculés grâce à la calibration automatique. Elle est présentée dans la figure 2.2. L'initialisation de la calibration automatique consiste à identifier les paramètres à calibrer et la nature des coefficients à calculer (multiplicative ou additive) et à charger les valeurs de référence correspondantes. Ensuite, en parallèle de tous les calculs, les α_i et β_i sont déterminés par l'équation (2.1).

La deuxième séquence correspond à une phase de vérification du processus MDA. Elle intègre les modules 20, 30, 40 et 50 présentés dans l'algorithme 1 de la partie 1.5.2. La séquence est présentée dans la figure 2.3.

La troisième et dernière séquence correspond à une phase de vérification globale du modèle calibré de MARILib puisqu'elle vise à valider le processus complet MDO présenté dans l'algorithme 1. Elle est présentée dans la figure 2.4.

Les vérifications faites pour chaque séquence sont présentées dans la partie 2.1.3 qui porte sur les résultats.

2.1.3 Résultats du processus de calibration

Dans le cadre de notre étude, la processus de calibration a été utilisé pour l'Airbus A340-311, qui est notre avion de référence.

Les tableaux de l'annexe E présentent les résultats obtenus pour cet avion. Les colonnes indiquent, pour chaque paramètre :

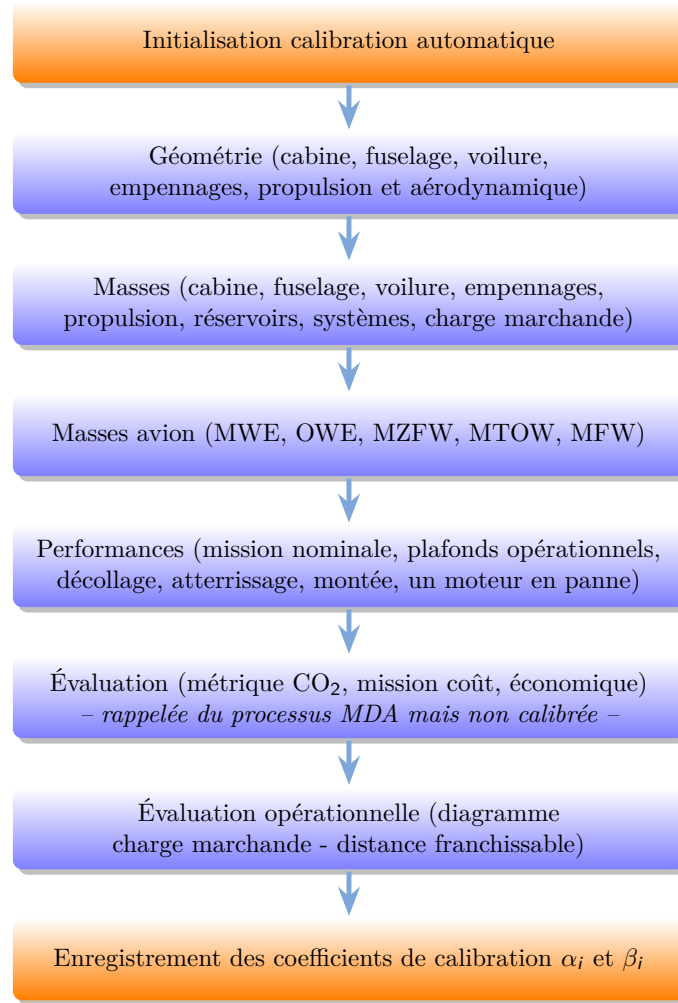


Figure 2.2 – Séquence de calibration de MARILib, sans bouclage

- **Paramètre** : le nom du paramètre dans le code (la signification précise est décrite dans l'annexe C),
- **Référence** : la valeur de référence trouvée et choisie,
- **Initialisation** : la valeur du paramètre de calibration pour l'initialisation du calcul,
- **MDA** : la valeur du paramètre de calibration pour l'analyse multidisciplinaire,
- **Résultat** : la valeur finale obtenue en sortie de l'optimisation multidisciplinaire,
- **Unité** : l'unité associée au paramètre.

La table 2.1 fait une synthèse des valeurs obtenues pour les deux types de calibration, pour l'avion de référence. Nous pouvons constater que les calibrations multiplicatives α_i restent raisonnablement proche de 1 qui est leur valeur de neutralité. Les calibrations additives β_i restent raisonnables devant les valeurs de référence.

La table 2.2 fait une synthèse des résultats de calibration au travers de l'erreur relative entre $p_{i_{ref}}$ et p_i . Les erreurs sont maintenant suffisamment petites. L'erreur la plus importante porte sur la surface de l'empennage vertical qui est sous-estimée d'environ 7%. Pour le reste, les erreurs calibrées, l'erreur maximale est égale à 0,5%.

En particulier, si nous regardons la surface de la voilure, la poussée des moteurs ainsi que les masses caractéristiques, les résultats que nous obtenons sont présentés dans la table 2.3. Nous constatons que les erreurs sont très faibles et que les coefficients de calibration multiplicatifs sont neutres pour la surface de la voilure et la poussée des moteurs (qui sont des variables

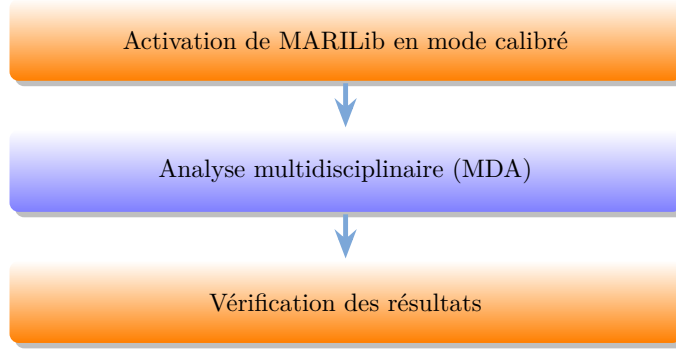


Figure 2.3 – Séquence de vérification MDA

Calibrations	multiplicatives α_i	additives $ \beta_i / p_{i\text{ref}} $
Moyenne	1,033	0,108
Écart type	0,134	0,245
Maximum	1,418	1,000
Minimum	0,667	0,000

Table 2.1 – Synthèse des calibrations des modèles de MARILib pour l'avion de référence

de design) et pour la *MTOW* et la *MZFW* qui sont impliquées dans la résolution du couplage *masse – mission*.

Enfin pour illustrer le reste des résultats, les figures suivantes montrent le plan 3-vues de l'avion (figure 2.5), le diagramme charge marchande - distance franchissable (figure 2.6) et enfin l'espace de design (figures 2.7 et 2.8) avec la fonction-objectif et les contraintes respectivement représentées par la nappe verte et les lignes de couleur délimitant les zones interdites (hachurées). Nous constatons que la solution du problème d'optimisation reste la même avec les fonctions-objectif *COC* et *MTOW*, ce qui n'est pas toujours le cas.

2.1.4 Conclusion

L'outil de design conceptuel MARILib s'appuie essentiellement sur des modèles empiriques ou semi-empiriques qui, s'ils représentent bien les tendances et permettent des comparaisons de différents concepts étudiés, ne sont pas très précis quand il s'agit de représenter un avion particulier. Nous avons proposé, mis en place et testé un processus de calibration de l'analyse et de l'optimisation multidisciplinaire que l'on pense généralisable à la calibration d'autres processus

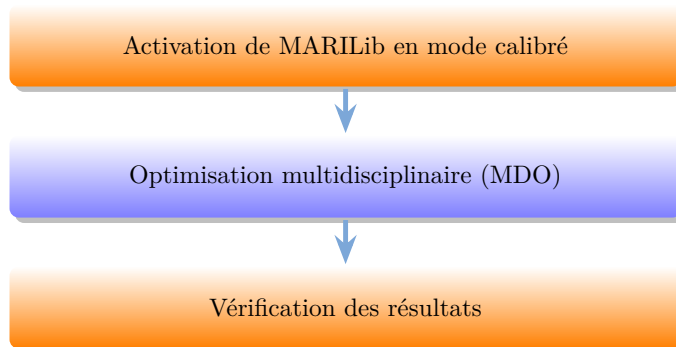


Figure 2.4 – Séquence de vérification MDO

	Erreur relative $ p_i - p_{i_{ref}} / p_{i_{ref}} $
Moyenne	0,28 %
Écart type	1,30 %
Maximum	7,12 %
Minimum	0,00 %

Table 2.2 – Synthèse des résultats de la calibration de MARILib pour l'avion de référence

Paramètre	Valeur de référence	Valeur calculée	Coefficient de calibration α_i	Erreur relative $ p_i - p_{i_{ref}} / p_{i_{ref}} $
Surface de la voilure (m^2)	363,00	363,14	1,000	0,04%
Poussée des moteurs (daN)	13 878	13 869	1,000	0,06%
<i>OWE</i> (kg)	123 088	122 971	0,9587	0,10%
<i>MZFW</i> (kg)	174 000	173 881	1,000	0,07%
<i>MLW</i> (kg)	186 000	186 053	0,9990	0,03%
<i>MTOW</i> (kg)	257 000	256 546	1,000	0,18%
<i>MFw</i> (kg)	111 296	111 338	1,000	0,04%

Table 2.3 – Résultats de la calibration pour quelques grandeurs caractéristiques

de MDO. Ceci représente une contribution de notre travail.

Nous sommes maintenant capables de simuler la conception d'un avion existant pour en étudier les opérations et resserrer le lien entre celles-ci et le design conceptuel. L'observation des conditions d'exploitation est un autre verrou à notre étude. La partie 2.2 présente les données et la démarche mise en place pour le lever.

2.2 Base de donnée MOZAIC et enrichissement

Dans cette partie, nous préparons l'utilisation de la base de données MOZAIC afin de pouvoir l'exploiter et créer des modèles. Nous commençons par une phase de pré-traitement afin de simplifier son utilisation ultérieure, d'ajouter certains paramètres comme le Mach de vol ou d'évaluer l'écart de températures entre l'atmosphère standard internationale (ISA) et la température observée en vol.

Nous nous intéressons plus particulièrement au profil vertical de vol et aux variabilités qui s'y appliquent. Les différentes phases du vol, les niveaux de vol (*FL*) en croisière et en particulier les changements de *FL* sont des éléments caractéristiques de ce profil vertical. Nous décrivons deux manières pour les identifier et les validons entre elles et par rapport à des enregistrements de vol *FDR*.

Comme nous l'avons mentionné au moment du choix de la base MOZAIC (voir partie 1.5.1), un paramètre extrêmement important et plus complexe à estimer est manquant : la masse. Afin de l'estimer pour chaque vol, nous commençons par créer, grâce à MARILib calibré pour l'avion de référence, une base de données de référence contenant quelques milliers de vols pour lesquels nous maîtrisons l'ensemble des paramètres (masse marchande, distance de vol, conditions météorologiques, cap à l'est ou à l'ouest, structuration de l'espace aérien). Il nous est donc possible d'entraîner des modèles d'estimation de masse à partir de paramètres spécifiques de la trajectoire. Après les avoir testés, nous les utilisons pour enrichir la base de données MOZAIC.

Deux types de modèles ont été testés pour estimer la masse : le premier repose sur une

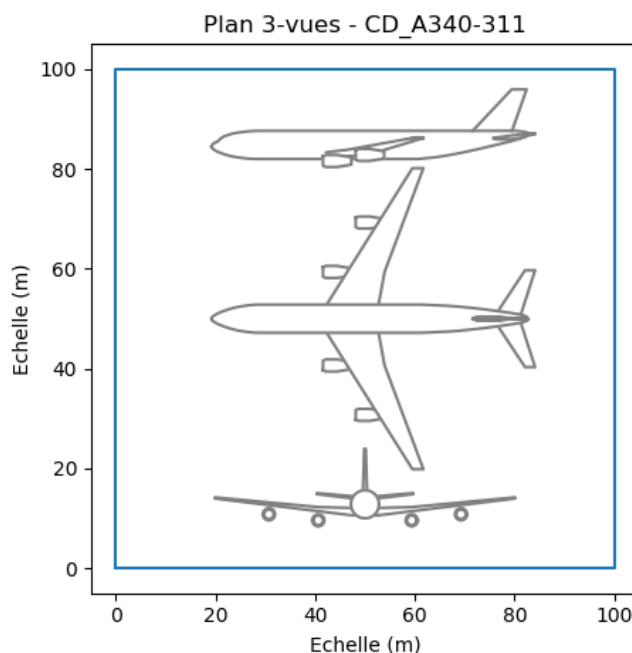


Figure 2.5 – Plan 3-vues de l'avion calibré.

régression linéaire et le second s'appuie sur les forêts aléatoires d'arbres de régression (*Random forest*).

2.2.1 Méthode générale de traitement d'une base de données

La méthode que nous avons suivie est empirique mais elle se rapproche de ce qui est appelé un pipeline de données (*data pipeline*), tel que décrit par Talend [198]. Des approches similaires ont été mises en œuvre dans l'équipe de recherche DEVI de l'ENAC [116, 170].

En suivant l'approche du pipeline de données, le traitement et l'utilisation d'une base de données existante peut se décomposer en plusieurs étapes successives :

1. identifier la source des données et les conditions d'utilisation (de quel droit dispose-t-on ? sont-elles anonymes ? quelles sont les autorisations de stockage ?),
2. capter ces données,
3. les décoder (en en connaissant le format par exemple),
4. évaluer la volumétrie des données et la manière de les stocker,
5. les transformer (ajouter des points manquants, vérifier les domaines de validité des différents paramètres, éliminer le bruit, éliminer les données aberrantes, normaliser les valeurs...),
6. représenter les données grâce à des visualisations, des comptages, des statistiques descriptives (camemberts, histogrammes, etc.) afin d'en vérifier la cohérence d'un point de vue qualitatif (cette étape est assez proche de l'exploration de la base de données), et
7. explorer et exploiter les données à des fins de modélisation (cette étape est spécifique au cas d'étude en question).

Il est aussi important de préciser le type de données que nous étudions. Les données peuvent en effet être réparties en quatre types principaux :

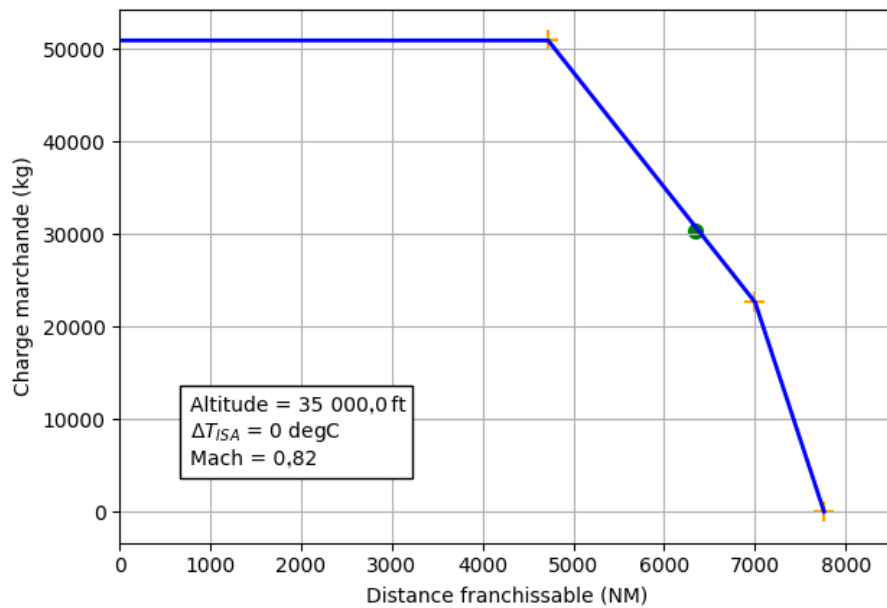


Figure 2.6 – Diagramme charge marchande - distance franchissable pour l'avion calibré.

- Des *séries temporelles* comme des données issues du monde scientifique (électro-cardiogramme, données de mobilité, trajectoires, débit horaire d'un fleuve, taux de pollution dans des agglomérations, etc.) ou d'objets connectés par exemple. Elles représentent en général de gros volumes.
- Des images ou des vidéos.
- Du texte ou du langage pour faire de l'analyse de la parole tel que le *Natural Language Processing* [116].
- Des données sous forme de graphe, au sens de la théorie des graphes.

Celles que nous étudions ici entrent exclusivement dans la première catégorie puisque nous étudions des trajectoires d'avion.

2.2.2 Pré-traitements des vols MOZAIC

L'origine des données MOZAIC est décrite dans la partie 1.5.1 dédiée à la revue des bases de données opérationnelles. L'acquisition de ces données, leur format et leur volumétrie est abordée dans l'annexe A.12. Après avoir rappelé les données acquises, nous présentons ici comment nous les avons transformées. Ces étapes ont été initialement réalisées avec le logiciel R [169] afin de pouvoir exploiter les possibilités offertes par ses *dataframes* et de sa bibliothèque graphique *ggplot*. Des représentations exploratoires sont réunies dans l'annexe D qui se focalise sur la base de données MOZAIC.

Nous rappelons ici les données acquises provenant de la base MOZAIC et qui nous sont utiles :

- informations générales sur le vol : aéroport de départ et d'arrivée
- informations précises sur le déroulement du vol :
 - la date,
 - l'instant de la mesure,
 - la latitude (en degrés),

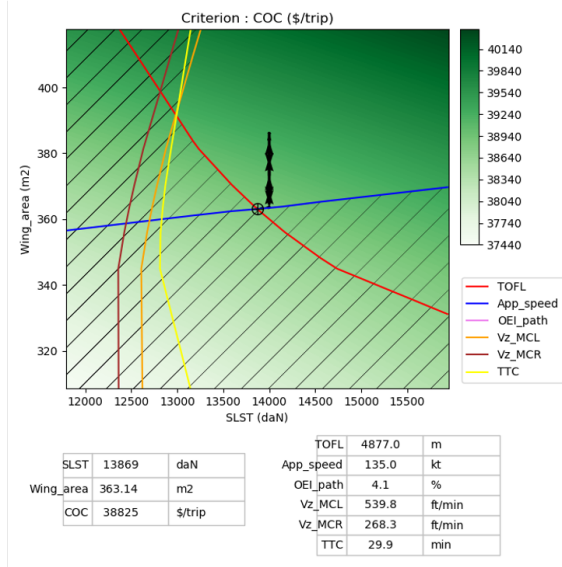


Figure 2.7 – Espace de design et résultat de l'optimisation multidisciplinaire pour l'avion calibré (fonction-objectif = COC).

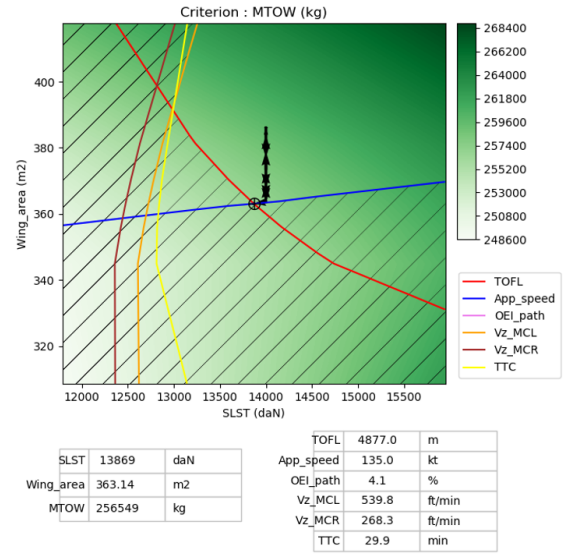


Figure 2.8 – Espace de design et résultat de l'optimisation multidisciplinaire pour l'avion calibré (fonction-objectif = MTOW).

- longitude (en degrés),
- l'altitude barométrique (en m) notée par la suite Z_p ,
- La température statique fournie par l'ordinateur de bord de l'avion de référence (en degrés Celsius) notée par la suite T_s ,
- La vitesse air de l'avion de référence (en m/s), notée V_{air} .

La première étape de traitement est le calcul des grandeurs suivantes, pour chaque point de l'enregistrement :

- la différence entre la température statique mesurée par l'avion, T_s , et T_{ISA} , qui est notée ΔT_{ISA} :

$$\Delta T_{ISA} = T_s - T_{ISA},$$

où T_{ISA} est la température standard à l'altitude pression Z_p et donnée (en Celsius) par :

$$T_{ISA} = 15,0 - 0,0065 Z_p;$$

- le temps écoulé, t , depuis premier point de l'enregistrement ;
- la distance totale, $dist$, parcourue depuis le premier point de mesure ;
- le Mach de vol obtenu par la relation :

$$Mach = \frac{V_{air}}{a},$$

avec a la vitesse du son donnée par (avec T_s en Kelvin) :

$$a = \sqrt{\gamma R T_s}.$$

Nous réalisons aussi un traitement pour obtenir les informations globales au niveau du vol :

- les coordonnées (latitude et longitude) des premier et dernier points de l'enregistrement (si le vol complet est enregistré, ces coordonnées correspondent à celles des aéroports de départ et de destination),

- la vitesse air moyenne de l'avion sur la trajectoire,
- l'altitude barométrique moyenne,
- le Mach moyen,
- le ΔT_{ISA} moyen.

Le traitement suivant permet d'enlever de la base les vols dont les données :

1. sont incomplètes avec le début ou la fin du vol qui sont manquantes (aéroport de départ ou d'arrivée non identifié, premières ou dernières altitudes enregistrées trop hautes, durée entre deux points successifs, Δt , trop importante), ou
2. comportent des erreurs, comme par exemple, les valeurs -99999.9 pour Z_p , -999.99 pour V_{air} ou -99.99 pour Z_p ou T_s .

Compte tenu de la grande quantité d'enregistrements disponibles, nous écartons les enregistrements présentant des erreurs plutôt que de les corriger. À la fin de ces traitements, il reste 26 587 enregistrements exploitables sur les 32 778 disponibles initialement.

Les traitements suivants ont pour objectif d'identifier les différentes phases du vol de l'avion et en particulier les phases de vol en paliers, c'est-à-dire pour lesquelles Z_p est constante. C'est une composante importante des vols car compte tenu de l'organisation de l'espace aérien, les avions doivent voler en paliers et demander le changement de niveau vol au contrôle aérien.

Afin d'illustrer notre démarche, nous utilisons le vol dont le profil est présenté dans la figure 2.9.

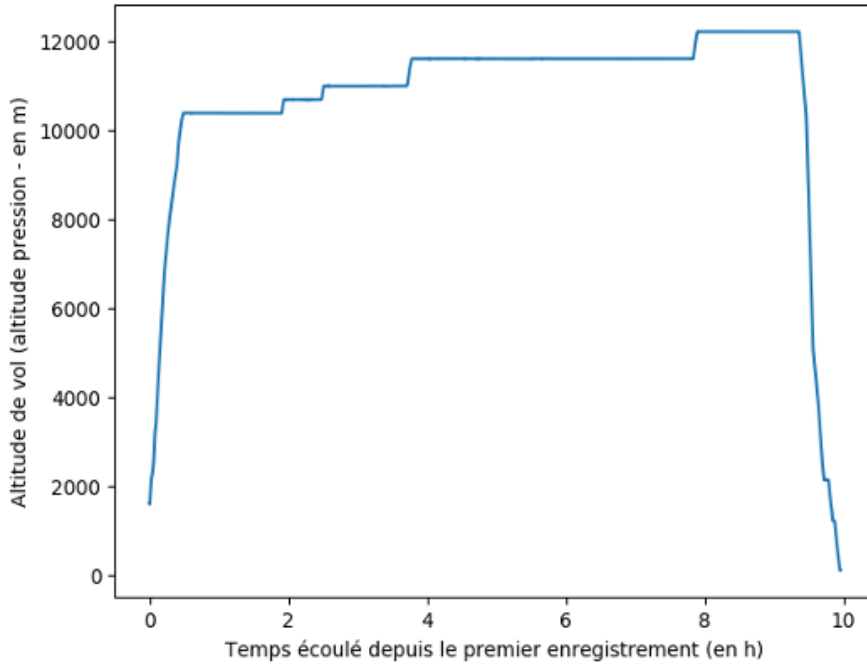


Figure 2.9 – Profil de vol pour illustrer la recherche des paliers.

Deux méthodes heuristiques d'identification des paliers sont mises en place successivement et se basent sur la définition suivante d'un palier : *portion de trajectoire située à l'altitude Z_{pFL} et comprise entre un instant de début t_i et un instant de fin t_f telle que, si l'on considère n'importe quel instant t compris entre t_i et t_f , alors $|Z_p(t) - Z_{pFL}| \leq \epsilon$, où ϵ est une valeur choisie suffisamment petite (tolérance). Dans notre cas, nous considérons $\epsilon = 30m$ (environ*

200ft). La valeur de 30m est choisie pour être d'un ordre de grandeur inférieure à la distance verticale règlementaire minimale entre deux paliers, qui est de 1 000ft (soit environ 300m). Nous considérons en outre que la durée minimale d'un palier est de cinq minutes.

Cette définition se traduit mathématiquement de la manière suivante :

$$\text{palier}(Z_{pFL}) = \{(t_i, t_f) | t_f > t_i + 5 \text{ minutes et } \forall t \in [t_i, t_f], |Z_p(t) - Z_{pFL}| \leq \epsilon\}.$$

Première méthode (méthode 1)

Notre première heuristique s'appuie sur le fait que les enregistrements sont réalisés à intervalles de temps réguliers (toutes les quatre secondes pour MOZAIC). Nous comptons le nombre de points par intervalle d'altitude Z_p en utilisant des histogrammes. Les altitudes de vol en paliers se trouvent dans les intervalles dénombrant les plus grands nombres de points. Après sélection de ces intervalles, nous notons que les points situés sur le palier cherché à l'intérieur de chaque intervalle sont significativement plus nombreux que ceux présents dans l'intervalle mais correspondant à des bouts de montée ou de descente. La valeur moyenne de l'altitude pression dans un intervalle donné est donc très proche de l'altitude Z_{pFL} recherchée et son écart type est très réduit. Nous affinons la sélection de l'ensemble des points se trouvant à cette altitude en excluant ceux dont Z_p s'éloigne de plus de quatre fois l'écart type mesuré. Enfin, cet ensemble raffiné peut inclure des points situés proche de Z_{pFL} mais n'appartenant pas au palier. C'est par exemple le cas des points se situant à la même altitude mais dans la phase de descente qui peut avoir lieu jusqu'à quelques heures plus tard. Cela peut aussi arriver quand l'avion change de niveau de vol avant de revenir au même niveau de vol. Pour délimiter précisément les paliers, nous coupons le palier en deux chaque fois que deux points successifs, situés dans l'ensemble sélectionné, sont séparés de plus de dix minutes. Nous excluons de l'ensemble des paliers, les portions dont la durée est inférieure à cinq minutes.

La figure 2.10 illustre la première étape de cette méthode avec l'identification des intervalles d'altitude. La partie gauche rappelle le profil de vol et la partie droite le décompte du nombre de points par intervalle d'altitude grâce à un histogramme. Nous retrouvons bien à droite les cinq paliers visuellement identifiables à gauche.

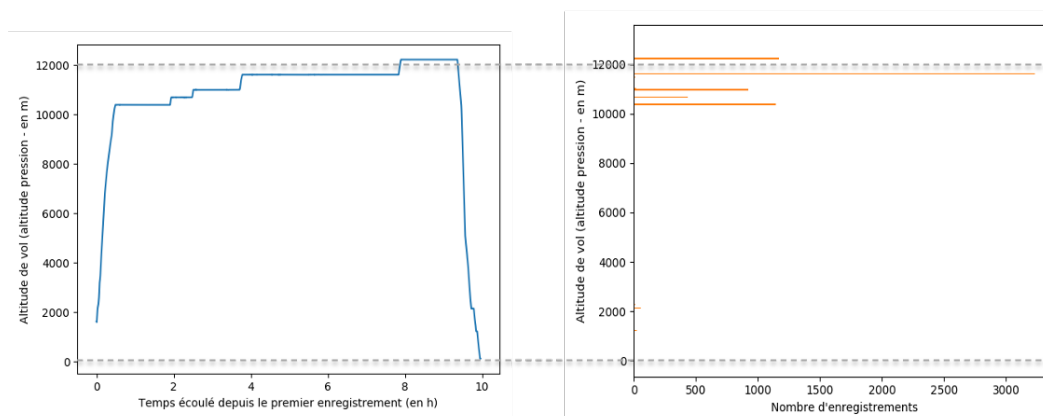


Figure 2.10 — Recherche des paliers - illustration de la première méthode.

Deuxième méthode (méthode 2)

La deuxième heuristique que nous proposons utilise le fait que les variations d'altitude se produisent uniquement en dehors des niveaux de vol. Nous calculons donc la variation d'altitude

entre deux points consécutifs et ne gardons que les points pour lesquels la variation est inférieure à une valeur seuil, aussi fixée à $30m$. Cette méthode est sensible au bruit présent dans les enregistrements. C'est pourquoi un lissage est d'abord réalisé en utilisant des splines cubiques. Il permet en outre de s'assurer de l'espacement temporel régulier des points décrivant la trajectoire. L'intervalle de temps entre deux points successifs est de dix secondes. Un tri est ensuite fait pour exclure les paliers dont la durée est inférieure à une certaine durée seuil que nous fixons à cinq minutes.

La figure 2.11 illustre la première étape de cette deuxième méthode. La partie supérieure rappelle le profil de vol et lui superpose le même profil décalé d'une faible durée (ici : dix secondes). L'écart entre les deux courbes correspond à la variation d'altitude entre chaque point et le point décalé. Nous voyons que l'écart est grand en dehors des paliers. La partie inférieure de cette figure représente la valeur absolue de la variation d'altitude en fonction du temps. Nous gardons les points pour lesquels la variation est inférieure à une certaine valeur limite que nous fixons encore à $30m$.

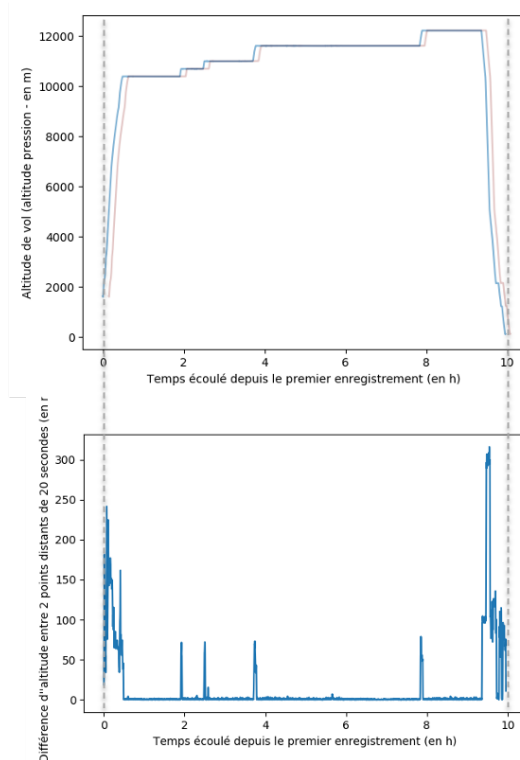


Figure 2.11 — Recherche des paliers - illustration de la deuxième méthode.

Approche pour validation des deux méthodes d'identification des paliers

La première méthode a été implémentée avec le logiciel *R* et a permis d'enrichir la base MOZAIC avec les informations associées aux niveaux de vol. Sa mise en œuvre est cependant lourde en temps de calcul. La deuxième méthode a été implémentée en Python et est beaucoup plus rapide. En outre, l'outil de travail privilégié dans l'équipe est maintenant Python. Ce travail permet donc de transférer cette fonctionnalité dans ce nouvel environnement. Nous n'avons pas cherché à identifier précisément l'origine du gain de performance observé qui peut se trouver dans les différences entre ces deux méthodes, dans les différences entre les outils *R* et Python, ou dans la manière de coder ces méthodes. Nous supposons néanmoins qu'une partie des gains

vient des meilleures performances de Python pour lire et importer les fichiers textes contenant les données (un fichier par vol).

Avoir accès à ces deux méthodes nous offre aussi la possibilité de les valider. Dans un premier temps, nous comparons les résultats de la deuxième méthode en l'appliquant à des données d'enregistrements de vol (FDR). Celles-ci contiennent les informations sur les paliers au travers d'un drapeau indiquant à quelle phase de vol appartient chaque point. Dans un deuxième temps, nous comparons les méthodes entre elles sur les vols MOZAIC.

L'approche utilisée pour la validation est la suivante :

1. Application de la méthode 2 sur des données FDR pour valider la méthode 2,
2. Application de la méthode 2 sur les vols MOZAIC,
3. Lecture des résultats obtenus sur les vols MOZAIC avec la méthode 1,
4. Comparaison des résultats des méthodes 1 et 2 sur les vols MOZAIC.

Les critères de comparaison visent à vérifier que les deux méthodes parviennent à trouver le début et la fin de chaque palier. En gardant les notations ci-dessus, nous vérifions que les t_i et t_f de chaque palier sont similaires d'une méthode à l'autre. Nous notons n_{FL} le nombre de paliers et désignons par $(\cdot)_j$ les valeurs correspondant au palier j . Les indices 1 et 2 font référence aux deux ensembles de résultats comparés (1 correspond aux résultats de la méthode 1 et 2 à ceux de la méthode 2). $(\Delta t_i)_j = (t_{i1} - t_{i2})_j$ et $(\Delta t_f)_j = (t_{f1} - t_{f2})_j$ représentent respectivement les différences de résultats pour le début et la fin de chaque palier. Afin de calculer les erreurs relatives, nous notons $(d)_j = (d_1)_j = (t_{f1} - t_{i1})_j$ la durée de chaque palier estimée avec la première méthode. Les critères de comparaison sont donc les suivants :

— L'erreur absolue moyenne :

$$MAE = \frac{1}{n_{FL}} \sum_{j=1}^{n_{FL}} (|\Delta t_i| + |\Delta t_f|)_j$$

— L'erreur quadratique moyenne :

$$RMSE = \frac{1}{n_{FL}} \sum_{j=1}^{n_{FL}} (\Delta t_i^2 + \Delta t_f^2)_j$$

— L'erreur suivante :

$$Error = \frac{1}{n_{FL}} \sum_{j=1}^{n_{FL}} \left(\sqrt{\Delta t_i^2 + \Delta t_f^2} \right)_j$$

— L'erreur absolue moyenne relative :

$$MAE_rel = \frac{1}{n_{FL}} \sum_{j=1}^{n_{FL}} \left(\frac{|\Delta t_i|}{d} + \frac{|\Delta t_f|}{d} \right)_j$$

— L'erreur quadratique moyenne relative :

$$RMSE_rel = \frac{1}{n_{FL}} \sum_{j=1}^{n_{FL}} \left[\left(\frac{\Delta t_i}{d} \right)^2 + \left(\frac{\Delta t_f}{d} \right)^2 \right]_j$$

— L'erreur suivante relative :

$$Error_rel = \frac{1}{n_{FL}} \sum_{j=1}^{n_{FL}} \left(\sqrt{\left(\frac{\Delta t_i}{d} \right)^2 + \left(\frac{\Delta t_f}{d} \right)^2} \right)_j$$

Les résultats sont présentés ci-dessous.

Résultats de validation des deux méthodes d'identification des paliers

Nous avons eu accès très tardivement aux données FDR. Nous avons donc réalisé cette comparaison en Python. Étant donné que seule la méthode 2 est disponible dans ce langage, nous avons commencé par valider la méthode 2 sur les données FDR. Voici quelques informations :

- Nombre total d'enregistrements de vol FDR : 826,
- Nombre de vols utilisables : 823,
- Nombre de vols avec une mauvaise corrélation (c'est-à-dire $MAE > 100$ s) : 153,
- Nombre de vols exploitables = 670.

Afin d'illustrer et d'expliquer les mauvais résultats de validation pour certains vols, les figures 2.12 et 2.13 présentent un profil de vol avant et après l'identification des niveaux de vol. Sur la figure 2.13, les couleurs représentent les différentes phases de vol directement disponibles dans le FDR et les lignes verticales représentent le début (en vert) et la fin (en rouge) des niveaux de vols trouvés par la méthode 2. Visuellement, la méthode 2 trouve effectivement les différents niveaux vols alors que la MAE pour ce vol est de 13 139 s. Nous observons que l'ensemble de la croisière est de couleur bleu. Le FDR n'identifie pas les changements de niveaux. La comparaison est donc biaisée car tout se passe comme si il n'y avait qu'un seul niveau vol et la validation niveau par niveau est alors faussée. C'est le même problème pour tous les vols ayant une mauvaise corrélation. Ces derniers ont donc été exclus de la validation, et par conséquent, ces résultats ne remettent donc pas en cause la validité de la méthode 2.

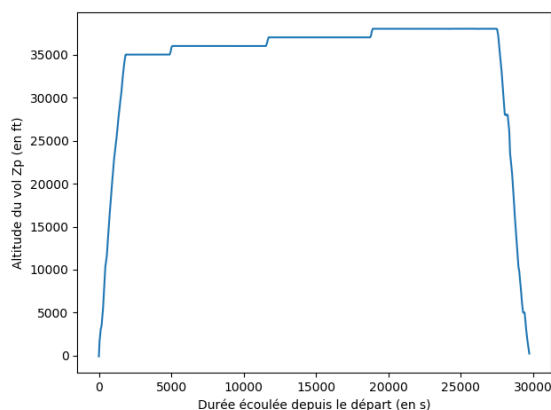


Figure 2.12 – Profil de vol d'un enregistrement FDR brut.

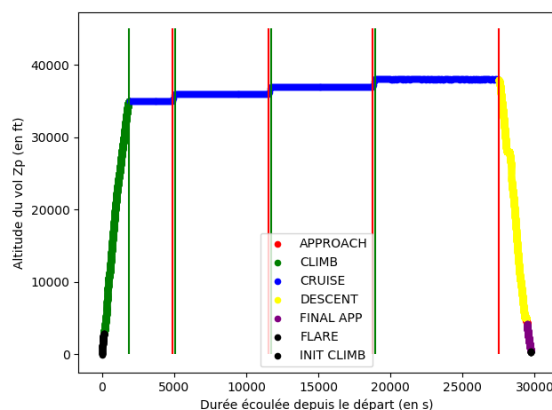


Figure 2.13 – Profil de vol après identification des niveaux de vol par la méthode 2.

Sur la base des enregistrements exploitables, nous obtenons les résultats présentés dans la table 2.4.

Indicateur	Valeur moyenne	Ecart type
<i>MAE</i>	40,9 s	8,49 s
<i>RMSE</i>	20,8 s	3,66 s
<i>Error</i>	66,3 s	13,88 s
<i>MAE_rel</i>	1,56%	1,93 %
<i>RMSE_rel</i>	0,988 %	1,48 %
<i>error_rel</i>	2,48 %	2,97 %

Table 2.4 – Synthèse de la comparaison des résultats de la méthode 2 sur les enregistrements FDR

Ces résultats montrent l'efficacité de la méthode 2 pour l'identification des niveaux de vol.

Nous validons maintenant les résultats obtenus par la méthode 1 en les comparant à ceux obtenus par la méthode 2 appliquée aux vols MOZAIC. Nous utilisons une approche similaire à celle décrite ci-dessus. Nous choisissons de faire une nouvelle sélection des vols MOZAIC utilisés pour la validation afin d'écarter ceux pour lesquels :

- la méthode 1 n'a pas identifié de niveaux de vol, ou pour lesquels le seul niveau de vol trouvé est trop court (inférieur à 5 minutes), et
- les vols de moins de 200 NM. pour lesquels le niveau de vol en croisière n'est pas représentatif.

L'inclusion de ces vols fausserait les résultats de la validation.

Nous obtenons les résultats présentés dans la table 2.5.

Indicateur	Valeur moyenne	Ecart type
<i>MAE</i>	105,8 s	255,2 s
<i>RMSE</i>	92,3 s	244,7 s
<i>Error</i>	202,3 s	501,4 s
<i>MAE_rel</i>	1,314 %	1,77 %
<i>RMSE_rel</i>	0,976 %	1,55 %
<i>error_rel</i>	2,343 %	3,41 %

Table 2.5 — *Synthèse de la comparaison des résultats de la méthode 1 et de la méthode 2 sur les enregistrements MOZAIC*

Ces résultats montrent que les méthodes 1 et 2 ont des résultats comparables. Les erreurs les plus importantes sont dues par exemple à des taux de montée parfois très faibles qui empêche la méthode 2 de bien capturer les différents niveaux de vols. Nous concluons que les méthodes 1 et 2 sont efficaces pour détecter les niveaux de vols dans les trajectoires MOZAIC. Nous gardons donc cette nouvelle information dans la base de données MOZAIC et pouvons l'utiliser par la suite.

2.2.3 Enrichissement de la base : étape 1 - la masse au décollage et charge marchande

L'objectif de cette première étape d'enrichissement consiste à trouver la masse au décollage et la charge marchande. Cette étape sert de base aux études présentées dans les parties 3.2 et 3.3. L'approche utilisée est publiée dans la partie **III.B** de [164]. Nous y détaillons en particulier les résultats obtenus pour l'estimation de la masse au décollage sans rentrer dans le détails des résultats pour la charge marchande. Nous nous concentrons ici sur ces derniers.

Difficultés, hypothèses et démarche

Une des difficultés principales est que les masses recherchées (c'est-à-dire la *TOW* et la charge marchande notée *Payload*) sont reliées entre elles comme le montre l'équation suivante :

$$TOW = OWE + Payload + Block_fuel + fuel_reserves + extra_fuel. \quad (2.2)$$

Dans cette équation :

- *Block_fuel* correspond à la masse de carburant réellement consommées pendant le vol,
- *fuel_reserves* représentent les réserves réglementaires nécessaires à assurer la sécurité du vol en cas de déroutement en croisière (elles sont modélisées par un certains pourcentage du *Block_fuel*, égal à 3% pour les long-courriers), ou de mauvaises conditions à l'arrivée qui impliquent un déroutement et/ou une attente, et intègrent les réserves de sécurité liées aux conditions à l'atterrissage (ces réserves sont modélisées par une quantité de carburant permettant un déroutement de 200 NM et une attente de 30 minutes), et
- *extra_fuel* est une quantité de carburant supplémentaire choisie à la discrétion du pilote.

Une autre difficulté réside dans le fait que le profil de vol dépend non seulement de la masse au décollage et de la distance à parcourir, mais aussi par exemple de certains choix de la compagnie aérienne (valeur de référence du *cost index*, Mach de vol, etc.) ou des contraintes réglementaires (que l'on peut assimiler à des incertitudes épistémiques) ou de la météo (que l'on assimile à des incertitudes aléatoires).

Les méthodes d'estimation de la masse d'un avion au cours d'un vol ont déjà été explorées, en particulier par Alligier *et al.* [16, 17] dans le contexte de la prévision de trajectoire en montée où la masse et la poussée des moteurs sont des paramètres très importants et non disponibles pour les services de l'ATM. Néanmoins, la masse n'est pas la finalité de l'étude et malgré les limitations rencontrées (difficulté de connaître la poussée des moteurs par exemple), le travail réalisé améliore considérablement la prévision de trajectoire. D'autres auteurs ont étudié l'estimation de la masse d'un avion, comme Junzi Sun *et al.* [196, 197] et Chati et Balakrishnan [40]. Les données sur lesquelles ces méthodes sont appliquées sont différentes de celles dont nous disposons. En effet, ils basent leur estimation de masse sur une petite partie de la trajectoire de l'avion captée par les systèmes de navigation de l'ATM. Ils ne disposent donc pas en particulier de la vitesse air de l'avion. Pour notre étude, nous disposons de l'enregistrement complet du vol, du départ à l'arrivée. Une autre différence est que nous pouvons utiliser un outil tel que MARILib pour modéliser l'aérodynamique ainsi que les caractéristiques propulsives de l'avion alors que la plupart des études citées en ATM s'appuient sur des modèles avion basés sur BADA [153].

Nous avons choisi d'utiliser nos particularités pour proposer une nouvelle approche s'appuyant sur de l'apprentissage statistique [86]. Comme illustré de manière générique dans la figure 2.14, nous souhaitons en particulier utiliser une méthode d'apprentissage supervisée pour entraîner un modèle à quantifier la masse au décollage et la charge marchande (les paramètres de sortie, *s*) à partir des données dont nous disposons (les paramètres d'entrée, *e*). Plusieurs techniques existent pour créer des métamodèles. Compte tenu de la complexité des modèles à représenter, nous avons choisi d'utiliser ici les forêts aléatoires d'arbres de régression présentées dans la partie 1.6.1. Nous réalisons aussi une régression linéaire, de façon à pouvoir comparer les résultats obtenus.

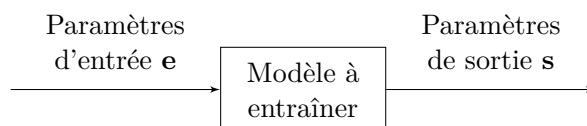


Figure 2.14 – Représentation générique du modèle à entraîner

Afin de mener cette partie de l'étude, nous choisissons d'utiliser la forme générale du profil de vol et exploitons en particulier les informations sur les niveaux de vols que nous avons précédemment ajoutées à la base de données (voir partie 2.2.2). Une étude qualitative nous

amène à identifier les paramètres présentés sur la figure 2.15 comme étant les plus pertinents pour estimer la masse au décollage et la charge marchande. En premier lieu, les conditions de vol, telles que la distance air à parcourir (*Range*), l'altitude moyenne de vol en croisière, le Mach et le ΔT_{ISA} , sont des paramètres importants car ils sont liés à la quantité de carburant consommé pendant le vol. Le vent, qui est un paramètre important, est directement pris en compte dans le *Range* qui, rappelons-le, est la distance parcourue par rapport à l'air. Si le vent est favorable, le *Range* sera alors inférieur à la distance sol séparant les aéroports de départ et d'arrivée, et inversement si le vent est défavorable. En deuxième lieu, nous pouvons constater que le début du vol est très lié à la masse au décollage, alors que la fin du vol est davantage liée à la masse à l'atterrissage (*LDW*). En effet, plus l'avion au décollage est lourd et plus la montée sera « difficile », c'est-à-dire que le premier niveau de vol atteint en croisière sera plus bas et l'avion mettra plus de temps pour y arriver. On peut aussi souligner que l'altitude finale que l'avion atteindra pendant le vol dépend de sa masse à la fin de la croisière. Plus l'altitude finale sera haute, plus la masse de l'avion à la fin de la croisière (et a fortiori celle à l'atterrissage) sera réduite. La masse à l'atterrissage, ne contenant plus la masse de carburant consommée pendant le vol, n'est théoriquement plus composée que de la masse à vide opérationnelle de l'avion (*OWE*), de la charge marchande et des réserves. En réalité, la *LDW* contient donc aussi une portion, η , des réserves de carburant et du carburant supplémentaire :

$$LDW = OWE + Payload + \eta(fuel_reserves + extra_fuel). \quad (2.3)$$

Si tout s'est passé normalement au cours du vol, l'intégralité des réserves et du carburant supplémentaire est encore présente dans l'avion à l'atterrissage et η est égal à 1.

Une limite de cette approche est qu'il n'est pas possible de connaître, avec les informations dont nous disposons, la portion des réserves et du carburant supplémentaire qui a été effectivement consommée pendant le vol. Ainsi, la valeur précise de η , qui peut varier de 0 à 1, ne peut être déterminée. En outre, si les conditions de vol ont été plus favorables que celles attendues pendant la préparation du vol, il est possible qu'une partie du *Block_fuel* n'ait pas été consommée. Ceci peut être modélisé par un η supérieur à 1. Enfin, nous n'avons aucun moyen pour différencier la masse de carburant restant à la fin du vol de la charge marchande. Cette limite s'applique à l'estimation de la charge marchande.

Une autre limite, applicable aussi à l'estimation de la masse au décollage, nous est révélée par une analyse préliminaire réalisée sur les distances nécessaires pour la montée et la descente. Elle montre que la distance totale minimale pour ces deux phases est d'environ 400 NM. Nous en déduisons que notre approche n'est pas applicable pour les vols d'une distance inférieure à 500 NM. Ces vols sont donc exclus de notre étude. Ceci ne remet pas en cause la validité et l'intérêt de l'approche, qui reste pertinente pour la grande majorité des vols.

Compte tenu de leur faible nombre, nous avons aussi choisi d'écarter les vols réalisés avec un Mach inférieur à 0,755 et un ΔT_{ISA} supérieur à 17,5 degrés Celsius.

Nous retenons les paramètres suivants :

- la distance franchissable *Range*,
- le ΔT_{ISA} moyen en croisière,
- le Mach,
- l'altitude moyenne de croisière,
- la charge marchande,
- la vitesse moyenne de montée jusqu'au début de la croisière,
- l'altitude du dernier niveau de vol de la croisière (ou altitude maximale),
- la longueur du dernier niveau de vol de la croisière.

Les paramètres *Range*, ΔT_{ISA} , Mach et la charge marchande sont des données d'entrée du calcul de mission alors que les quatre autres paramètres en sont des sorties. L'altitude moyenne

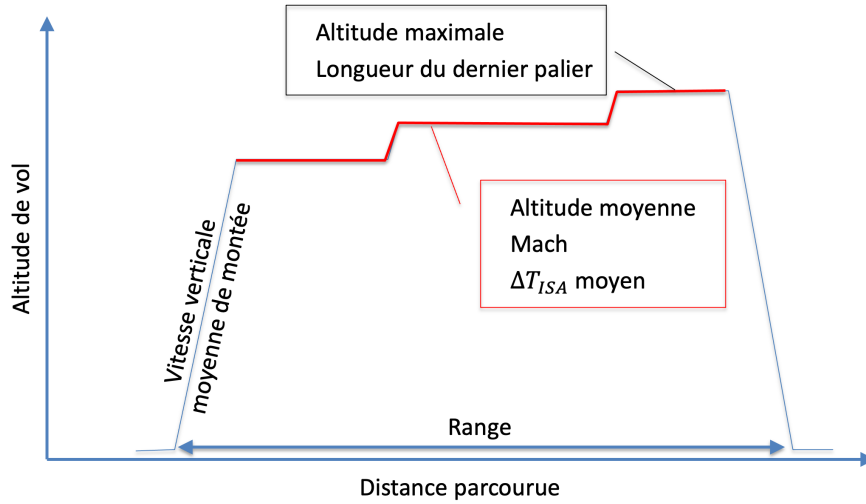


Figure 2.15 — Illustration des paramètres du profil de vol utilisés pour l'estimation de la masse au décollage et de la charge marchande

de vol est conservée car elle est utilisée en entrée du calcul de mission pour estimer la quantité de carburant à emporter pour le vol, comme pourrait le faire une compagnie aérienne qui prépare le vol.

Constitution de la base de données d'apprentissage

Grâce à l'outil MARILib, calibré pour notre avion de référence (voir section 2.1), et à son module de calcul de mission pas à pas, nous calculons des profils optimaux de vol (c'est-à-dire qu'ils minimisent la quantité de carburant consommé en choisissant à chaque instant du vol l'altitude optimale) qui tiennent compte des contraintes de la circulation aérienne, exprimées sous la forme de niveaux de vol (prescrits à des valeurs multiples de 100 ft) et qui prennent en compte le cap des avions (vers l'ouest ou l'est). Nous faisons varier les paramètres tels que la charge marchande (*Payload*), la distance à parcourir (*Range*), le Mach de croisière et le ΔT_{ISA} moyen en croisière. Nous considérons aussi le cap de l'avion.

Nous créons pour cela un plan d'expérience (*DOE*). Le tirage des variables d'entrée tiennent compte des distributions observées pour les vols MOZAIC. Celles-ci sont illustrées pour la température et le Mach sur la figure 2.16 et pour le *Range* et l'altitude de vol sur la figure 2.18. Pour la charge marchande, nous considérons une distribution uniforme entre zéro et la charge marchande maximale. La figure 2.17 représente les vols calculés sur le diagramme charge marchande - distance franchissable. Un total de 4 359 vols sont obtenus. La relation entre la masse au décollage et les paramètres retenus est illustrée par les distributions présentées dans les graphiques de la figure 2.19, reproduite de [164]. Pour la charge marchande, la relation est représentée sur la figure 2.20. La masse au décollage et la charge marchande sont représentées sur l'axe des ordonnées. Le premier graphique est un histogramme horizontal qui montre les valeurs calculées. Les abscisses des autres graphes représentent respectivement :

- la distance de vol, *Range*,
- le ΔT_{ISA} moyen en croisière,
- le Mach,
- l'altitude moyenne de croisière, alt_cr_{ave} ,
- la vitesse moyenne de montée jusqu'au début de la croisière, Vz_clb_{ave} ,

- l'altitude du dernier niveau de vol de la croisière (ou altitude maximale), alt_cr_{max} ,
- la longueur du dernier niveau de vol de la croisière, L_{last_FL} .

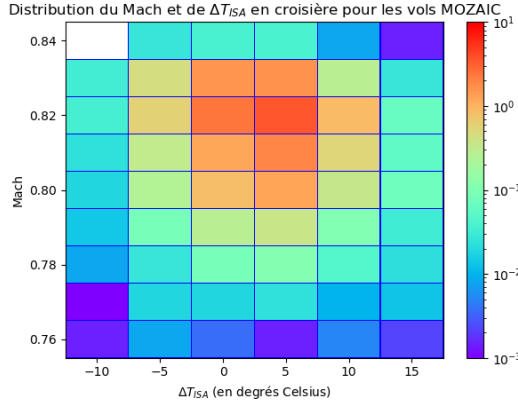


Figure 2.16 — Distribution du Mach de croisière et de ΔT_{ISA} moyen en croisière observée sur les vols MOZAIC.

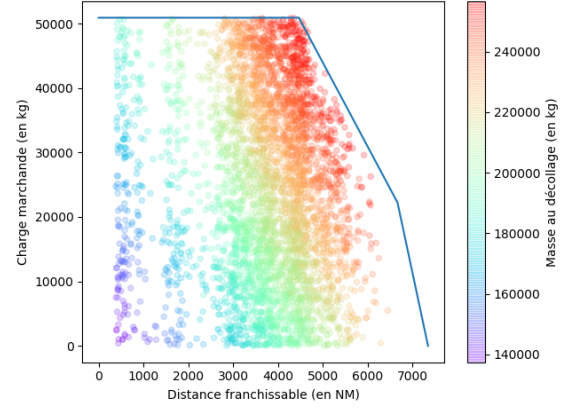


Figure 2.17 — Combinaisons (charge marchande, distance franchissable) sélectionnées pour le DOE représentées sur le diagramme charge marchande - distance franchissable.

Les figures 2.19 et 2.20 nous apportent des informations intéressantes par la forme des nuages de points. Pour la masse au décollage, nous observons des tendances marquées avec la distance franchissable, l'altitude moyenne en croisière et la vitesse moyenne de montée, ce qui renforce l'idée initiale d'une certaine corrélation. Par contre, aucune tendance n'apparaît clairement avec les autres paramètres. Pour la charge marchande, il est plus difficile d'identifier des tendances sur la base des graphes. Ceci est cohérent avec les difficultés décrites dans la partie 2.2.3.

Résultats

Une fois les vols du DOE calculés et les paramètres réunis, nous entraînons deux modèles de régression : d'abord une régression linéaire, dont le but est de servir de point de comparaison, puis une forêt aléatoire d'arbres de régression.

Les résultats détaillés concernant la masse au décollage, TOW , sont décrits dans [164]. Ces résultats sont bons et nous avons retenu la méthode de la forêt aléatoire pour l'estimer. Néanmoins, en anticipation de l'étude réalisée dans la partie 3.2 et afin de nous assurer que la TOW obtenue est cohérente avec les conditions au décollage, nous vérifions que l'avion est capable de décoller avec la masse au décollage trouvée. Pour cela, nous réunissons des compléments d'informations relatifs aux conditions au décollage. Les conditions météorologiques n'étant pas connues, les informations prises en compte concernent principalement les longueurs des pistes disponibles à l'aéroport de départ ou encore l'altitude de ce dernier. Le module *Performances* de MARILib permet de calculer la masse maximale au décollage en fonction des caractéristiques de la piste et des conditions au décollage. Nous calculons cette masse maximale (notée $TOW_{MARILib}$) pour chaque décollage et la comparons à celle estimée par la méthode d'apprentissage (et notée TOW_{estim0}). La masse au décollage que nous conservons finalement (notée TOW_{estim}) est la plus petite de ces deux valeurs :

$$TOW_{estim} = \min\{TOW_{MARILib}, TOW_{estim0}\}.$$

Afin d'illustrer la méthode, les résultats pour la charge marchande sont présentés ici. La table 2.6 donne les résultats pour la régression linéaire. La table 2.8 présente les performances de

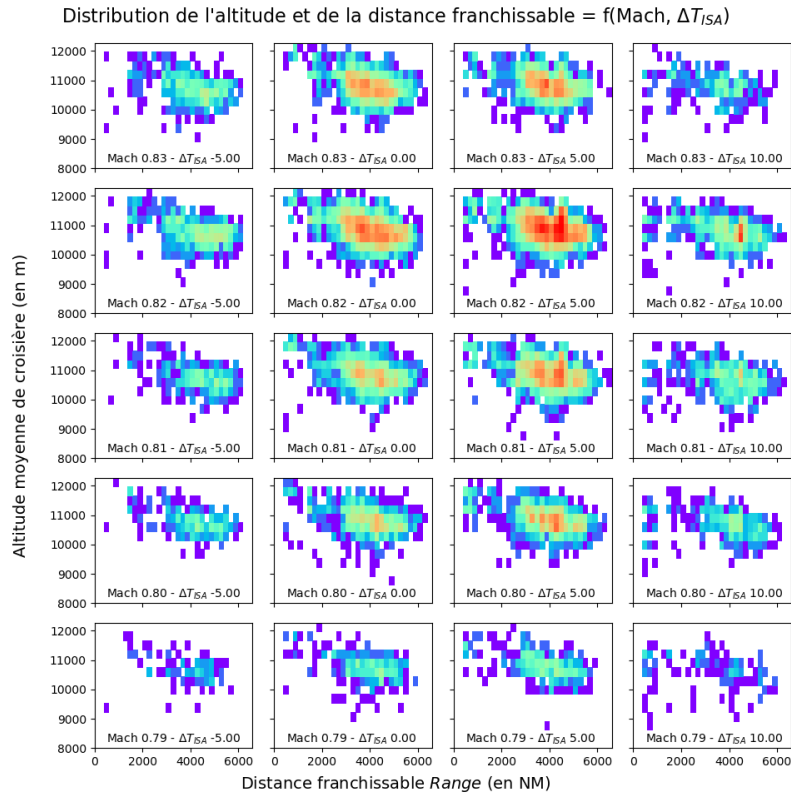


Figure 2.18 — Distributions, observées sur les vols MOZAIC, de l'altitude moyenne en croisière et de la distance franchissable pour différentes combinaisons (Mach de croisière, ΔT_{ISA} moyen en croisière).

la forêt aléatoire d'arbres de régression. Afin de tester leur influence, nous avons testé différentes listes de paramètres. Ces listes de paramètres sont explicitées dans la table 2.7.

Paramètre	Coefficients de régression	Métrique de performance
Valeur à l'origine (c_0)	$6,21 \times 10^5$	$MAE = 2253,14 \text{ kg}$ $MSE = 8,680 \cdot 10^6 \text{ kg}^2$ $RMSE = 2946,18 \text{ kg}$ $Précision = 88,338\%$ $R^2 = 0,9562$
Range	$-4,67 \times 10^{-3}$	
alt_cr_{ave}	$-1,72 \times 10^1$	
alt_cr_{max}	$-4,04$	
L_{last_FL}	$-1,25 \times 10^{-3}$	
Mach	$-3,40 \times 10^5$	
ΔT_{ISA}	$3,74$	
Vz_clb_{ave}	$-4,18 \times 10^3$	

Table 2.6 — Modèle obtenu par régression linéaire pour l'estimation de la charge marchande et erreurs associées.

Régression linéaire L'analyse de la régression linéaire n'est pas aisée. Néanmoins, nous pouvons essayer d'interpréter les résultats en observant la valeur des coefficients de régression (à condition de la combiner à l'ordre de grandeur du paramètre associé), leur signe et les différentes métriques de performance. En tenant compte de l'ordre de grandeur des paramètres, nous constatons que le *Mach* et le ΔT_{ISA} ont des influences réduites. Les altitudes moyenne et maximale de croisière semblent les plus influentes. Le *Range*, la vitesse moyenne de montée et la longueur

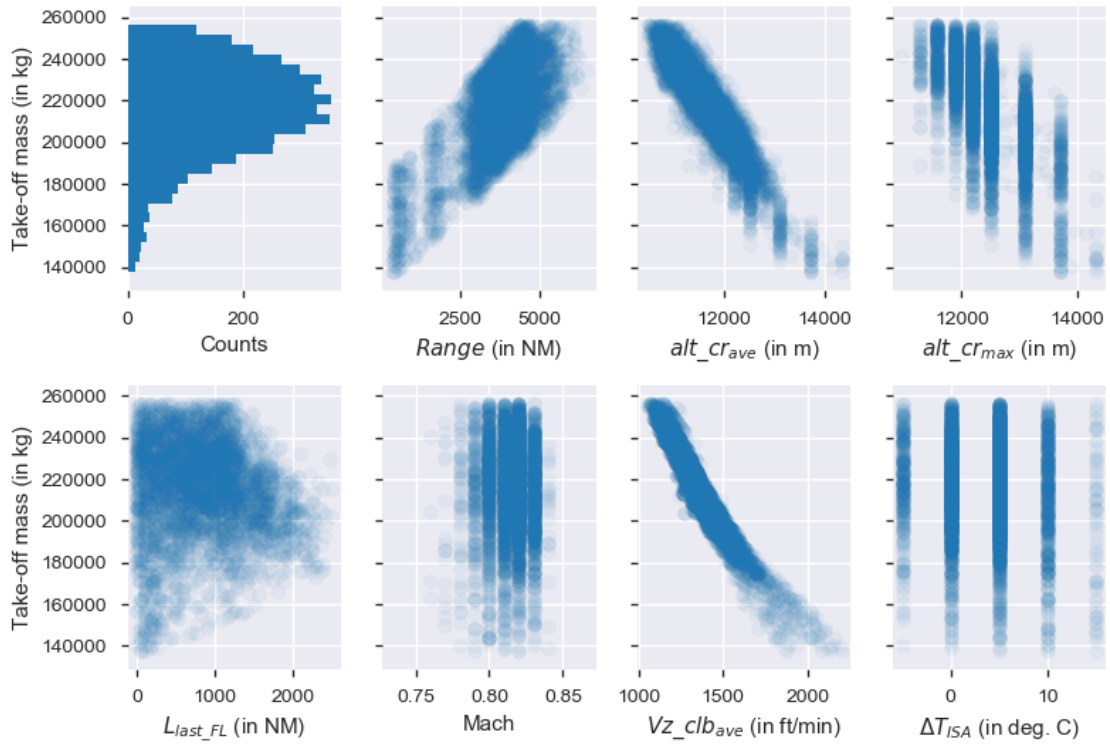


Figure 2.19 – Masse au décollage : histogramme et nuages de points en fonction des paramètres retenus.

du dernier palier semble avoir des importances intermédiaires. Les signes sont cohérents avec les tendances attendues. Plus l'avion peut voler haut, plus il est léger, ce qui est cohérent avec une charge marchande réduite. De la même manière, si la longueur du dernier palier augmente, cela signifie que l'avion est capable de rejoindre l'altitude maximale de vol plus tôt et donc qu'il est plus léger. Pour le *Range*, le diagramme charge marchande - distance franchissable montre que, au delà d'une certaine distance, la charge est limitée par la *MTOM* et la capacité des réservoirs. Les métriques de performances montrent une précision assez faible. On retrouve ici les limites anticipées par l'observation de la figure 2.20 qui ne permet pas d'identifier des tendances claires. En outre, un modèle de régression linéaire peut avoir l'inconvénient d'extrapoler les résultats. Comme nous devons appliquer ce modèle à des données de vol, nous risquons d'obtenir des résultats aberrants.

Paramètres	Liste 1	Liste 2	Liste 3	Liste 4
<i>Range</i>	✓	✓	✓	✓
<i>alt_cr_ave</i>	✓	✓	✓	✓
<i>alt_cr_max</i>	✓	✓	✓	—
<i>L_last_FL</i>	✓	✓	—	—
<i>Mach</i>	✓	✓	✓	✓
ΔT_{ISA}	✓	—	—	—
<i>Vz_clb_ave</i>	✓	✓	✓	✓

Table 2.7 – Listes des paramètres utilisés pour la forêt aléatoire d'arbres de régression.

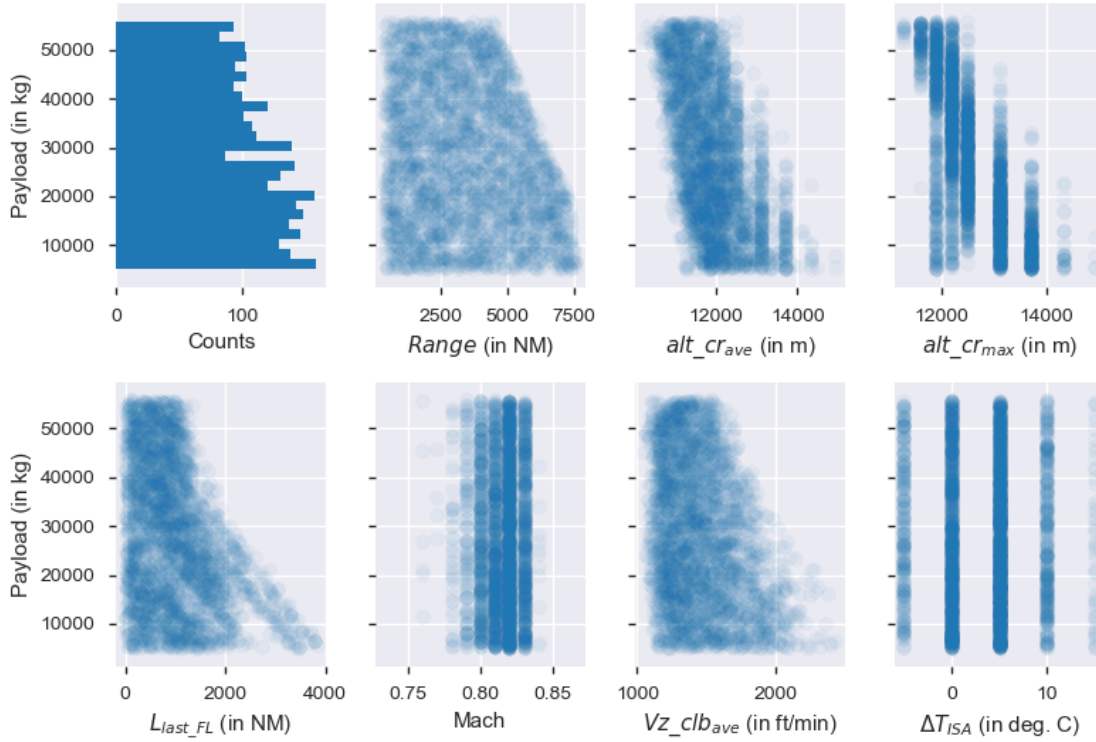


Figure 2.20 — Charge marchande : histogramme horizontal et nuages de points en fonction des paramètres retenus.

Forêt aléatoire d'arbres de régression Ce type de modèle requiert la réalisation de plusieurs tests qui permettent :

- La sélection des meilleurs réglages pour la forêt aléatoire, ce qui inclut : le nombre d'arbres qui composent la forêt, la profondeur maximale de chaque arbre (nombre maximal de nœuds séparant le tronc des feuilles), le nombre minimal d'éléments par feuille et le nombre maximal de paramètres d'entrée choisis pour la croissance des arbres. La table 2.8 montre les différents cas testés. Les réglages sélectionnés correspondent au cas ayant les meilleures performances. Ici, c'est le cas numéro 9.
- L'identification des paramètres d'entrée les plus pertinents pour estimer la charge marchande. Pour cela, les quatre listes de paramètres définies dans la table 2.7 sont utilisées, et l'importance relative de chaque paramètre est évaluée (voir table 2.9) pour chacun des cas présentés dans la table 2.8.

Nous constatons que, pour le cas 9, les paramètres les moins importants sont le ΔT_{ISA} , la vitesse moyenne de montée, Vz_clb_{ave} , le *Mach* et le *Range*. L'altitude maximale de croisière est le paramètre le plus important alors que l'altitude moyenne de croisière et la longueur du dernier palier apparaissent comme deux paramètres d'importance moyenne. Ces résultats sont cohérents avec ce qui était attendu lors de la sélection des paramètres de la trajectoire par jugement d'expert.

Les performances obtenues sont présentées dans la table 2.8. Le meilleur de niveau de précision est de l'ordre de 90%, ce qui reste assez faible. Nous attribuons ce résultat à la limite identifiée lors de l'analyse de la masse à l'atterrissage (voir équation (2.3)).

Par conséquent, nous écartons la régression linéaire et les forêts aléatoires pour calculer la charge marchande. Nous décidons d'utiliser une approche déterministe pour l'estimer à partir des caractéristiques du vol, de la masse au décollage estimée TOW_{estim} et des hypothèses claires

Cas	Nombre d'arbres	Pro-fon-deur max	Nombre mini d'élé-ments par feuille	Nombre max de para-mètres	Liste des para-mètres	MAE (en kg)	MSE	RMSE (en kg)	Précision	R^2	score OOB
1	100	3	10	3	1	5166	42,02 10^6	6482	72,38	78,80%	79,19%
2	100	10	10	3	1	2586	11,09 10^6	3331	86,57	94,40%	94,41%
3	100	15	10	3	1	2594	11,12 10^6	3334	86,65	94,39%	94,36%
4	200	15	10	3	1	2585	11,05 10^6	3324	86,69	94,43%	94,47%
5	500	15	10	3	1	2581	10,99 10^6	3316	86,71	94,45%	94,52%
6	200	15	5	3	1	2324	9,05 10^6	3008	88,03	95,44%	95,42%
7	200	15	15	3	1	2800	12,78 10^6	3575	85,57	93,55%	93,60%
8	200	15	5	4	1	2228	8,43 10^6	2903	88,70	95,75%	95,73%
9	200	15	5	5	1	2172	8,12 10^6	2849	89,14	95,91%	95,84%
10	200	15	5	6	1	2181	8,28 10^6	2878	89,21	95,82%	95,72%
11	200	15	5	4	2	2198	8,26 10^6	2874	88,95	95,83%	95,81%
12	200	15	5	4	3	3405	18,26 10^6	4273	83,53	90,79%	91,13%
13	200	15	5	4	4	4245	28,67 10^6	5354	80,19	85,54%	85,53%

Table 2.8 – Différentes combinaison de réglages du modèle de forêt aléatoire d'arbres de régression et performances.

sur les réserves de carburant. Pour chaque vol (flt), nous réalisons un calcul de mission qui nous permet de calculer la quantité de carburant $Block_fuel$. Les réserves de sécurité prises en compte dans $fuel_reserves$ correspondent aux conditions à destination (déroutement de 200 NM et attente de 30 minutes) et en croisière (3% du $Block_fuel$). Le reste est intégré dans le terme $extra_fuel$.

Les équations (2.4), (2.5) et (2.6) nous permettent de calculer successivement la masse marchande maximale que l'avion peut transporter sur chaque vol, $Payload_{max\,flt}$, puis de comparer celle-ci avec la charge marchande maximale que l'avion peut transporter dans l'absolu, $Payload_{max\,ac}$, pour ne garder que la plus petite des deux. Nous obtenons alors la charge marchande, $Payload$, recherchée. La dernière équation permet de reconstituer la masse au décollage en calculant le terme $extra_fuel$.

$$Payload_{max\,flt} = TOW_{estim} - OWE - Block_fuel - fuel_reserves \quad (2.4)$$

$$Payload = \min\{Payload_{max\,flt}, Payload_{max\,ac}\} \quad (2.5)$$

$$extra_fuel = TOW - OWE - Block_fuel - fuel_reserves - Payload \quad (2.6)$$

Synthèse des résultats Les figures 2.21 et 2.22 représentent les résultats obtenus pour l'estimation de la masse au décollage et la charge marchande. La figure 2.21 montre une évolution de la masse au décollage cohérente avec le diagramme charge marchande - distance franchissable représenté en bleu. Les lignes d'iso-TOW sont parallèles à limite liée à la $MTOW$. L'histogramme de la figure 2.22 révèle qu'une grande partie des vols étudiés embarque la charge marchande maximale. Ceci peut-être interprété comme une volonté des compagnies aériennes de maximiser le taux de remplissage de leurs avions et de compléter dès que possible la charge correspondant aux passagers avec du fret afin de maximiser les revenus.

Cas	1	2	3	4	5	6	7
alt_cr_{max}	47,09%	41,30%	41,80%	43,59%	42,28%	41,58%	43,70%
alt_cr_{ave}	30,55%	25,82%	25,28%	22,44%	23,03%	22,94%	23,14%
Vz_clb_{ave}	9,34%	8,31%	8,48%	9,84%	10,42%	9,96%	9,83%
L_{last_FL}	6,50%	10,12%	10,04%	9,89%	9,63%	9,98%	9,59%
$Range$	5,09%	8,83%	8,73%	8,60%	9,12%	9,41%	8,48%
$Mach$	1,43%	5,52%	5,58%	5,55%	5,43%	5,97%	5,21%
ΔT_{ISA}	0,00%	0,09%	0,09%	0,09%	0,09%	0,17%	0,04%
Cas	8	9	10	11	12	13	
alt_cr_{max}	48,21%	54,66%	62,24%	50,49%	62,45%	73,36%	
alt_cr_{ave}	19,55%	14,56%	9,28%	19,45%	11,73%	2,66%	
Vz_clb_{ave}	5,96%	4,09%	0,88%	3,86%	4,46%	—	
L_{last_FL}	11,57%	13,06%	15,51%	12,31%	15,01%	19,99%	
$Range$	7,86%	6,10%	3,97%	6,65%	6,35%	3,98%	
$Mach$	6,73%	7,43%	8,02%	7,25%	—	—	
ΔT_{ISA}	0,12%	0,11%	0,09%	—	—	—	

Table 2.9 – Importance relative de chaque paramètre des forêts aléatoires présentées dans la table 2.8

S'agissant des méthodes utilisées, la forêt aléatoire présente des avantages intéressants par rapport à la régression linéaire, comme par exemple le fait de ne pas extrapoler, ce qui permet de travailler sur des paramètres dont les valeurs sont bornées. Pour la masse au décollage aussi bien que pour la charge marchande, la forêt aléatoire est capable d'identifier les paramètres du profil de vol les plus importants pour leur définition. Par contre, si les résultats sont assez précis pour la masse au décollage, il manque encore trop d'information pour arriver à une bonne précision pour la charge marchande. L'utilisation d'une approche déterministe pour estimer cette dernière à partir des informations disponibles et de la masse au décollage estimée, permet de mieux maîtriser les hypothèses prises.

Nous jugeons les résultats obtenus pour la masse au décollage comme bons par jugement d'expert et ceux pour la charge marchande sont suffisamment cohérents et vraisemblables pour que nous puissions les exploiter dans la suite de nos travaux. Nous n'avons pas pu formellement valider ces résultats sur des données réelles, ce qui constitue donc une perspective de développement de notre étude.

Enfin, cette étape est nécessaire pour notre étude mais pourrait être évitée si des informations plus complètes devenaient disponibles sur l'évolution des différents paramètres d'intérêt tout au long du vol.

2.2.4 Enrichissement de la base : étape 2

L'étape 2 permet de diffuser les résultats du premier enrichissement sur l'ensemble de la trajectoire afin de se rapprocher de l'observation des conditions réelles d'exploitation de l'avion. En particulier, cette étape permet de savoir comment la masse évolue au cours du vol.

Pour la réaliser, nous jouons chaque vol en prenant comme masse initiale la masse au décollage estimée précédemment. Nous notons $mass(t)$ la masse de l'avion à chaque instant t du vol. Connaissant le profil de vol, la masse $mass(0) = TOW_{estim}$, et les caractéristiques de l'avion grâce à la calibration de MARILib, nous déterminons $mass(t)$.

Les données d'entrée sont désormais les suivantes :

- le temps t ,
- la distance parcourue depuis le départ $dist(t)$,

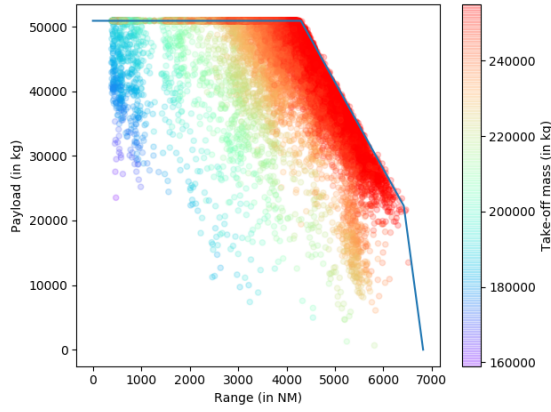


Figure 2.21 – Estimations obtenues superposées au diagramme charge marchande/distance franchissable. La masse au décollage TOW estimée est représentée par les couleurs. L'axe vertical présente la charge marchande estimée.

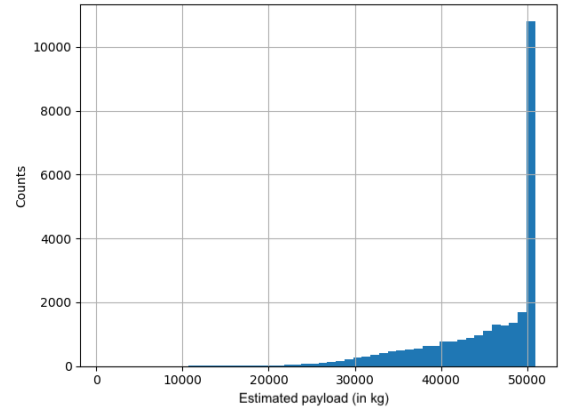


Figure 2.22 – Histogramme de la distribution de la charge marchande estimée.

- l'altitude pression $Z_p(t)$,
- la pression ambiante $P_{amb}(t)$,
- la température ambiante $T_{amb}(t)$,
- la vitesse air $TAS(t)$, et
- la masse au décollage $mass(0)$.

Elles sont connues de manière discrétisée, c'est-à-dire pour des valeurs de t données.

Les paramètres que l'on calcule sont les suivants :

- la masse $mass(t)$,
- le Mach $Mach(t)$,
- la vitesse air conventionnée $CAS(t)$,
- la poussée moteur $F_N(t)$,
- la consommation instantanée de carburant $FF(t)$,
- le coefficient de portance $C_z(t)$,
- le coefficient de traînée $C_x(t)$,
- la finesse $LoD(t)$,
- la vitesse verticale $V_z(t)$,
- le rayon d'action spécifique $SAR(t)$, et
- la pente de vol $path(t)$.

Cette approche du calcul de mission change par rapport à celle que nous avons utilisée jusqu'ici. La différence majeure est que nous connaissons maintenant l'intégralité du profil de vol à suivre alors que précédemment, c'était une sortie du calcul.

Nous avons donc utilisé un nouvel outil. Afin de le valider, nous le testons sur des profils de vols créés à l'aide de l'outil MARILib utilisé précédemment pour constituer la base de données de vols de référence (partie 2.2.3). Tous les paramètres d'entrée et de sortie listés ci-dessus sont connus. Nous en extrayons les paramètres définissant le profil de vol et la masse initiale puis y appliquons notre nouvel outil. Un exemple de comparaison des deux outils est donné dans la table 2.10 où la MAE et la $RMSE$ sont présentées pour la phase de croisière uniquement. Les erreurs sont petites comparées aux ordres de grandeur de chaque paramètre.

Nous sommes maintenant en mesure de connaître la masse de l'avion et plusieurs autres

Paramètre	Unités	MAE	RMSE
<i>dist</i>	m	0,000	0,000
<i>Z_p</i>	m	0,000	0,000
<i>P_{amb}</i>	Pa	$1,346 \cdot 10^{-13}$	$1,156 \cdot 10^{-12}$
<i>T_{amb}</i>	°C	0,000	0,000
<i>TAS</i>	m/s	$6,516 \cdot 10^{-3}$	$9,112 \cdot 10^{-3}$
<i>mass</i>	kg	$4,036 \cdot 10^2$	$4,039 \cdot 10^2$
<i>Mach</i>		$2,208 \cdot 10^{-5}$	$3,085 \cdot 10^{-5}$
<i>CAS</i>	m/s	$3,994 \cdot 10^{-3}$	$5,739 \cdot 10^{-3}$
<i>F_N</i>	N	$3,095 \cdot 10^2$	$2,646 \cdot 10^3$
<i>FF</i>	kg/s	$5,685 \cdot 10^{-3}$	$4,861 \cdot 10^{-2}$
<i>Cz</i>		$1,112 \cdot 10^{-3}$	$1,114 \cdot 10^{-3}$
<i>Cx</i>		$5,482 \cdot 10^{-5}$	$5,529 \cdot 10^{-5}$
<i>LoD</i>		$3,556 \cdot 10^{-3}$	$4,412 \cdot 10^{-3}$
<i>Vz</i>	m/s	$2,792 \cdot 10^{-2}$	$3,814 \cdot 10^{-1}$
<i>SAR</i>	m/kg	$1,915 \cdot 10^{-1}$	$1,936 \cdot 10^{-1}$
<i>path</i>		$6,607 \cdot 10^{-3}$	$9,032 \cdot 10^{-2}$

Table 2.10 – Exemple de comparaison entre l'outil de calcul de mission de MARILib et celui permettant de recalculer l'ensemble des paramètres à partir du profil et de la masse initiale.

paramètres opérationnels tout au long du vol, ce que nous utilisons dans la partie 2.3 et les parties 3.2 et 3.3 pour créer des modèles représentant les opérations et les intégrer dans le processus de design conceptuel de l'avion.

Pour la suite, nous décidons donc de conserver ces résultats comme les masses de référence et paramètres opérationnels à ajouter aux enregistrements Mozaic pour l'enrichissement de cette base.

2.2.5 Résultats et conclusion

Cette partie nous a permis de prendre en main et d'enrichir la base de données opérationnelles MOZAIC. Les deux méthodes proposées pour l'identification des paliers de croisière sont une première contribution de cette partie. La proposition et l'évaluation d'une nouvelle méthode estimation de la masse au décollage (et tout au long de la mission) et de la charge marchande des avions sur la base de données de vol et de l'outil MARILib calibré (voir partie 2.1) et en utilisant les forêts aléatoires d'arbres de régression permet de lever un verrou majeur et constitue la deuxième contribution de cette partie.

Nous disposons maintenant d'un ensemble de données représentant l'utilisation opérationnelle de l'avion de référence choisi pour notre étude, nous permettant de modéliser comment celui-ci est réellement exploité.

Il est important de noter que l'accès à des enregistrements de vol contenant déjà les informations de masses aurait permis de nous affranchir de cette étape et un gain de temps considérable.

2.3 Modèles d'opérations et des variabilités associées

Comme présenté dans la partie 1.5.2, les opérations peuvent être intégrées au processus de conception de diverses manières. En fonction des outils que l'on souhaite utiliser, du niveau

de précision recherché et du budget alloué au calcul des conditions opérationnelles, différents niveaux de modélisation peuvent être utilisés. A partir des bases de données MOZAIC enrichie et OAG, cette partie décrit les modèles développés dans le cadre de cette thèse.

Nous commençons par présenter les modèles les plus simples puis évoluons vers des modèles plus raffinés. Bien que les données utilisées ici sont spécifiques à l'A340-300, nous proposons une formalisation qui peut être appliquée à d'autres avions long-courriers.

2.3.1 Modèles globaux

Dans une première approche, nous avons développés des modèles globaux, permettant de réduire chaque vol à un très petit nombre de paramètres, facilitant leur prise en compte dans les modules de calcul de mission simples basés sur l'équation de Breguet-Leduc (1.17). Les modèles statistiques utilisés sont alors des variables aléatoires scalaires ou vectorielles et peuvent le cas échéant être représentées par des distributions statistiques empiriques puis modélisées par des lois de probabilités paramétrées.

Les premiers modèles que nous avons utilisés sont les suivants :

1. La distance orthodromique entre deux aéroports est la distance la plus courte les séparant. Celle-ci ne dépend que des coordonnées latitude/longitude des aéroports. A partir des données OAG, nous représentons la variabilité des vols au travers de la distribution des distances orthodromiques que l'avion doit parcourir pour relier les aéroports de départ et d'arrivée. Cette modélisation a permis d'établir le constat que les avions ne sont que très rarement exploités sur leur mission nominale de design [165] et que ceci est source d'une perte d'optimalité au niveau de l'exploitation de l'avion (voir partie 3.1).
2. A partir des données MOZAIC, et dans l'idée d'utiliser le modèle de calcul de mission de Breguet-Leduc (voir équation (1.17)), nous avons d'abord modélisé les vols par la combinaison suivante :
 - la distance air totale parcourue par l'avion
 - l'altitude barométrique moyenne de la croisière
 - le Mach moyen en croisière
 - le ΔT_{ISA} moyen en croisière

La présentation des premières observations des variabilités opérationnelles a été publiée dans [163]. Par la suite, des modèles ont été développés en utilisant la loi beta telle que formulée par Birman [26] afin d'être en mesure d'exploiter les résultats de propagation d'incertitude. Ces modèles et leurs limites ont été présentés dans [165]. En particulier, si la loi bêta est efficace pour représenter les variabilités sur le Mach et ΔT_{ISA} , elle n'est pas adaptée pour la distance air (voir figure 3.1b) et l'altitude moyenne de la croisière car les distributions associées sont multimodales (c'est-à-dire que leurs densités de probabilité contiennent plusieurs pics).

En outre, ces modélisations n'exploitent pas une grande partie des informations contenues dans les données dont nous disposons et sont spécifiques à l'avion étudié ce qui en limite la portée.

Liem *et al.* [125] ont affiné des modèles en exploitant la base de données Transtats [156] (voir la partie A.2 pour plus de détails) et l'a appliqué au Boeing 777. Elle prend en compte les distances orthodromiques entre aéroports de départ et de destination et des estimations de la charge marchande. Nous avons reproduit sa modélisation pour notre avion de référence (voir figure A.1). Cette modélisation est très intéressante mais s'avère contenir des hypothèses assez fortes sur la charge marchande à cause de l'agrégation mensuelle des données associées. En outre, les données Transtats étant spécifiques aux vols internes ou arrivant et partant des États

Unis, la distribution obtenue pour les distances franchissables semble ne pas intégrer, pour des avions long-courriers, autant de vols court-courriers que ce que nous pouvons observer au niveau mondial via la base OAG (voir [165] et la figure 3.1a) ou sur les vols *MOZAIC* (voir figure 3.1b). Chaque représentation reste aussi spécifique à l'avion observé.

2.3.2 Modèles raffinés - les décisions de changement de niveaux

Afin d'exploiter plus fortement la richesse des informations disponibles dans les données dont nous disposons, nous considérons d'autres modèles.

Par exemple, nous pouvons considérer la trajectoire dans son ensemble et la représenter comme une fonction scalaire ou vectorielle. Nous avons alors envisagé de représenter de manière statistique l'ensemble des vols grâce à la *décomposition en composantes principales fonctionnelles* [47, 51]. Cependant, la reconstitution de trajectoires « réelles » à partir de ces modèles apparaît limité car le profil vertical de vol, afin d'être compatible avec les règles de l'ATM, est une fonction en palier. La fonction moyenne d'un ensemble de fonctions en palier n'est pas une fonction en palier et ne correspond pas à un profil de vol réaliste. En outre, ce genre de représentation reste spécifique à l'avion observé.

Il apparaît difficile de trouver une représentation statistique des trajectoires tout en conservant le réalisme. Comment faire aussi pour que les modèles définis ici soient exploitables pour tous les avions ?

En revenant sur les processus de préparation et de conduite d'un vol (voir partie 1.2.2), nous nous interrogeons sur ce qui rend une trajectoire optimale et surtout sur les raisons pour lesquelles un avion va voler à une altitude plutôt qu'une autre. L'optimisation est au cœur du monde opérationnel comme elle l'est pour la conception des avions. La réponse est qu'un avion va voler à une altitude parce que c'est la meilleure. Les équations (1.18), (1.19) et (1.20) justifient cette observation dans un environnement sans vent. L'altitude la meilleure est celle où le *SAR* est le plus grand.

A chaque instant, et en fonction des conditions de vents, de température, de trafic aérien, l'avion va se positionner à l'altitude qui lui permettra de consommer le moins. D'autres critères d'optimisation de l'altitude vol peuvent être pris en compte, par exemple si l'on souhaitait éviter une zone propice à la formation de traînées de condensation. Pour aller plus loin, c'est finalement la décision de changer de niveau qui est prise à un moment précis pour évoluer vers une meilleure altitude.

Nous nous sommes donc intéressés ici aux décisions de changement de niveau de vol. Il existe des décisions optimales qui sont liées au fait de le niveau de vol vers lequel l'avion évolue est meilleur que le niveau de vol où il se trouve avant de changer. Ces décisions optimales correspondent, quand on considère l'avion seul et que l'on prépare le vol pour minimiser la consommation de carburant, au moment où le rayon d'action spécifique *SAR* est meilleur au niveau de vol supérieur comme le montre la figure 1.19b. Ce critère de décision est le même pour tous les avions et tous les vols sont préparés de manière analogue, même si la prise en compte du vent ou d'autres contraintes opérationnelles peuvent inciter les compagnies aériennes à voler à d'autres altitudes que celle de meilleur *SAR*. Nous ignorons ici ces considérations.

Quand l'avion réalise effectivement son vol, nous constatons que les changements de niveau de vol ne se font plus aux meilleurs moments, ce qui empêche l'avion de voler dans les conditions optimales. La figure 2.23 montre un profil de vol non optimal issu d'un enregistrement *MOZAIC*. Nous y voyons que la trajectoire en bleu n'est pas centrée sur la courbe rouge qui représente l'altitude optimale de vol.

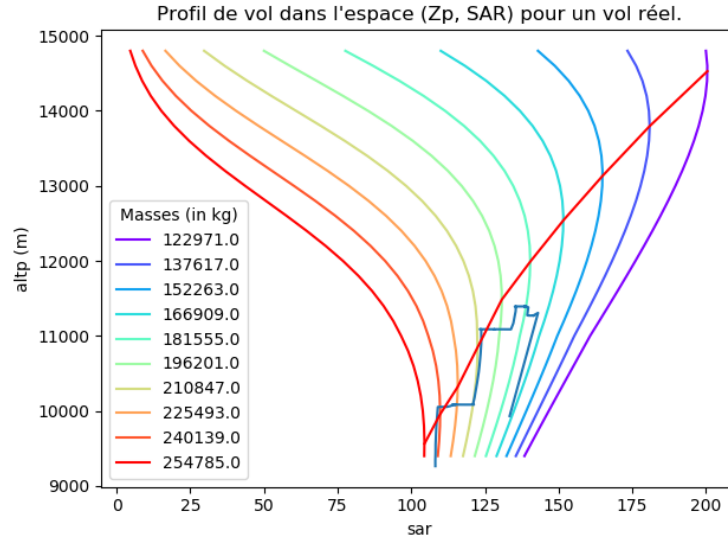


Figure 2.23 – Évolution de la SAR au cours d'un vol réel pour les altitudes de croisière

Observer et modéliser dans quelle mesure la prise de décision de changement de niveau de vol est non optimale apparaît une bonne approche. Ceci apparaît comme une contribution intéressante puisque, si la capacité de calculer un profil vertical de vol optimal apparaît largement répandue, en calculer un *vraisemblablement* non optimal est plus compliqué. Or c'est cette non optimalité qui est au centre du problème que nous souhaitons étudier ici.

Pour un vol optimal, la décision de changement de niveau se fait systématiquement vers un niveau de vol supérieur (car la masse de l'avion diminue) et au moment où le rayon d'action spécifique SAR au niveau supérieur est plus grand qu'au niveau actuel. Nous faisons l'hypothèse que le pilote ne connaît pas les conditions de vol au niveau supérieur sauf le changement d'altitude... nous considérons donc que sa décision de changer de niveau est prise compte tenu du Mach et du ΔT_{ISA} qu'il observe à l'endroit où il se trouve. Parmi les observations que nous avons pu faire sur les vols MOZAIC, les perturbations de ces décisions peuvent être de trois types :

1. anticiper ou retarder le changement de niveau,
2. descendre plutôt que monter, ou
3. supprimer un changement de niveau de vol ou en ajouter.

Nous nous focalisons sur les perturbations du premier type.

Nous nous intéressons à la différence relative de SAR , notée ΔSAR_{rel} , telle que définie dans l'équation (2.7), où SAR_{obs} représente la valeur de la SAR effectivement observée au moment du changement du niveau de vol et SAR_{opt} la valeur optimale de la SAR pour changer de niveau, compte tenu des conditions opérationnelles à l'altitude où se trouve l'avion :

$$\Delta SAR_{rel} = \frac{\Delta SAR}{SAR_{opt}} = \frac{SAR_{obs} - SAR_{opt}}{SAR_{opt}} \quad (2.7)$$

Une valeur positive de ΔSAR_{rel} signifie que la montée de l'avion a été retardée par rapport au moment où elle aurait été optimale alors qu'une valeur négative signifie que l'avion est monté avant d'atteindre le moment optimal.

Sur les vols MOZAIC, nous observons 56 054 changements de niveau de vol *montant*. Nous ignorons pour l'instant les changements de niveau de vol *descendant*. La figure 2.24 montre la

distribution de ΔSAR_{rel} obtenue. On observe que la distribution est centrée sur une valeur proche de 0 (la moyenne vaut 0,7%), avec une légère dissymétrie vers la droite. Nous remarquons aussi que l'essentiel des valeurs sont situées entre -0,2 et 0,3 (variation entre -20% et +30%). Avec un écart type de 5,5%, nous en déduisons qu'environ 75% des perturbations sont comprises entre 4,8% et 6,2%. Un nombre négligeable de valeurs se trouvent à l'extérieur de cet intervalle. Ce résultat renforce notre confiance dans l'estimation de la masse au décollage réalisé dans la partie 2.2.3. En effet, il nous apparaît normal que les décisions de changement de niveau visent à être prises au meilleur moment (quand $\Delta SAR_{rel} = 0$). Les aléas du vol viennent les perturber en provoquant une montée anticipée à peu près autant qu'en les retardant.

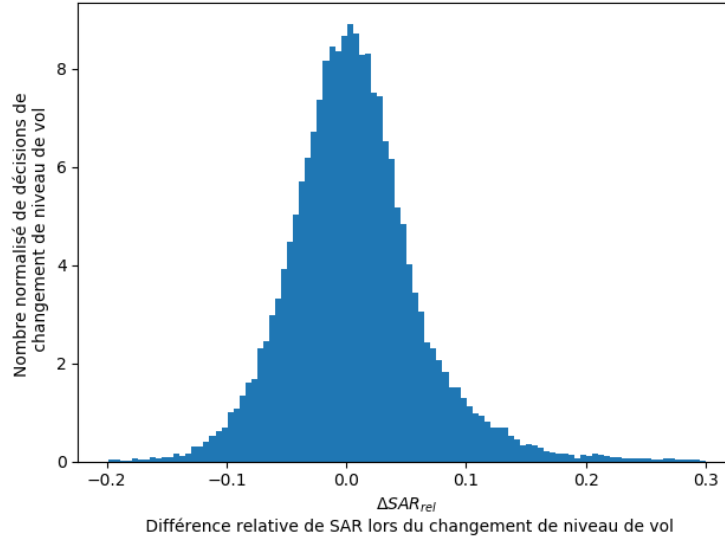


Figure 2.24 – Différence relative entre le SAR effectif au moment du changement de niveau de vol et le SAR optimal compte tenu de l'altitude, la température, le Mach.

Nous modélisons cette distribution à l'aide de trois lois paramétrées, la loi de Student, la loi Beta et la loi Normal. Nous rappelons dans les équations (2.8), (2.9) et (2.10) les expressions littérales respectives de ces lois et leurs paramètres. On note Γ la fonction gamma d'Euler.

$$f_X(x) = \frac{1}{\sigma \sqrt{\nu\pi}} \frac{\Gamma(\frac{\nu+1}{2})}{\Gamma(\frac{\nu}{2})} \left(1 + \frac{(x-\mu)^2}{\nu\sigma^2}\right)^{-\frac{\nu+1}{2}} \quad (2.8)$$

$$f_X(x) = \frac{(x-a)^{\alpha-1}(b-x)^{\beta-1}}{(b-a)^{\alpha+\beta-1} B(\alpha, \beta)}, \quad \alpha, \beta > 0, \quad a < b, \quad B(\alpha, \beta) = \frac{\Gamma(\alpha)\Gamma(\beta)}{\Gamma(\alpha+\beta)} \quad (2.9)$$

$$f_X(x) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \quad (2.10)$$

En utilisant le critère de la plus grande ressemblance, nous obtenons les résultats suivants :

- Pour la loi de Student : $\nu = 4,50$, $\mu = 0,0041$, $\sigma = 0,0424$
- Pour la loi Beta : $\alpha = 10,85$, $\beta = 15,63$, $a = -0,2$, $b = 0,3$
- Pour la loi Normale : $\mu = 0,0040$, $\sigma = 0,0477$

La figure 2.25 présente la distribution obtenue pour le ΔSAR_{rel} ainsi que les densités de probabilités pour chacune des lois ci-dessus.

La loi de Student paraît la meilleure. Néanmoins, la loi Beta présente l'avantage d'être à support borné et il est possible d'utiliser les résultats de Birman [26] pour la propagation des incertitudes. Enfin, la loi Normale a l'avantage d'être entièrement décrite par son espérance et

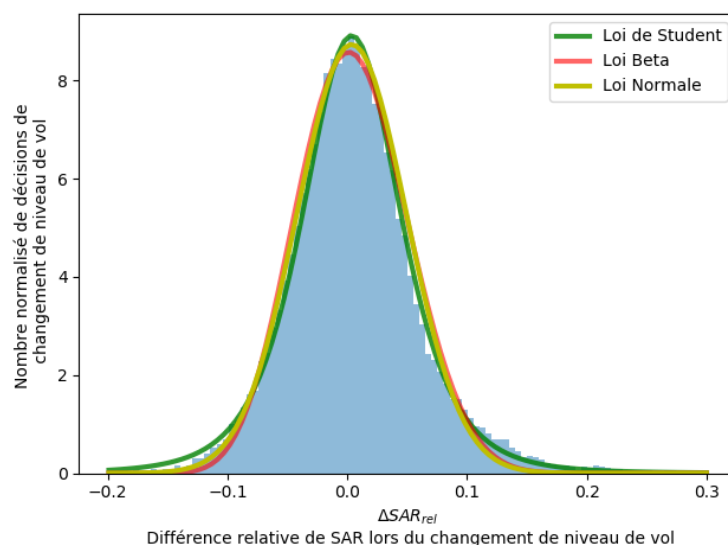


Figure 2.25 — Même histogramme que sur la figure 2.24 avec les trois lois paramétrées.

sa variance ce qui peut faciliter la propagation des incertitudes par la suite. Comme la loi de Student, la loi Normale n'a pas un support borné ce qui peut exceptionnellement représenter des difficultés dans les applications numériques avec l'apparition de valeurs aberrantes. Ces difficultés peuvent être évitées en tronquant ces distributions sur un intervalle borné ou en identifiant les valeurs aberrantes entre leur tirage et l'exécution des codes numériques pour les ignorer.

Les trois modèles étant proches les uns des autres, nous n'en sélectionnons pas pour le moment un plutôt qu'un autre et laissons le choix à l'utilisateur en fonction du problème qu'il souhaite aborder et de la méthode choisie.

Bilan Nous nous sommes intéressés dans cette partie à la modélisation des variabilités s'appliquant au profil vertical de vol en croisière. Parmi les trois types de perturbations identifiés, nous nous concentrons sur les changements de niveau de vol et plus particulièrement, sur les *décisions* associées et sur les perturbations qui s'y appliquent. De cette manière, nous préservons les profils en paliers et respectons les contraintes opérationnelles de l'ATM. Selon nous, ces résultats ne sont plus spécifiques à l'avion de référence choisi mais ont une portée plus large. En effet, ils permettent de venir perturber des profils optimaux qui eux, sont spécifiques à chaque avion et chaque mission. Cette modélisation, qui apparaît au final d'une grande simplicité, est une contribution importante de cette thèse. Nous l'avons déjà utilisée pour proposer un cas d'application, basé sur un plan d'expérience de profils de vol « perturbés », illustrant l'utilité de nouveaux tests sur les indices de Sobol [118].

Une limite de notre étude réside dans le fait que nous n'avons pas couverts les deux autres types de perturbations, ce qui peut constituer une perspective aux travaux de cette thèse.

2.3.3 Conclusion

Nous couvrons dans cette partie principalement deux types de modèles. Les premiers sont des modèles globaux, c'est-à-dire que pour chaque paramètre de vol, nous ne gardons qu'une seule valeur représentative de l'ensemble du vol. La considération d'un grand nombre de vols permet de représenter sous forme de distributions des incertitudes épistémiques comme les réseaux des compagnies aériennes (par la distribution des distances de vol) et des incertitudes aléatoires comme les températures.

Nous allons plus loin et cherchons aussi à extraire davantage d'informations des données dont nous disposons en raffinant nos modèles. Nous choisissons de nous concentrer sur la phase de croisière et plus particulièrement sur les *décisions* de changement de niveau qui apparaissent comme des événements que l'on retrouve sur tous les vols de tout avion. Cette approche ouvre la voie vers un modèle de variabilité étonnamment simple que chacun peut intégrer à son outil de calcul de mission optimale et appliquer à n'importe quel type d'avion long-courriers, voir plus.

2.4 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons d'abord

levé le premier verrou majeur lié à la simulation du processus de design et à la modélisation d'un type d'avion particulier. L'outil MARILib que nous avons sélectionné et calibré nous permet non seulement de simuler les missions et performances de l'avion objet de la calibration mais aussi de reconstituer un processus vraisemblable de design conceptuel.

Nous avons ensuite levé le deuxième verrou, non moins important, lié à l'observation détaillée des conditions opérationnelles dans lesquelles un type d'avion est exploité. Nous disposons maintenant d'un ensemble de données opérationnelles complètes ouvrant la porte d'une analyse plus raffinée des variabilités et perturbations que l'avion subit en opérations.

Enfin, nous avons proposé différents modèles de variabilités opérationnelles dont un particulièrement original puisqu'il aborde la question au travers des *décisions* de changement de niveau et des perturbations qui y sont appliquées.

Nous pouvons maintenant aborder les cas d'application. Le premier étudie l'impact de l'exigence liée à la distance franchissable sur la minimisation des coûts d'exploitation de l'avion. Le deuxième se concentre sur les performances à basse vitesse de l'avion au travers de l'étude de la distance au décollage. Le troisième revient sur les performances à haute vitesse par l'étude des variabilités en croisière.



Chapitre 3

Cas d'applications

Sommaire

3.1	Analyse préliminaire	118
3.1.1	Présentation de l'étude préliminaire	118
3.1.2	Conclusion	121
3.2	Étude des exigences de conception au décollage	121
3.2.1	Problème posé et formulation	122
3.2.2	Sélection des paramètres de décollage les plus significatifs	124
3.2.3	Nouvelle fonction objectif f_{TO}	126
3.2.4	Simplification du problème d'optimisation et résultats	130
3.2.5	Conclusion	133
3.3	Étude d'un design plus robuste vis-à-vis des conditions de vol en croisière	134
3.3.1	Calcul de mission intégrant des variabilités en croisière	134
3.3.2	Nouveau modèle aérodynamique	138
3.3.3	Définition du nouveau problème et formulation sous la forme d'un problème d'optimisation robuste	139
3.3.4	Résultats	143
3.3.5	Conclusion	143
3.4	Conclusion	144

Dans ce chapitre, nous étudions trois cas d'application.

Dans la section 3.1, nous commençons par aborder une analyse préliminaire visant à quantifier la surconsommation liée à l'utilisation des avions sur des missions différentes de celles qui ont servi d'objectif lors de la phase de design conceptuel. Les résultats nous permettent d'évaluer quelle est la perte d'optimalité opérationnelle associée. De plus, ces résultats étayent le constat qui a motivé la réalisation de cette thèse.

Dans la section 3.2, nous analysons les performances au décollage de l'avion de référence, qui sont habituellement représentées comme une contrainte dans le problème de MDO de conception d'un avion. Cette contrainte est spécifiée sous la forme d'une distance au décollage maximale dans certaines conditions opérationnelles. Nous utilisons les données enrichies de la base MOZAIC pour établir de nouveaux modèles et proposer une nouvelle formulation du problème de MDO dans laquelle la distance au décollage devient une variable de design.

Enfin, la section 3.3 présente un cas d'application lié aux performances à grande vitesse au travers de l'étude des variabilités en croisière. Nous y utilisons la modélisation des variabilités appliquées aux décisions de changement de niveau de vol et leur impact sur le coût d'exploitation de l'avion. Nous proposons une nouvelle approche permettant à l'architecte d'identifier des améliorations aérodynamiques potentielles au niveau de la polaire.

3.1 Analyse préliminaire

Cette analyse préliminaire vise à renforcer le constat qui a conduit à la thématique développée dans cette thèse. En effet, nous n'avons pas trouvé dans la bibliographie d'études démontrant clairement ce constat.

Comme nous l'avons vu dans le chapitre 1, le design de l'avion est optimisé à chaque étape de son processus de conception et donc a fortiori dans la phase de design conceptuel. Cependant, dans cette phase très amont, les modèles sont très simplifiés et l'utilisation anticipée de l'avion est représentée en particulier par une mission nominale et une mission coût. La première permet de définir la *MTOW* de l'avion et la deuxième permet d'estimer son coût sur une mission *moyenne*.

Si l'avion est optimisé pour réaliser une mission particulière, nous montrons ici que son utilisation sur d'autres missions engendre une perte d'optimalité du point de vue opérationnel et donc un surcoût si nous le comparons pour chaque mission effectivement réalisée à un avion idéal optimisé correspondant.

3.1.1 Présentation de l'étude préliminaire

Cette étude préliminaire se focalise sur l'étude de la distance de vol. Nous nous appuyons d'abord sur la base de données *OAG* pour observer les distances orthodromiques (voir partie 2.3.1) qu'un type d'avion est amené à voler au cours d'une année. La figure 3.1a montre le résultat pour l'avion de référence pour l'année 2019. En utilisant la base de données *MOZAIC*, nous traçons la figure 3.1b qui montre la distribution des distances air des vols pour un nombre réduit d'avion mais une période beaucoup plus longue. Ces résultats confirment ce qui a déjà été observé [165] : un avion est rarement utilisé sur la mission pour laquelle il a été optimisé dans les phases de design conceptuel. Par exemple, la mission coût pour l'avion de référence est de 4 000 NM.

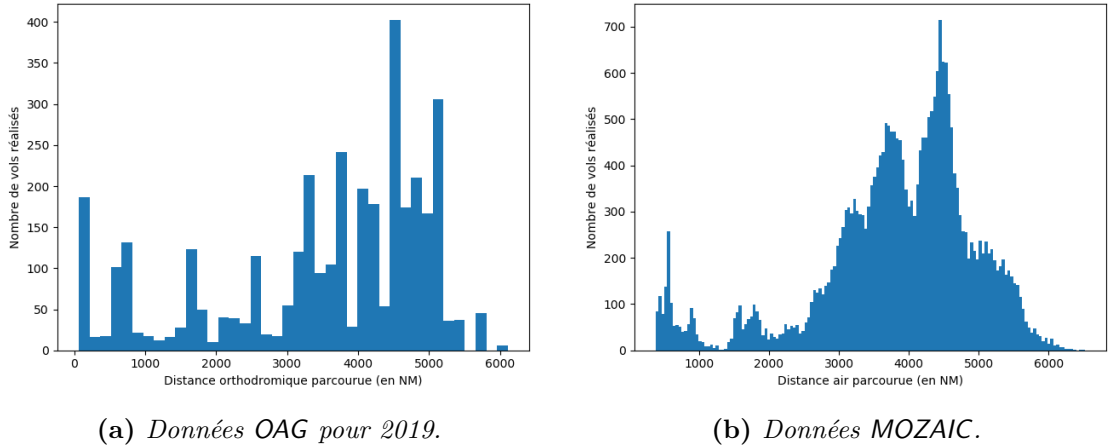


Figure 3.1 — *Histogramme des vols réalisés par les A340-300.*

Nous utilisons ensuite MARILib calibré pour l'avion de référence (voir section 2.1) pour :

1. calculer, pour chaque distance franchissable, les caractéristiques de l'avion idéal correspondant et en particulier son coût d'exploitation, et
2. calculer le coût d'exploitation de l'avion de référence sur chaque distance de vol.

En terme de mission, le design de l'avion dépend principalement de la mission nominale, c'est-à-dire la mission correspondant aux conditions suivantes

- la distance franchissable de design $Range_{design}$,
- la charge marchande nominale $Payload_{nominal}$,
- l'altitude de vol de référence $alt_{p_{ref}}$,
- la température de référence ΔT_{ISA} .

Les conditions pour notre avion de référence sont les suivantes : $Range_{design} = 6\,500\text{NM}$, $Payload_{nominal} = 30\,390\text{kg}$, $alt_{p_{ref}} = FL390$ et $\Delta T_{ISA} = +15\text{ deg } C$.

Le module de calcul de mission utilisé est celui basé sur l'équation de Breguet-Leduc (voir équation (1.17)).

En utilisant MARILib, nous concevons les avions idéaux en ne faisant varier que la distance franchissable de design, de $4\,000\text{NM}$ à $8\,000\text{NM}$, par pas de 500NM . Nous comparons ces avions à l'avion de référence sur une série de missions d'évaluation des coûts où seule la distance à parcourir ($Range_{cost}$) varie, de 500NM à $7\,000\text{NM}$ par pas de 100NM . Ces missions d'évaluation sont calculées pour la charge marchande nominale, l'altitude de vol $FL350$ et une température standard. Pour chacune de ces missions, nous calculons le COC auquel nous ajoutons une pénalité ($cost_{penalty}$). Cette pénalité est nécessaire car si nous diminuons $Range_{design}$, cela signifie que l'avion idéal correspondant ne sera pas capable de transporter la charge nominale $Payload_{nominal}$ si la distance à parcourir pour la mission coût $Range_{cost}$ est plus grande que $Range_{design}$ (c'est-à-dire $Range_{cost} > Range_{design}$). Les diagrammes charge marchande-distance franchissable sont décrits dans la section 1.5.2. Par conséquent, pour les distances supérieures à $Range_{design}$, l'avion peut embarquer une charge marchande maximale notée $Payload_{mission_{max}}$ qui dépend de la mission et qui est inférieure à la charge marchande nominale ($Payload_{nominal}$). Il apparaît un coût complémentaire associé soit au dédommagement et report sur un autre vol des passagers débarqués, soit à la part du marché que l'avion n'aura pas été capable de capturer.

Cette pénalité est considérée comme proportionnelle à la masse de charge marchande non embarquée (en effet, la charge marchande peut aussi être du fret). Nous notons $c_{penalty}$ le coût de non-embarquement d'un kilogramme de charge marchande et nous estimons sa valeur entre zéro et dix euros. Ce coût est évalué sur la base des prix des billets pour des vols long-courriers ainsi que sur les obligations réglementaires "*en matière d'indemnisation et d'assistance des passagers en cas de refus d'embarquement et d'annulation ou de retard important d'un vol*" [1]. Nous prenons ici cinq euros, ce qui correspond à une perte d'environ 500 euros par passagers non-embarqué.

Nous pouvons alors écrire :

$$cost_{penalty} = c_{penalty}(Payload_{nominal} - Payload_{mission_{max}}) \quad (3.1)$$

Enfin, nous définissons le critère de comparaison, par kilogramme de charge marchande nominale et par mile nautique de la distance $Range_{cost}$ à parcourir, de la manière suivante :

$$crit(Range_{design}, Range_{cost}) = \frac{COC + cost_{penalty}}{Payload_{nominal} Range_{cost}} \quad (3.2)$$

La figure 3.2 montre l'évolution de ce critère en fonction de $Range_{design}$ et $Range_{cost}$. Chaque courbe correspond à un avion conçu pour une distance franchissable de design fixée.

Observons l'allure d'une seule de ces courbes. Nous constatons que, pour chaque avion conçu, il existe un coût minimal. Il correspond à la distance franchissable maximale associée à la charge nominale de l'avion dans les conditions identifiées.

Depuis ce point, si on se déplace vers la gauche, l'avion doit parcourir une distance moins grande. La pénalité est alors nulle car tous les passagers peuvent être embarqués. Par contre, même si la quantité de carburant est réduite, on voit que le critère augmente d'abord très lentement, puis de plus en plus vite quand $Range_{cost}$ diminue. Ceci est dû au fait que certains postes de coûts inclus dans le COC ne diminuent pas ou très peu avec la distance ou le temps de vol.

Si par contre, on se déplace vers la droite, l'avion doit voler sur une distance plus importante. Il doit utiliser plus de carburant et ne peut pas transporter la totalité de la charge marchande, ce qui induit une augmentation très rapide de la pénalité qui est déterminante.

Si nous comparons les courbes entre elles, nous constatons qu'un avion qui n'est pas exploité sur la mission pour laquelle il a été conçu et optimisé montre des surcoûts d'exploitation par rapport à l'avion idéal.

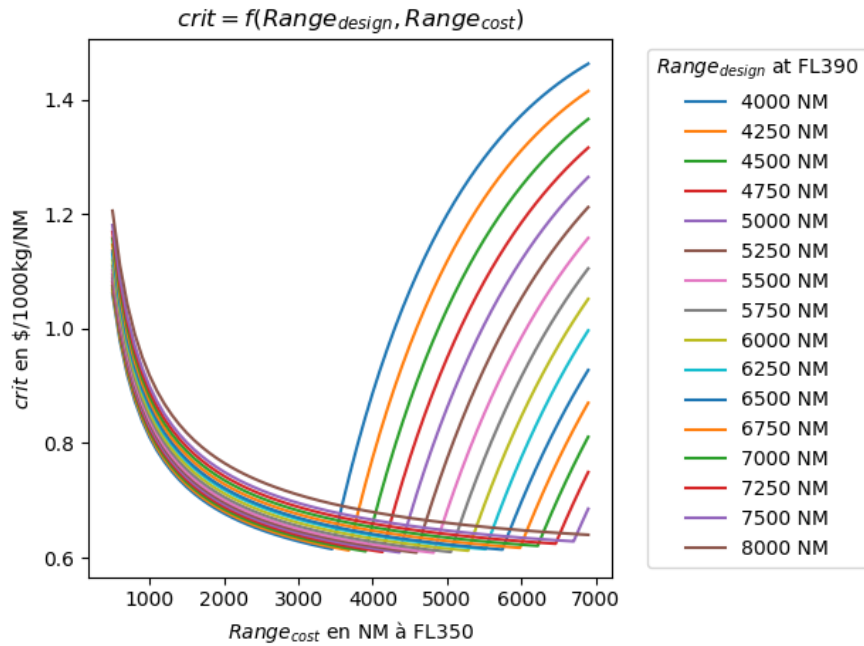


Figure 3.2 – Critère de comparaison du coût des missions en fonction de la distance franchissable de design $Range_{design}$ et la distance de la mission-coût $Range_{cost}$.

Pour chaque distance franchissable, nous comparons le coût de l'avion de référence et le coût de l'avion idéal, c'est-à-dire optimisé pour cette distance et mesurons le surcoût défini par :

$$surcout(Range_{cost}) = \frac{crit(Range_{design_{ref}}, Range_{cost}) - crit(Range_{cost}, Range_{cost})}{crit(Range_{cost}, Range_{cost})}$$

Cette comparaison montre que, mis à part sur la mission pour laquelle il a été conçu, cet avion est systématiquement plus cher à opérer que l'avion idéal. La figure 3.3 présente les résultats exprimés en surcoût relatif. Dès que l'exploitant s'éloigne des conditions pour lesquelles l'avion a été optimisé (environ 5700NM ici), le surcoût dépasse cinq pour cent sur des distances inférieures à 4000NM. Compte tenu des tendances observées sur la figure 3.2, nous estimons que les surcoûts continuent de croître sur des plus petites distances. Pour les vols plus longs, les pénalités impliquent un surcoût qui augmente très rapidement.

L'étude réalisée précédemment [165] nous montre que les avions long-courriers peuvent être exploités de manière intensive sur des vols de très courte distance (de l'ordre de quelques cen-

taines de miles nautiques). Même si d'après la figure 3.1a, cette tendance est moins forte pour notre avion de référence, la distribution des vols s'étale sur un large intervalle.

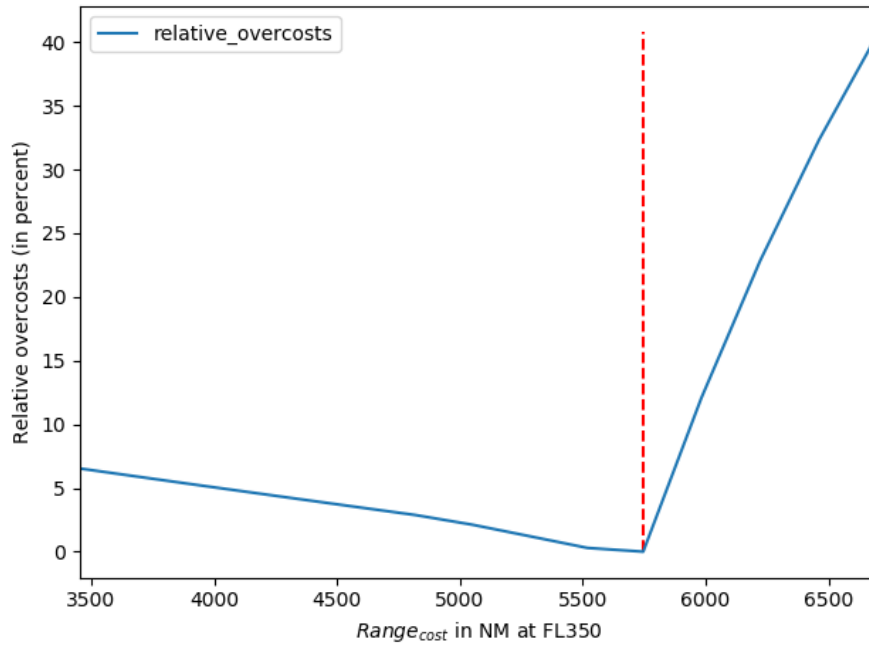


Figure 3.3 – Surcoût relatif associé à l'exploitation d'un avion sur des missions différentes de la mission de référence (en rouge : le $Range_{design}$ de l'avion de référence).

3.1.2 Conclusion

Cette étude justifie le constat qui nous a conduit à mener cette thèse. Elle confirme la question suivante, spécifique à la distance de vol : Quel est le meilleur avion si nous considérons un ensemble de missions avec des distances franchissables distribuées sur un intervalle plus large ? L'utilisation de données opérationnelles pour réduire l'incertitude épistémique (voir partie 1.4.3) associée au calcul de mission en phase de design conceptuel peut conduire à converger vers de nouveaux optimums pour l'avion.

La validation de ce constat pour les distances de vol nous conduit aussi à nous poser la question de manière plus générale vis-à-vis d'autres paramètres de conception tels que les exigences au décollage par exemple (qui sont étudiées dans la partie 3.2) et les conditions détaillées de vol (qui seront étudiées dans la partie 3.3).

3.2 Étude des exigences de conception au décollage

Un préalable à la conception d'un avion est l'établissement d'un cahier des charges, contenant en particulier les TLAR (voir partie 1.1). Dès les premières itérations du processus de conception, l'avion est optimisé en respectant ces TLAR et des choix importants sont faits sur la base de ces premières optimisations. Certains TLAR sont traduits sous forme de contraintes dans le problème d'optimisation. C'est le cas des exigences liées à la distance au décollage.

Sur la base des travaux relatifs à la calibration (voir partie 2.1) de l'outil MARILib pour représenter plus finement l'avion de référence sélectionné et suite à l'enrichissement de la base de données MOZAIC pour y ajouter le paramètre de masse (voir partie 2.2.3), l'étude présentée

dans cette partie vise à reformuler le problème d'optimisation afin de transformer la contrainte liée à l'exigence de décollage en une variable d'optimisation. Ces travaux sont publiés dans [164].

Cette nouvelle formulation du problème est présentée dans la partie 3.2.1.

Elle nécessite de nouveaux modèles permettant d'une part d'estimer le nouveau coût opérationnel intégrant les gains associés au relâchement de la contrainte au décollage, et d'autre part de mesurer la perte commerciale liée aux performances plus faibles de l'avion. Nous utilisons la base de données enrichie MOZAIC pour créer ces modèles.

Afin d'élaborer ces modèles, nous choisissons de réaliser des analyses globales de sensibilité pour identifier, parmi les paramètres d'entrée caractérisant la contrainte au décollage, ceux ayant les impacts les plus forts sur les paramètres de sortie et en particulier les coûts d'exploitation. La partie 3.2.2 décrit cette étape.

La partie 3.2.3 décrit comment nous évaluons les nouveaux coûts opérationnels intégrant les gains escomptés et la partie 3.2.3 se focalise sur les modèles quantifiant pertes.

Enfin, l'analyse de la forme du problème a permis de simplifier le problème d'optimisation et sa résolution. La section 3.2.4 expose les résultats obtenus.

3.2.1 Problème posé et formulation

Rappel du problème d'optimisation de référence

Le problème d'optimisation de référence que nous considérons est représenté par l'équation (1.14), reproduite ci-dessous. La table 1.2 détaille chaque élément de ce problème. L'indice $\cdot_{req}$ dans les contraintes indique les valeurs limites requises dans les spécifications de l'avion.

$$\begin{aligned}
 \min_{(S_{ref}, SLST)} \quad & f_{MARLib}(\mathbf{x}) \\
 \text{s.c.} \quad & TOFL(\mathbf{x}) - TOFL_{req} \leq 0 \\
 & App_speed(\mathbf{x}) - App_speed_{req} \leq 0 \\
 & OEI_path_{req} - OEI_path(\mathbf{x}) \leq 0 \\
 & Vz_MCL_{req} - Vz_MCL(\mathbf{x}) \leq 0 \\
 & Vz_MCR_{req} - Vz_MCR(\mathbf{x}) \leq 0 \\
 & TTC(\mathbf{x}) - TTC_{req} \leq 0
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

La formulation *MDO* de ce problème est illustrée dans la figure 1.10 et sa résolution suit l'algorithme 1.

Nous constatons en observant les figures 2.7 et 2.8 que les contraintes actives pour l'optimisation de l'avion de référence sont la contrainte au décollage et la contrainte de la vitesse en approche (respectivement en rouge et en bleu sur les figures).

La contrainte au décollage correspond ici à des conditions sévères car il est demandé à l'avion de décoller à la masse maximale au décollage *MTOW* depuis un aéroport situé en altitude, dans des conditions de températures élevées. En particulier, on fixe :

- la distance au décollage $TOFL_{req} = 4877m$,
- altitude de l'aéroport $Z_{pTO} = 5431ft$, et
- la température $\Delta T_{ISA_{TO}} = +25^\circ C$.

Ces conditions correspondent aux conditions au décollage pour l'aéroport de Denver (CO). D'autres aéroports dans le monde, comme Kunming en Chine ou La Paz en Bolivie, sont aussi réputés pour avoir des conditions aux décollages sévères.

Il faut noter ici que la caractérisation complète des conditions au décollage doit en plus prendre en compte le vent, l'état de la piste (sèche ou humide) ainsi que l'environnement de

l'aéroport (présence de relief ou d'obstacle). Nous ne considérons pas ici ces éléments complémentaires puisque nous ne disposons d'aucune information à leur sujet. Nous nous concentrons donc ici sur la distance au décollage requise, l'altitude de l'aéroport et la température.

Gains opérationnels et pertes commerciales

La contrainte au décollage représente des conditions sévères qui sont demandées par les compagnies aériennes afin de repousser les limitations opérationnelles de l'avion.

Combien de fois l'avion est-il réellement exposé à ces conditions ? De manière plus générale, les spécifications d'un avion contiennent des exigences qui correspondent à des conditions opérationnelles aussi sévères qu'exceptionnelles. Satisfaire les clients qui achètent les avions est extrêmement important pour le constructeur. Néanmoins, ceci se traduit par un surcoût opérationnel généralisé.

Si nous revenons aux contraintes au décollage, nous voyons dans [164] que réduire $TOFL_{req}$ d'une centaine de mètres fait augmenter la $MTOW$ de 2000kg environ. Comme la charge marchande ne varie pas, cela signifie que ce sont la OWE et la quantité de carburant qui varient. Si on réduit $TOFL_{req}$, la structure de l'avion doit être renforcée et comme il est plus lourd, il devra consommé davantage.... sur tous les vols qu'il réalisera. Par contre, si on augmente $TOFL_{req}$ de cent mètres, alors la $MTOW$ diminue de 2000 kg. Sur chacun des vol qu'il sera amené à réaliser dans sa vie, l'avion économisera du carburant et réduira les coûts. Y a-t-il une contrepartie ? Malheureusement oui. Quand les conditions sévères se produisent, alors l'avion n'est plus capable de transporter tous les passagers et la compagnie aérienne subit une perte financière et commerciale liée aux passagers qui ne peuvent pas être embarqués.

Il y a un compromis à trouver. C'est un exemple de discussion entre l'architecte de l'avion (ou les avants-projets dans les phases de design conceptuel) et la stratégie et les commerciaux chargés de le vendre, au sujet des exigences du cahier des charges. Ces discussions peuvent être compliquées et prendre du temps.

C'est pour ces raisons que nous proposons ici une nouvelle formulation du problème d'optimisation à résoudre.

Nouveau problème d'optimisation

Le nouveau problème d'optimisation peut être représenté par l'équation (3.4).

Nous positionnons, dans un premier temps, les paramètres qui caractérisent les conditions au décollage (c'est-à-dire $TOFL_{req}$, Zp_{TO} , et ΔT_{ISATO}) dans les variables de design. Afin de ne pas trop complexifier le problème d'optimisation, nous procédons, dans la partie 3.2.2, à une estimation de l'importance de ces différents paramètres et sélectionnons le ou les plus influents.

Ce transfert induit la disparition de la contrainte au décollage. Néanmoins, comme la distance au décollage dépend de S_{ref} et $SLST$, il faut rajouter une contrainte de *cohérence* qui impose que le résidu associé à cette distance soit nul :

$$g_{TO}^c = TOFL - \widehat{TOFL}$$

De leur côté, Zp_{TO} et ΔT_{ISATO} ne dépendent pas de S_{ref} et $SLST$. Il n'y a pas besoin de contraintes de *cohérence* pour ces variables.

Nous définissons aussi une nouvelle fonction-objectif notée f_{TO} pour la différencier de celles rencontrées précédemment. Celle-ci intègre les gains opérationnels et les pertes éventuelles. Nous la décrivons dans la partie 3.2.3.

Le problème d'optimisation devient alors le suivant :

$$\begin{aligned}
 & \min_{(S_{ref}, SLST, TOFL, Z_{pTO}, \Delta T_{ISA_{TO}})} f_{TO}(\mathbf{x}) \\
 & \text{s.c. } \mathbf{g}_{TO}^c = 0 \\
 & \mathbf{g}_{TO}(\mathbf{x}) \leq \mathbf{0}
 \end{aligned} \tag{3.4}$$

où

$$\mathbf{g}_{TO}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} App_speed(\mathbf{x}) - App_speed_{req} \\ OEI_path_{req} - OEI_path(\mathbf{x}) \\ Vz_MCL_{req} - Vz_MCL(\mathbf{x}) \\ Vz_MCR_{req} - Vz_MCR(\mathbf{x}) \\ TTC(\mathbf{x}) - TTC_{req} \end{bmatrix}$$

Avant de résoudre ce problème, nous cherchons à améliorer sa formulation.

3.2.2 Sélection des paramètres de décollage les plus significatifs

En se basant sur une analyse de sensibilité, nous identifions quels sont le ou les paramètres, parmi les trois qui caractérisent la contrainte au décollage (c'est-à-dire $TOFL_{req}$, Z_{pTO} , et $\Delta T_{ISA_{TO}}$), qui ont le plus d'influence sur le design de l'avion et en particulier sur les différentes sorties qui peuvent contribuer à l'évaluation du coût opérationnel :

- le *block fuel*,
- le *block time*,
- le *COC*,
- le *DOC*, et
- le *total fuel*.

Nous rappelons ce qui est présenté dans [164]. Nous réalisons un plan d'expérience sur les trois paramètres de décollage. Celui-ci contient 1000 points uniformément distribués sur les intervalles suivants :

- $TOFL_{req}$ entre 1 500 m et 5 000 m,
- Z_{pTO} entre 0 m et 2 500 m, et
- $\Delta T_{ISA_{TO}}$ entre $-30^\circ C$ et $+30^\circ C$.

Nous calculons les trois types d'indices de sensibilité suivants :

- les indices de Sobol,
- les indices basés sur la distance de Cramér Von Mises (*CVM*) pour chaque paramètre de sortie individuellement, et
- les indices basés sur la distance *CVM* pour le vecteur réunissant toutes les sorties.

Deux méthodes d'estimation de ces indices sont utilisées. La première repose sur les polynômes du Chaos (*PCE*) et la deuxième sur l'approche *Pick-Freeze* (*P&F*). Plus d'informations sont données dans la partie 1.6.2.

Les principales conclusions présentées dans [164] sont les suivantes. Avant tout, tous les indices sont cohérents sur la classification des trois paramètres d'entrée. La distance au décollage est celle qui influence le plus les coûts alors que l'altitude et la température ont moins d'influence.

On constate aussi de légères différences sur les deux estimations des indices de Sobol. La méthode *P&F* réduit un peu l'estimation de l'influence de la distance au décollage et renforce légèrement celles des deux autres paramètres. La somme des indices de Sobol est dans tous les cas proche de 1, ce qui implique que les influences combinées des paramètres restent très faibles.

D'après les indices *CVM*, l'influence de la distance au décollage est nettement moins forte que pour les indices de Sobol sans que celles de l'altitude et de la température n'augmentent significativement. La température montre une influence néanmoins supérieure à celle de l'altitude. La

Opérations considérées		La mission coût			
Méthode de calcul		<i>PCE</i>	<i>P&F</i>		
Indices de sensibilité		Sobol		CVM	CVM vectoriel
Sorties	Entrées	Valeurs des indices			
Block fuel	$TOFL_{req}$	81,36%	70,70%	55,90%	41,34%
	Zp_{TO}	6,25%	13,48%	9,95%	
	$\Delta T_{ISA TO}$	6,10%	14,75%	18,75%	
Block time	$TOFL_{req}$	79,09%	67,54%	40,01%	
	Zp_{TO}	7,41%	12,44%	6,48%	
	$\Delta T_{ISA TO}$	8,71%	18,30%	9,47%	
COC	$TOFL_{req}$	81,36%	70,70%	55,90%	
	Zp_{TO}	6,25%	13,48%	9,95%	
	$\Delta T_{ISA TO}$	6,10%	14,75%	18,75%	
DOC	$TOFL_{req}$	81,38%	70,73%	55,90%	
	Zp_{TO}	6,25%	13,49%	9,95%	
	$\Delta T_{ISA TO}$	6,10%	14,79%	18,75%	
Total fuel	$TOFL_{req}$	81,63%	70,76%	55,90%	
	Zp_{TO}	5,94%	13,41%	9,95%	
	$\Delta T_{ISA TO}$	5,81%	14,55%	18,75%	

Table 3.1 — Indices de sensibilité pour différents coûts associés à la mission coût.

somme des indices *CVM* est de l'ordre de 85% ce qui suggère des influences combinées légèrement plus fortes. Ces évolutions viennent peut-être du fait que les indices *CVM* prennent en compte toute la distribution alors que les indices de Sobol se focalisent sur la variance uniquement.

L'indice *CVM* vectoriel garde le même classement des entrées mais les importances relatives évoluent fortement avec une baisse très sensible pour la distance au décollage et une nette augmentation pour l'altitude et la température.

Les valeurs des indices pour le *block time* se détachent systématiquement de celles des autres sorties, ce qui est cohérent car la vitesse de vol (et donc la durée) est peu liée à la distance au décollage.

Dans l'indice *CVM* vectoriel, le fait de réunir le *block time* aux autres sorties peut expliquer l'évolution que l'on observe.

Pour reprendre la conclusion de [164], nous notons que la distance au décollage a l'influence la plus forte. Par conséquent, nous décidons de ne garder que la *TOFL* pour spécifier les conditions au décollage et fixons les valeurs des deux autres paramètres : $Zp_{TO} = 0m$ et $\Delta T_{ISA TO} = 0^\circ C$.

En fixant ces valeurs pour l'altitude et la température au décollage, si nous avons gardé la formulation de référence de l'équation (3.3), alors nous aurions dû aussi changer la valeur de $TOFL_{req}$ afin de garder une exigence équivalente. En effet, décoller sur une distance de 4 877 m avec $Zp_{TO} = 0m$ et $\Delta T_{ISA TO} = 0^\circ C$ est beaucoup moins sévère que la contrainte exprimée initialement. Compte tenu de ces nouvelles conditions d'altitude et de température, la distance au décollage requise doit être fixée, pour l'avion de référence, à 3 260 m. Ce sera à partir de maintenant notre distance au décollage de référence. La figure 3.4 montre l'espace de design avec la *TOFL* égale à 3 250 m.

Le nouveau problème est donc de la forme :

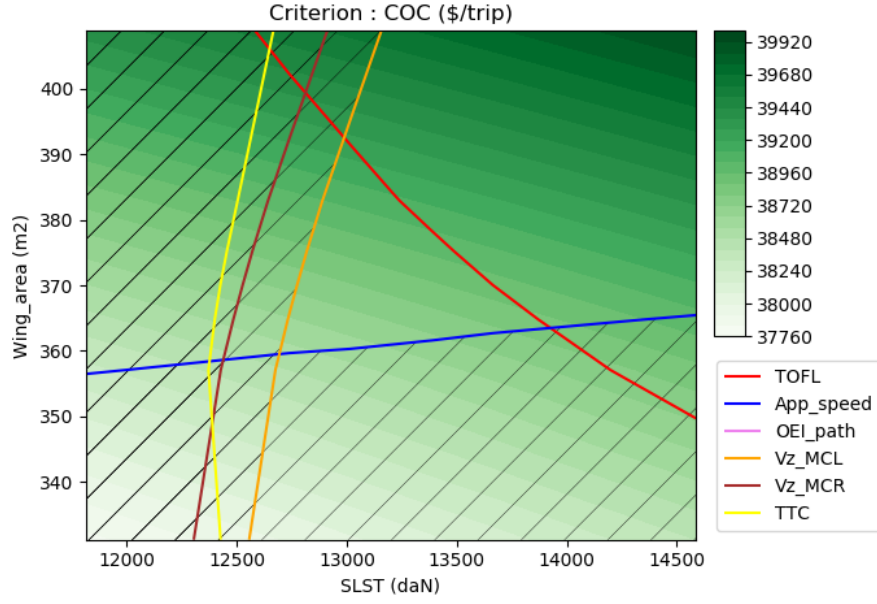


Figure 3.4 – Espace de design avec l'exigence de distance au décollage exprimée avec $TOFL = 3250m$, $Z_{pTO} = 0m$ et $\Delta T_{ISA} = 0^\circ C$.

$$\begin{aligned}
 \min_{(S_{ref}, SLST, TOFL)} \quad & f_{TO}(\mathbf{x}) \\
 \text{s.c.} \quad & \mathbf{g}_{TO}^c = 0 \\
 & \mathbf{g}_{TO}(\mathbf{x}) \leq 0
 \end{aligned} \tag{3.5}$$

3.2.3 Nouvelle fonction objectif f_{TO}

La nouvelle fonction-objectif f_{TO} est définie afin de mesurer le coût opérationnel qui intègre le gain espéré et la perte financière et commerciale associée pour une exploitation réaliste de l'avion sur un programme $\mathcal{P}$ de vols représentatif. Les données enrichies de la base MOZAIC sont prises en compte pour définir ce programme et obtenir cette fonction.

Les paramètres et informations utiles pour chaque vol sont les suivants :

- la longueur de piste maximale disponible sur l'aéroport de départ,
- l'altitude de l'aéroport,
- la température au moment du décollage,
- la distance de vol jusqu'à l'aéroport de destination,
- l'altitude moyenne de vol en croisière,
- le Mach de croisière,
- la température moyenne en croisière ΔT_{ISA} ,
- la charge marchande estimée notée ici $Payload_{ref}$.

Nous décrivons ici comment cette fonction est définie.

Estimation des pertes liées aux moindres performances

En phase de conception de l'avion, quand la distance au décollage de l'avion s'allonge, cela signifie que l'avion est moins performant vis-à-vis du décollage. Nous nous attendons à ce que,

par moment, cette baisse de performances induise une perte financière et commerciale pour les compagnies aériennes.

Modélisation déterministe Comment modéliser et quantifier ces pertes en utilisant les données MOZAIC enrichies ?

Nous faisons les hypothèses suivantes :

- le programme de vol $\mathcal{P}$ est élaboré en sélectionnant aléatoirement 1 000 vols dans la base MOZAIC enrichie, ce qui correspond, pour le type de l'avion de référence à un peu moins de trois années d'exploitation.
- $\mathcal{P}$ reste inchangé en terme de conditions au décollage (longueur de piste disponible, altitude de la piste, température au décollage) et de conditions de vol (distance à parcourir jusqu'à destination, altitude et température moyenne de croisière, Mach de vol).
- la charge marchande à transporter sur chaque vol (noté ici $Payload_{ref}$ et estimée dans la partie 2.2.3) reste inchangée et ne dépend pas des performances de l'avion.

Cette dernière hypothèse implique que même si les performances au décollage de l'avion augmentent (c'est-à-dire que la distance au décollage diminue et qu'il peut éventuellement transporter une charge marchande plus importante), l'avion ne transportera pas plus que la charge $Payload_{ref}$. Par contre, si ces performances diminuent, alors une partie de la charge marchande $Payload_{ref}$ risque de ne pas pouvoir être embarquée.

Il y a alors deux possibilités : soit les compagnies sont « surprises » par les conditions au décollage (la température par exemple) et ne peuvent pas embarquer des passagers qui ont réservés sur le vol, soit elles ont anticipé et réduit la charge marchande en vendant moins de billets. Dans le premier cas, elles doivent payer des compensations et transporter la charge marchande sur un autre vol. Dans le deuxième cas, elle perdent une partie de la charge marchande et le chiffre d'affaire associé. Nous modélisons les deux situations par un cout opérationnel additionnel $C_{add\mathcal{P}}$ défini par :

$$C_{add\mathcal{P}} = \sum_{flt \in \mathcal{P}} C_{flt} \quad (3.6)$$

où C_{flt} correspond au surcoût sur chaque vol, considéré proportionnel à la charge marchande non embarquée. Comme dans la partie 3.1, le surcoût par unité de masse est noté $cost_pld$. Nous gardons une définition cohérente avec celle présentée dans l'équation (3.1) en adaptant les notations :

$$C_{flt} = cost_pld(Payload_{ref\,flt} - Payload_{new\,flt}) \quad (3.7)$$

où $Payload_{new}$ est la nouvelle charge marchande transportée.

Calcul de $Payload_{new}$ Pour chaque combinaison des variables de design ($S_{ref}, SLST, TOFL$) pour laquelle $g_{TO}^c = 0$, nous obtenons un avion. D'un point de vue opérationnel, cet avion peut être amené à décoller pour différentes conditions de longueur de piste disponible, d'altitude et de température. Lors de la préparation de chaque vol, la compagnie doit définir la masse maximale au décollage associée à ces conditions locales. La fonction notée f_{mtow} ici permet de calculer la masse maximale avec laquelle l'avion peut décoller dans des conditions fixées. Nous avons donc :

$$MTOW_{flt} = \min\{MTOW, f_{mtow}(TOFL_{flt}, Z_{PTO_{flt}}, \Delta T_{ISA_{TO_{flt}}})\}$$

A la suite du décollage, l'avion doit alors réaliser un vol caractérisée par une distance à parcourir, une altitude et une température moyenne en croisière et par un Mach. Grâce à au modèle

de calcul de mission de MARILib basé sur l'équation de Breguet-Leduc (voir équation (1.17)), noté $f_{mission}$ ici, nous calculons la quantité totale de carburant nécessaire au vol à la $MTOW_{flt}$:

$$total_fuel_{flt} = f_{mission}(MTOW_{flt}, Range_{flt}, Zp_{cr\,flt}, \Delta T_{ISA\,cr\,flt}, Mach_{flt})$$

Par l'équation (2.2), nous en déduisons, en supposant $extra_fuel = 0$, et en notant $total_fuel = Block_fuel + fuel_reserves$ la charge marchande maximale qui peut être transportée sur ce vol :

$$Payload_{max\,flt} = \min\{Payload_{max\,ac}, MTOW_{flt} - OWE - total_fuel_{flt}\}$$

La nouvelle charge au décollage $Payload_{new\,flt}$ est alors donnée par :

$$Payload_{new\,flt} = \min\{Payload_{ref\,flt}, Payload_{max\,flt}\}$$

Il est maintenant possible de calculer le coût additionnel C_{flt} associé à chaque vol.

Approche stochastique Si nous considérons maintenant les conditions opérationnelles comme une variable aléatoire vectorielle notée $\mathbf{X}_{flt}$ et définie par :

$$\mathbf{X}_{flt} = \begin{bmatrix} TOFL_{flt} \\ Zp_{TO\,flt} \\ \Delta T_{ISA\,TO\,flt} \\ Range_{flt} \\ Zp_{cr\,flt} \\ \Delta T_{ISA\,cr\,flt} \\ Mach_{flt} \\ Payload_{ref\,flt} \end{bmatrix}$$

alors C_{flt} peut être considéré comme une variable aléatoire et obtenu par propagation d'incertitude en utilisant des méthodes décrites dans la partie 1.6.3. Dans une perspective d'optimisation robuste, $C_{add\mathcal{P}}$ peut être remplacée par $\mathbb{E}[C_{flt}]$ ou par un quantile que C_{flt} .

Estimation des gains opérationnels liés au relâchement des exigences de décollage

En phase de conception de l'avion, quand la distance au décollage de l'avion s'allonge, la surface de la voilure et la poussée de référence diminuent. Ceci se traduit par une réduction de la masse de la structure et donc de la OWE ainsi qu'une consommation moindre de l'avion. Ceci conduit, pour une même mission de design, à une réduction de la $MTOW$. La réduction, aussi bien de la masse de l'avion que de sa consommation de carburant, permet d'anticiper des coûts opérationnels plus faibles. En outre, de nombreuses taxes (décollage, survol, etc.) sont définies en fonction de la $MTOW$ de l'avion. Un gain est donc attendu aussi de ce côté. Nous nous focalisons ici uniquement sur les gains liés à la consommation de carburant.

Modélisation déterministe Pour chaque vol, nous utilisons les informations concernant la nouvelle charge marchande $Payload_{new\,flt}$ calculée pour évaluer les pertes opérationnelles puis nous faisons un simple calcul de mission en se basant sur $Range_{flt}$, $Zp_{cr\,flt}$, $\Delta T_{ISA\,cr\,flt}$ et $Mach_{flt}$.

$$TOW_{flt} = f_{tow}(Payload_{new\,flt}, Range_{flt}, Zp_{cr\,flt}, \Delta T_{ISA\,cr\,flt}, Mach_{flt})$$

Nous calculons $total_fuel_{flt}$, $block_fuel_{flt}$ et $block_time_{flt}$:

$$total_fuel_{flt}, block_fuel_{flt}, block_time_{flt} = f_{mission}(TOW_{flt}, Range_{flt}, Zp_{cr\,flt}, \Delta T_{ISA\,cr\,flt}, Mach_{flt})$$

Enfin les COC_{flt} est obtenu par :

$$COC_{flt} = f_{cost}(total_fuel_{flt}, block_fuel_{flt}, block_time_{flt})$$

Les fonctions f_{tow} , $f_{mission}$ et f_{cost} sont des fonctions disponibles dans MARILib.

Le coût opérationnel total C_{op} sur le programme de vol $\mathcal{P}$, est défini par :

$$C_{op\mathcal{P}} = \sum_{flt \in \mathcal{P}} COC_{flt} \quad (3.8)$$

Approche stochastique Comme pour le coût additionnel, si nous considérons $Payload_{new\,flt}$, $Range_{flt}$, $Zp_{cr\,flt}$, $\Delta T_{ISA_{cr\,flt}}$ et $Mach_{flt}$ comme les composantes d'une variable aléatoire vectorielle dont la distribution peut être modélisée grâce aux données MOZAIC enrichies, alors nous pouvons considérer COC_{flt} comme une variable aléatoire et $C_{op\mathcal{P}}$ peut être remplacée par exemple par l'espérance $\mathbb{E}[COC_{flt}]$.

Nouveau problème d'optimisation

La nouvelle fonction objectif f_{TO} peut maintenant être définie par :

$$f_{TO} = C_{tot\mathcal{P}} = C_{op\mathcal{P}} + C_{add\mathcal{P}}$$

Elle complète la définition du nouveau problème d'optimisation (voir équation (3.5). La formulation *MDO* associée à ce problème d'optimisation est présenté sur la figure 3.5.

Nous n'avons pas pu explorer toutes les possibilités offertes par la formulation du problème sous forme stochastique. Notre approche basée sur le tirage au sort de 1 000 vols MOZAIC aurait alors pu être assimilée à une propagation d'incertitude par MC.

Nous présentons les résultats de l'optimisation sous le format de différence relative par rapport au coût total d'exploitation de l'avion de référence sur le programme $\mathcal{P}$ noté $C_{tot\mathcal{P}_{ref}}$:

$$relative_gain = \frac{f_{TO}(S_{ref}^*, SLST^*, TOFL^*) - C_{tot\mathcal{P}_{ref}}}{C_{tot\mathcal{P}_{ref}}}$$

Exploration de l'espace de design

Les variables de design S_{ref} , $SLST$ et $TOFL$ sont liées entre elles car la distance au décollage $TOFL$ de l'avion dans les conditions de design dépend de S_{ref} , $SLST$. La figure 3.6 illustre l'espace de design. L'axe des ordonnées intitulé *Wing_area* représente S_{ref} .

La ligne rouge, qui représentait dans la formulation précédente la contrainte de distance au décollage, représente maintenant l'ensemble des points $(S_{ref}, SLST)$ dont la distance au décollage est égale à $TOFL$. Quand $TOFL$ varie, nous voyons que la courbe rouge se déplace. Elle génère alors une surface représentant le lieu des points $(S_{ref}, SLST, TOFL)$ qui respectent la contrainte de cohérence $g_{TO}^c = 0$.

La fonction f_{TO} est représentée par le dégradé de couleur. La partie blanche qui apparaît pour les faibles valeurs de S_{ref} et $SLST$ correspond à des valeurs non calculées car en dehors de l'espace admissible.

Les contraintes inégalités du problème sont représentées avec le même code couleur que précédemment.

Nous abordons maintenant la résolution du problème.

3.2.4 Simplification du problème d'optimisation et résultats

Le temps de calcul de chaque itération est de l'ordre d'une vingtaine de seconde. Nous cherchons donc à simplifier le problème afin de réduire le temps de calcul.

L'analyse de la figure 3.6 et de la structure de la fonction-objectif f_{TO} nous conduit à penser que la solution du problème se trouve sur la contrainte de la vitesse d'approche (ligne bleue).

En effet, nous constatons graphiquement que le minimum se trouve très proche de cette contrainte.

En outre, la fonction f_{TO} est la somme de deux fonctions : C_{opp} et C_{addP} . Son gradient en tout point est donc la somme de leurs deux gradients.

Le coût additionnel C_{addP} (ou pénalité) liée à l'évolution de performance au décollage de l'avion varie avec la distance au décollage. Son gradient est donc perpendiculaire à la ligne rouge qui représente l'iso-*TOFL*.

Le coût opérationnel C_{opp} est présenté sur la figure 3.7. Si nous projetons l'opposé de son gradient sur les iso-*TOFL*, une composante apparaît dirigée vers la contrainte de la vitesse d'approche. Cette composante semble s'annuler quand on arrive sur la contrainte de vitesse d'approche (la ligne bleue) ou dans son voisinage. Du point de vue de l'architecte avion, cette situation apporte une flexibilité dans le design car il a le choix de se positionner sur un intervalle de S_{ref} ou $SLST$ sans dégrader le critère. Ceci peut se révéler utile compte tenu d'autres considérations industrielles non modélisées ici et qui nécessiterait de faire varier légèrement l'un de ces deux paramètres. Cette flexibilité peut aussi permettre de donner un peu de robustesse au design de l'avion vis-à-vis de la contrainte d'approche par exemple.

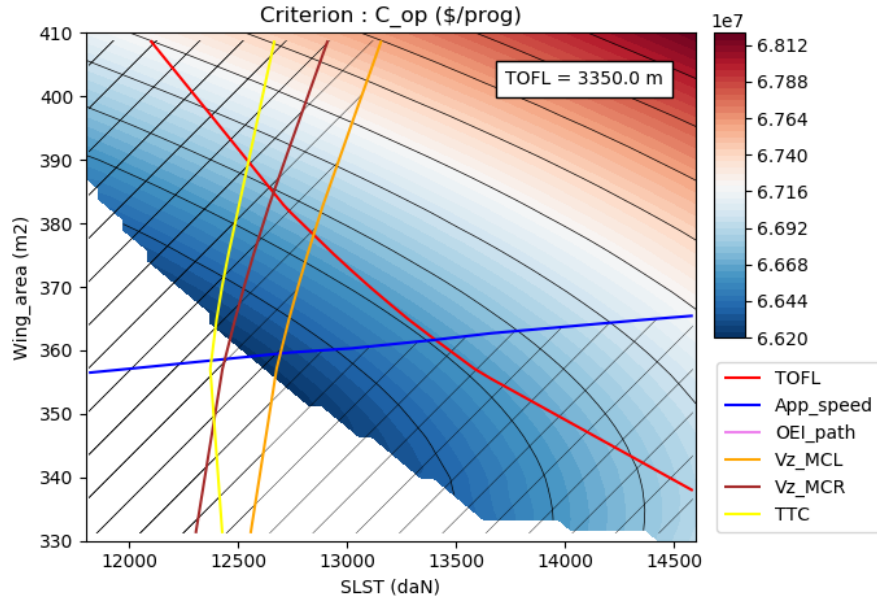


Figure 3.7 – Espace de design représentant C_{opp} .

Pour réduire le temps de calcul et compte tenu des observations ci-dessus, nous décidons :

- de concentrer notre recherche sur la contrainte de vitesse d'approche (ligne bleue) sur (ou au voisinage de) laquelle la valeur optimale de f_{TO} se trouve pour un *TOFL* fixé,
- de modifier la formulation *MDO* pour choisir une approche bi-niveau comme présentée sur la figure 3.8

Ce deuxième choix nous permet de résoudre plus facilement le problème en utilisant un métamodèle $\hat{\mathcal{M}}_{TO}$ tel que présenté sur la figure 3.9.

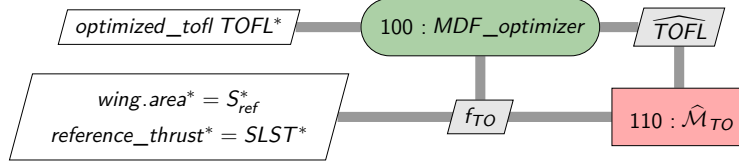


Figure 3.9 – Nouveau processus MDO avec utilisation d'un méta-modèle

La figure 3.10 montre le métamodèle obtenu pour différentes valeurs de $cost_pld$. La distance au décollage pour l'avion de référence est de $3260m$. Nous voyons que les coûts diminuent dès que la distance au décollage augmente mais cet effet est compensé par l'augmentation des coûts additionnels. Pour les valeurs de $cost_pld$ variant de 0,5 à 10 \$/kg (voir partie 3.1), nous trouvons un minimum. La contrainte liée au plafond en montée (Vz_MCL) fait que la distance au décollage maximale est de $3528m$. La figure 3.11 présente l'espace de design pour plusieurs valeurs de $cost_pld$.

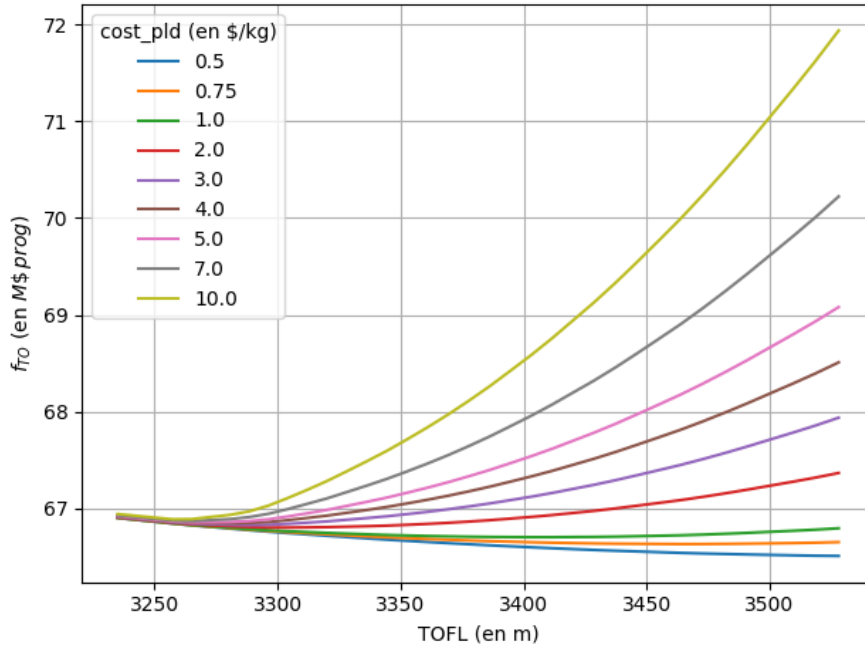


Figure 3.10 – Métamodèle $\hat{\mathcal{M}}_{TO}$ pour différentes valeurs de $cost_pld$.

La figure 3.12 et le tableau 3.2 présentent les résultats de l'optimisation pour différentes valeurs de $cost_pld$.

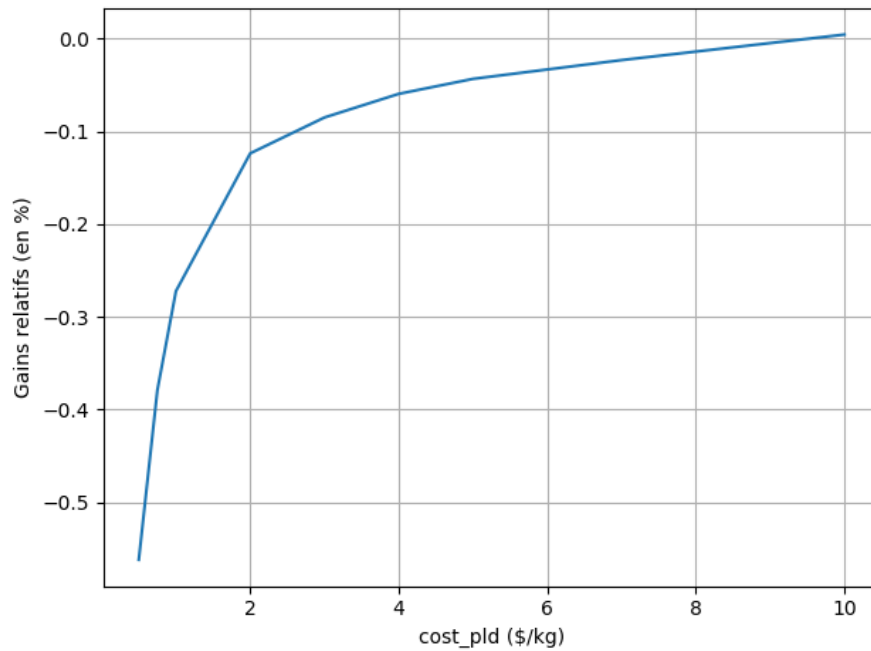


Figure 3.12 – Gain relatif maximal en fonction de *cost_pld*.

Les résultats montrent des gains relatifs maximum de l'ordre de 0,1 % à 0,6 %. Cela paraît assez modeste. Cependant, quand on regarde les montants associés, cela représente entre 67 000 \$ et 445 000\$ pour 1 000 vols, ce qui correspond à un peu moins de 3 années d'exploitation pour un avion long-courrier tel que notre avion de référence. Ce genre d'avion est amené à être exploité entre 20 et 25 ans environ, ce qui représente donc un gain par avion de l'ordre 500 000\$ à un peu plus de 3 M\$.

Les coûts additionnels sont basés sur des estimations du surcoût lié à la charge marchande non transportée. Elles tiennent compte, soit de la perte de chiffre d'affaire si les passagers n'ont pas pu réservé de sièges, soit du besoin de les reporter sur un autre vol et de les indemniser. Néanmoins, ces estimations ne tiennent pas compte de l'adaptation de la compagnie aérienne aux nouvelles performances de l'avion ni de l'éventuel ajustement des prix et de l'élasticité de la demande. Ces derniers éléments nous poussent à penser que le surcoût réel se positionnera plus probablement vers les basses valeurs de *cost_pld*.

<i>cost_pld</i> (en \$/kg)	S_{ref} (en m^2)	<i>SLST</i> (en daN)	<i>TOFL</i> (en m)	<i>relative_gain</i> (en %)
0,5	358,94	12 571,6	3 528	-0,561
0,75	359,88	12 857,1	3 463	-0,379
1,0	360,68	13 102,0	3 411	-0,272
2,0	362,42	13 632,6	3 304	-0,123
3,0	362,69	13 714,2	3 288	-0,084
4,0	362,82	13 755,1	3 280	-0,059
5,0	363,09	13 836,7	3 265	-0,043
7,0	363,09	13 836,7	3 265	-0,023
10,0	363,22	13 877,5	3 257	0,004

Table 3.2 – Résultats des résolutions du problème d'optimisation pour différentes valeurs de *cost_pld*.

3.2.5 Conclusion

Pour l'avion de référence choisi, la spécification de la distance au décollage est une contrainte active du problème de MDO et elle s'avère refléter des conditions d'exploitation aussi sévères qu'exceptionnelles. Dans un processus de conception classique, challenger cette contrainte aurait nécessité des discussions entre l'architecte avion (et les avant-projets) et le département stratégique et commercial du constructeur. Ces discussions peuvent prendre du temps et la recherche d'un compromis optimal peut être complexe.

Par l'étude présentée dans cet partie, nous proposons de reformuler le problème d'optimisation afin de transformer la contrainte de distance au décollage en une variable d'optimisation. Elle est publiée dans [164]. Elle vise à intégrer la recherche d'un compromis dans le processus d'optimisation. Pour cela, nous définissons de nouveaux modèles basés sur des données opérationnelles permettant d'une part, d'estimer le nouveau coût opérationnel intégrant les gains associés au relâchement de la contrainte de distance au décollage, et d'autre part, de mesurer la perte commerciale liée aux performances plus faibles de l'avion. Cette nouvelle formulation est une contribution de cette thèse.

L'objectif étant d'enrichir le processus MDO sans le rendre inutilement complexe, nous réalisons une étude de sensibilité pour identifier les paramètres les plus importants des conditions au décollage. Parmi la longueur de piste, l'altitude de l'aéroport et la température, les différents indices de sensibilité globale utilisés montrent tous que la longueur de piste est le paramètre le plus important. Nous fixons alors les deux autres à des valeurs de référence. L'analyse de sensibilité réalisée ici, en utilisant des indices classiques comme ceux de Sobol et des indices développés plus récemment comme ceux basés sur la distance de Cramér Von Mises, a permis de les comparer et de les tester sur un cas d'application nouveau. Ce travail est une autre contribution de cette thèse.

Les résultats obtenus sont à la fois modestes si nous observons les gains relatifs de l'ordre de 0,1 à 0,6%, mais aussi significatifs si nous évaluons leur portée sur la durée de vie d'un avion et observons le contexte. Le transport aérien et en particulier l'activité des compagnies aériennes doivent être sans arrêt optimisés pour dégager des bénéfices. L'obtention de ces estimations de gains est une troisième contribution de cette partie.

La méthode utilisée peut être appliquée à d'autres avions que l'avion de référence. Néanmoins, les résultats obtenus sont spécifiques à ce dernier à cause des données opérationnelles qui ont été utilisées directement. Une perspective à ce travail est de généraliser cette approche en proposant une modélisation des incertitudes applicables à d'autres types d'avion.

Le temps a limité notre exploration des méthodes de propagation d'incertitudes pour résoudre ce problème. Nous avons ébauché quelques pistes d'évolution des modèles proposés pour avancer dans cette direction. Une perspective à ce travail est de faire évoluer la formulation du problème pour le résoudre avec ces méthodes.

Néanmoins, le calcul de chaque vol du programme permet d'envisager un couplage du processus de conception avec un processus d'établissement d'un programme de vol par affectation des avions sur un réseau de route. Ceci permettrait de faire évoluer la modélisation de l'incertitude épistémique liée aux compagnies aériennes d'une représentation statistique vers l'intégration d'une nouvelle discipline dans la formulation MDO. Ceci est une autre perspective à notre travail.

3.3 Étude d'un design plus robuste vis-à-vis des conditions de vol en croisière

L'optimisation des avions dans les phases amont est faite en considérant deux missions, une pour définir la *MTOW* et l'autre pour estimer le coût d'exploitation. Pour cela, le processus MDO intègre un module de calcul de mission dont le rôle est de simuler le vol d'un avion pour estimer la quantité de carburant nécessaire pour réaliser la mission, ainsi que les réserves de carburant... Le vol simulé est toujours un vol optimisé. Deux types de modèles sont habituellement utilisés. Le premier s'appuie l'équation de Breguet-Leduc (voir l'équation (1.17)) et le deuxième sur une simulation pas-à-pas du vol (voir partie 1.5.2). Nous appelons ce deuxième modèle *step mission*. Le travail réalisé sur la base de données MOZAIC montre que l'avion en vol est exposé à des variabilités qui perturbent le vol optimal. Nous cherchons à faire évoluer la formulation du problème pour prendre en compte ces variabilités et trouver des solutions pour que l'avion y soit moins sensible, et donc plus robuste d'un point de vue opérationnel.

Les résultats de la partie 2.3.2 quantifient et modélisent les perturbations associées aux décisions de changement de niveau de vol. Ces perturbations sont la source d'une surconsommation de carburant. Après avoir fait évoluer le module de calcul de mission pour prendre en compte ces perturbations, la partie 3.3.1 présente les résultats de l'observation et de la quantification de cette surconsommation.

Sur quels paramètres de l'avion agir pour rendre l'avion plus robuste vis-à-vis de ces perturbations et ainsi compenser les surconsommations observées? En phase de design conceptuel, l'action sur l'aérodynamique est très limitée. Seuls un petit nombre de paramètres peuvent influencer la polaire de l'avion mais a priori aucun dans le détail dont nous avons besoin ici. La partie 3.3.2 propose de nouveaux paramètres pour agir sur les performances aérodynamiques de l'avion.

La partie 3.3.3 présente le nouveau modèle d'optimisation et la formulation MDO associée. Une simplification du problème y est aussi abordée. Une validation du modèle, vis-à-vis des effets des variabilités opérationnelles et des nouveaux paramètres de design, est faite sur la base d'une nouvelle méthode pour la réalisation de test sur les indices de Sobol.

Enfin la partie 3.3.4 présente les pistes envisagées pour la résolution du problème posé.

3.3.1 Calcul de mission intégrant des variabilités en croisière

Nous étudions l'impact des variabilités opérationnelles sur le profil de vol en croisière. Dans la partie 2.3.2, nous avons créé des modèles représentant les perturbations qui s'appliquent aux décisions de changement de niveau de vol (FL). Nous y listons trois types de perturbations mais n'avons pu en modéliser que le premier, celui consistant à anticiper ou retarder le changement de FL.

Rappelons ici l'intérêt de cette approche. En se focalisant sur les décisions de changement de niveau plutôt que sur la trajectoire complète, nous sommes capables de reproduire des trajectoires en palier ce qui permet de tenir compte des contraintes de la circulation aérienne. Cette approche nous permet aussi d'obtenir un modèle qui est selon nous applicable à tout type d'avion au moins long-courrier. Ce modèle vient perturber une trajectoire optimale, que de nombreux codes de calcul de mission (hors Breguet-Leduc) sont capables de calculer. Ceci nous assure aussi que la trajectoire correspond à des conditions opérationnelles adaptées à l'avion que l'on étudie. Il est donc utilisable par une grande partie de la communauté. Il est aussi étonnamment simple et une fois le travail de modélisation réalisé (qui peut être largement simplifié si toutes les infor-

mations nécessaires sont déjà disponibles, comme notamment la masse le long de la trajectoire), il ne requiert pas de gros moyens ni beaucoup de temps pour être mis en œuvre voire ajusté, quelque soit les conditions de vol (vitesse de croisière, température, direction de vol).

Pour le profil vertical de vol, la représentation de la trajectoire par une fonction afin d'en définir une moyenne et des variabilités (via par exemple la décomposition en composantes principales fonctionnelles) présente a priori l'inconvénient d'être spécifique à l'avion étudié et aux conditions de vols rencontrées. Les profils de vol en croisière que nous pouvons obtenir par tirage aléatoire ne sont alors pas nécessairement des fonctions constantes par morceaux représentatives des croisières en palier. Leur utilisation nécessite un module de calcul de mission spécifique, et ne s'appuie pas sur les modules pré-existant d'optimisation du profil de vol.

D'autres modèles plus complexes peuvent être mis en œuvre pour représenter ces variabilités. La capacité de simuler directement le trafic aérien via des outils tels que CATS [18] (*Complete Air Traffic Simulator*) ou ATOMS [13] (*Air Traffic Operations and Management Simulator*) permet d'obtenir des trajectoires de vol très réalistes. Cependant, le temps d'obtention de ces trajectoires peut être assez long, en particulier dans le cas où tous les conflits sont supprimés. En effet, il faut simuler tous les vols, y compris ceux non spécifiques à l'avion étudié. Ceci est d'autant plus lourd que toute la durée du vol doit être simulée, ce qui correspond à des intervalles temporels de plusieurs heures pour les avions long-courriers. En outre, ces outils sont parfois limités en terme de zone géographique pour ne couvrir par exemple qu'une région comme l'Amérique du Nord ou l'Europe, ce qui limite encore davantage leur utilisation pour des avions long-courriers.

Notre approche basée sur les décisions de changement de FL est donc complémentaire de celles déjà existantes et nous permet d'aborder notre problème en respectant le contexte opérationnel et les temps de calcul.

Utilisation du module de calcul de mission pas-à-pas

Les équations sur lesquelles s'appuient le module de calcul de mission pas-à-pas de MARILib sont les équations de la mécanique du vol. L'avion y est représenté comme un point matériel. Nous ne revenons pas ici sur le détails de ces équations qui peuvent être trouvées dans plusieurs livres comme par exemple celui de Kermode [115] ou Verrière [203].

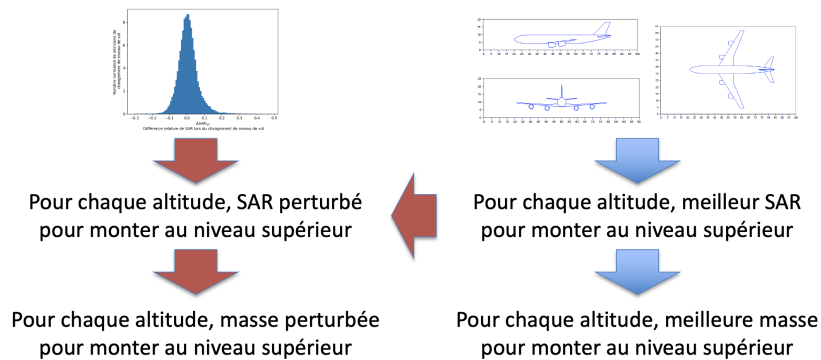


Figure 3.13 – Evolution du module de calcul de mission pas-à-pas de MARILib.

Le modèle de calcul de mission pas-à-pas est décrit dans la partie 1.5.2. Le profil de vol optimisé est obtenu en décidant de changer de niveau de vol au moment où le SAR (voir l'équation (1.18)) est plus grand au premier niveau de vol supérieur qu'à l'altitude courante. Les figures 1.19a et 1.19b montrent un exemple de trajectoire optimale calculé avec ce module.

La figure 3.13 montre les adaptations mises en place pour tenir compte des variabilités dans les changements de FL. La partie droite illustre le processus de calcul du profil optimisé de mission. Il suit les flèches bleues et part d'un avion pour calculer successivement les SAR optimum de changement de FL et les masses associées pour chaque niveau de vol disponible dans l'échelle de la circulation aérienne. Une fois ces masses fixées, l'avion en croisière n'a plus qu'à voler à un FL donné jusqu'à atteindre la masse de changement, puis monter au FL supérieur pour reprendre un vol en palier.

La partie gauche de cette figure représente l'évolution du processus. Il suit les flèches rouges. Il commence en haut à droite, comme le premier, avec un avion et calcule les SAR optimum de changement de FL pour chaque altitude. En tenant compte du modèle obtenu dans la partie 2.3.2, les SAR sont perturbés et les masses perturbées associées sont finalement calculées. La réalisation de la croisière reste, elle, inchangée. Nous constatons que les modifications du processus de calcul sont mineures. La figure 3.14 illustre plus finement comment les limites réglementaires en terme de plafond opérationnel en montée (Vz_MCL) et en croisière (Vz_MCR) sont pris en compte dans le calcul de la mission. Leur prise en compte implique une non linéarité dans la prise en compte des perturbations. Il faut noter que la masse de fin de montée $mass_{TOC}$ peut être impactée par les perturbations car la fin de la montée est traitée de manière similaire à un changement de FL. La masse de fin de croisière et de début de descente $mass_{TOC}$ n'est pas impactée par les perturbations car elle ne dépend que de la distance restant à parcourir jusqu'à l'aéroport de destination et la dernière altitude de vol.

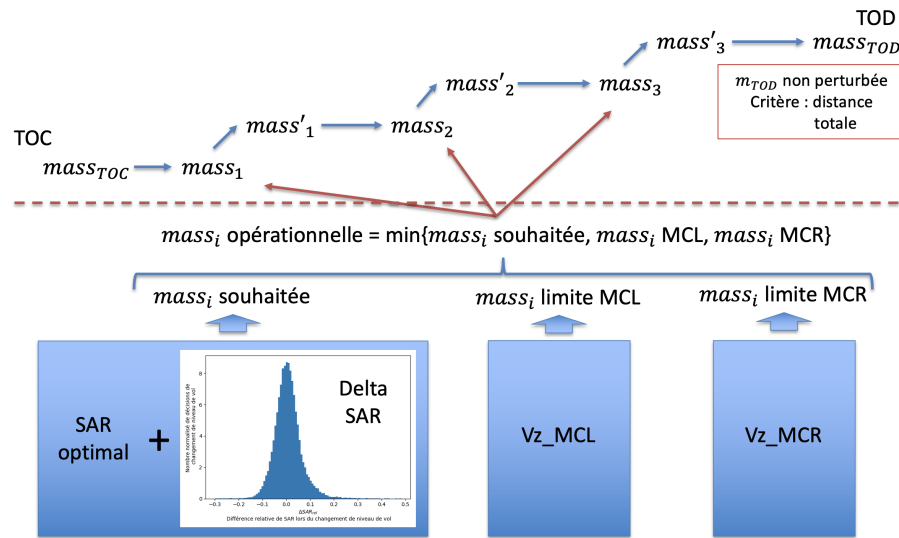


Figure 3.14 – Illustration du processus de calcul de mission pas-à-pas de MARILib.

Estimation du surcoût lié aux variabilités en croisière

La figure 3.15a montre l'évolution de la surconsommation tout au long de la trajectoire pour 1000 vols simulés. De manière surprenante, nous constatons qu'au cours de vols dont le profil vertical est perturbé, l'avion consomme parfois moins que sur la trajectoire optimale. C'est en particulier le cas quand le changement de niveau de vol est retardé. Dans ce cas, l'avion qui suit la meilleure trajectoire monte en premier et sa consommation augmente beaucoup le temps de changer de niveau par rapport à l'avion qui suit la trajectoire perturbée. Par contre, cette différence de masse disparaît progressivement car l'avion qui n'a pas monté consomme plus. Ce constat est particulièrement intéressant quand les vols sont très courts (dans ce cas, il n'est peut-être pas rentable de consommer plus de carburant pour monter au niveau de vol optimal

si l'avion n'y reste pas suffisamment pour amortir la consommation de la montée). La même question se pose quand il s'agit de choisir de monter vers le dernier niveau de croisière. Celui-ci risque d'être trop court pour amortir le dernier changement de niveau de vol. Le profil de vol optimisé doit prendre ceci en compte.

La figure 3.15b illustre la distribution des surconsommations finales relatives pour chaque vol. La valeur moyenne est de 0,20%. Nous voyons des variations pouvant s'élever jusqu'à 0,5% voire 1,0%.

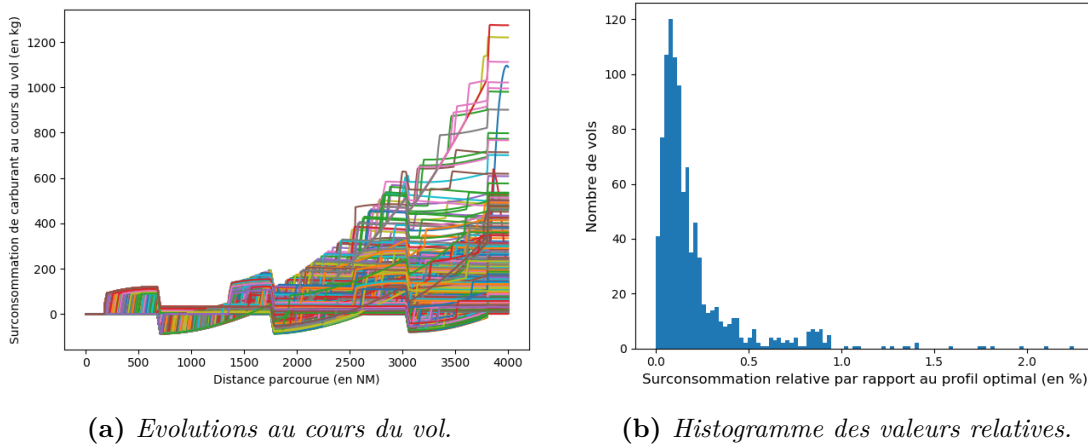


Figure 3.15 – Surconsommations observées pour 1 000 vols simulés sur la mission coût.

Ces estimations ne tiennent compte que du premier type de perturbations observées. Nous estimons que les deux autres types (choix de descendre au lieu de monter, et suppression d'un niveau de vol), non modélisés ici, apporteront leur contribution à cette surconsommation de carburant. Qualitativement, le deuxième type, qui conduit à descendre d'un niveau de vol plutôt que de monter, a selon nous un impact encore plus important sur la consommation du vol où il se produit. Néanmoins, sa probabilité d'occurrence, que nous n'avons pas eu le temps d'estimer dans notre travail, nous semble aussi plus faible.

Nouveaux paramètres de conception

Nous regardons maintenant comment compenser cette surconsommation. Au stade du design conceptuel, agir sur la surface de référence S_{ref} est le seul moyen de modifier l'aérodynamique de l'avion. Nous cherchons d'autres moyens d'agir.

Nous observons quelles parties de la polaire de l'avion sont particulièrement utilisées. La figure 3.16 montre plusieurs tracés de la trajectoire de l'avion sur sa polaire. Nous rappelons ici que l'avion et la mission restent inchangés. Seules les perturbations appliquées aux décisions de changement de FL varient d'un vol à l'autre.

Sur les graphiques, la ligne rouge correspond à la polaire de l'avion dans des conditions de vol de référence et sert de repère. Les points de différentes couleurs correspondent aux différents segments du vol. Les points violets et jaunes correspondent respectivement à la montée et à la descente. Les points bleus correspondent aux phases de vol en palier et les points verts aux changements de FL. Ils constituent le segment de croisière. Nous ne nous intéressons qu'à ce dernier segment. Nous constatons d'abord que les points bleus suivent des courbes ressemblant à la courbe de référence rouge. Ceci est dû au fait que les conditions de vol de l'avion restent constantes sur un palier. Ainsi quand l'avion s'allège, il vole à des C_z de plus en plus faibles et il parcourt alors la portion de polaire correspondant aux conditions de vol du palier. Compte

tenu de la forme de la polaire et de la définition du SAR, on comprend qu'il n'est pas bon pour la consommation de trop s'éloigner du point de finesse maximale. Cependant, comme le C_z de l'avion diminue au cours d'une phase en palier, il finit forcément par s'en éloigner. Nous remarquons que les changements de FL permettent d'accroître à nouveau le C_z et donc de revenir sur une partie de la polaire où la finesse est plus grande. Les perturbations ont tendance à agrandir ou rétrécir les plages de C_z parcourues et à les décaler vers des C_z plus grands ou plus faibles. La surconsommation étudiée est liée à ces observations.

L'histogramme présenté sur chaque graphique représente la distribution des C_z au cours de la croisière, tout niveau de vol confondu. Nous constatons que cette distribution varie d'un vol à l'autre. Ceci est dû aux perturbations qui amènent l'avion à utiliser une gamme différente de C_z à chaque vol.

Agir sur la polaire de l'avion pour réduire les surcoûts opérationnels engendrés par les perturbations en croisière nous apparaît être une perspective intéressante. Nous nous concentrons maintenant sur cette voie.

3.3.2 Nouveau modèle aérodynamique

Nous proposons un nouveau moyen d'agir sur la conception aérodynamique de l'avion. En effet, le processus de conception avion de MARILib dispose de deux variables de design : la surface de référence de la voilure S_{ref} et la poussée des moteurs $SLST$. Nous considérons qu'elles ne donnent pas suffisamment d'autorité à l'algorithme d'optimisation pour réagir aux variabilités que l'on souhaite modéliser. La solution proposée vise à agir au niveau de l'aérodynamique grande vitesse de l'avion et plus particulièrement de la polaire de l'avion (dans notre cas, $LoD = f(C_z)$). Nous ajoutons deux paramètres de design permettant de modifier *artificiellement* la polaire. L'idée est d'observer l'optimum trouvé pour savoir si la meilleure solution vise à rendre la polaire plus pointue ou plus aplatie.

Dans le premier cas, nous concluons que la variabilité sur la croisière implique une spécialisation plus grande de l'avion, c'est-à-dire que l'avion sera encore meilleur sur une plage de C_z limitée où il était déjà très bon. Dans le deuxième cas, nous en déduirions que l'optimum est un avion plus robuste d'un point de vue aérodynamique, c'est-à-dire qu'il sera très bon sur une gamme plus large de conditions mais peut-être moins bon sur la plage de C_z où il était le meilleur.

Ce faisant, nous respectons le rôle du concepteur de l'avion complet qui vise à maîtriser la cohérence d'ensemble de l'avion mais aussi à fixer des objectifs à la fois ambitieux mais néanmoins réalistes aux spécialistes des différentes disciplines. Ici, nous ne connaissons pas les solutions techniques qui permettraient de modifier la polaire comme modélisé mais nous imaginons que si nous y trouvions un avantage, des technologies pourraient éventuellement émerger dans le futur pour rendre celles-ci possibles. Le résultat que nous recherchons peut guider les choix de conception plus détaillés.

Modification de la polaire de l'avion.

Nous souhaitons que la déformation de la polaire s'appuie sur une amélioration locale et raisonnable qui vienne s'ajouter à la polaire existante. La forme de cette modification locale (notée ici δ_{LoD}) dépend du Mach et du C_z par la relation suivante :

$$\Delta LoD = \frac{\Delta LoD_{max}}{4} (1 + \cos(C_z - C_{z\Delta})) (1 + \cos(Mach - Mach_{design})) \mathbf{1}_{\mathcal{Z}}(C_z, Mach)$$

où :

$$\mathcal{Z} = \left\{ (cz, m) \mid cz \in \left[Cz_{\Delta} - \frac{\pi}{\alpha_{\Delta}}, Cz_{\Delta} + \frac{\pi}{\alpha_{\Delta}} \right] \text{ et } m \in \left[Mach_{design} - \frac{2\pi}{\alpha_{\Delta}}, Mach_{design} + \frac{2\pi}{\alpha_{\Delta}} \right] \right\}$$

$\mathbf{1}_{\mathcal{Z}}$ est l'indicatrice de $\mathcal{Z}$.

α_{Δ} est défini de la manière suivante :

$$\alpha_{\Delta} = \frac{2\pi \Delta LoD_{max}}{A_{\Delta}}$$

où A_{Δ} est l'aire sous la courbe ΔLoD dans le plan $Mach = Mach_{design}$.

Nous avons testé plusieurs moyens de déformer la polaire, en utilisant par exemple les courbes de Bézier. Néanmoins, aucune autre solution ne s'est révélé aussi pratique à paramétrer et facile à interpréter que celui proposé ici.

Quatre paramètres définissent ce modèle :

- ΔLoD_{max} représente l'intensité maximale de la déformation,
- Cz_{Δ} localise la déformation, et
- α_{Δ} représente l'étendu de la déformation, et
- A_{Δ} représente l'effort global associé à la déformation.

ΔLoD_{max} , α_{Δ} et A_{Δ} sont liés entre eux par la définition de α_{Δ} . Nous choisissons aussi de fixer A_{Δ} afin de doser l'effort associé à la déformation. Qualitativement, nous jugeons que plus A_{Δ} est grand, plus la modification aérodynamique est intense et la zone modifiée large, et plus les efforts de recherche et d'ingénierie doivent être importants pour la mettre en œuvre. Nous positionnons les deux paramètres indépendants ΔLoD_{max} et Cz_{Δ} dans les variables de design.

La figure 3.17 présente le modèle de déformation de la polaire et les effets de chaque paramètre.

3.3.3 Définition du nouveau problème et formulation sous la forme d'un problème d'optimisation robuste

Nous présentons dans cette partie la formulation retenue pour aborder le problème étudié.

Première formulation du nouveau problème

En plus de S_{ref} et $SLST$, nous disposons maintenant de deux variables de design supplémentaires : ΔLoD_{max} et Cz_{Δ} .

La formulation du problème d'optimisation de référence (voir équation (1.14)), devient alors le suivant :

$$\begin{aligned} \min_{(S_{ref}, SLST, \Delta LoD_{max}, Cz_{\Delta})} \quad & f_{CR}(\mathbf{x}) \\ \text{s.c.} \quad & \mathbf{g}_{CR}(\mathbf{x}) \leq \mathbf{0} \end{aligned} \tag{3.9}$$

où

$$\mathbf{g}_{CR}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} TOFL(\mathbf{x}) - TOFL_{req} \\ App_speed(\mathbf{x}) - App_speed_{req} \\ OEI_path_{req} - OEI_path(\mathbf{x}) \\ Vz_MCL_{req} - Vz_MCL(\mathbf{x}) \\ Vz_MCR_{req} - Vz_MCR(\mathbf{x}) \\ TTC(\mathbf{x}) - TTC_{req} \end{bmatrix}$$

La figure 3.18 représente le processus MDO permettant de calculer la fonction f_{CR} et les contraintes.

Nous remarquons que :

- l'algorithme d'optimisation dispose de deux variables de design supplémentaires,
- les modifications de la polaire vont intervenir au niveau du calcul de la mission nominale (module 40 : *Mass – mission loop*) et de la mission coût (module 50 : *Performances*),
- les modèles des perturbations viennent alimenter le module 50 : *Performances* et plus particulièrement le module 57 : *Cost mission*.
- aucune des six contraintes n'est impactées par les variabilités rencontrées en croisière,
- les contraintes liées à la distance au décollage, à la vitesse d'approche ne sont pas sensibles aux déformations de la polaire engendrées par les deux nouvelles variables de design,
- les quatre autres contraintes sont influencées par les déformations de la polaire.

Néanmoins, ce ne sont pas les seules modifications. Les modules *Mass – mission loop* et *Cost mission* sont aussi modifiés pour ne plus considérer le modèle de calcul de mission de Breguet [35] mais un modèle plus raffiné de calcul pas-à-pas de la mission (*Nominal step_mission*) et décrit précédemment dans cette partie. La figure 3.19 montre cette évolution pour le module *Mass – mission loop*. Cette évolution est nécessaire car le modèle de Breguet ne considère qu'un seul point de la polaire aérodynamique pour le calcul de mission (le choix de ce point est d'ailleurs une des approximations de ce modèle) alors que le modèle *step_mission* prend en compte une gamme plus large de C_z , ce qui permet de mieux capturer les effets des déformations de la polaire proposées. L'aérodynamique de l'avion est ici plus complexe et ce nouveau modèle de calcul de mission permet donc de mieux prendre en compte cette complexité.

L'objectif de ce problème est de minimiser l'espérance de la quantité de carburant consommée (notée CC) sur la mission coût soumise aux variabilités observées en croisière et qui perturbent les décisions de changement de FL. La fonction-objectif peut alors être formulée ainsi :

$$f_{CR} = \mathbb{E}[CC]$$

Évolution de la formulation

La formulation précédente présente quelques inconvénients. Outre le fait que le remplacement de la formule de Breguet au niveau de la mission nominale et de la mission coût est pénalisant d'un point de vue temps de calcul, les conséquences des perturbations que nous souhaitons étudier sont inférieures de plusieurs ordres de grandeur à la consommation de carburant CC . L'impact des perturbations sur l'espérance $\mathbb{E}[CC]$ sera quasiment invisible.

Une possibilité est de minimiser à la fois l'espérance $\mathbb{E}[CC]$ et la variance $Var[CC]$ ce qui transformerait le problème en problème d'optimisation multi-objectif, en utilisant par exemple une approche de Pareto ou une fonction-objectif composite de la forme :

$$f_{CR} = \eta \mathbb{E}[CC] + (1 - \eta) Var[CC], \eta \in [0, 1]$$

Nous nous préférons ici faire évoluer la formulation du problème pour nous focaliser uniquement sur la surconsommation due aux variabilités en croisière et aux effets de la modification de la polaire pour les compenser.

Les hypothèses que l'on prend sont les suivantes :

- la configuration de l'avion est fixée, c'est-à-dire que l'on considère l'avion de référence et donc que S_{ref} et $SLST$ sont fixés,
- nous ne conservons que ΔLoD_{max} et $C_{z\Delta}$ comme variables de design,
- pour la fonction-objectif, nous nous focalisons sur la surconsommation de carburant, notée SCC ,

- la mission coût reste inchangée en particulier en terme de distance à parcourir (4 000 NM), de masse au décollage, de charge marchande mais aussi de Mach et de température,
- nous utilisons le modèle *step mission* pour le calcul de mission, et
- la surconsommation est évaluée par rapport au vol optimal (c'est-à-dire non perturbé).

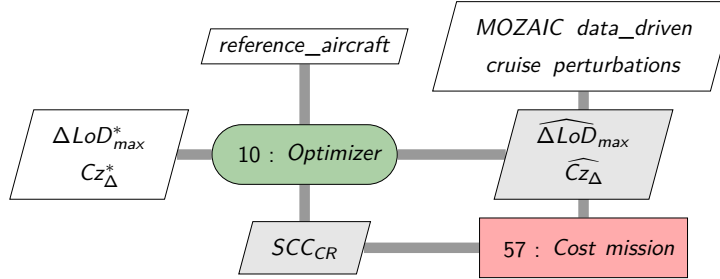


Figure 3.20 – Processus MDO focalisé sur le surcoût engendré par les perturbations.

Ces hypothèses correspondent par exemple au scénario où l'avion est déjà en service depuis un certain temps et où le constructeur souhaite revoir l'aérodynamique de l'avion. De telles modifications significatives ont déjà été réalisées dans le passé, par exemple quand Boeing a développé la gamme B737 NG (*Next Generation*) au début des années 2000 ou quand Airbus a lancé l'A320 NEO (*New Engine Operations*) il y a quelques années. Ces modifications étaient aussi motivées par un changement de motorisation mais l'aérodynamique a fait l'objet d'une amélioration sensible. Avant de lancer effectivement ces modifications, il faut en évaluer le potentiel. Dans notre cas, nous nous concentrons uniquement sur une amélioration aérodynamique.

Nous nous attachons donc à résoudre le problème suivant :

$$\min_{(\Delta LoD_{max}, Cz_{\Delta})} \mathbb{E}[SCC_{CR}](\mathbf{x}) \quad (3.10)$$

Nous notons que ce nouveau problème n'inclut aucune contraintes alors que quatre des contraintes du problème présenté dans l'équation 3.9 sont sensibles aux nouvelles variables de design. Compte tenu de la forme du problème (voir figures 2.7 et 2.8, nous constatons qu'aucune de ces quatre contraintes n'est active à l'optimum et qu'il existe une certaine marge entre l'optimum et ces contraintes. Les modifications de la polaire que nous envisageons sont limitées et ne font qu'améliorer localement l'aérodynamique de l'avion. Dans ce cas, nous nous attendons à ce que les marges vis-à-vis de ces contraintes soient encore augmentées avec la mise en place de ΔLoD_{max} et Cz_{Δ} . Nous décidons donc de ne pas les garder dans la formulation du problème.

Le processus MDO se simplifie grandement pour devenir celui présenté sur la figure 3.20.

Décrivons maintenant plus précisément comment les perturbations en croisière sont prises en compte.

Prise en compte des variabilités en croisière

Quand l'avion réalise un vol en croisière, il est obligé de voler à des FL particuliers, prédéfinis dans la réglementation de la circulation aérienne, et qui dépendent de la direction dans lequel vole l'avion. Vers l'ouest, l'avion doit voler sur les FL pairs et vers l'est sur les FL impairs (pensez au Portugal et à l'Italie pour vous en souvenir!).

Nous considérons pour le cas qui nous intéresse que l'avion vole systématiquement dans la même direction, ce qui est une situation tout à fait théorique, mais qui n'enlève rien à la généralité du propos. Nous identifions les FL disponibles. Il y en a sept. Pour chacun de ces FL, nous devons prendre une décision de changement de FL, qui est perturbée de manière aléatoire et indépendamment des autres. Nous désignons par conséquent les sept variables aléatoires, indépendantes et identiquement distribuées, suivantes :

- $X_{\#1}$ la perturbation du FL le plus bas,
- $X_{\#2}$ la perturbation du deuxième FL le plus bas,
- etc.,
- $X_{\#6}$ la perturbation du deuxième FL le plus haut,
- $X_{\#7}$ la perturbation du FL le plus haut.

Ces sept variables aléatoires suivent les distributions présentées dans la partie 2.3.2.

Analyse de sensibilité du problème

Dans le nouveau problème, nous avons deux variables de design (ΔLoD_{max} et Cz_{Δ}) et sept variables aléatoires venant perturber la trajectoire.

Nous réalisons une analyse de sensibilité pour évaluer quelles sont les variables ci-dessus qui ont une influence sur la fonction-objectif. Les réponses apportées nous renseignent sur la validité de notre modèle. Cette analyse a servi de cas d'application pour l'article [118] qui présente de nouvelles méthodes de test d'hypothèse concernant les indices de Sobol. La réalisation de cette étude de sensibilité a nécessité la réalisation d'un DOE. Pour cela nous désignons par X_{LoD} et X_{Cz} les variables aléatoires associées respectivement à ΔLoD_{max} et Cz_{Δ} . Nous les supposons uniformément distribuées sur leurs intervalles de variation :

- $X_{LoD} \sim \mathcal{U}_{[0;0,4]}$
- $X_{Cz} \sim \mathcal{U}_{[0,40;0,60]}$

Nous notons Y_{SCC} la variable aléatoire associée à la surconsommation de carburant.

La figure 3.21 illustre le processus utilisé pour réaliser le DOE.

Les conclusions montrent que seules les entrées $X_{\#2}$, $X_{\#3}$, $X_{\#4}$, X_{Cz} et X_{LoD} ont une influence sur Y_{SCC} . Ceci est cohérent avec la situation pratique que nous étudions. En effet, pour la mission que l'on considère et la masse au décollage de l'avion, le premier niveau de vol n'est pas utilisé car l'altitude du TOC est au située au dessus. Compte tenu de la charge marchande, l'altitude de fin de vol varie peu et se situe sur le cinquième niveau. Les décisions de changement de FL pour les trois derniers FL ne sont donc pas prises et les perturbations associées ne peuvent pas s'exprimer.

Le fait que X_{Cz} et X_{LoD} ont une influence sur la sortie montre que leur choix comme variables de design est judicieux et que les intervalles sur lesquels nous avons limité leurs variations sont pertinents.

Enfin, un résultat intermédiaire de cet étude a mis en évidence une erreur dans le code qui bloquait initialement l'expression de X_{Cz} et X_{LoD} . Ceci nous a conduit à revoir le code et à corriger l'erreur.

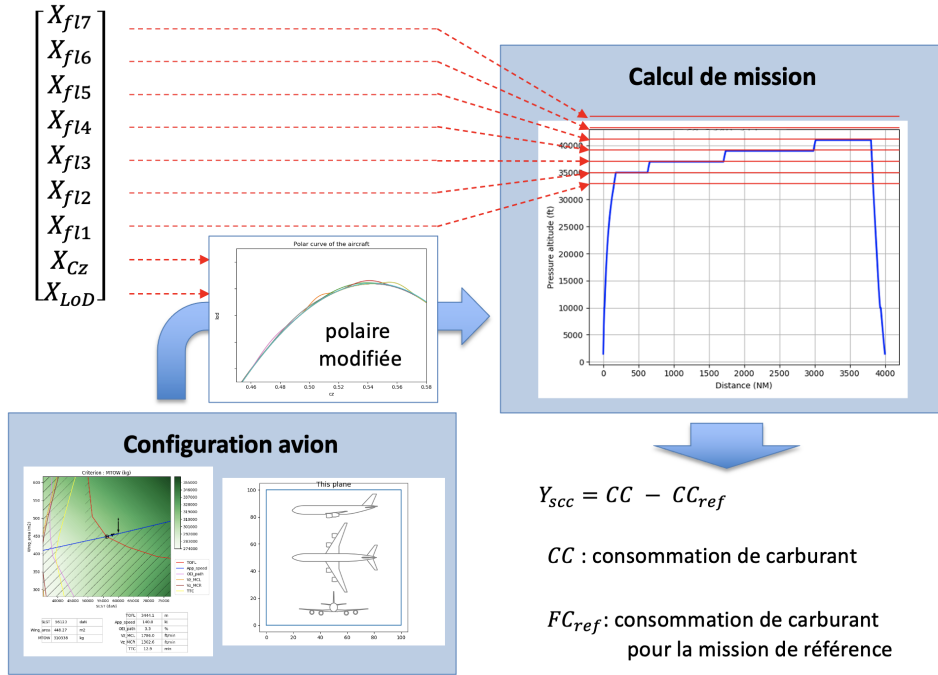


Figure 3.21 – Déformation de la polaire de l'avion.

3.3.4 Résultats

Nous n'avons pas eu le temps de mener la résolution de ce problème à son terme.

Concernant la propagation d'incertitudes, nous n'avons pu considérer qu'une approche MC. Nous envisageons de travailler sur un développement en série de Taylor du premier ou second ordre pour propager les moments ou l'utilisation des polynômes du chaos.

3.3.5 Conclusion

Le travail réalisé dans cette partie a permis de reformuler le problème de MDO associé au design conceptuel pour prendre en compte les variabilités opérationnelles rencontrées en croisière en rajoutant deux nouvelles variables de design permettant la déformation locale de la polaire. Cette nouvelle approche ainsi que les nouveaux modèles proposés sont une première contribution de cette partie.

Poser clairement le nouveau problème d'optimisation et le simplifier contribue à relever une grande part du défi de cette analyse. Même sans la résolution, le travail réalisé ici constitue une seconde contribution de cette partie. La résolution de ce problème pour quantifier les gains potentiels est une perspective de cette thèse. Cette résolution permettra de terminer de répondre à la question suivante : compte tenu des variabilités rencontrées en croisière, vaut-il mieux un avion avec une polaire plus pointue (et donc un avion plus efficace sur une gamme de C_z limitée) ou bien avec une polaire plus aplatie (et donc un avion moins efficace localement mais meilleur sur une gamme plus large de C_z) ? Notre sentiment penche pour la deuxième possibilité mais il reste à le démontrer et le quantifier.

Enfin, exploiter les distributions obtenues à la fin du chapitre 2 pour proposer un cas concret d'application pour la validation de nouvelles méthodes d'analyse de sensibilité est une troisième contribution de cette partie.

3.4 Conclusion

Trois cas d'application sont abordés dans ce chapitre.

Le premier consiste en une analyse préliminaire qui valide le constat qui préside à la réalisation de cette thèse, selon lequel il y a une perte d'optimalité opérationnelle quand l'avion n'est pas exploité sur les missions pour lesquelles il a été conçu et optimisé dans les phases très amont du processus de conception. Une perte de quelques pourcents est estimée par rapport à l'avion idéal.

Le deuxième cas d'application s'intéresse aux performances basses vitesses de l'avion et en particulier aux exigences de distance au décollage. Celles-ci sont habituellement traitées comme des contraintes. Les spécifications sont liées à des conditions aussi sévères qu'exceptionnelles, ce qui limite l'espace de design et tend à dimensionner un avion à la fois plus lourd et qui consomme davantage. La négociation de ces spécifications avec le département stratégie et commercial du constructeur peut prendre du temps et être complexe. Les desiderata des compagnies aériennes ne sont pas remis en question aisément. La méthode proposée, qui utilise l'expérience opérationnelle au travers de modèles inspirés de données, automatise cette recherche de compromis en positionnant la distance au décollage dans les variables de design. Le nouveau problème d'optimisation est posé ainsi que la formulation MDO associée. La résolution du problème montre un gain potentiel de l'ordre de quelques dixièmes de pourcent. Ceci se traduit néanmoins par des gains potentiels de plusieurs centaines de milliers jusqu'à quelques millions de dollars sur la vie en exploitation d'un avion long-courrier.

Enfin le dernier cas d'application se concentre sur les performances hautes vitesses de l'avion et les conditions de vol en croisière. Nous utilisons la modélisation des variabilités opérationnelles réalisée à la fin du chapitre 2 pour modifier le problème d'optimisation de référence en y ajoutant deux nouvelles variables de design pour déformer localement la polaire de l'avion et en adaptant la formulation MDO associée. La résolution effective de ce problème fait partie des futures pistes de recherche à envisager dans la continuité de cette étude. Néanmoins une estimation du surcoût lié à ces perturbations montre qu'il est de l'ordre de quelques dixièmes de pourcent.

Les contributions et perspectives de chaque cas d'application sont décrites dans les conclusions associées.

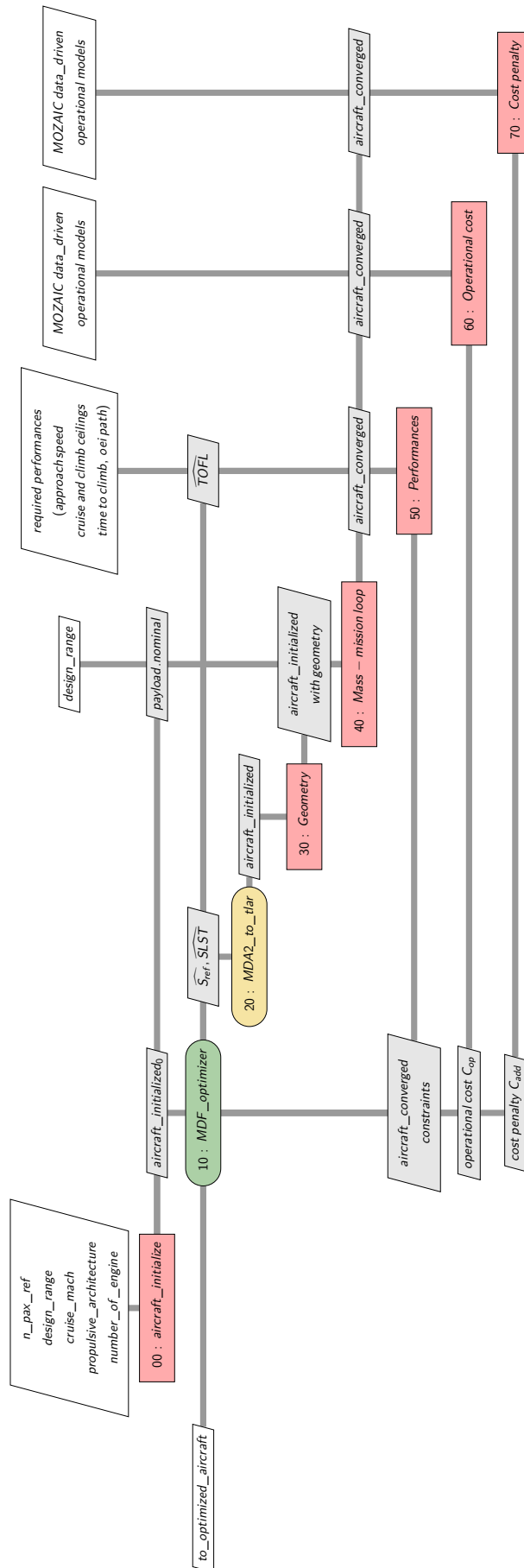


Figure 3.5 – Nouveau processus MDO où l'exigence de décollage devient une variable d'optimisation

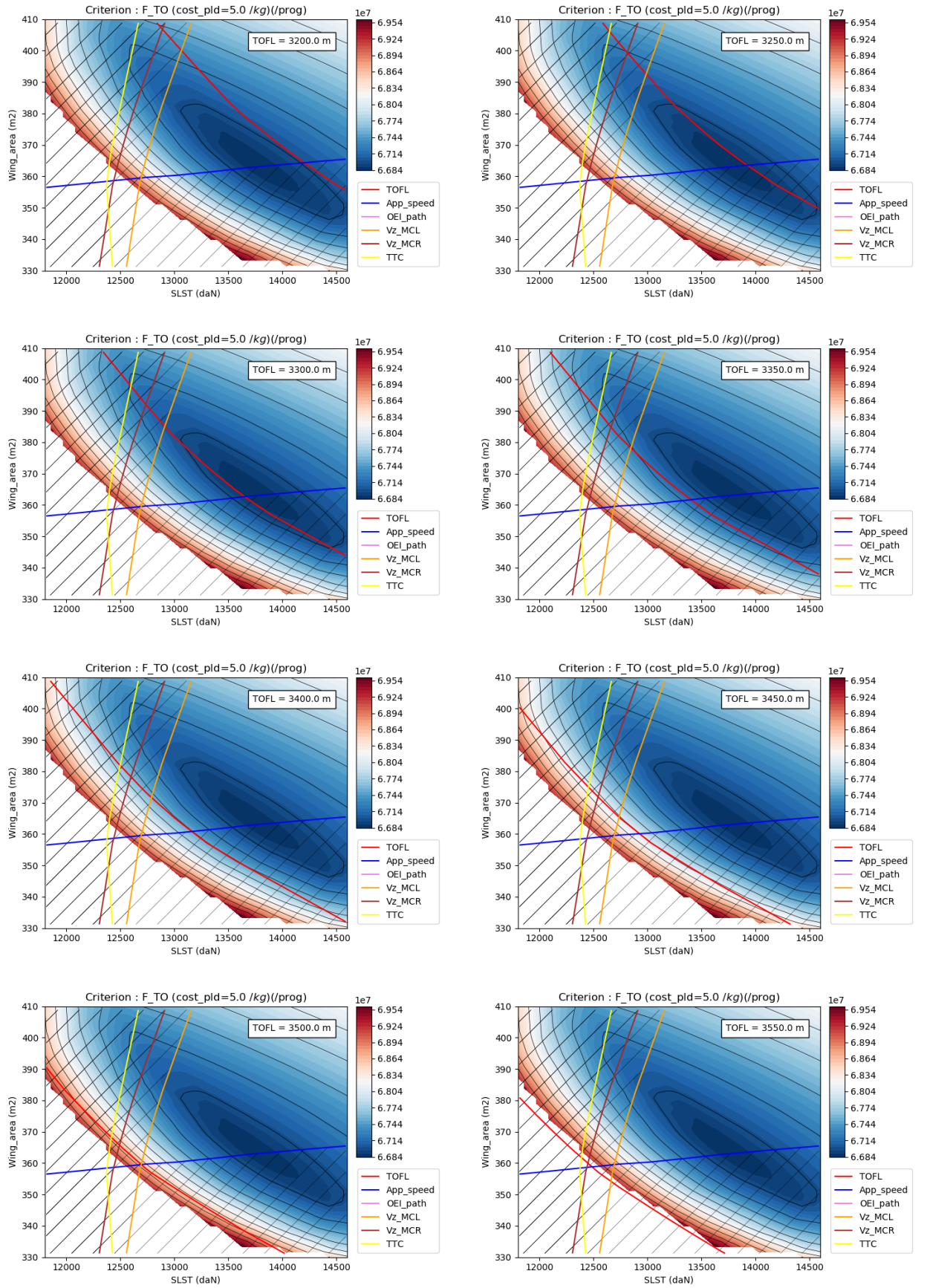


Figure 3.6 – Visualisation de l'espace de design pour $cost_pld = 5kg$ et huit valeurs de $TOFL$ (ici, $Wing_area = S_{ref}$).

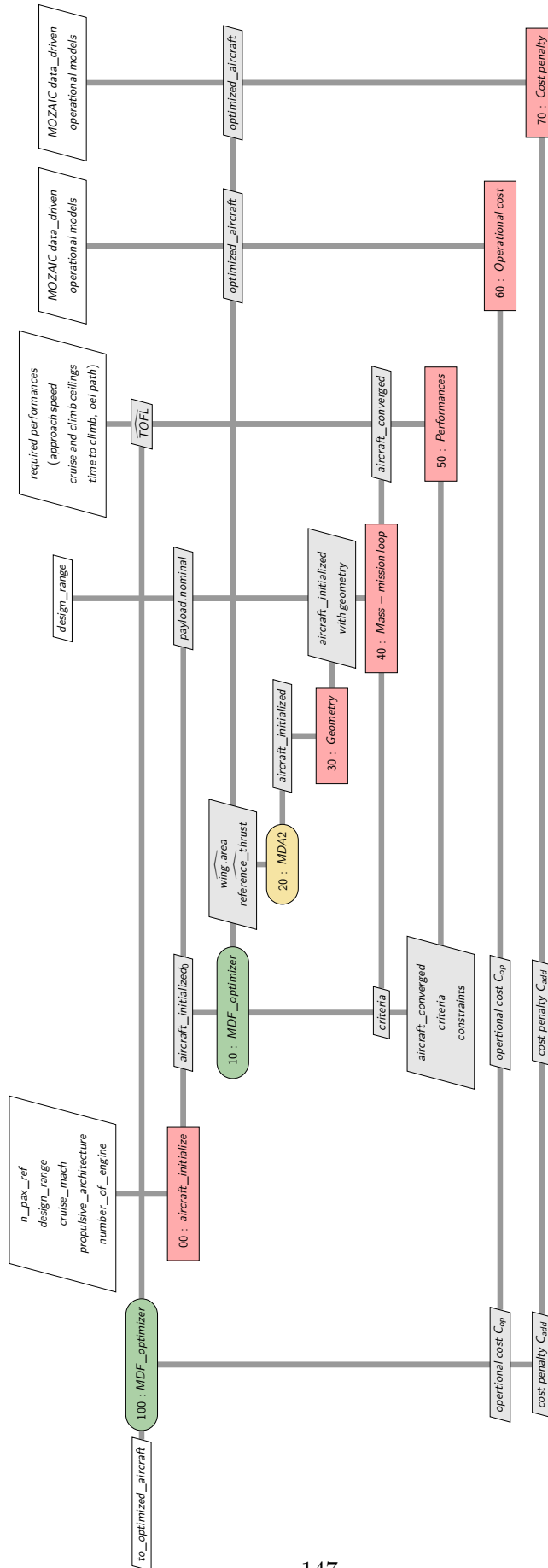


Figure 3.8 – Nouveau processus MDO modifié

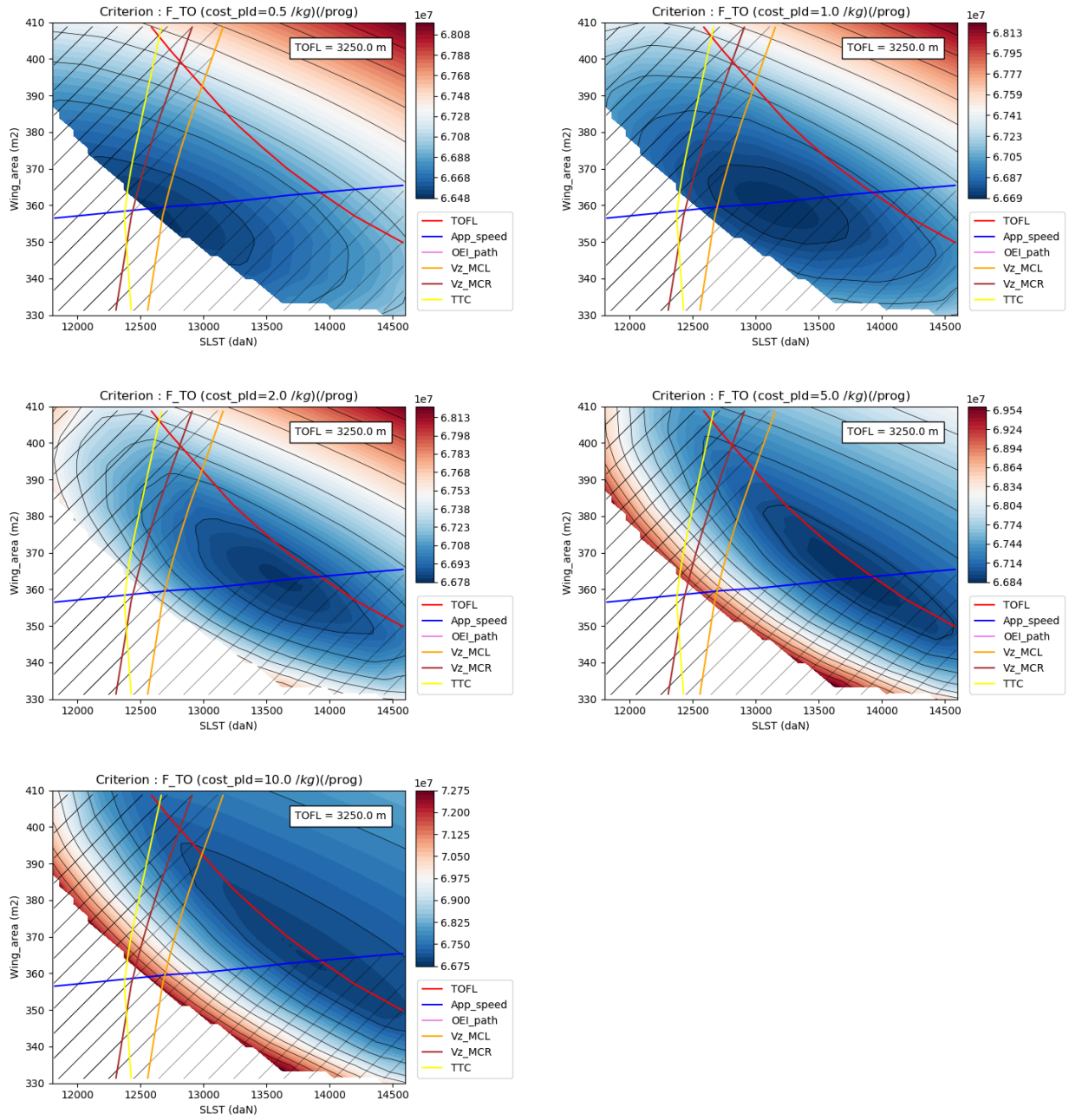


Figure 3.11 – Visualisation de l'espace de design pour cinq valeurs de $cost_pld$

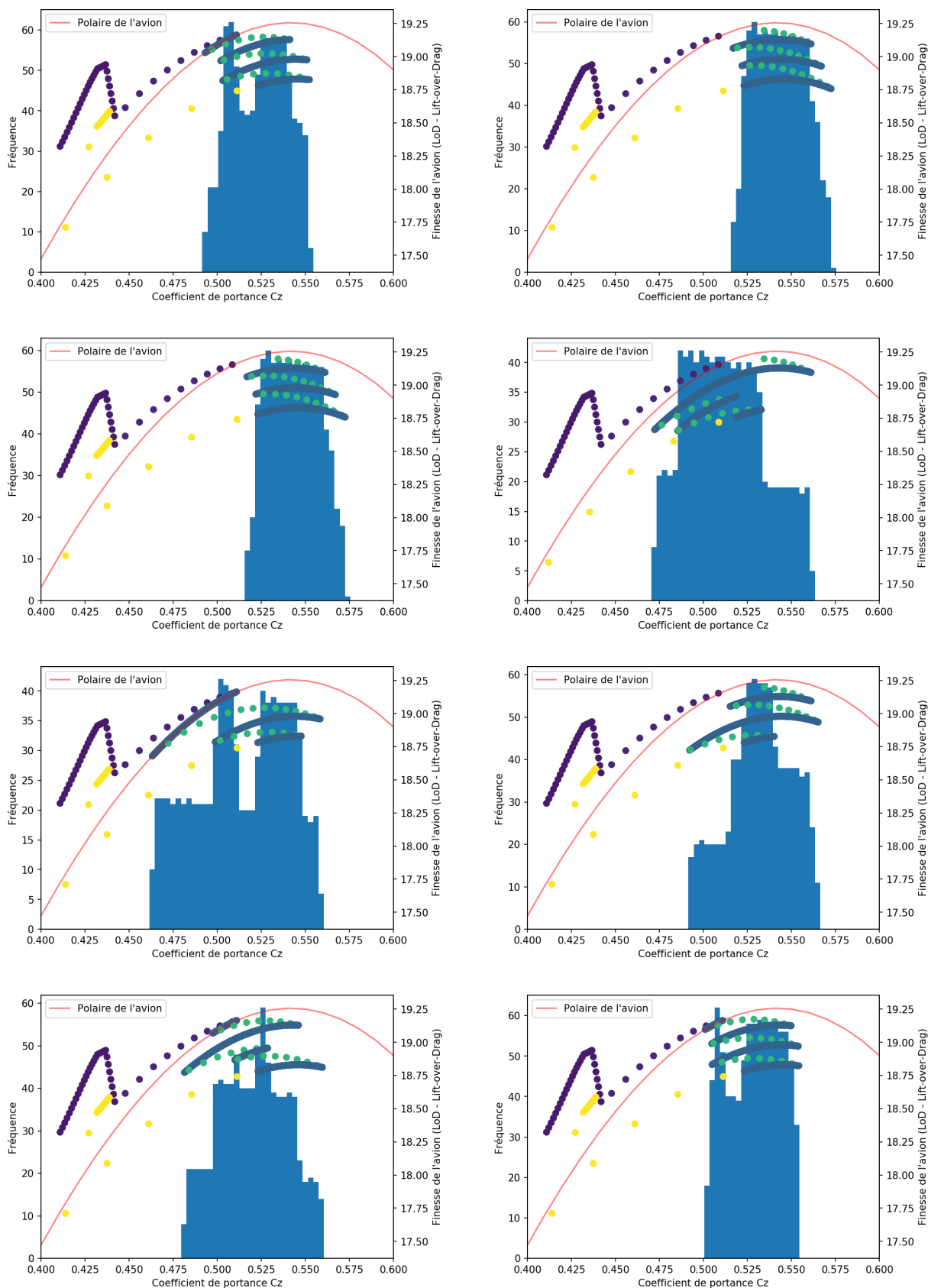


Figure 3.16 – Visualisation du vol de l'avion sur la polaire de l'avion pour différents vols.

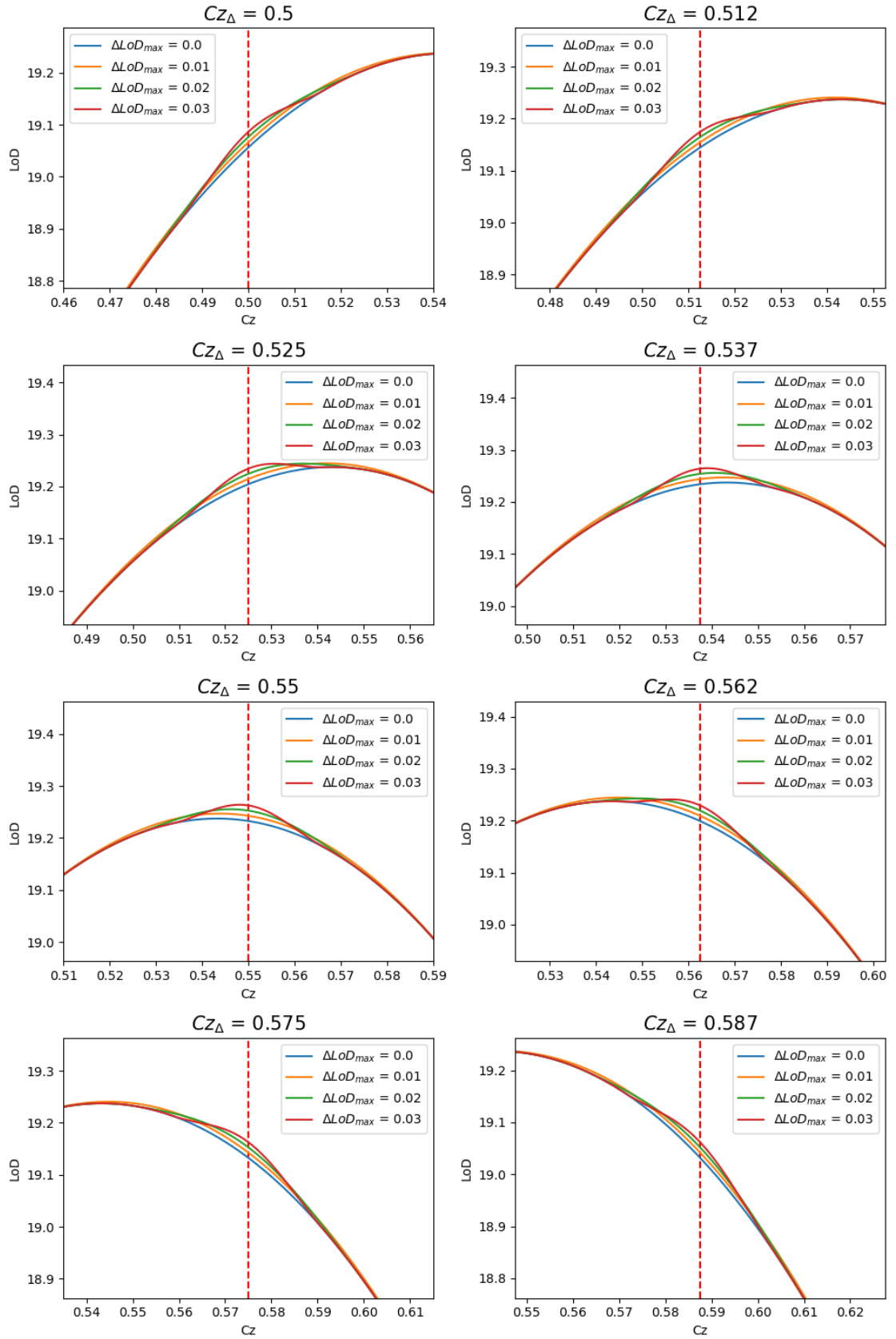


Figure 3.17 – Déformation de la polaire de l'avion.

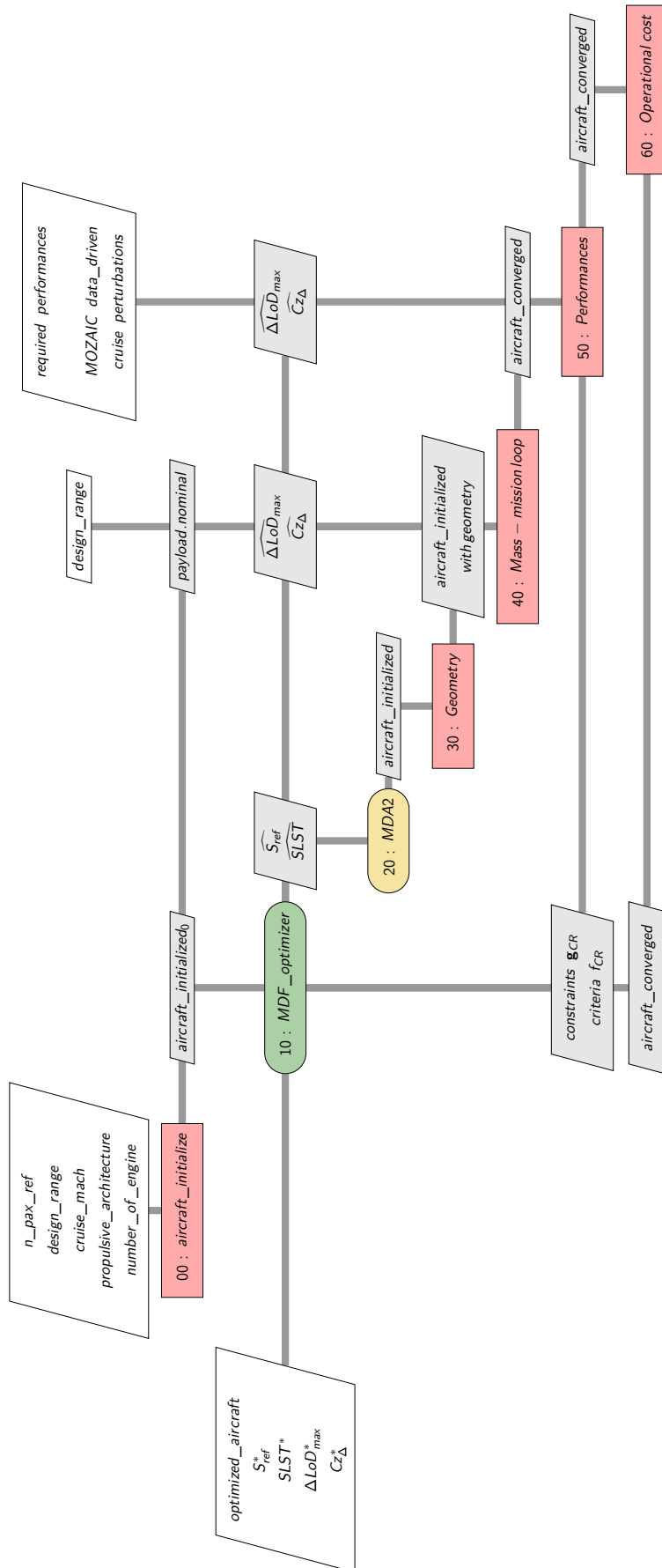


Figure 3.18 – Processus de conception intégrant les variabilités opérationnelles en croisière.

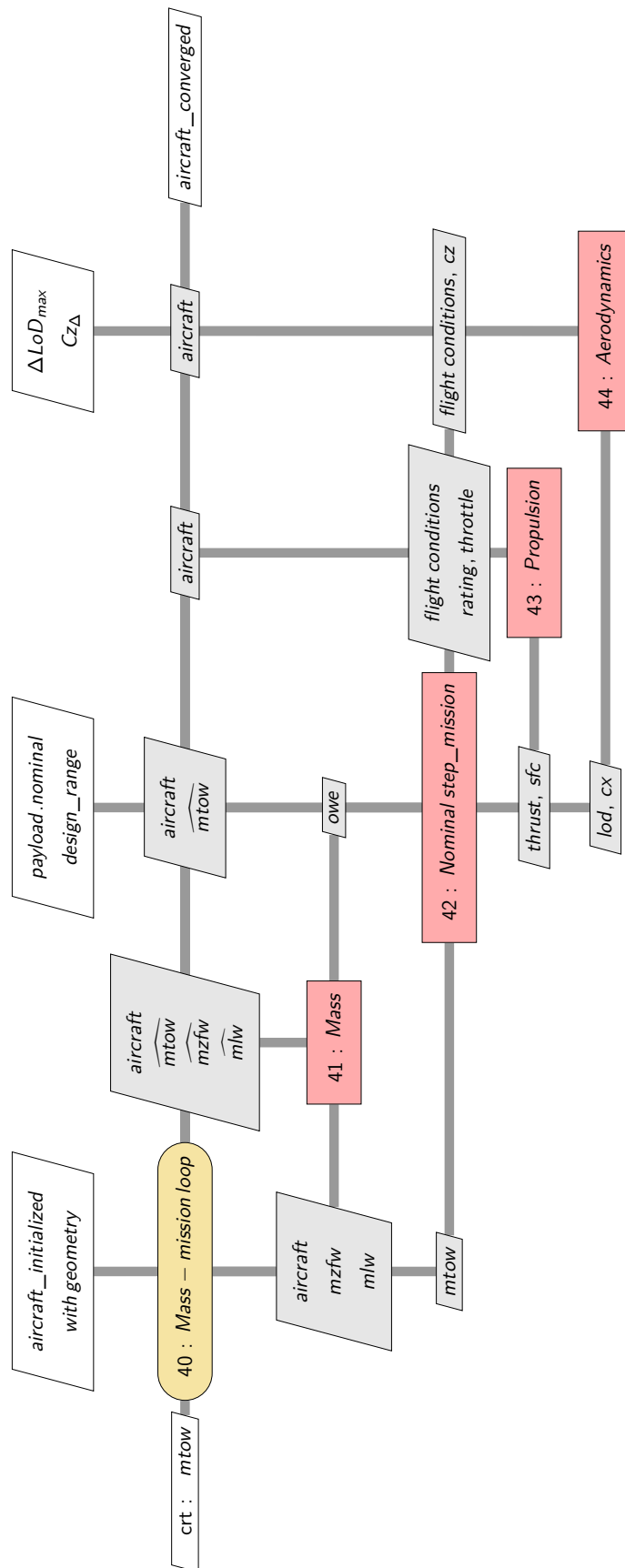


Figure 3.19 – Nouveau sous-processus de calcul de mission intégrant une déformation de la polaire aérodynamique de l'avion.

Conclusion générale

L'objectif de cette thèse était la modélisation et l'optimisation multidisciplinaire robuste de l'avion dans le système du transport aérien (TA). Ce périmètre très large nous a conduit à nous questionner, en plus des considérations relatives au processus de conception d'un avion, sur le système du transport aérien, comment l'appréhender et comment positionner nos travaux dans cet environnement à la fois complexe, difficile à observer et riche en opportunités et en situations propices à la recherche d'améliorations.

Le contexte de notre étude a d'abord été rigoureusement défini. Nous nous sommes attachés à décrire le processus de développement d'un avion et le positionnement de la phase de design conceptuel sur laquelle nous avons travaillé. Nous avons ensuite décrit précisément le positionnement de l'avion dans le système du transport aérien avec une approche inspirée de l'ingénierie système en explicitant le lien entre les opérations et la conception en se focalisant sur le rôle central du vol, depuis sa préparation jusqu'à sa réalisation. Tout le système du TA converge en effet vers la réalisation des vols pour accomplir sa mission fondamentale d'offrir le service du TA à la société. Nous avons présenté ce qu'est l'optimisation multidisciplinaire, en particulier lorsqu'appliquée à la conception globale avion, et réalisé un état de l'art sur les études couplant les opérations et la conception. Nous avons poursuivi avec une revue des outils existants pour simuler le processus de conception des avions, et une revue des bases de données permettant d'observer le transport aérien et d'en déduire comment l'avion est exploité afin d'appréhender les variabilités qui lui sont appliquées. En particulier, nous avons décrit l'outil sélectionné (MARILib) et comment il modélise et simule le processus de conception, et représente l'avion et les missions. Enfin, nous avons abordé les outils et les méthodes de quantification et propagation d'incertitudes utilisés dans cette thèse.

Nous avons ensuite levé deux verrous. Nous avons d'abord spécifié l'outil MARILib au type d'avion de référence que nous avons sélectionné, ce qui a levé le premier verrou lié à la simulation du processus de design et à la modélisation d'un type d'avion particulier. Le deuxième verrou, lié à l'observation détaillée des conditions opérationnelles dans lesquelles un type d'avion est exploité, a ensuite été levé par la sélection et l'enrichissement de la base de données opérationnelles MOZAIC pour y ajouter l'information relative à la masse. Sur la base de ces résultats, les modèles de variabilités opérationnelles ont été définis. L'un d'entre eux aborde les variabilités opérationnelles en croisière de manière originale, au travers des décisions de changement de niveau de vol et de leur perturbation.

Enfin, trois cas d'application sont abordés. Le premier est une étude préliminaire permettant de valider le constat qui a motivé cette thèse. Nous y montrons que le fait de ne pas utiliser l'avion sur la mission pour laquelle il a été conçu et optimisé engendre une perte d'optimalité opérationnelle par rapport à un avion idéal. Le deuxième cas se focalise sur les performances basses vitesses et en particulier sur les exigences de distance au décollage. Enfin le troisième cas d'application s'intéresse aux performances hautes vitesses et reformule le problème d'optimisation multidisciplinaire pour y prendre en compte les variabilités observées en croisière et permettre à l'algorithme d'optimisation de modifier localement l'aérodynamique de l'avion.

En conclusion générale, les résultats obtenus montrent qu'il y a un intérêt à coupler la conception de l'avion et l'analyse du système du TA. Des gains de quelques dixièmes à quelques pourcents sont envisageables, ce qui peut constituer une contribution vers un TA où chaque kilogramme de carburant consommé l'est de manière optimale. Cet intérêt est encore décuplé quand il s'agit de concevoir de nouveaux avions, dont le design est en forte évolution ou en rupture avec les avions actuels. Dans ce cas, non seulement il est très important de bien intégrer, dans le phase de design, le modèle opérationnel anticipé mais aussi d'évaluer les impacts de ces nouveaux avions sur le TA et sur son fonctionnement général. Il est vraisemblable que, compte tenu des défis climatiques, les prochains avions ne pourront exister que si le système du TA dans son ensemble évolue. La problématique peut même être inversée et positionner les futurs avions et leurs évolutions technologies comme des leviers parmi tant d'autres que le transport aérien devra activer pour se transformer et continuer à remplir sa mission fondamentale tout en s'inscrivant dans une perspective durable.

Au-delà de ces considérations, il faut néanmoins reconnaître que sans l'accès à des données opérationnelles complètes, l'établissement des modèles liés à l'exploitation de l'avion et leur validation est particulièrement complexe et nécessite de recourir à des outils mathématiques avancés.

Résultats

Les principaux résultats de cette thèse sont relatifs à trois axes principaux d'études.

Le premier correspond à l'analyse de la problématique générale de l'avion dans le système du TA. Nous avons par exemple repositionné l'avion dans une description structurée du système du TA et des fonctions de préparation du vol et de réalisation du vol et proposé une classification des variabilités opérationnelles auxquelles l'avion est soumis en exploitation. Nous avons aussi associé des familles de modèles mathématiques aux différents types de variabilités observées.

Le deuxième axe est lié à l'observation et la modélisation des phénomènes que nous souhaitons étudier. Il est difficile d'observer le TA et son fonctionnement et de simuler le processus de conception d'un type d'avion particulier. La synthèse sur les bases de données opérationnelles disponibles et les outils de conception avion existants permet de faciliter la mise en place de nouvelles études en facilitant la comparaison et le choix des données et des outils les mieux adaptés. La contribution au développement du logiciel libre de design conceptuel MARILib et la calibration de cet outil pour recalibrer les modèles qui le composent a permis de proposer une approche pour obtenir un processus de conception spécifique à un type d'avion donné. Ceci est une condition sine qua non pour faire le lien entre la conception et l'exploitation d'un type d'avion. Sur cette base, nous avons pu développer une nouvelle approche d'estimation de la masse au décollage à partir de données opérationnelles réelles représentant la forme globale de la trajectoire et en utilisant la technique de forêt aléatoire d'arbres de régression. Nous avons aussi pu créer des modèles représentant des variabilités opérationnelles, en termes par exemple de distance de vol, de Mach, de température et d'altitude de croisière. Une modélisation plus avancée et générique est en particulier proposée pour les perturbations s'appliquant aux décisions de changement de niveau de vol.

Le dernier axe d'étude aborde des situations concrètes pour évaluer les pertes d'optimalité opérationnelle liées aux choix de conception d'un avion ainsi que les gains envisageables si nous faisons évoluer la formulation des problèmes d'optimisation multidisciplinaire liés au design conceptuel de l'avion en y intégrant plus d'informations relatives aux opérations.

Sur les deux derniers axes, la mise en œuvre de résultats d'analyse de sensibilité s'est montré être un atout pour simplifier la création de modèles et pour valider leur capacité à rendre compte de certains phénomènes.

Perspectives

Le temps nécessaire à l'obtention de l'outil de design conceptuel calibré et à des données opérationnelles complètes a limité notre capacité à approfondir ou mener à leur terme certaines parties de notre étude. Plusieurs voies peuvent être envisagées pour donner suite aux travaux menés au cours de cette thèse.

La première voie serait de poursuivre la démarche de description structurée du transport aérien et des fonctions de préparation et de réalisation du vol. Selon nous, cette perspective dépasse largement le périmètre de cette thèse et peut être exploitée pour structurer des démarches globales, multi-niveau, d'étude du transport aérien.

La deuxième voie consisterait d'une part à mener à son terme la résolution du troisième cas d'étude sur les variabilités en croisière pour y intégrer les deux autres types de perturbations identifiés et pour déployer une méthode de propagation d'incertitude efficace et adaptée à ces perturbations et étudier leurs conséquences sur la consommation de carburant. D'autre part, nous pourrions prolonger le premier cas d'application sur les variabilités associées à la distance de vol en reformulant le problème d'optimisation de référence et en y étudiant la propagation d'incertitudes multimodales.

La troisième voie viserait à explorer de nouvelles modélisations des incertitudes épistémiques en intégrant de nouveaux modules de calcul représentant le comportement et le fonctionnement des différents composants du système du transport aérien, comme par exemple coupler MARILib avec le simulateur de trafic aérien CATS.

Enfin, les études menées ici laissent entrevoir de multiples cas d'application des méthodes d'analyses de sensibilité qui permettraient non seulement de tester leur capacité à faire émerger des informations cohérentes avec le jugement d'expert, mais aussi à évaluer leur utilité pour valider des modèles très complexes, comme les processus de conception et d'optimisation multidisciplinaire de l'avion, a fortiori quand on les couple avec des problématiques opérationnelles. De nouveaux outils comme les indices généralisés de sensibilité apparaissent adaptés pour mesurer l'importance de certains paramètres avion sur son efficacité opérationnelle.

Appendices

Annexe A

Revue des bases de données existantes

Cette annexe présente la revue des bases de données contenant des informations relatives aux opérations aériennes. Les bases suivantes sont décrites :

- OAG [154],
- Transtats [156],
- OACI GIS [98],
- Flightradar24 [4],
- Bases de données ENAC et en particulier ATD [71] et ASTERIX,
- ICAO Data Plus et ICAO eTools [99],
- Bases de données Météo France [52, 53] ,
- Base NASA MERRA-2 [80],
- Base CIWS (*Corridor Integrated Weather System*) [66],
- Flight Aware [5],
- NASA Sherlock ATM [64],
- Mozaic [65],
- Données d'enregistreur de vol *FDR*.

A.1 OAG

OAG est une entreprise installée au Royaume-Uni. Elle réunit et met en forme des données, relatives à l'offre du transport aérien en terme des vols. Elles sont issues des compagnies aériennes du monde entier et intégrées dans une base de données accessible par internet et nécessite le paiement d'un abonnement. Plusieurs services sont proposés.

Les trois suivants sont les principaux :

- *OAG schedules* fournit les programmes de vol des compagnies à l'échelle mondiale,
- *OAG analytics* fournit les outils permettant de lancer des requêtes sur les programmes de vol pour en extraire des rapports particuliers.
- *OAG flightview* donne accès au statut des vols.

Le service *OAG analytics* a été revu plus précisément car il est disponible à l'ENAC. Il inclut cinq modules et notre étude ici s'est focalisée sur le *schedules analyser* (l'analyseur des horaires de vols [154]). Les données suivantes sont disponibles pour une période de temps choisie dans la requête et la granularité temporelle peut aller du jour à l'année :

- Le code de la compagnie aérienne,
- Le numéro du vol,
- Le code de l'aéroport d'origine,

- Le code de l'aéroport de destination,
- L'heure de départ,
- L'heure d'arrivée,
- Les jours de la semaine où le vol est opéré,
- La durée prévue du vol
- La distance parcourue,
- Le nombre d'escales,
- Le code de l'avion utilisé
- Le nombre de vols effectués
- Le nombre de sièges disponibles
- La date du vol.

L'avantage principal des données OAG sont leur fiabilité et les détails qu'elles réunissent, couvrant tous les types d'avions de transport existant et contenant l'ensemble des vols commerciaux dans le monde. L'inconvénient majeur est que la charge marchande n'est pas disponible, ni les informations sur la météo rencontrée pendant le vol. par conséquent, la distance parcourue associée à un vol correspond à la longueur de l'arc de grand cercle reliant l'aéroport de départ et de destination.

A.2 Transtats

Transtats est une base de données compilée et publiée par le *Bureau of Transportation Statistics (BTS)* du département américain des transports (DOT). Elle couvre tous les transports (ferrés, routiers, maritimes et aériens) et s'intéresse aux questions relatives à ses composants physiques et à la sécurité, l'économie, l'énergie et les aspects environnementaux. Les données et leurs descriptions détaillées sont accessibles sur internet [156].

Pour ce qui est des opérations aériennes, nous nous concentrons sur la banque de données T-100, qui est une base des statistiques des compagnies aériennes (*Air Carrier Statistics database*), car elle semble fournir les données les plus fines. La dénomination "T-100" vient du formulaire T-100 que les compagnies aériennes américaines et internationales opérant au départ et à destination des Etats-Unis doivent remplir et rendre au bureau des informations des compagnies aériennes (*Office of Airline Information*) du BTS, RITA (*Research and Innovative Technology Administration*). Ces formulaires doivent être remis sur une base mensuelle et fournissent des informations par marché et segment, ce qui apparaît intéressant pour notre étude.

Les données sont accessible sur le site internet [156] et couvre une période de 1990 à 2020. Différentes tables sont disponibles. Celle qui paraît la plus intéressante pour nous est la emphT-100 Segment (All Carriers).

Les paramètres suivants y sont disponibles (les noms des champs n'ont pas été traduits) :

- Air Freight *
- Air Time *
- Aircraft Configuration *
- Airline ID *
- Airport Code *
- Airport ID *
- Carrier Code *
- City Market ID *
- Departures Performed *
- Departures Scheduled
- Destination State FIPS
- FIPS

- Market (Using T100 Data) *
- Mile * (A statute mile is 5,280 feet).
- Origin State FIPS
- Passenger *
- Payload
- Ramp To Ramp Time *
- Revenue
- Seats Available *
- Segment *
- Unique Carrier
- Unique Carrier Entity
- Unique Carrier Name
- World Area Code (WAC)

Parmi ces paramètres, ceux identifiés avec une étoile (*) sont les plus intéressants.

A partir de cette base, il est possible d'estimer le nombre de vols effectués avec un certain type d'avion, par une certaine compagnie aérienne et pour une combinaison charge marchande et distance parcourue donnée. Liem [125] a réalisé ce travail pour le Boeing 777. Un travail similaire a été fait dans le cadre de cette thèse pour l'avion de référence et est présenté en figure A.1.

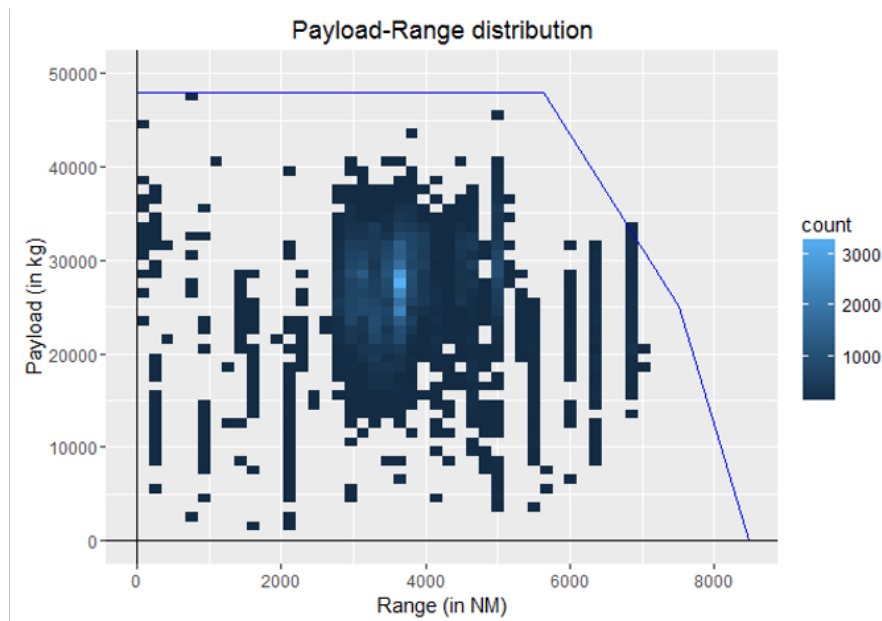


Figure A.1 — *Diagramme Charge marchande-distance franchissable pour l'avion de référence ainsi que la répartition des couples de valeurs obtenus grâce aux données Transtats.*

L'inconvénient est que la charge marchande est une valeur moyenne sur un mois alors que la charge marchande peut considérablement varier d'un vol à l'autre. En outre, les distances parcourues correspondent à des distances minimales entre les aéroports de départ et de destination alors que les distances réelles sont très différentes.

A.3 OACI GIS

La base de données OACI GIS est disponible en ligne sur internet [98]. Toutes les données publiques de l'OACI y sont accessibles et peuvent y être représentées graphiquement sur une

carte. En particulier, les informations relatives aux flux de trafic aérien pour une année donnée peuvent être tracées sur une mappemonde et les valeurs formatées sur la forme d'une table. Les flux de trafic est quantifié en nombre de vol sur chaque route sur une période de un an. La figure A.2 montre un exemple de représentation obtenue avec GIS.

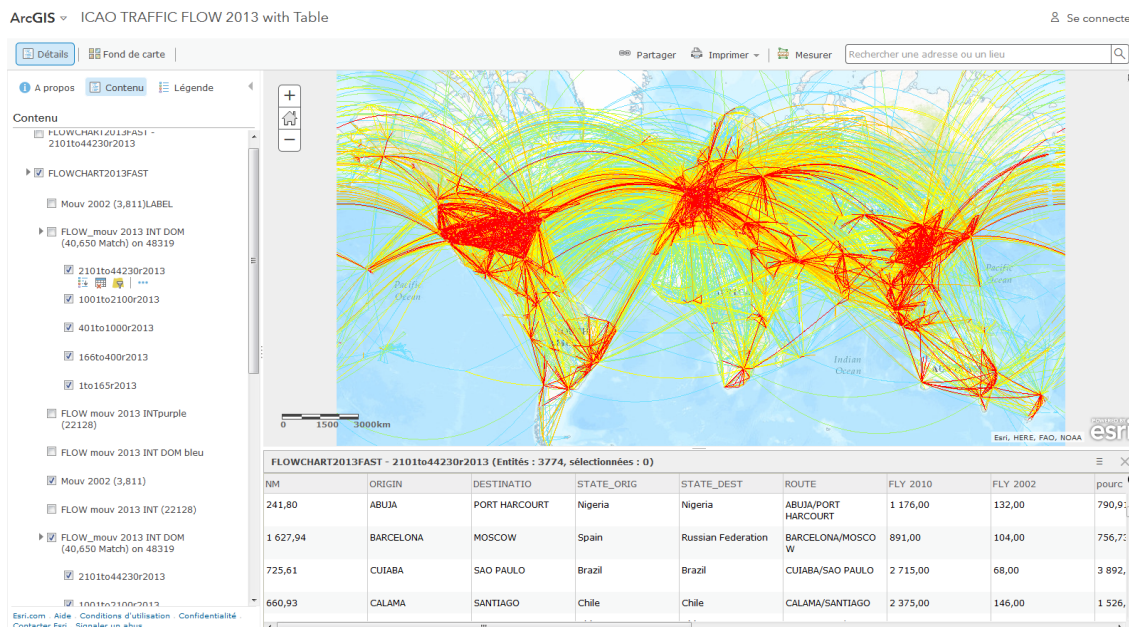


Figure A.2 – Exemple d'une représentation graphique et d'une table d'OACI GIS.

Il est possible de récupérer les données depuis cette base moyennant le paiement d'un abonnement. Ces données ne permettent pas d'observer les variabilités que l'on souhaite.

A.4 Flightradar24

Flightradar24 [4] a commencé à enregistrer des trajectoires de vol en 2006 en Suède grâce à un réseau de récepteurs ADS-B qui permettent de lire les messages envoyés par les avions vers le sol. Plus tard, le réseau s'est ouvert et aujourd'hui, quiconque détient une antenne ADS-B peut fournir des informations à *Flightradar24* ce qui permis de couvrir une grande partie de la planète. En plus de l'ADS-B, *Flightradar24* combine des données de plusieurs sources, dont la MLAT (*Multilateration* pour les avions non équipés d'ADS-B) et les données radar au dessus des États-Unis. Ils intègrent aussi des informations de planification et de statut des vols transmises par des compagnies aériennes et des aéroports.

Les données sont disponibles sur le site internet [4] et au travers de diverses applications où les positions en temps réel des avions peuvent être visualisées sur des cartes. Différents services sont accessibles sous conditions d'abonnement.

Dans le cadre de notre étude, nous avons plus particulièrement identifié les données suivantes (les désignations anglaises des paramètres n'ont pas été traduites) :

- Aircraft details
 - Registration
 - Mode-S Code
 - Aircraft type
 - Aircraft serial number
 - Aircraft age

- Flight details
 - Ground speed
 - Position
 - Track
 - Calibrated altitude
 - Vertical speed
 - Squawk code
 - GPS altitude
 - True airspeed
 - Wind
 - Indicated airspeed
 - Temperature
 - FIR/UIR
 - Mach
- Weather Layers
 - Volcanic eruption
 - Current weather
 - Cloud
 - Precipitation
 - AIRMETs/SIGMETs
 - High level significant weather
 - Lightning

La majorité de ces paramètres sont en ligne avec l'analyse que nous souhaitons mener. Cependant, la masse de l'avion n'est pas accessible et l'accès à certains paramètres comme la vitesse air de l'avion dépend de l'abonnement pris. Le nombre de téléchargements quotidiens dépend aussi de l'abonnement. Enfin, il est possible de demander des devis pour être en mesure de télécharger un grand nombre de vols (au format *CSV* ou *KML*).

A.5 Les bases de données ENAC

Au moment de cette étude, L'ENAC dispose en interne de différentes bases de données. Celles pouvant nous intéresser sont les suivantes :

- la base de données ENAC du transport aérien *ATD* [71],
- la base de plans de vol *COURAGE*,
- la base de trajectoires de vol *ASTERIX*.

Base de données ENAC du transport aérien

Cette base de données est désormais gérée par France Aviation Civile Services (*FRACS*¹). Elle est organisée en 3 bases de données réunissant des données économiques.

La première se concentre sur les compagnies aériennes et couvrent 500 d'entre d'elles depuis 1980. Elle contient des données générales comme leur désignation, leur adresse, leurs dirigeants et la date de leur création. Il y a aussi des informations relatives au réseau, à leurs capacités de maintenance, à leur actionnariat et à leur principales filiales. Des éléments spécifiques aux alliances, à leur activité réelle (passagers, *RPK Revenue Passenger Kilometer*), à leur capacité de transport (*ASK, Available Seat Kilometer*) et aux résultats financiers sont aussi disponibles ainsi que des précisions sur les ressources humaines (les pilotes et équipages de cabine mais aussi les

1. <https://fracs.aero/fr/>

personnels au sol), la flotte d'avion (type, immatriculations, année de production, année d'entrée en service, *MSN*, la masse maximale au décollage, la configuration cabine, etc.), l'exploitation de la flotte (en nombre d'heures de vol) et le nombre d'avion en location. Ces données sont agrégées sur des bases mensuelles, trimestrielles et annuelles.

La seconde traite des 1800 aéroports depuis les années 1970 et contient des informations relatives au trafic (mensuel et annuel) telles que le nombre de mouvements, de passagers, de fret, de courrier. Enfin, les résultats financiers sont détaillés.

La troisième concerne les flux de passagers et couvre 3500 aéroports depuis 1970. Les données disponibles sur une base annuelle, d'un pays à l'autre ou entre deux villes.

Pour notre étude, ces données sont trop accés sur des aspects économiques et ne fournissent pas assez de détails sur les opérations des avions.

Base de données de plans de vol COURAGE

Nous n'avons pas exploré cette base de données dans le cadre de cette thèse.

Base de trajectoires de vols ASTERIX

La base de données ASTERIX fournit des enregistrements de trajectoires avec un point de mesure toutes les quatre secondes, dans un fichier texte. Chaque point contient les informations suivantes :

- le temps,
- x, y (équivalent à la latitude et longitude mais en un référentiel régional).
- z qui est l'altitude exprimée en centaines de pieds (c'est-à-dire en niveau de vol),
- la vitesse de vol par rapport au sol (nœuds),
- le cap (en degrés),
- la vitesse verticale (en pieds par minutes)

La zone géographique couverte inclut la France et une partie des pays voisins.

Afin d'avoir accès aux enregistrements disponibles dans ASTERIX, il est nécessaire de trouver le numéro de suivi du vol à partir des informations de départ et/ou de destination et de la période temporelle considérée. Ensuite, en utilisant ce numéro de suivi, il est possible d'interroger la base ASTERIX pour obtenir les détails des vols sélectionnés.

Par exemple, le tracé représenté dans la figure-A.3 montre les profils d'altitude et de vitesse pour un A320 court-courrier lors d'un vol entre Paris-Orly et Toulouse, le 1er décembre 2011.

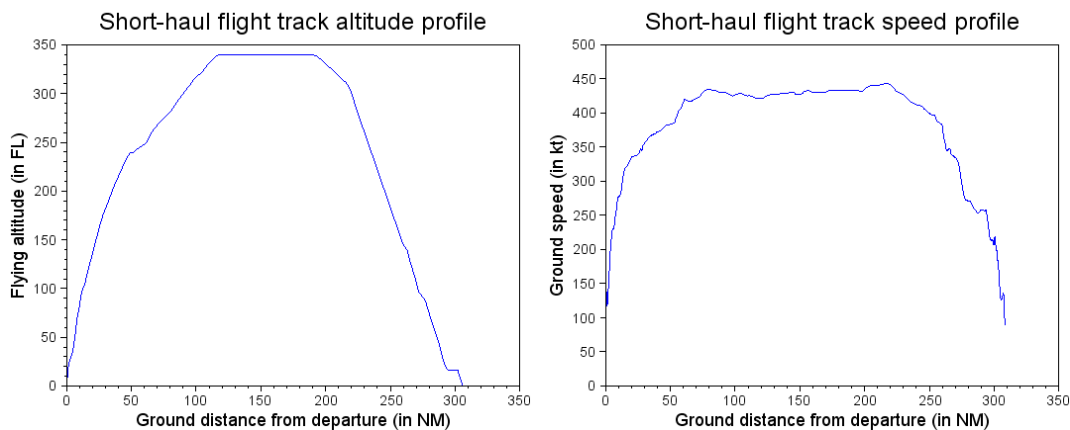


Figure A.3 – Exemple d'une trace de vol ASTERIX

Dans le cadre de notre recherche, il est nécessaire, pour obtenir une estimation de la vitesse air, de coupler ces données de trajectoires et des données météorologiques présentées dans la section A.7. Ce travail n'a pas pu être mené ici.

A.6 OACI Data Plus

Cette base de données est disponible en ligne [99]. Elle nécessite un abonnement pour accéder aux données. Elle contient les séries d'informations suivantes, reproduite du site internet (et non traduites) :

- Commercial Air Carriers - Traffic,
- On-Flight Origin and Destination - OFOD,
- Traffic by Flight Stage - TFS,
- Commercial Air Carriers - Fleet,
- Commercial Air Carriers - Personnel,
- Commercial Air Carriers - Financial data,
- Airport - Traffic,
- Airport - Financial Data,
- En-route Traffic,
- Air Navigation Services - Financial Data,
- Civil Aircraft on Register.

Plus de précisions sur ces informations peuvent être trouvées sur le site. Pour ce qui est des données qui nous intéressent plus particulièrement, la série TFS apparaît la plus pertinente. L'OACI décrit [99] cette série et indique que la TFS contient *le trafic annuel réellement transporté par les avions sur chaque étape des vols internationaux programmés. Les données, classées par étape de vols internationaux, montre pour chaque compagnie aérienne et chaque type d'avion utilisé, le nombre de vols réalisés, la capacité offerte par l'avion et la charge marchande (passagers, fret, courrier) effectivement transportée*. La figure A.4 présente un exemple de table qui peut être extraite des séries TFS et la figure A.5 montre deux représentations graphiques d'analyses qui peuvent être faites avec ces données.

Compte tenu des informations disponibles, il pourrait être intéressant d'estimer le taux de remplissage des avions par route et par compagnie aérienne. Néanmoins, comme les données fournies sont agrégées par année, seul un résultat moyen pourra être obtenu ce qui limitera l'analyse et empêchera d'observer la variabilité sur la charge marchande.

A.7 Bases de données Météo France

Comme nous l'avons vu, certaines bases de données fournissent des détails sur les trajectoires des avions. Mais dans ce cas, la vitesse de l'avion par rapport à l'air n'est pas disponible alors que c'est un paramètre important pour notre étude. Une solution pour compenser ce défaut serait de coupler ces informations avec des bases de données météorologiques. Nous nous sommes intéressés à la celle de Météo France dénommée BDAP ("Banque de Données Analysées et Prévues").

Cette base est accessible à l'ENAC mais nécessite un accord de la part de Météo France.

Les paramètres disponibles dans cette base incluent :

- le champs de pression,
- le champs de température, et
- les composantes zonales et méridionale du vent (c'est à dire les projections respectivement dans la direction des latitudes et des longitudes).

Deux modèles principaux sont disponibles :

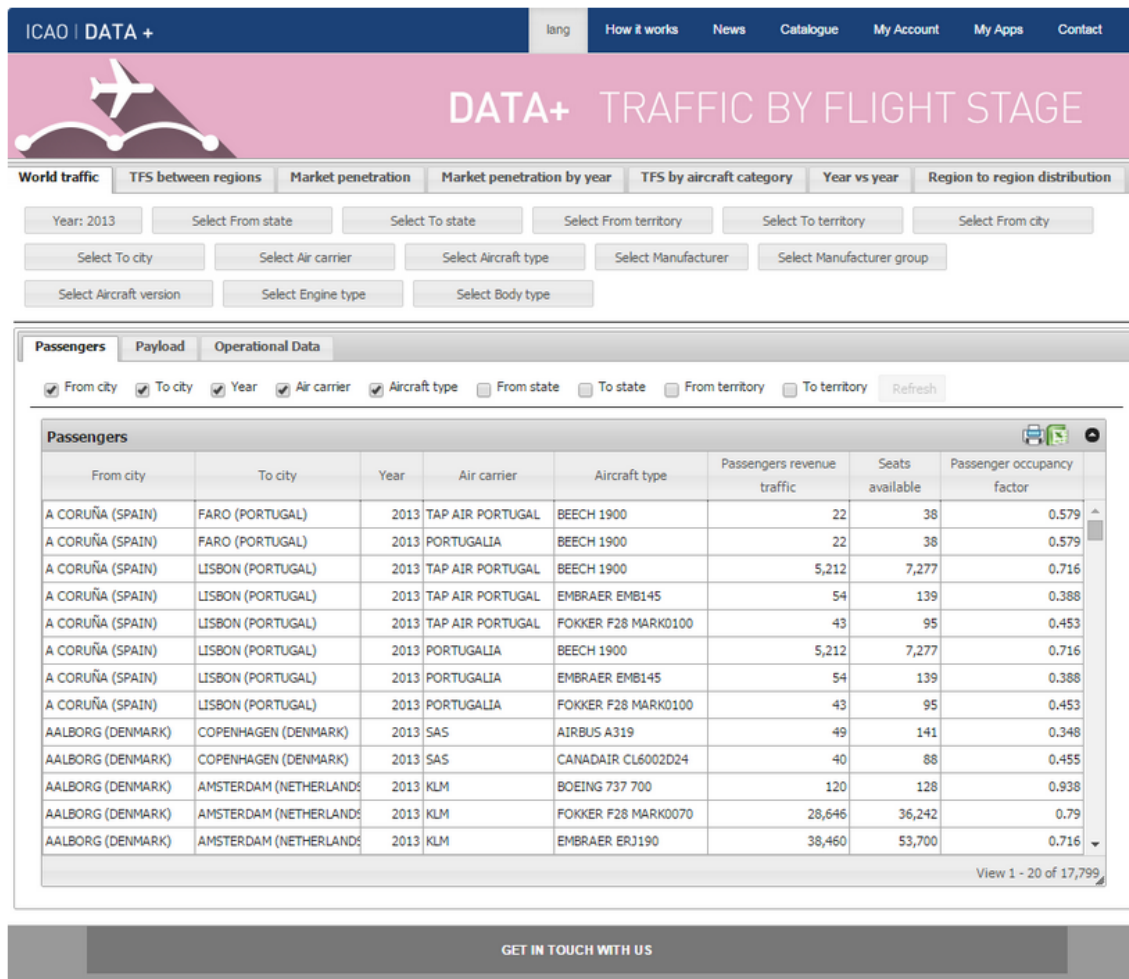


Figure A.4 – Exemple de table extraite de la série TFS de la base OACI Data Plus

- ARPEGE [52] couvre l'intégralité de l'atmosphère avec une grille plus réduite (15 km) en France et une grille plus grossière (86 km) sur le reste du globe. Verticalement, le maillage est aussi divisé en deux zones. Dans la zone la plus proche du sol allant de 2 m (ou 10 m pour certains paramètres) jusqu'à 1500 m, les données sont fournies en fonction de la hauteur au dessus du sol. Dans la deuxième qui couvre les altitudes les plus hautes, les données sont fournies en fonction de la pression de l'air, de 1000 hPa (le plus bas) à 10 hPa (le plus haut). Les enregistrements disponibles sont fournis quotidiennement sur la période démarrant le 14 décembre 2010 jusqu'à maintenant. Il y a un jeu de données toutes les 6h et chaque jeu de données contient aussi les prévisions.
- AROME [53] couvre une zone géographique plus réduite incluant la France et une partie des pays voisins mais avec un maillage dense de 0.025 degrés (environ 2,7 km). Verticalement, nous retrouvons deux zones similaires à celles d'ARPEGE mais en allant plus haut pour la couche basse (3000 m au lieu de 1500 m) et moins haut pour la couche haute (jusqu'à 100 hPa au lieu de 10 hPa). En outre, les maillages verticaux d'AROME présentent plus de niveaux que ceux d'ARPEGE. En plus des jeux de données toutes les 6h, des jeux intermédiaires sont fournis toutes les 3h. Les données disponibles couvrent la période du 11 novembre 2010 jusqu'à maintenant.

Les figures A.6 et A.7 donnent des exemples de ce qui peut être obtenu avec les données ARPEGE dans la zone la plus basse.

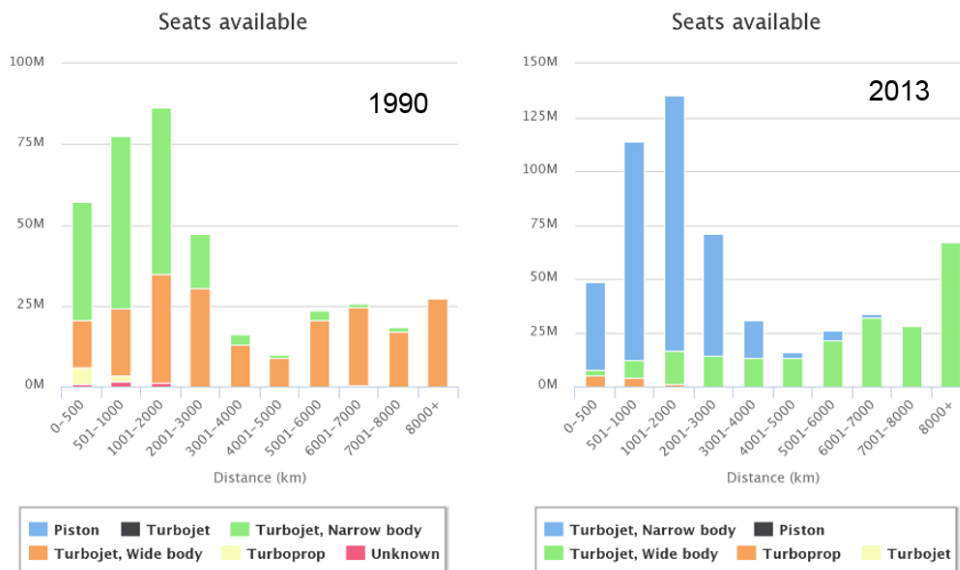


Figure A.5 – Exemple de données extraites de la série TFS de la base OACI Data Plus

Afin de compléter les données et vu que les données de la zone basse sont définies par rapport au sol, des modèles de l'élévation du sol sont fournis pour recalculer l'altitude associée aux données.

Ces données ne peuvent pas être directement utilisées dans le cadre de notre étude et nécessiteraient d'être couplées à des données de trajectoires (par exemple celles décrites dans la base ASTERIX (voir section A.5)). La synthèse de ces deux bases de données n'est pas aisée car il faudrait d'abord vérifier que les bases de données géographiques sont cohérentes, et ensuite la position de l'avion évolue rapidement au cours du temps et les données météorologiques disponibles ici ne fournissent que des enregistrements toutes les 3h ou 6h. Les conditions météorologiques doivent donc être interpolées pour trouver des approximations superposables aux trajectoires d'avion. Les intervalles de temps semblent trop grands pour obtenir des interpolations fiables.

A.8 NASA MERRA-2

MERRA-2 est une base de données météorologiques décrite par Gelaro *et al.* [80]. Elle n'a pas été explorée ici.

A.9 CIWS

La base CIWS contient des données météorologiques. Elle n'a pas été explorée mais est dédiée à la gestion de la circulation aérienne. Elle a été mise en place en 2002 et a été décrite par Evans *et al.* [66].

A.10 Flight Aware

Flight Aware [5] réunit des données de vol (venant principalement d'un maillage d'antennes ADS-B) et les met à disposition des utilisateurs (compagnies aériennes ou aéroports, autres) pour leur permettre de suivre l'avion le long de sa trajectoire au cours du vol. Pour chaque vol, Flight Aware fournit en temps réel des informations telles que l'altitude de vol, la position de

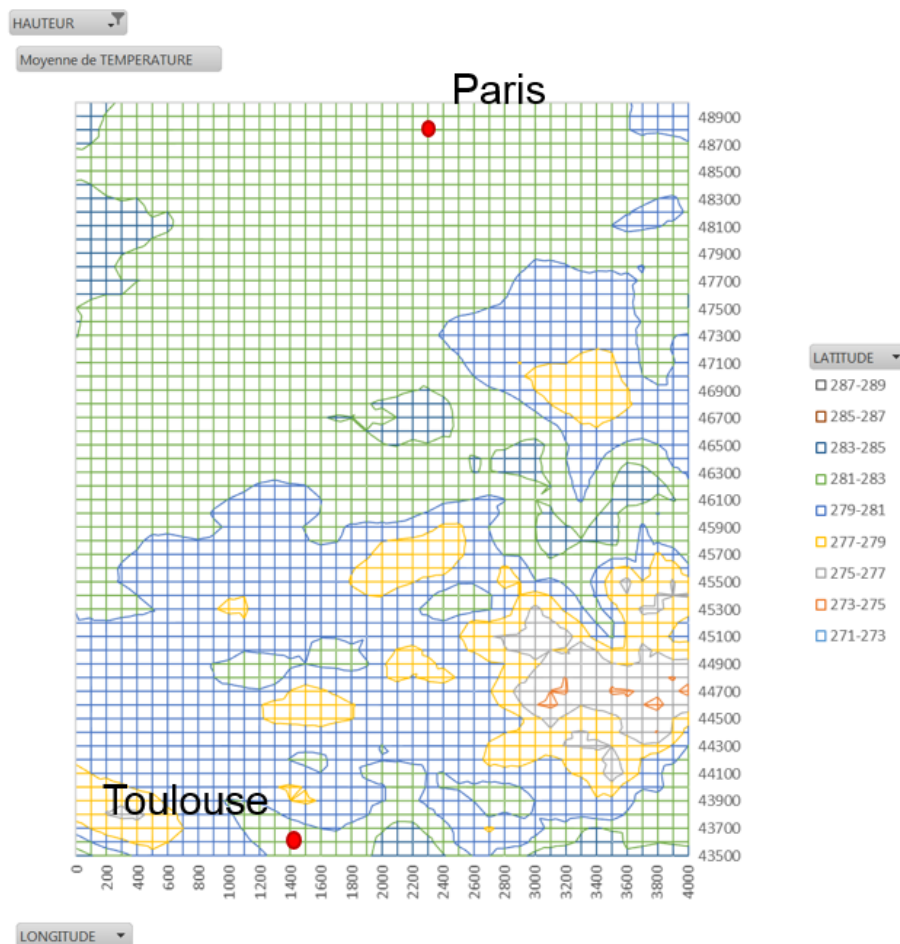


Figure A.6 – Profil de température horizontale à 1500 m au-dessus du sol entre Paris et Toulouse le 1er décembre 2011.

l'avion ou encore sa position. Néanmoins, il n'est pas possible de télécharger ces données pour les exploiter. Les données fournies ne semblent pas intégrer des informations telles que la vitesse air par exemple ou des informations sur la masse de l'avion.

A.11 Base de données NASA Sherlock ATM

Le centre de recherche de la NASA Ames a développé une base de données spécialisée dans l'étude de la gestion du trafic aérien [64]. Cette base de données n'a pas été revue dans le détail mais les premières informations trouvées semblent montrer que, comme les autres bases de données dédiées à l'ATM, celle-ci contient des données de trajectoires par rapport au sol plutôt que des informations liées aux conditions de vol de l'avion.

A.12 Base de données MOZAIC

Les informations opérationnelles renseignées dans cette base sont réunies par le projet de recherche européen [65]. Elle inclut les enregistrements de plus de 31000 vols réalisés par un A340-200 et de quatre A340-300 sur une période de vingt ans. Toutes les données de trajectoires, de temps et de météorologies sont disponibles. Pour chaque vol, un fichier texte réunit les données.

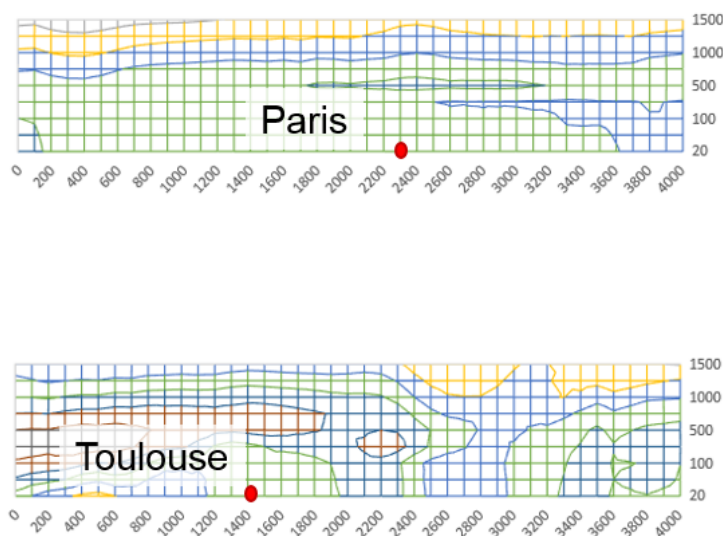


Figure A.7 – Profil vertical des températures entre les latitudes de Paris (en haut) et Toulouse (en bas) le 1er décembre 2011.

Il y a un point de mesure toutes les quatre secondes.

Les paramètres opérationnels disponibles dans cette base sont les suivants :

- Le nom du fichier renseigne sur la date du décollage (jour, mois et année) du vol ainsi que sur l'avion de la flotte qui a fait l'enregistrement et sur le numéro du vol de la journée (premier vol, deuxième, troisième, etc.).
- Les aéroports de départs et de destination peuvent être trouvés dans la seconde ligne du fichier.
- Le reste du fichier fournit les l'enregistrement de manière formatée pour les paramètres de vol suivants :
 - la date (exprimée dans un format aaaammjj),
 - l'instant de la mesure (exprimée au format hhmmss),
 - la latitude (en degré) entre -90.00 et 90.00 degrés,
 - longitude (en degré) entre -180.00 et 180.00 degrés,
 - l'altitude barométrique (en m) est l'altitude géopotentielle calculée à partir de la pression mesurée en utilisant le profil de pression atmosphérique de l'atmosphère standard internationale définie par l'OACI (l'altitude barométrique contient la même information que la pression),
 - la *radio altitude*, (en m) est la hauteur depuis la surface du sol et est renseignée uniquement pendant les phases de décollage et d'atterrissage),
 - la pression (en Pascal),
 - La température statique fournie par l'ordinateur de bord de l'A340 (en degré Celsius),
 - La température statique (en degré) est calculée à partir des capteurs MOZAIC,
 - La vitesse air de l'A340 (en m/s),
 - La vitesse sol de l'A340 (en m/s),
 - La composante zonale du vent (en m/s), c'est à dire dans la direction Est-Ouest,
 - La composante méridienne du vent (en m/s), c'est dans la direction Nord-Sud,
 - d'autres données météorologiques telles que l'ozone, l'humidité relative, le monoxyde d'azote, etc. et des champs associés à la validité et l'incertitude de ces mesures.

Le seul paramètre très important qu'il manque est la masse de l'avion.

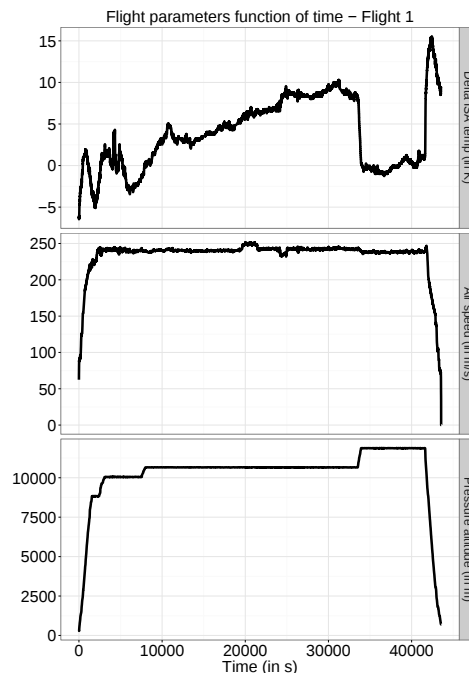


Figure A.8 – Tracé d’un exemple de données disponibles dans MOZAIC (la température, la vitesse air et l’altitude pression) pour un vol particulier.

La figure A.8 montre un exemple de l’évolution de quelques paramètres de vol au cours d’un vol long courrier et la figure A.9 représente en rouge la projection au sol de la trajectoire.

Voici quelques précisions concernant les quatre A340-300 :

- Avion 1, livré à Air France en Mars 1994 et opéré jusqu’en Décembre 2004.
- Avion 2, livré à Air France en Avril 1994, opéré jusqu’en Mars 1997 par Air France puis par Sabena d’Avril 1997 à Novembre 2001, par Lufthansa d’Avril 2003 à Octobre 2005 et enfin par Air Namibia à partir de Novembre 2005.
- Avion 3 et 4, livrés à Lufthansa respectivement en Mai et Novembre 1994.

A.13 Flight Data Recorder

La meilleure source d’information apparaît être celles provenant des enregistreurs de vol car elles contiennent toutes les données listées pour les vols MOZAIC décrits dans la section A.12 mais aussi d’autres données comme la masse de l’avion au cours du vol et le réglage de la poussée moteur qui sont des paramètres très utiles pour connaître précisément comment l’avion est utilisé. Par contre, ces données sont confidentielles et il est très difficile de s’en procurer. Dans le cadre de ce travail, nous n’avons pas eu le temps d’appliquer nos méthodes à ce genre de données. Nous avons en effet obtenu très tardivement un millier d’enregistrements de vol mais pour des types d’avions divers. Nous les avons utilisés uniquement pour valider la méthode d’identification des niveaux de vol. Une perspective du travail pourrait être de revoir le travail réalisé dans cette thèse au vu de telles données, en particulier pour valider la méthode d’estimation de masse ainsi que les variabilités opérationnelles étudiées.



Figure A.9 — *Exemple de la projection au sol de la trajectoire d'un vol MOZAIC*

A.14 Conclusion sur les bases de données opérationnelles

De nombreuses bases de données ont été trouvées avec l'objectif d'observer aussi précisément que possible comment les avions sont réellement exploités quand ils sont en service. Les tables présentées dans figures 1.8 et 1.9 présentent un synthèse des caractéristiques particulières de chaque base de données explorées.

En conclusion, nous devons reconnaître qu'il n'existe pas de bases de données contenant tous les paramètres nécessaires pour observer en détail comment les avions sont réellement exploités. La seule exception semble être les données réunies en interne par les compagnies aériennes grâce aux enregistreurs de vol des avions qu'ils opèrent.

Annexe B

Revue des outils de conception avion

Cette annexe présente la revue réalisée dans le cadre de cette thèse :

- des outils de conception avion existant, et
- des outils de calcul de mission et de simulation des opérations.

B.1 Introduction

From the market analysis and both the safety and environmental regulations, a set of technical specifications, that the future airplane will have to meet, is established.

As a synthesis, the following list presents examples of these specifications :

- number of passengers,
- range,
- flight altitude,
- flight speed,
- take-off and landing distances,
- approach speed,
- technological choices,
- applicable safety requirements,
- applicable noise and emissions requirements,
- anticipated date of entry into service

Once these specifications are set, the airplane design process can be initiated. This design process is presented in many textbooks (see Roskam[177], Torenbeek[201], Raymer [172], Anderson [19], Stinton [195], Sforza [191], Jenkinson [111], Nicolai [150], Loftin [130], Sadraey [183]). They describe the different steps of the sizing process that are needed to turn the above-described set of specifications into the actual design of an aircraft. The knowledge of the airplane design increases progressively, its design gets more accurately tuned and evaluated to finally reach an optimum. The process is by essence iterative. For instance, weight calculation is repeated many times along the design process, and closely monitored. At the beginning, the models used are usually empirical or semi-empirical models, and allow short calculation times and the investigation of a large range of possible values for the different design variables. Later, more and more complex models are used, which contributes to gather more and more confidence on the predicted characteristics and performances of the airplane.

The tools used in this process will rely on more or less simplified models. For the very early stages of the design process, standard numerical platforms for high-performance scientific

computing and data science like for example Matlab[®] [200], Scilab [189], Python [168], Fortran [21] or Excel[®] [143] are among the most widely used. Based on these, in-house specific tools or open-source programs have been developed. Later in the design process, it is required to use more specialized, high-fidelity software for modeling aerodynamics, structures, systems, engines, etc. for the airplane analysis and design, and costs, missions, fleet allocation, etc. for the operational considerations.

B.2 Tools for OAD

The following paragraphs list the main tools identified in the present study.

RDS

RDS [171] is a OAD program. It is developed by D. Raymer, and it is based on the method described in the textbook[172].

No paper has been found demonstrating research related to interaction between airplane design and operational considerations.

CEASIOM

CEASIOM [158] is an application developed within the frame of the SimSAC¹ European project² from 2006 to 2009. CEASIOM Conceptual Aircraft Design tool requires a Matlab[®] license to operate. This tool has been used in several research projects as can be seen on its website [158]. It is free to download.

To our knowledge, no research was published using CEASIOM to investigate the airplane design together with the operational environment. Nevertheless, CEASIOM uses CPACS³ [50], which was developed to define a common language for aircraft design. This structured and hierarchical scheme has progressively been enlarged to cover data definition for the air transportation system, from geometrical and technical features of the aircraft (both airplanes and rotorcraft) to climate impact, fleets and missions. The main objective is to ease the interconnection between the different engineering teams and their tools in order to promote multidisciplinary and multi-fidelity design. CPACS also provides a set of tools that enable works in distributed environment. Finally, CPACS aims at reducing the gap in the design process between each design phase, when the tools are changed to higher fidelity ones, and when the design team broadens and includes discipline specialists.

CEASIOMpy is being developped in the frame of the framework of the Horizon 2020 European Project AGILE [44].

OpenVSP tool

OpenVSP [148] is an open source tool developed by NASA to sketch airplane geometry. Many features are progressively added like the possibility to evaluate weights and aerodynamics.

PACE

PACE [157] is a company that develops and distributes software products for the aviation and aerospace industry. Their products covers “*preliminary aircraft and systems architecture design*,

-
1. SimSAC : Simulating Aircraft Stability And Control Characteristics for Use in Conceptual Design
 2. Specific Targeted Research Project (STREP) approved for funding by the European Commission 6th Framework Programme on Research, Technological Development and Demonstration
 3. Common Parametric Aircraft Configuration Schema

aircraft and cabin configuration, aircraft economics and route analysis and EFB-based flight profile optimization". For airplane design, it provides two commercial software. The first software, Pacelab APD[®], focuses on airplane preliminary design and allows to generate and then to evaluate aircraft configurations in terms of performances, economics and technical perspectives. The second software, Pacelab SysArc[®], aims at sizing and integrating the different systems in the airplane very early in the design process in order to evaluate their anticipated technical features and to take them into account in the maturation of the design.

SUAVE

SUAVE [194] is an open-source multi-fidelity conceptual design platform developed by the Aerospace Design Lab at Stanford University, in partnership with Embraer and the FAA. It is written in Python and proposes a set of analysis tools for the early design phases.

OCCAM

OCCAM is an Overall Airplane Design (OAD) program developed internally by Airbus. It requires Scilab. It can be used in the very early stage of the design process. It is a very flexible tool that can easily be modified to implement and test new design methods. It has been previously used in the context of research projects and PhD theses [26, 167]. It also incorporates state-of-the-art advanced computational mathematics, like automated differentiation or uncertainty quantification and propagation, which are at the core of multidisciplinary design optimization (MDO).

pyACDT

pyACDT stands for *python Aircraft Design Toolbox* and was developed by the University of Toronto. Its objective is to set a standard framework to interfacing design and expert tools developed in different programming languages. In the introduction of the paper [161] presenting pyACDT, the authors survey the design tools at the time of the publication in 2008. They list twelve tools. They acknowledge that the number of available and public-domain softwares is very limited, but still some commercial tools are however available for airplane design. Other design tools are available on restricted bases only as for instance those developed by collaborations with NASA or others implemented in Europe.

pyACDT is still used today by the MDO Lab of the University of Michigan [146] and the Advanced Aircraft Design Lab of the Royal Military College of Canada [10].

FAST and FAST-OAD

ISAE-Supaero and ONERA recently released an open source tool named FAST-OAD, which is public version of the FAST tool [48].

OpenMDAO

OpenMDAO [149] is "*an open-source high-performance computing platform for systems analysis and multidisciplinary optimization, written in Python*". It is developed by NASA in order to ease the implementation of multidisciplinary design process.

Many research works have been developed based on this platform. Indeed, it can be used to integrate various models as long as they are coded in the Python programming language, and some modules are also made available by their authors in an open-source logic. Its flexibility

and the optimization tools that are included make this open-source platform developing very quickly.

GEMSEO

GEMSEO [74, 75] is an open source platform developped by the IRT Saint Exupery in Toulouse.

RCE tool

RCE [28, 29] is an open source platform developped by the DLR.

Many others

Finally, we must acknowledge this list is not exhaustive. Indeed, beside the above listed tools, many others are directly developed and tailored to meet specific needs by the persons or teams willing to analyze and design airplanes. For instance, in the review made, we have identified one paper by Jansen and Perez [109] where the objective was to evaluate the individual aircraft using the object-oriented, multi-fidelity aircraft conceptual design framework (pyACDT). The passenger allocation and aircraft problems were both solved using an extended ant colony optimizer MIDACO, The aircraft family system level problem is solved using FDPSO, a constrained particle swarm optimization algorithm which is capable of handling different types of variables, (both included in pyOPT). Others, like Chakraborty *et al.* [39] develop their own tool to address their specific needs, and Xie *et al.* [206] use some specific tools for instance for weight estimation of blended wing body configurations.

Other tools can be listed that are more related to specific technical subjects :

- Aerodynamics (XFoil [55], AVL [54], Tornado [9])
- Structure (FreeFEM [87], etc.)

B.3 Tools for mission calculation and operations simulation

During the design phase, it is important to simulate the airplane with respect to its intended mission, in order to evaluate the cost in term of fuel consumption or the flight duration. The simplest, but rather efficient, model is the Breguet-Leduc equation [35], either for range or for endurance.

All of the design tools presented in Section B.2 include a mission module. For instance, pyMission is embedded in the OpenMDAO platform. It is also the case for the OCCAM tool which includes, in addition to the basic mission module, a finer module able to calculate all flight parameters along the airplane trajectory.

However, once the airplane has been designed, manufactured and certified, and has entered into service, the operators use tools for calculating and simulating their missions and operations. We focus here on those, including mission calculations. For instance, when preparing their flights, the airlines have to build up flight plans before submitting them for approbation to the ATM services. In this review, we have mainly identified two tools.

The first one is proposed by PACE [157]. In addition to the design tool presented above in Section B.2, PACE proposes tools for fleet and route network management and flight operations.

The second tool is the Jeppesen software JetPlanner [112]. It is used for flight-dispatcher training at ENAC and include professionally representative airplane model, statistical or real-time meteorological conditions and forecasts, and actual airways. It is widely used by airlines to prepare and optimize their operations.

Airplane missions and operations in airplane design

Airplane design research is looking for models and tools that include multidisciplinary analysis capacity in order to consider airplane-level optimization objective functions such as minimizing maximum take-off weight, mission fuel block, or operating costs. None of these optima is exclusive to one sole discipline, but will be obtained through trade-offs between the disciplines. Some research works aim at managing multi-fidelity tools, so as to reduce the gaps between the different design phases and the associated tools. Streamlining the global design process makes it more efficient. These research works also intend to make high-fidelity tools more easily available for the early design phases. They resulted in the creation of some of the tools described in the Section B.2.

Other objectives that have been considered in the research works surveyed in the present study, include taking into account other considerations in the airplane design, such as the financial return on investment [38], or improving the representativeness of the operational models through enhanced mission and operations tools [25, 46, 82, 93, 94, 109, 125, 129, 140, 208].

Therefore, aside from the professional tools listed in section B.3, other tools more dedicated to research have been developed or included in the design processes. As for the design tools, many of which are not publicly available, most of the tools and models are laboratory or industry internal tools. However, we draw the attention on two of these tools :

- FLOPS [141, 147, 205] stands for *NASA Flight Optimization System Software*. It is a software based on the energy model that simplifies the analysis of the trajectory by reducing it to the analysis of the exchange between kinetic and potential energies. It is fast but relies on only two degrees of freedom. It is used in several research works [38, 68, 122, 129, 140]. However, its access is drastically restricted : "*This is a U.S. Government system and is for authorized users only. By accessing and using this computer system, you are consenting to system monitoring, including the monitoring of keystrokes. Unauthorized use of, or access to, this computer system may subject you to disciplinary action and criminal prosecution.*"
- FLEET is another software that allows one to calculate operational costs, ticket prices, and airplane performances on different routes of a defined airline network. It was used in a few research publications[46, 82, 94].

Finally, it is important to emphasize the fact that, as most of these studies' final objective is to design airplanes, the tools listed in the Section B.2 are also used in research works. For instance, OpenMDAO (and pyMission) and SUAVE which are referenced by Falck [68] and Jansen [109] rely on pyACDT.

Other operations related tools

Other operations related tools are available, for instance for assessment of the impact on the environment. The FAA proposes a tool named AEDT [6] (*Aviation Environmental Design Tool*). On the European side, Eurocontrol has developed the IMPACT tool available on internet [7].

Conclusion

The main objective of this appendix was to identify the tools that are used and available for research works related to airplane design but also for airplane operations analysis. Several tools were listed and briefly described. However it is impossible to provide an exhaustive list of all the existing tools. Indeed, many of them are specific to the institution or company that coded them and not publicly available.

Nevertheless, both open-source and commercial software have been identified, covering either airplane design matters or flight operations simulations.

Annexe C

Paramètres représentant un avion dans MARILib

MARILib représente l'avion (aircraft) sous la forme d'une arborescence sur deux niveaux. Le Tableau C.1 représente le premier niveau de décomposition et les Tableaux C.2 à C.27 détaillent des caractéristiques de chaque élément de manière plus détaillée.

aircraft	
design_driver	Exigences de conception
low_speed	Caractéristiques basse vitesse
high_speed	Caractéristiques haute vitesse
max_payload_mission	Mission à charge marchande maximale
nominal_mission	Mission nominale
max_fuel_mission	Mission à quantité de carburant maximale
zero_payload_mission	Mission sans charge marchande ou mission à vide
cost_mission	Mission coût
economics	Caractéristiques économiques
environmental_impact	Impact environnemental
aerodynamics	Caractéristiques aérodynamiques
propulsion	Caractéristiques propulsives
weights	Caractéristiques massiques
center_of_gravity	Centres de gravité
cabin	Informations sur la cabine
payload	Informations sur la charge utile
fuselage	Caractéristiques du fuselage
wing	Caractéristiques de la voilure
landing_gears	Caractéristiques du train d'atterrissage
horizontal_tail	Caractéristiques de l'empennage horizontal
vertical_tail	Caractéristiques de l'empennage vertical
tanks	Caractéristiques des réservoirs
systems	Caractéristiques des systèmes
turbofan_pylon	Caractéristiques du pylone du moteur
turbofan_nacelle	Caractéristiques de la nacelle
turbofan_engine	Caractéristiques du moteur turbofan

Table C.1 – Premier niveau de décomposition de la description d'un avion dans MARILib

design_driver	
design_range	Range of design mission
cruise_mach	Nominal cruise Mach number
ref_cruise_altp	Reference cruise altitude (generally 35000ft)
top_of_climb_altp	Top of climb altitude (may be lower or equal to reference cruise altitude)

Table C.2 – *Détails des exigences de conception d'un avion dans MARILib*

low_speed	
disa_tofl	Temperature shift for take off field length computation
altp_tofl	Altitude for take off field length computation
kvs1g_tofl	Minimum allowed stall speed margin at take off
req_tofl	Maximum take off field length at MTOW and given conditions
eff_tofl	Effective take off field length at MTOW and given condition
eff_kvs1g	Effective stall speed margin at take off
seg2_path	Air path at 35 ft at take off
limitation	Active limitation, 0 : error, 1 : field length, 2 : min climb path
perfo_constraint_1	Constraint on Take Off Field Length, must be kept positive
disa_app_speed	Temperature shift for approach speed computation
altp_app_speed	Altitude for approach speed computation
kvs1g_app_speed	Minimum allowed stall speed margin at landing
req_app_speed	Maximum approach speed at MLW and given conditions
eff_app_speed	Effective approach speed at MLW and given condition
perfo_constraint_2	Constraint on Approach Speed, must be kept positive
disa_oei	Temperature shift for One Engine Inoperative (OEI)
req_oei_altp	Required One Engine Inoperative (OEI) minimum altitude
req_oei_path	Required minimum slope OEI
eff_oei_path	Effective slope OEI at 95%MTOW, required altitude and MCN rating
oei_best_speed	Calibrated Air Speed (CAS) at which slope is maximum in given conditions
perfo_constraint_3	Constraint on One Engine Inoperative performance, must be kept positive

Table C.3 – *Détails des caractéristiques basse vitesse de l'avion dans MARILib*

high_speed	
disa_climb	Temperature shift for Maximum climb speed computation
req_vz_climb	Required minimum climb speed, MCL rating
eff_vz_climb	Effective climb speed in climb
perfo_constraint_1	Constraint on climb performance with MCL rating, must be kept positive
req_vz_cruise	Required minimum climb, MCR rating
eff_vz_cruise	Effective climb speed in cruise
perfo_constraint_2	Constraint on climb performance with MCR rating, must be kept positive
req_toc_altp	Targeted Top Of Climb Altitude (TOC) for Time To Climb (TTC)
cas1_ttc	Calibrated Air Speed (CAS) below 10000ft for TTC computation
cas2_ttc	Calibrated Air Speed (CAS) above 10000ft for TTC computation
req_ttc	Required maximum Time To Climb
eff_ttc	Effective Time To Climb
perfo_constraint_3	Constraint on time to climb, must be kept positive

Table C.4 – Détails des caractéristiques haute vitesse de l'avion dans MARILib

max_payload_mission	
range	Range of the max payload mission
payload	Payload of the max payload mission
tow	Take off weight of the max payload mission
total_fuel	Total fuel of the max payload mission
block_fuel	Block fuel of the max payload mission
block_time	Block time of the max payload mission
block_enrg	Block energy of the max payload mission
total_enrg	Total energy of the max payload mission
req_battery_mass	Required battery mass of the max payload mission

Table C.5 – Détails des caractéristiques de la mission à charge marchande maximale dans MARILib

nominal_mission	
range	Range of the nominal mission
payload	Payload of the nominal mission
tow	Take off weight of the nominal mission
total_fuel	Total fuel of the nominal mission
block_fuel	Block fuel of the nominal mission
block_time	Block time of the nominal mission
block_enrg	Block energy of the nominal mission
total_enrg	Total energy of the nominal mission
req_battery_mass	Required battery mass of the nominal mission

Table C.6 – Détails des caractéristiques de la mission nominale dans MARILib

max_fuel_mission	
range	Range of the max fuel mission
payload	Payload of the max fuel mission
tow	Take off weight of the max fuel mission
total_fuel	Total fuel of the max fuel mission
block_fuel	Block fuel of the max fuel mission
block_time	Block time of the max fuel mission
block_enrg	Block energy of the max fuel mission
total_enrg	Total energy of the max fuel mission
req_battery_mass	Required battery mass of the max fuel mission

Table C.7 – *Détails des caractéristiques de la mission à quantité de carburant maximale dans MARILib*

zero_payload_mission	
range	Range of the zero payload mission
tow	Take off weight of the zero payload mission
total_fuel	Total fuel of the zero payload mission
block_fuel	Block fuel of the zero payload mission
block_time	Block time of the zero payload mission
block_enrg	Block energy of the zero payload mission
total_enrg	Total energy of the zero payload mission
req_battery_mass	Required battery mass of the zero payload mission

Table C.8 – *Détails des caractéristiques de la mission à vide dans MARILib*

cost_mission	
disa	Temperature shift of the cost evaluation mission
range	Range of the cost evaluation mission
payload	Payload of the cost evaluation mission
tow	Take off weight of the cost evaluation mission
total_fuel	Total fuel of the cost evaluation mission
block_fuel	Block fuel of the cost evaluation mission
block_time	Block time of the cost evaluation mission
block_enrg	Block energy of the cost evaluation mission
total_enrg	Total energy of the cost evaluation mission
req_battery_mass	Required battery mass of the cost evaluation mission
block_CO2	Mass of carbon dioxide emitted during the mission

Table C.9 – *Détails des caractéristiques de la mission coût dans MARILib*

economics	
gear_price	Price of landing gears
engine_price	Price of one engine
airplane_price	Price of the airplane
battery_price	Total price of the battery (eventual)
battery_mass_price	Mass price of battery (eventual)
fuel_price	Fuel price
elec_price	Price of electricity
labor_cost	Labor cost
irp	Interest recovery period
period	Utilisation period
interest_rate	Interest rate
utilisation	Number of flights per year
cockpit_crew_cost	Cockpit crew cost
cabin_crew_cost	Cabin crew cost
fuel_cost	Fuel cost
elec_cost	Cost of electricity
landing_fees	Landing fees
navigation_fees	Navigation fees
catering_cost	Catering cost
pax_handling_cost	Pax handling cost
ramp_handling_cost	Ramp handling cost
standard_operating_cost	Standard operating cost
cash_operating_cost	Cash operating cost
total_investment	Total investment
interest	Interest
insurance	Insurance
depreciation	Depreciation
direct_operating_cost	Direct operating cost

Table C.10 – Détails des caractéristiques économiques d'un avion dans MARILib

environmental_impact	
rgf	Reference Geometric Factor
CO2_metric	Fuel efficiency metric
CO2_index	Mass of carbon dioxide emitted per kg of fuel
H2O_index	Mass of water emitted per kg of fuel
SO2_index	Mass of sulfur dioxide emitted per kg of fuel
NOx_index	Mass of nitrogen oxide emitted per kg of fuel
CO_index	Mass of carbon monoxide emitted per kg of fuel
HC_index	Mass of unburnt hydrocarbon emitted per kg of fuel
sulfuric_acid_index	Mass of sulfuric acid emitted per kg of fuel
nitrous_acid_index	Mass of nitrous acid emitted per kg of fuel
nitric_acid_index	Mass of nitric acid emitted per kg of fuel
soot_index	Number of soot particle emitted per kg of fuel

Table C.11 – Détails de l'impact environnemental d'un avion dans MARILib

aerodynamics	
cruise_lod_max	Maximum lift over drag ratio in cruise condition
cz_cruise_lod_max	Lift coefficient corresponding to maximum lift over drag
hld_conf_clean	High lift device setting in clean configuration (0 by definition)
cz_max_clean	Maximum lift coefficient in clean wing configuration
hld_conf_to	High lift device setting in take off configuration ($0 < \text{hld_conf} < 0,6$)
cz_max_to	Maximum lift coefficient in take off configuration
hld_conf_ld	High lift device setting in landing configuration (nominal value is 1)
cz_max_ld	Maximum lift coefficient in landing configuration

Table C.12 – *Détails des caractéristiques aérodynamiques d'un avion dans MARILib*

propulsion	
architecture	Propulsion architecture, TF :turbofan
n_engine	Number of main engines
fuel_type	Type of fuel, Kerosene, Hydrogene, Methane, Battery
battery_energy_density	Battery energy density
reference_thrust_effective	Effective reference_thrust
sfc_cruise_ref	Specific Fuel Consumption in cruise condition
sec_cruise_ref	Specific Energy Consumption of the electric chain (if any)
rating_code	Array of rating codes [0 :MTO, 1 :MCN, 2 :MCL, 3 :MCR, 4 :FID]
flight_data	Dictionary of flying conditions for each rating
mto_thrust_ref	Turbofan thrust in take off rating (one engine)
mcn_thrust_ref	Turbofan thrust in maxi continuous rating (one engine)
mcl_thrust_ref	Turbofan thrust in max climb rating (one engine)
mcr_thrust_ref	Turbofan thrust in max cruise rating (one engine),
fid_thrust_ref	Turbofan thrust in flight idle rating (one engine),
mass	Total mass of the propulsion system (pylons, nacelles, engines, ...)
c_g	Global CG position for the whole propulsion system

Table C.13 – *Détails des caractéristiques propulsives d'un avion dans MARILib*

weights	
mwe	Manufacturer Weight Empty
owe	Operating Weight Empty (= mwe + m_op_item + m_cont_pallet)
mzfw	Maximum Zero Fuel Weight (= owe + n_pax_ref.m_pax_max)
mass_constraint_1	Constraint on MZFW, must be kept positive
mlw	Maximum Landing Weight
mass_constraint_2	Constraint on MLW, must be kept positive
mtow	Maximum Take Off Weight
mass_constraint_3	Constraint on MTOW, must be kept positive
mfw	Maximum Fuel Weight
battery_in_owe	Battery mass in OWE

Table C.14 – *Détails des caractéristiques massiques d'un avion dans MARILib*

center_of_gravity	
cg_range_optimization	Wing position, HTP and VTP areas optimized wrt HQ criteria
mwe	Longitudinal position of MWE CG
owe	Longitudinal position of OWE CG
battery	Longitudinal position of battery CG
max_fwd_mass	Aircraft mass at maximum forward CG
max_fwd_req_cg	Required maximum forward aircraft CG
max_fwd_trim_cg	Maximum trim-able forward CG
cg_constraint_1	Forward CG constraint no1, must be kept positive
max_bwd_mass	Aircraft mass at maximum backward payload CG
max_bwd_req_cg	Required maximum backward aircraft CG
max_bwd_stab_cg	Maximum backward CG
cg_constraint_2	Backward CG constraint no1, must be kept positive
max_bwd_oei_mass	Aircraft mass for OEI control criterion
max_bwd_oei_req_cg	Required backward CG at max_bwd_oei_mass
max_bwd_oei_cg	Maximum backward CG according to OEI control
cg_constraint_3	Backward CG constraint no2, must be kept positive

Table C.15 – *Détails des centres de gravité dans MARILib*

cabin	
n_pax_ref	Reference Number of passengers (often 2 class layout)
n_aisle	Number of aisle in economic section
n_pax_front	Number of seats in a row in economic section
fwd_limit	Distance between aircraft nose and cabin forward limit
width	Maximum width of the cabin (volume width, not floor width)
length	Total length of the cabin
projected_area	Area of the cabin taking into account its maximum width (not floor area)
m_furnishing	Total mass of furnishing equipments
m_op_item	Total mass of operator items
cg_furnishing	Center of gravity of furnishing equipments
cg_op_item	Center of gravity of operator items

Table C.16 – *Informations sur la cabine dans MARILib*

payload	
m_pax_nominal	Mass allowance per passenger to compute nominal payload
m_pax_max	Mass allowance per passenger to compute maximum payload
m_container_pallet	Mass of containers or pallets empty
nominal	Mass of nominal payload
maximum	Mass of maximum payload
max_fwd_mass	Payload mass at maximum forward payload CG
max_fwd_req_cg	Required maximum forward payload CG
max_bwd_mass	Payload mass at maximum backward payload CG
max_bwd_req_cg	Required maximum backward payload CG
cg_container_pallet	Center of gravity of containers or pallets empty

Table C.17 – *Informations sur la charge utile dans MARILib*

fuselage	
width	Fuselage width of the cylindrical part
height	Fuselage height of the cylindrical part
length	Total fuselage length
tail_cone_length	Length of rear evolutive part of the fuselage
net_wetted_area	Fuselage total net wetted area
mass	Equipped fuselage mass (without systems)
c_g	Longitudinal position of the fuselage CG

Table C.18 – *Détails des caractéristiques du fuselage dans MARILib*

wing	
attachment	Wing attachment, 1 : low wing, 2 : high wing
morphing	Wing deformation driver, 1 : aspect ratio, 2 : span
hld_type	Type of high lift devices
t_o_c_r	Thickness over chord ratio of the wing at root
t_o_c_k	Thickness over chord ratio of the wing at main kink
t_o_c_t	Thickness over chord ratio at wing tip
sweep	Wing sweep angle at 25% of the chord
dihedral	Mean dihedral of the wing
setting	Setting angle of the wing at root
taper_ratio	Wing taper ratio
aspect_ratio	Wing aspect ratio
area	Wing reference area
span	Wing span
mac	Mean aerodynamic chord of the wing
net_wetted_area	Wing total net wetted area
mass	Equipped wing mass (without systems)
c_g	Longitudinal position of the wing CG
x_root	Longitudinal position of 0% of wing root chord
y_root	Span wise position of 0% of the wing root chord
z_root	Vertical position of 0% of the wing root chord
c_root	Wing root chord length
x_kink	Longitudinal position of 0% of wing kink chord
y_kink	Span wise position of 0% of the wing kink chord
z_kink	Vertical position of 0% of the wing kink chord
c_kink	Wing kink chord length
x_tip	Longitudinal position of 0% of wing tip chord
y_tip	Span wise position of 0% of the wing tip chord
z_tip	Vertical position of 0% of the wing tip chord
c_tip	Wing tip chord length
x_mac	Longitudinal position of wing mean aerodynamic chord
y_mac	Span wise position of wing mean aerodynamic chord

Table C.19 – *Détails des caractéristiques de l'aile dans MARILib*

landing_gears	
mass	Mass of landing gears (nose and main)
c_g	Longitudinal position of the landing gears CG

Table C.20 – *Détails des caractéristiques du train d'atterrissage dans MARILib*

horizontal_tail	
attachment	Configuration of horizontal tail, 1 : classical, 2 : T-tail
sweep	Horizontal tail sweep angle at 25% of the chords
taper_ratio	Taper ratio of the horizontal tail
aspect_ratio	Aspect ratio of the horizontal tail
t_o_c	Thickness to chord ratio of the vertical tail
dihedral	Mean dihedral of the horizontal tail
volume	Volume coefficient of the horizontal tail
lever_arm	Lever arm of the horizontal tail (from 25% wing MAC to 25% HTTP MAC)
area	Horizontal tail reference area
span	Horizontal tail span
mac	Mean aerodynamic part of the horizontal tail
net_wetted_area	Total net wetted area of the horizontal tail
mass	Equipped mass of the horizontal tail
c_g	Longitudinal position of the CG of the horizontal tail
x_axe	Longitudinal position of the horizontal tail central chord
z_axe	Vertical position of the horizontal tail central chord
c_axe	Horizontal tail central chord
x_tip	Longitudinal position of the horizontal tail tip chord
y_tip	Lateral position of the horizontal tail tip chord
z_tip	Vertical position of the horizontal tail tip chord
c_tip	Horizontal tail tip chord
x_mac	Longitudinal position of the horizontal tail mean aerodynamic chord
y_mac	Lateral position of the horizontal tail mean chord

Table C.21 – *Détails des caractéristiques de l'empennage horizontal dans MARILib*

vertical_tail	
sweep	Vertical tail sweep angle at 25% of the chords
taper_ratio	Taper ratio of the vertical tail
aspect_ratio	Aspect ratio of the vertical tail
t_o_c	Thickness to chord ratio of the vertical tail
volume	Volume coefficient of the vertical tail
lever_arm	Lever arm of the vertical tail (from 25% wing MAC to 25% HTTP MAC)
area	Vertical tail reference area
height	Vertical tail height
mac	Mean aerodynamic part of the vertical tail
net_wetted_area	Total net wetted area of the vertical tail
mass	Equipped mass of the vertical tail
c_g	Longitudinal position of the CG of the vertical tail
x_root	Longitudinal position of the vertical tail root chord
z_root	Vertical position of the vertical tail root chord
c_root	Vertical tail root chord
x_tip	Longitudinal position of the vertical tail tip chord
z_tip	Vertical position of the vertical tail tip chord
c_tip	Vertical tail tip chord
x_mac	Longitudinal position of the vertical tail mean aerodynamic chord

Table C.22 – Détails des caractéristiques de l'empennage vertical dans MARILib

tanks	
cantilever_volume	Volume of tanks in the cantilever wing
central_volume	Volume of tanks in the central part of the wing (inside the fuselage)
mfw_volume_limited	Maximum geometrical fuel volume
fuel_density	Fuel density
fuel_cantilever_cg	Center of gravity of tanks in the cantilever wing
fuel_central_cg	Center of gravity of tanks in the central part of the wing (inside the fuselage)
fuel_total_cg	Center of gravity of wing tanks
fuel_max_fwd_mass	Fuel mass of max forward fuel cg
fuel_max_fwd_cg	Max forward fuel cg
fuel_max_bwd_mass	Fuel mass of max backward fuel cg
fuel_max_bwd_cg	Max backward fuel cg

Table C.23 – Détails des caractéristiques des réservoirs dans MARILib

systems	
mass	Mass of all airplane systems
c_g	Longitudinal position of the system CG

Table C.24 – Détails des caractéristiques des systèmes dans MARILib

turbofan_pylon	
mass	Equipped mass of the pylons
c_g	Longitudinal position of the CG of the pylons

Table C.25 – Détails des caractéristiques d'un mât de moteur turbofan dans MARILib

v

turbofan_nacelle	
n_engine	Number of turbofan
attachment	Nacelle attachment (1 = under wing, 2 = rear fuselage)
rear_nacelle	Rear nacelle (0 = no, 1 = yes)
width	Maximum width of the nacelles
length	Length of the fan cowl
x_ext	Longitudinal position of the center of the air inlet of the external nacelle
y_ext	Span wise position of the center of the air inlet of the external nacelle
z_ext	Vertical position of the center of the air inlet of the external nacelle
x_int	Longitudinal position of the center of the air inlet of the internal nacelle
y_int	Span wise position of the center of the air inlet of the internal nacelle
z_int	Vertical position of the center of the air inlet of the internal nacelle
net_wetted_area	Total net wetted area of the nacelles (fan cowls)
efficiency_fan	Fan efficiency for turbofan (capability to turn shaft power into kinetic energy)
efficiency_prop	Propeller like Fan+Cowl efficiency for turbofan (FanThrust.Vair)/(Shaft power)
hub_width	Diameter of the hub of the turbofan nacelle (for pusher fan only)
fan_width	Diameter of the fan of the turbofan nacelle
nozzle_width	Diameter of the nozzle of the turbofan nacelle
nozzle_area	Exhaust nozzle area of the turbofan nacelle
body_length	Length of the body in front of the turbofan nacelle
bnd_layer	Boundary layer thickness law in front of the e-fan, 2d array
mass	Equipped mass of the nacelles (including engine mass)
c_g	Longitudinal position of the CG of the nacelles

Table C.26 – Détails des caractéristiques d'une nacelle de turbofan dans MARILib

turbofan_engine	
reference_thrust	Design Reference Thrust of the engines
bpr	By Pass Ratio of the turbofan
rating_factor	Array of rating factors versus reference thrust
core_thrust_ratio	Fraction of the total thrust of a turbofan which is due to the core
core_width_ratio	Fraction of the total nacelle diameter which is taken by the core
core_weight_ratio	Fraction of the total nacelle mass which is taken by the core
kfn_off_take	reference_thrust factor due to power off take (if any)

Table C.27 – Détails des caractéristiques d'un moteur turbofan dans MARILib

Annexe D

Compléments concernant MOZAIC

Les éléments présentés ici ont été produits dans la phase d’exploration de la base MOZAIC.

D.1 Reconnaissance pour la récolte et la mise à disposition des données MOZAIC

Comme stipulé dans la politique des données IAGOS [65], nous incluons la reconnaissance ci-dessous :

MOZAIC/CARIBIC/IAGOS data were created with support from the European Commission, national agencies in Germany (BMBF), France (MESR), and the UK (NERC), and the IAGOS member institutions (<http://www.iagos.org/partners>). The participating airlines (Lufthansa, Air France, Austrian, China Airlines, Iberia, Cathay Pacific, Air Namibia, Sabena) supported IAGOS by carrying the measurement equipment free of charge since 1994. The data are available at <http://www.iagos.fr> thanks to additional support from AERIS.

Nous soulignons que nous les utilisons ici dans un but strictement scientifique conformément à cette politique.

D.2 Les avions MOZAIC

La flotte MOZAIC utilisée comme source de données dans cette étude est composée de 4 avions (voir la présentation générale de MOZAIC dans la section A.12. La figure D.1 montre le nombre de vol accumulé par chaque avion et par mois au cours de sa vie opérationnelle.

D.3 Aéroports visités par les avions MOZAIC

La carte présentée sur la figure D.2 montre les aéroports exploités par les avions MARILib. Chaque couleur est associée à un avion et la taille des points est proportionnelle au nombre de visites que cet avion a réalisé sur l’aéroport en question.

Le tableau D.3 liste les aéroports visités par les avions MOZAIC ainsi que le nombre de visites réalisées.

D.4 Les routes MOZAIC

Les graphiques D.4, D.5 , D.6 , D.7 schématisent les réseaux des vols des avions MOZAIC.

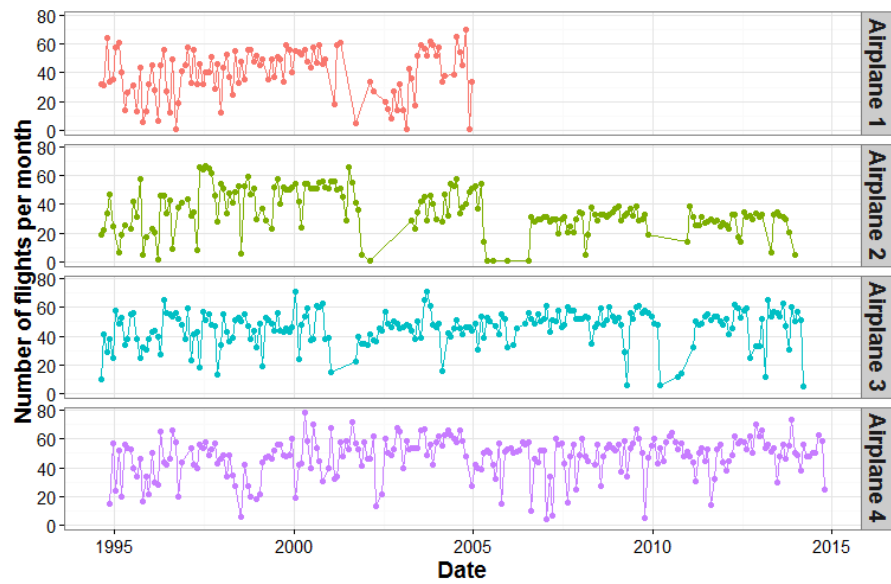


Figure D.1 – Nombre de vols accumulé par chaque avion par mois

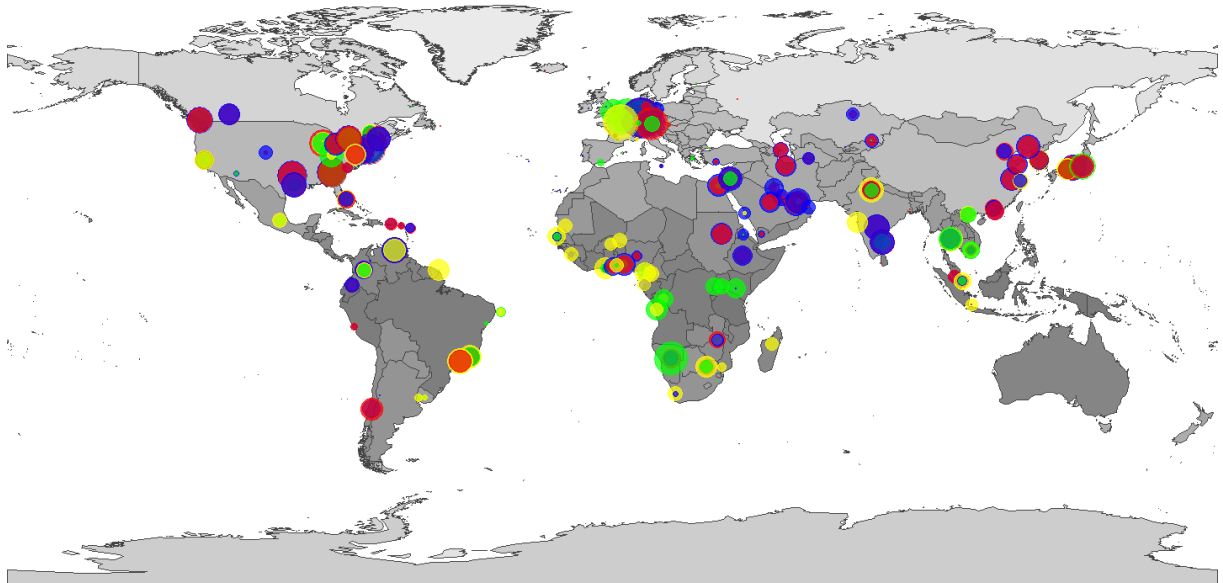


Figure D.2 – Carte des aéroports utilisés par les avions MOZAIC

ANNEXE D. COMPLÉMENTS CONCERNANT MOZAIC

Ville	Airplane 1	Airplane 2	Airplane 3	Airplane 4	Total
ABIDJAN	85	7	0	4	96
ABU DHABI	0	5	61	131	197
ABUJA	0	0	4	9	13
ACCRA	0	7	15	44	66
ADDIS ABABA	0	0	31	58	89
ALMATY	0	1	9	18	28
AMMAN	0	0	0	1	1
ANTALYA	0	0	2	4	6
ANTANANARIVO	15	0	0	0	15
ASHGABAT	0	0	9	11	20
ASMARA	0	1	0	10	11
ASTANA	0	0	5	13	18
ATHENS	0	2	0	0	2
ATLANTA	61	280	384	444	1169
BAKU	0	0	18	22	40
BANGKOK	140	121	56	53	370
BANIUL	0	1	0	0	1
BEIJING	0	0	34	20	54
BEIRUT	11	0	0	1	12
BERLIN	2	0	1	19	22
BOGOTA	24	11	27	38	100
BORDEAUX	0	3	2	1	6
BOSTON	44	121	223	243	631
BRAZZAVILLE	7	50	0	0	57
BREMEN	0	0	3	0	3
BRUGES	0	2	0	0	2
BRUSSELS	1	1197	0	4	1202
BUDAPEST	0	0	1	0	1
BUENOS AIRES	5	2	0	0	7
CAIRO	39	3	32	106	180
CALGARY	0	0	70	78	148
CAPE TOWN	19	1	3	3	26
CARACAS	102	106	192	213	613
CAYENNE	86	1	0	0	87
CHALONS-EN-CHAMPAGNE	1	0	0	0	1
CHARLOTTE	0	0	9	9	18
CHATEAURoux	1	2	0	0	3
CHICAGO	102	71	263	80	516
CINCINNATI	6	141	0	0	147
COLOGNE	0	1	52	48	101
COLOMBO	0	0	1	0	1
CONAKRY	16	1	0	3	20
COTONOU	19	3	0	0	22
DAKAR	41	4	0	6	51
DALLAS	1	0	358	451	810
DAMMAM	0	0	2	0	2
DENVER	0	0	2	16	18
DETROIT	0	2	50	95	147
DHAHRAN	0	0	14	28	42
DOHA	0	0	2	0	2
DOUALA	65	22	0	0	87
DUBAI	3	0	64	176	243
DURBAN	0	1	0	0	1
DUSSELDORF	0	0	38	42	80
ENTEBBE	0	23	0	0	23
FRANKFURT	0	1267	3621	4601	9489
GOOSE BAY	0	1	0	0	1
GUANGZHOU	0	0	35	26	61
GUAYAQUIL	0	0	1	0	1
GUDJA	0	0	2	2	4
HAMBURG	0	0	6	4	10
HANOI	30	25	0	0	55
HARARE	7	2	28	12	49
HAVANA	1	0	0	0	1
HELSINKI	0	1	0	0	1
HO CHI MINH CITY	31	36	8	4	79
HONG KONG	0	0	44	42	86
HOUSTON	96	11	148	157	412
HYDERABAD	0	0	205	207	412
ISTANBUL	0	1	0	0	1
JAKARTA	11	0	1	0	12
JEDDAH	2	2	1	11	16
JOHANNESBURG	76	13	26	0	115
KHARTOUM	0	0	52	88	140
KIGALI	0	32	0	0	32
KOLKATA	0	0	1	0	1
KUALA LUMPUR	0	0	14	14	28
KUWAIT CITY	0	1	9	47	57

Ville	Airplane 1	Airplane 2	Airplane 3	Airplane 4	Total
LAGOS	54	5	32	91	182
LIBREVILLE	14	0	1	8	23
LIEGE	0	1	0	0	1
LIMA	2	0	4	4	10
LISBON	0	0	0	1	1
LOME	17	2	0	0	19
LONDON	0	168	1	1	170
LOS ANGELES	0	0	97	41	138
LUANDA	15	89	0	0	104
MADRAS	0	30	148	172	350
MALAGA	0	4	0	0	4
MANAMA	0	0	1	0	1
MANCHESTER	0	0	0	1	1
MAPUTO	6	0	0	0	6
MARSEILLE	1	0	0	0	1
MEXICO CITY	20	8	0	0	28
MIAMI	39	10	34	21	104
MILWAUKEE	1	0	0	0	1
MONTEVIDEO	3	2	0	0	5
MONTREAL	35	23	7	16	81
MOSCOW	0	0	1	0	1
MUHARRAQ	0	0	1	0	1
MUMBAI	72	0	1	1	74
MUNICH	0	22	878	304	1204
MUSCAT	0	0	1	18	19
NAGOYA	17	1	143	185	346
NAIROBI	0	57	0	1	58
NANJING	0	0	72	121	193
NEW DELHI	160	18	38	27	243
NEW ORLEANS	0	0	0	1	1
NEW YORK	45	362	592	479	1478
NIAMEY	19	0	0	0	19
NICE	2	0	0	0	2
NOUAKCHOTT	17	0	0	0	17
ORLANDO	0	0	0	1	1
OSAKA	86	39	48	29	202
OUAGADOUGOU	11	0	0	0	11
PALMA MALLORCA	0	1	0	0	1
PARIS	1750	249	0	0	1999
PHILADELPHIA	0	1	228	310	539
PHOENIX	0	2	0	3	5
PORT HARCOURT	1	0	0	1	2
PORTLAND	0	0	156	136	292
QINGDAO	0	0	37	74	111
QUITO	5	2	15	20	42
RECIFE	5	7	0	0	12
REYKJAVIK	0	1	1	1	3
RIO DE JANEIRO	126	49	44	37	256
RIVADH	1	0	26	69	96
SALVADOR	0	2	0	0	2
SAN FRANCISCO	48	23	50	36	157
SAN JUAN	0	0	12	10	22
SANAA	0	0	2	4	6
SANTA MARIA	0	0	0	1	1
SANTIAGO	1	0	0	1	2
SANTO DOMINGO	0	0	0	1	1
SAO PAULO	211	89	90	72	462
SEATTLE	0	0	0	6	6
SEOUL	66	22	43	48	179
SHANGHAI	24	1	17	15	57
SHANNON	0	0	0	1	1
SHENYANG	0	0	74	146	220
SINGAPORE	35	5	12	7	59
ST MARTIN	0	0	4	3	7
ST. JOHN'S	0	0	8	7	15
ST. JOHN'S. NL	0	0	1	0	1
STRASBOURG	0	3	0	0	3
TASHKENT	0	0	0	1	1
TEHRAN	0	4	40	67	111
TEL AVIV	0	17	84	143	244
TENERIFE	0	0	0	1	1
TOKYO	0	248	117	55	420
TORONTO	96	96	186	244	622
TOULOUSE	2	1	1	2	6
VANCOUVER	0	62	153	223	438
VIENNA	0	2	2	0	4
WASHINGTON	82	26	43	67	218
WINDHOEK	0	1048	47	19	1114
YAOUNDE	22	0	0	0	22

Figure D.3 – Number of arrival per airport and per Mozaic Airplane

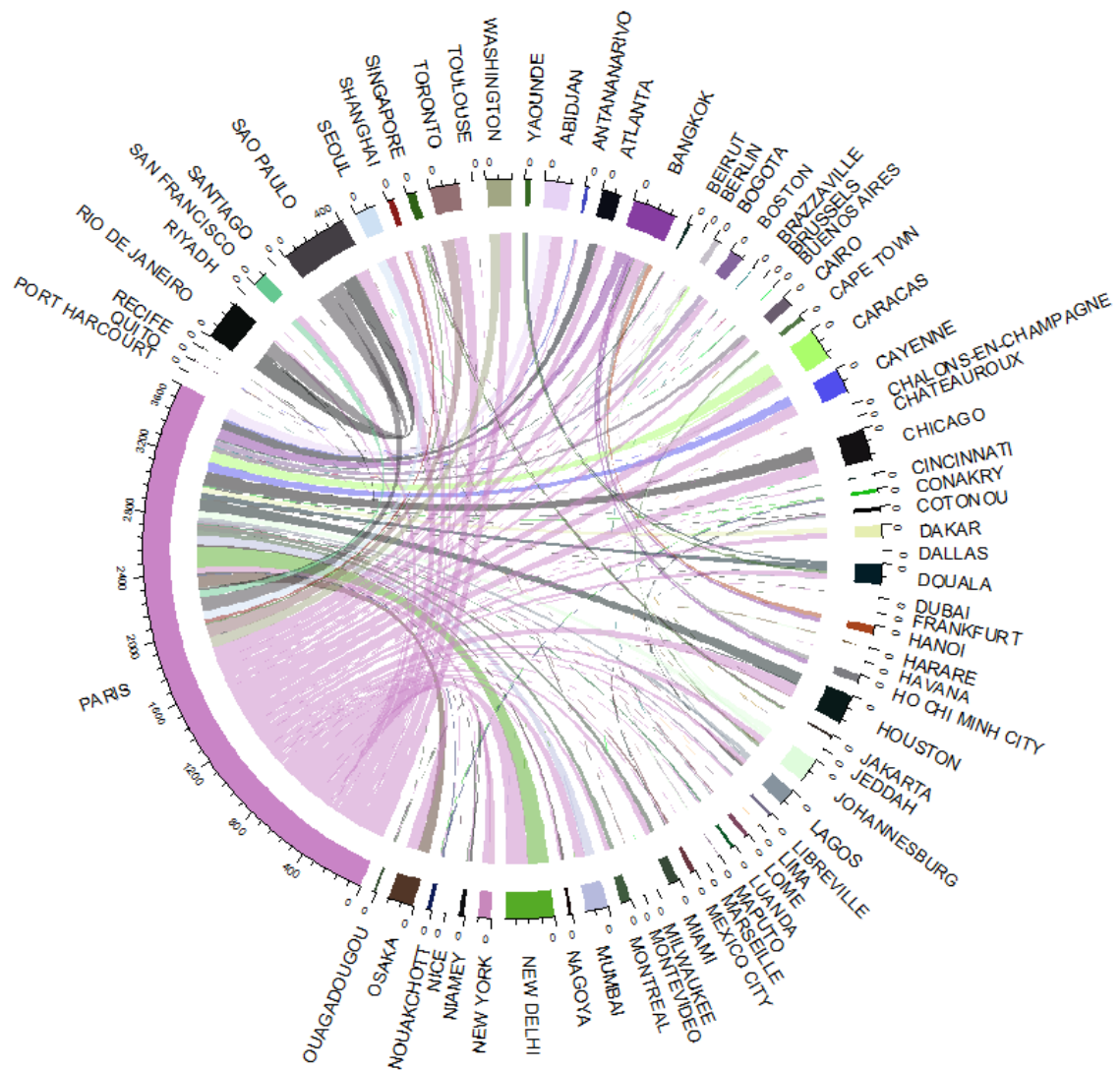


Figure D.4 – Routes flown by MOZAIC airplane 1

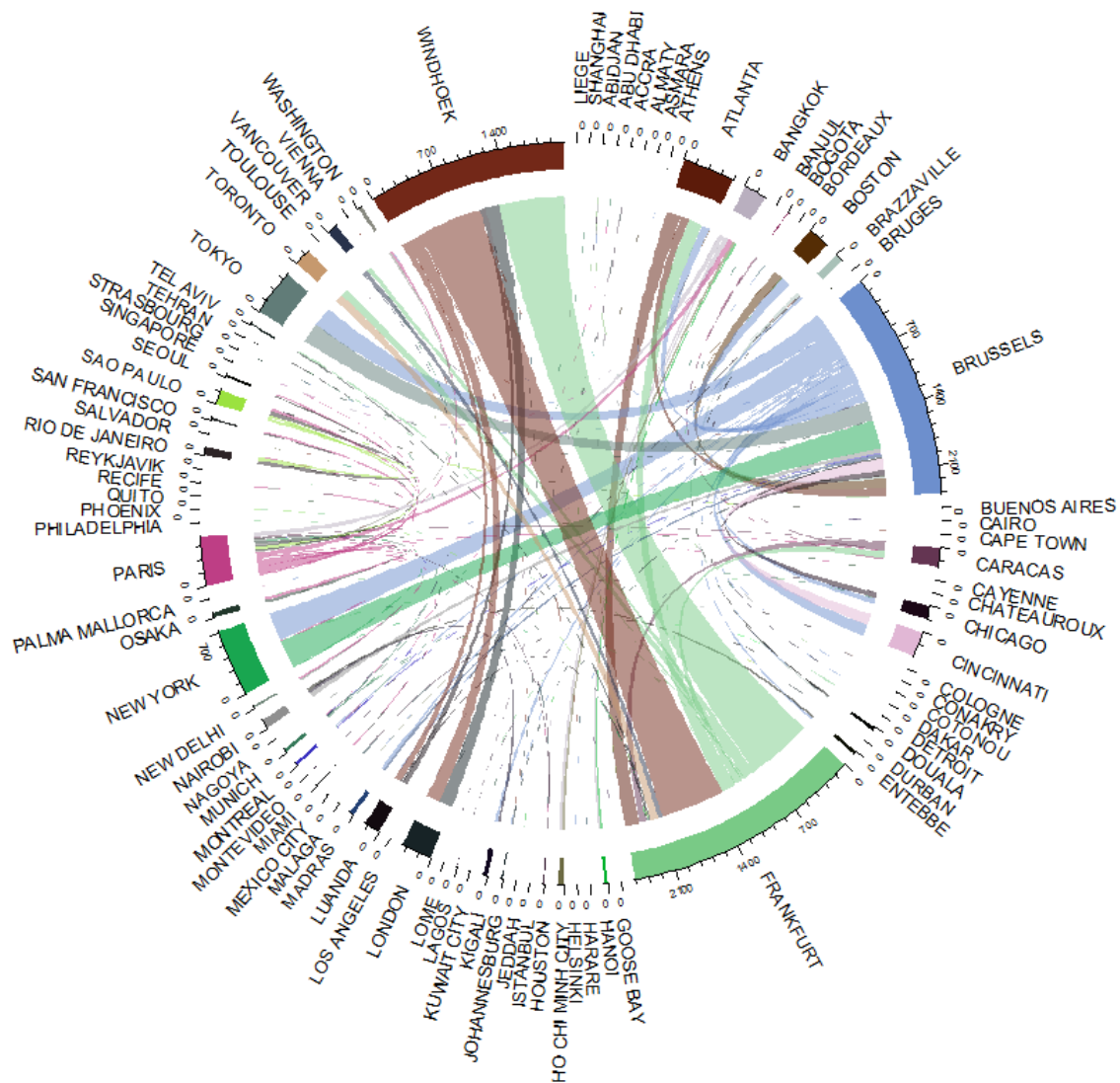


Figure D.5 – Routes flown by MOZAIC airplane 2

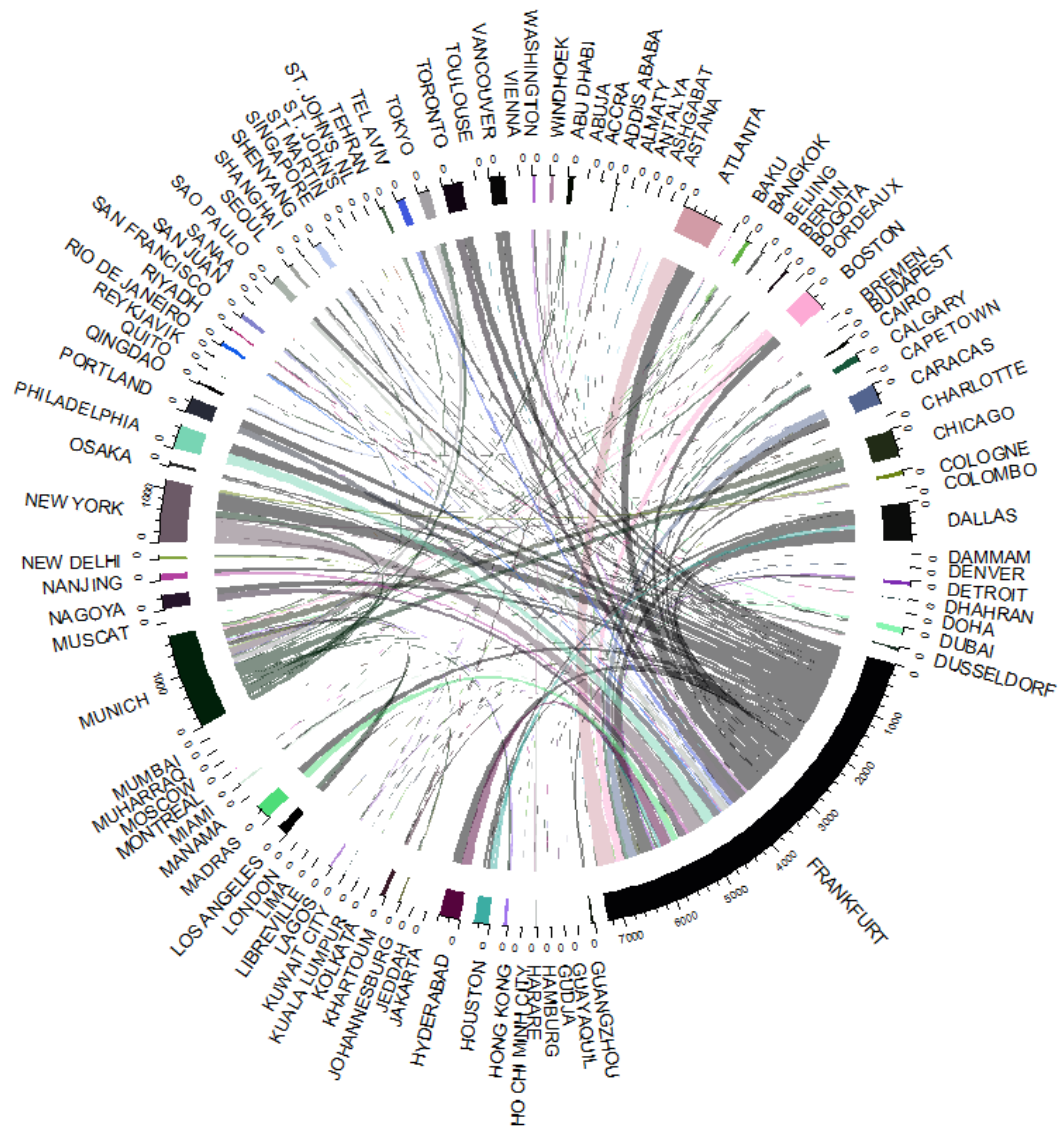


Figure D.6 – Routes flown by MOZAIC airplane 3

Annexe E

Tableau de synthèse de la calibration

Les tableaux suivants présentent la synthèse de la calibration de l'outil MARILib au travers des colonnes suivantes, qui pour chaque paramètre, indique :

- **Paramètre** : le nom du paramètre dans le code (la signification précise est décrite dans l'annexe C,
- **Référence** : la valeur de référence trouvée et choisie,
- **Mode** : le mode de calibration choisi où il y a trois valeurs possibles :
 - *None* : paramètre non calibré,
 - + : paramètre calibré par addition,
 - × : paramètre calibré par multiplication),
- **Initialisation** : la valeur du paramètre de calibration pour l'initialisation du calcul,
- **MDA** : la valeur du paramètre de calibration pour l'analyse multidisciplinaire,
- **Résultat** : la valeur finale obtenue en sortie de l'optimisation multidisciplinaire,
- **Unité** : l'unité associée à la Référence et au Résultat.

design_driver						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
design_range	None	None	None	None	6339.5	NM
cruise_mach	None	None	None	None	0.8200	mach
ref_cruise_altp	None	None	None	None	35000	ft
top_of_climb_altp	None	None	None	None	29000	ft

Table E.1 — *Détails des exigences de conception d'un avion dans MARILib*

ANNEXE E. TABLEAU DE SYNTHÈSE DE LA CALIBRATION

low_speed						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
disa_tofl	None	None	None	None	25.000	degK
altp_tofl	None	None	None	None	5431.0	ft
kvs1g_tofl	None	None	None	None	1.1300	no_dim
req_tofl	None	None	None	None	4877.0	m
eff_tofl	None	None	None	None	4877.0	m
eff_kvs1g	None	None	None	None	1.1300	no_dim
seg2_path	None	None	None	None	0.05191	no_dim
limitation	None	None	None	None	1.000	int
perfo_constraint_1	None	None	None	None	1.83×10^{-9}	no_dim
disa_app_speed	None	None	None	None	0.0000	degK
altp_app_speed	None	None	None	None	0.0000	ft
kvs1g_app_speed	None	None	None	None	1.2300	no_dim
req_app_speed	None	None	None	None	135.00	kt
eff_app_speed	None	None	None	None	135.00	kt
perfo_constraint_2	None	None	None	None	1.50×10^{-8}	no_dim
disa_oei	None	None	None	None	15.000	degK
req_oei_altp	None	None	None	None	11000	ft
req_oei_path	None	None	None	None	1.6000	%
eff_oei_path	None	None	None	None	4.1359	%
oei_best_speed	None	None	None	None	0.7132	kt
perfo_constraint_3	None	None	None	None	1.5849	no_dim

Table E.2 – Détails des caractéristiques basse vitesse de l'avion dans MARILib

high_speed						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
disa_climb	None	None	None	None	15.000	degK
req_vz_climb	None	None	None	None	300.00	ft/min
eff_vz_climb	None	None	None	None	539.81	ft/min
perfo_constraint_1	None	None	None	None	0.7994	no_dim
req_vz_cruise	None	None	None	None	0.0000	ft/min
eff_vz_cruise	None	None	None	None	268.28	ft/min
perfo_constraint_2	None	None	None	None	0.8943	no_dim
req_toc_altp	None	None	None	None	31000	ft
cas1_ttc	None	None	None	None	250.00	kt
cas2_ttc	None	None	None	None	300.00	kt
req_ttc	None	None	None	None	50.000	min
eff_ttc	None	None	None	None	29.883	min
perfo_constraint_3	None	None	None	None	0.4023	no_dim

Table E.3 – Détails des caractéristiques haute vitesse de l'avion dans MARILib

ANNEXE E. TABLEAU DE SYNTHÈSE DE LA CALIBRATION

max_payload_mission						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
range	None	None	None	None	4719.8	NM
payload	None	None	None	None	50910	kg
tow	None	None	None	None	256546	kg
total_fuel	None	None	None	None	82665	kg
block_fuel	None	None	None	None	74380	kg
block_time	None	None	None	None	10.528	h
block_enrg	None	None	None	None	None	MWh
total_enrg	None	None	None	None	None	MWh
req_battery_mass	None	None	None	None	None	kg

Table E.4 – Détails des caractéristiques de la mission à charge marchande maximale dans MARILib

nominal_mission						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
range	None	None	None	None	6339.5	NM
payload	None	None	None	None	30389	kg
tow	None	None	None	None	256546	kg
total_fuel	None	None	None	None	103185	kg
block_fuel	None	None	None	None	94462	kg
block_time	None	None	None	None	14.023	h
block_enrg	None	None	None	None	None	MWh
total_enrg	None	None	None	None	None	MWh
req_battery_mass	None	None	None	None	0.0000	kg

Table E.5 – Détails des caractéristiques de la mission nominale dans MARILib

max_fuel_mission						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
range	None	None	None	None	7039.3	NM
payload	None	None	None	None	22237	kg
tow	None	None	None	None	256546	kg
total_fuel	None	None	None	None	111338	kg
block_fuel	None	None	None	None	102441	kg
block_time	None	None	None	None	15.532	h
block_enrg	None	None	None	None	None	MWh
total_enrg	None	None	None	None	None	MWh
req_battery_mass	None	None	None	None	None	kg

Table E.6 – Détails des caractéristiques de la mission à quantité de carburant maximale dans MARILib

zero_payload_mission						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
range	None	None	None	None	7788.9	NM
tow	None	None	None	None	234309	kg
total_fuel	None	None	None	None	111338	kg
block_fuel	None	None	None	None	102999	kg
block_time	None	None	None	None	17.147	h
block_enrg	None	None	None	None	None	MWh
total_enrg	None	None	None	None	None	MWh
req_battery_mass	None	None	None	None	None	kg

Table E.7 – Détails des caractéristiques de la mission à vide dans MARILib

cost_mission						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
disa	None	None	None	None	0.0000	degK
range	None	None	None	None	2000.0	NM
payload	None	None	None	None	30389	kg
tow	None	None	None	None	188264	kg
total_fuel	None	None	None	None	34903	kg
block_fuel	None	None	None	None	29173	kg
block_time	None	None	None	None	4.6525	h
block_enrg	None	None	None	None	None	MWh
total_enrg	None	None	None	None	None	MWh
req_battery_mass	None	None	None	None	0.0000	kg
block_CO2	None	None	None	None	91604	kg

Table E.8 – Détails des caractéristiques de la mission coût dans MARILib

economics						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
gear_price	None	None	None	None	6.9754	M\$
engine_price	None	None	None	None	15.003	M\$
airplane_price	None	None	None	None	200.51	M\$
battery_price	None	None	None	None	0.0000	k\$
battery_mass_price	None	None	None	None	20.000	\$/kg
fuel_price	None	None	None	None	2.0000	\$/gal
elec_price	None	None	None	None	0.1500	\$/kWh
labor_cost	None	None	None	None	120.00	\$/h
irp	None	None	None	None	10	year
period	None	None	None	None	15	year
interest_rate	None	None	None	None	4.0000	%
utilisation	None	None	None	None	600.00	int
cockpit_crew_cost	None	None	None	None	2824.2	\$/trip
cabin_crew_cost	None	None	None	None	3349.8	\$/trip
fuel_cost	None	None	None	None	19195	\$/trip
elec_cost	None	None	None	None	0.0000	\$/trip
landing_fees	None	None	None	None	2221.7	\$/trip
navigation_fees	None	None	None	None	2582.3	\$/trip
catering_cost	None	None	None	None	905.65	\$/trip
pax_handling_cost	None	None	None	None	590.00	\$/trip
ramp_handling_cost	None	None	None	None	2566.5	\$/trip
standard_operating_cost	None	None	None	None	31410	\$/trip
cash_operating_cost	None	None	None	None	38821	\$/trip
total_investment	None	None	None	None	203.04	M\$
interest	None	None	None	None	5254.5	\$/trip
insurance	None	None	None	None	1169.6	\$/trip
depreciation	None	None	None	None	22335	\$/trip
direct_operating_cost	None	None	None	None	67580	\$/trip

Table E.9 – Détails des caractéristiques économiques d'un avion dans MARILib

environmental_impact						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
rgf	None	None	None	None	265.85	m ²
CO2_metric	None	None	None	None	2.1089	kg/km/m ^{0.48}
CO2_index	None	None	None	None	3.1400	g/kg
H2O_index	None	None	None	None	1.2900	g/kg
SO2_index	None	None	None	None	8.00×10 ⁻⁴	g/kg
NOx_index	None	None	None	None	0.01400	g/kg
CO_index	None	None	None	None	0.003000	g/kg
HC_index	None	None	None	None	4.00×10 ⁻⁴	g/kg
sulfuric_acid_index	None	None	None	None	4.00×10 ⁻⁵	g/kg
nitrous_acid_index	None	None	None	None	4.00×10 ⁻⁴	g/kg
nitric_acid_index	None	None	None	None	2.00×10 ⁻⁴	g/kg
soot_index	None	None	None	None	2.50×10 ¹²	int

Table E.10 – Détails de l'impact environnemental d'un avion dans MARILib

aerodynamics						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
cruise_lod_max	None	None	None	None	19.236	no_dim
cz_cruise_lod_max	None	None	None	None	0.5422	no_dim
hld_conf_clean	None	None	None	None	0.0000	no_dim
cz_max_clean	None	None	None	None	1.4500	no_dim
hld_conf_to	0.36	+	0.02000	0.02000	0.3600	no_dim
cz_max_to	None	None	None	None	2.2600	no_dim
hld_conf_ld	None	None	None	None	0.6730	no_dim
cz_max_ld	None	None	None	None	2.5730	no_dim

Table E.11 – Détails des caractéristiques aérodynamiques d'un avion dans MARILib

propulsion						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
architecture	None	None	None	None	TF	string
n_engine	None	None	None	None	4	int
fuel_type	None	None	None	None	Kerosene	string
battery_energy_density	None	None	None	None	0.0000	kWh/kg
reference_thrust	13878	×	0.7785	1.000	13869	daN
sfc_cruise_ref	None	None	None	None	0.6613	kg/daN/h
sec_cruise_ref	None	None	None	None	0.0000	kW/daN/h
bli_effect	None	None	None	None	1.000	int
bli_r_thrust_factor	None	None	None	None	None	no_dim
bli_thrust_factor	None	None	None	None	None	no_dim
rating_code	None	None	None	None	<i>too long</i>	
flight_data	None	None	None	None	<i>too long</i>	
mto_thrust_ref	None	None	None	None	10997	daN
mcn_thrust_ref	None	None	None	None	6845.0	daN
mcl_thrust_ref	None	None	None	None	3938.0	daN
mcr_thrust_ref	None	None	None	None	3010.6	daN
fid_thrust_ref	None	None	None	None	449.36	daN
mass	None	None	None	None	18369	kg
c_g	None	None	None	None	32.661	m

Table E.12 – Détails des caractéristiques propulsives d'un avion dans MARILib

weights						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
mwe	None	None	None	None	108693	kg
owe	123088	×	None	0.9587	122971	kg
mzfw	174000	×	1.0419	1.000	173881	kg
mass_constraint_1	None	None	None	None	0.0000	no_dim
mlw	186000	×	0.9990	0.9990	186053	kg
mass_constraint_2	None	None	None	None	-1.251×10^{-15}	no_dim
mtow	257000	×	1.0176	1.000	256546	kg
mass_constraint_3	None	None	None	None	-2.268×10^{-16}	no_dim
mfw	111295.8	×	None	1.000	111338	kg
battery_in_owe	None	None	None	None	0.0000	kg

Table E.13 – Détails des caractéristiques massiques d'un avion dans MARILib

center_of_gravity						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
cg_range_optimization	None	None	None	None	0.0000	int
mwe	None	None	None	None	32.883	m
owe	None	None	None	None	34.416	m
battery	None	None	None	None	0.0000	m
max_fwd_mass	None	None	None	None	204158	kg
max_fwd_req_cg	None	None	None	None	30.788	m
max_fwd_trim_cg	None	None	None	None	None	m
cg_constraint_1	None	None	None	None	None	no_dim
max_bwd_mass	None	None	None	None	219306	kg
max_bwd_req_cg	None	None	None	None	34.505	m
max_bwd_stab_cg	None	None	None	None	None	m
cg_constraint_2	None	None	None	None	None	no_dim
max_bwd_oei_mass	None	None	None	None	None	kg
max_bwd_oei_req_cg	None	None	None	None	None	m
max_bwd_oei_cg	None	None	None	None	None	m
cg_constraint_3	None	None	None	None	None	no_dim

Table E.14 – Détails des centres de gravité dans MARILib

cabin						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
n_pax_ref	None	None	None	None	295.00	int
n_aisle	2.0000	+	0.0000	0.0000	2.0000	int
n_pax_front	8.0000	+	0.0000	0.0000	8.0000	int
fwd_limit	6.2500	+	None	2.2500	6.2500	m
width	5.2800	+	None	-0.01000	5.2800	m
length	50.350	+	None	4.0621	50.350	m
projected_area	265.85	+	None	13.294	265.85	m ²
m_furnishing	None	None	None	None	8361.8	kg
m_op_item	None	None	None	None	18010	kg
cg_furnishing	None	None	None	None	33.943	m
cg_op_item	None	None	None	None	33.943	m

Table E.15 – Informations sur la cabine dans MARILib

payload						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
m_pax_nominal	103.017	×	0.9365	0.9365	103.02	kg
m_pax_max	172.583	×	1.1505	1.1505	172.58	kg
m_container_pallet	None	None	None	None	1565.5	kg
nominal	None	None	None	None	30389	kg
maximum	None	None	None	None	50910	kg
max_fwd_mass	None	None	None	None	30546	kg
max_fwd_req_cg	None	None	None	None	23.873	m
max_bwd_mass	None	None	None	None	35637	kg
max_bwd_req_cg	None	None	None	None	41.495	m
cg_container_pallet	None	None	None	None	29.838	m

Table E.16 – Informations sur la charge utile dans MARILib

fuselage						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
width	5.6400	×	0.9912	0.9930	5.6402	m
height	5.6400	×	None	0.8795	5.6398	m
length	63.658	×	None	0.9785	63.662	m
tail_cone_length	None	None	None	None	19.459	m
net_wetted_area	957.00	×	None	0.9872	957.03	m ²
mass	None	None	None	None	25163	kg
c_g	None	None	None	None	31.831	m

Table E.17 – Détails des caractéristiques du fuselage dans MARILib

wing						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
attachment	None	None	None	None	1.000	int
morphing	None	None	None	None	1.000	int
hld_type	None	None	None	None	9.0000	int
t_o_c_r	None	None	None	None	14.000	%
t_o_c_k	None	None	None	None	11.000	%
t_o_c_t	None	None	None	None	10.000	%
sweep	29.5	×	None	1.0056	29.500	deg
dihedral	7.0	+	None	0.03491	7.0002	deg
setting	None	None	None	None	2.1019	deg
taper_ratio	0.238	×	None	1.2303	0.2383	no_dim
aspect_ratio	10.017	×	1.1130	1.1130	10.017	no_dim
area	363.00	×	0.9951	1.000	363.14	m ²
span	None	None	None	None	60.312	m
mac	7.2600	×	None	0.9561	7.2605	m
net_wetted_area	657.00	×	None	1.1036	657.25	m ²
mass	None	None	None	None	32910	kg
c_g	None	None	None	None	31.678	m
x_root	23.0	+	5.8527	-1.0091	23.000	m
y_root	2.6240	+	None	-0.1960	2.6241	m
z_root	0.6	+	None	0.6000	0.6000	m
c_root	10.500	×	None	0.9787	10.501	m
x_kink	None	None	None	None	27.246	m
y_kink	9.37	×	None	1.2797	9.3695	m
z_kink	None	None	None	None	1.4282	m
c_kink	7.5	×	None	1.1775	7.5012	m
x_tip	None	None	None	None	40.331	m
y_tip	None	None	None	None	30.156	m
z_tip	None	None	None	None	3.9806	m
c_tip	2.2000	×	None	0.8803	2.2024	m
x_mac	None	None	None	None	29.002	m
y_mac	None	None	None	None	12.068	m

Table E.18 – Détails des caractéristiques de l'aile dans MARILib

landing_gears						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
mass	None	None	None	None	9688.0	kg
c_g	None	None	None	None	30.350	m

Table E.19 – Détails des caractéristiques du train d'atterrissage dans MARILib

horizontal_tail						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
attachment	1.000	None	None	None	1.000	int
sweep	30.0	×	None	0.8737	29.999	deg
taper_ratio	0.380	×	None	1.0857	0.3800	no_dim
aspect_ratio	5.280	×	None	1.0560	5.2800	no_dim
t_o_c	None	None	None	None	0.1000	no_dim
dihedral	5.0	+	None	0.0000	5.0000	deg
volume	0.800	×	None	0.8511	0.8000	no_dim
lever_arm	None	None	None	None	29.544	m
area	71.200	×	0.5944	0.9927	71.415	m ²
span	None	None	None	None	19.418	m
mac	None	None	None	None	3.9252	m
net_wetted_area	130.00	×	None	1.1201	130.39	m ²
mass	None	None	None	None	1571.1	kg
c_g	None	None	None	None	60.164	m
x_ave	56.5	+	None	1.1972	56.645	m
z_ave	4.2100	+	None	-0.3020	4.2098	m
c_ave	None	None	None	None	5.3301	m
x_tip	None	None	None	None	63.076	m
y_tip	None	None	None	None	9.7092	m
z_tip	None	None	None	None	5.0593	m
c_tip	None	None	None	None	2.0254	m
x_mac	None	None	None	None	59.379	m
y_mac	None	None	None	None	4.1276	m

Table E.20 – Détails des caractéristiques de l'empennage horizontal dans MARILib

ANNEXE E. TABLEAU DE SYNTHÈSE DE LA CALIBRATION

vertical tail						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
sweep	38.5	×	None	0.9747	38.500	deg
taper_ratio	0.3808	×	None	0.9520	0.3808	no_dim
aspect_ratio	1.5216	×	None	0.8951	1.5217	no_dim
t_o_c	None	None	None	None	0.1000	no_dim
volume	0.42	×	None	1.0500	0.4200	m ² /kN
lever_arm	None	None	None	None	26.499	m
area	45.200	×	0.6226	1.0712	41.984	m ²
height	None	None	None	None	7.9929	m
mac	None	None	None	None	5.6048	m
net_wetted_area	91.000	×	None	1.0016	84.523	m ²
mass	None	None	None	None	1049.6	kg
c_g	None	None	None	None	57.035	m
x_root	52.420	+	None	-0.4249	52.710	m
z_root	None	None	None	None	5.6398	m
c_root	None	None	None	None	7.6082	m
x_tip	None	None	None	None	60.245	m
z_tip	None	None	None	None	13.633	m
c_tip	None	None	None	None	2.8972	m
x_mac	None	None	None	None	55.914	m

Table E.21 – Détails des caractéristiques de l'empennage vertical dans MARILib

tanks						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
cantilever_volume	75.550	×	None	1.1654	75.588	m ³
central_volume	63.0496	×	None	1.1654	63.064	m ³
mfw_volume_limited	None	None	None	None	111338	kg
fuel_density	None	None	None	None	803.00	kg/m ³
fuel_cantilever_cg	None	None	None	None	30.582	m
fuel_central_cg	None	None	None	None	26.150	m
fuel_total_cg	None	None	None	None	28.566	m
fuel_max_fwd_mass	None	None	None	None	50640	kg
fuel_max_fwd_cg	None	None	None	None	26.150	m
fuel_max_bwd_mass	None	None	None	None	60698	kg
fuel_max_bwd_cg	None	None	None	None	30.582	m

Table E.22 – Détails des caractéristiques des réservoirs dans MARILib

systems						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
mass	None	None	None	None	11581	kg
c_g	None	None	None	None	34.412	m

Table E.23 – Détails des caractéristiques des systèmes dans MARILib

ANNEXE E. TABLEAU DE SYNTHÈSE DE LA CALIBRATION

turbofan_pylon						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
mass	None	None	None	None	1719.7	kg
c_g	None	None	None	None	29.942	m

Table E.24 – Détails des caractéristiques d'un mât de moteur turbofan dans MARILib

turbofan_nacelle						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
n_engine	None	None	None	None	4.0000	int
attachment	None	None	None	None	1.000	int
rear_nacelle	None	None	None	None	0.0000	int
width	2.41	×	1.0768	0.9851	2.4096	m
length	5.69	×	None	1.4179	5.6898	m
x_ext	28.96	+	None	-0.5362	28.959	m
y_ext	19.27	×	1.3446	1.2937	19.270	m
z_ext	None	None	None	None	0.8150	m
x_int	22.39	+	None	-0.8738	22.389	m
y_int	9.37	×	None	1.1529	9.3692	m
z_int	None	None	None	None	-0.4007	m
net_wetted_area	196.25	×	None	0.9881	196.22	m ²
efficiency_fan	None	None	None	None	0.9500	no_dim
efficiency_prop	None	None	None	None	0.8200	no_dim
hub_width	None	None	None	None	None	m
fan_width	None	None	None	None	None	m
nozzle_width	None	None	None	None	None	m
nozzle_area	None	None	None	None	None	m ²
body_length	None	None	None	None	None	m
bnd_layer	None	None	None	None	None	
mass	None	None	None	None	16650	kg
c_g	None	None	None	None	32.942	m

Table E.25 – Détails des caractéristiques d'une nacelle de turbofan dans MARILib

turbofan_engine						
Paramètre	Référence	Mode	Initialisation	MDA	Résultat	Unité
reference_thrust	None	None	None	None	13869	daN
bpr	6.0000	×	0.6667	0.6667	6.0003	no_dim
core_thrust_ratio	None	None	None	None	0.1300	no_dim
core_width_ratio	None	None	None	None	0.7000	no_dim
core_weight_ratio	None	None	None	None	0.1300	no_dim
kfn_off_take	None	None	None	None	None	no_dim

Table E.26 – Détails des caractéristiques d'un moteur turbofan dans MARILib

Bibliographie

- [1] Règlement (CE) n° 261/2004 du Parlement européen et du Conseil du 11 février 2004 établissant des règles communes en matière d'indemnisation et d'assistance des passagers en cas de refus d'embarquement et d'annulation ou de retard important d'un vol, et abrogeant le règlement (CEE) n° 295/91. Journal officiel de la République française n° L 046, p. 0001 - 0008, 17/02/2004.
- [2] *Convention of Civil Aviation ("Chicago Convention")*. ICAO (International Civil Aviation Organization), (1994) 15 U.N.T.S. 295 edition, December 1944.
- [3] *Automatic Differentiation : Applications, Theory, and Implementations*. Lecture Notes in Computational Science and Engineering. First edition, 2006.
- [4] Flight Radar 24. <https://www.flightradar24.com>, Apr. 2015.
- [5] Flight Aware. <https://fr.flightaware.com/>, 2021.
- [6] AEDT website. <https://aedt.faa.gov>, 2022.
- [7] Impact website. <https://www.eurocontrol.int/platform/integrated-aircraft-noise-and-emissions-modelling-platform>, 2022.
- [8] Neos Server and Guide. <https://neos-guide.org>, 2022.
- [9] Tornado website. <https://tornado.redhammer.se/index.php>, 2022.
- [10] Advanced Aircraft Design Lab. pyACDT. <http://www.aircraftdesign.ca/software/pyacdt/pyacdt.html>, December 2016.
- [11] Airbus. GMF 2016-2035 "Mapping Demand" (full book), 2016.
- [12] Airbus. Airport operations and technical data - Airbus website. <https://www.airbus.com/en/airport-operations-and-technical-data>, 2022.
- [13] S. Alam, H. A. Abbass, and M. Barlow. ATOMS : Air Traffic Operations and Management Simulator. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 9(2) :209–225, 2008.
- [14] N. Albarello and H. Kim. Application d'une approche MBSE pour l'intégration de processus de conception multidisciplinaire. *Génie logiciel*, 108 :55–62, Mars 2014.
- [15] D. Allaire and K. Willcox. A mathematical and computational framework for multifidelity design and analysis with computer models. *International Journal for Uncertainty Quantification*, 4(1), 2014.

- [16] R. Alligier, D. Gianazza, and N. Durand. Ground-based estimation of the aircraft mass, adaptive vs. least squares method. In *ATM 2013, 10th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar*, pages pp 1–10, Chicago, United States, June 2013.
- [17] R. Alligier, D. Gianazza, and N. Durand. Learning the aircraft mass and thrust to improve the ground-based trajectory prediction of climbing flights. *Transportation Research Part C : Emerging Technologies*, 36 :45–60, 2013.
- [18] J.-M. Alliot, J.-F. Bosc, N. Durand, and L. Maugis. CATS : A Complete Air Traffic Simulator. In *16th DASC. AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference. Reflections to the Future.*, volume 2, pages 8–2. IEEE, 1997.
- [19] J. D. Anderson. *Aircraft Performance and Design*. McGraw-Hill international editions : Aerospace science/technology series. WCB/McGraw-Hill, 1999.
- [20] C. Audet and W. Hare. *Derivative-Free and Blackbox Optimization*. Springer Series in Operations Research and Financial Engineering. Springer, 2018.
- [21] J. Backus. The history of Fortran I, II, and III. In *History of programming languages I*, pages 25–74. ACM, 1978.
- [22] C. Badufle. *Définition conceptuelle d’avions : vers une optimisation multiobjet, robuste et incertaine*. PhD thesis, Université de Toulouse III - Paul Sabatier, France, 2007. 2007TOU30294.
- [23] N. Bartoli. *Optimisation adaptative basée sur les métamodèles*. Habilitation à diriger des recherches, Université de Toulouse III - Paul Sabatier, France, 2019.
- [24] N. Bartoli, T. Lefebvre, and S. Dubreuil. MSc AE lecture - A very short course on MDO. ISAE-SUPAERO, 2018.
- [25] J. E. Bernardo, T. Zaidi, M. LeVine, H. Jimenez, and D. Mavris. A rapid integrated interdependent fleet-level environmental model. In *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 2437, 2015.
- [26] J. Birman. *Uncertainty quantification and propagation in Conceptual Aircraft Design : From deterministic optimization to chance constrained optimization*. PhD thesis, Université de Toulouse III - Paul Sabatier, France, 2013.
- [27] G. Blatman and B. Sudret. Efficient computation of global sensitivity indices using sparse polynomial chaos expansions. *Reliability Engineering & System Safety*, 95(11) :1216–1229, 2010.
- [28] B. Boden, J. Flink, N. Först, R. Mischke, K. Schaffert, A. Weinert, A. Wohlan, and A. Schreiber. RCE : An integration environment for engineering and science. *SoftwareX*, 15 :100759, 2021.
- [29] B. Boden, J. Flink, R. Mischke, K. Schaffert, A. Weinert, A. Wohlan, and A. Schreiber. RCE. <https://doi.org/10.5281/zenodo.3691675>, Nov. 2019.
- [30] Boeing. Current Market Outlook, 2016.
- [31] L. Boggero, P. D. Ciampa, and B. Nagel. The application of the AGILE 4.0 MBSE Architectural Framework for the modeling of system stakeholders, needs and requirements. *ICAS Conference*, <https://elib.dlr.de/148573/>, 2021.

-
- [32] Bombardier Commercial Aircraft. Market Forecast 2015-2034, 2015.
 - [33] P. A. Bonnefoy. Scalability of the air transportation system and development of multi-airport systems : A worldwide perspective. *Massachusetts Institute of Technology*, 2008.
 - [34] P. Bratley and B. L. Fox. Algorithm 659 : Implementing Sobol’s quasirandom sequence generator. *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, 14(1) :88–100, 1988.
 - [35] L. Bréguet. *Calcul du poids de combustible consommé par un avion en vol ascendant*. Gauthier-Villars, 1920.
 - [36] L. Breiman. Random forests. *Machine learning*, 45(1) :5–32, 2001.
 - [37] L. Breiman. *Classification and regression trees*. Routledge, 2017.
 - [38] F. Burgaud, J.-G. Durand, and D. N. Mavris. A risk-aversion-based project valuation method to determine optimal technology infusion and architecture in aircraft design. In *17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, page 3664, 2016.
 - [39] I. Chakraborty, R. J. Hartfield, and V. Ahuja. Energy-based sizing and mission performance analysis approach for novel flight vehicle concepts. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 2801, 2019.
 - [40] Y. S. Chati and H. Balakrishnan. Statistical modeling of aircraft takeoff weight. In *Twelfth USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar (ATM 2017)*, Seattle, WA, 26-30 June 2017. ATM.
 - [41] I. R. Chittick and J. R. R. A. Martins. An asymmetric suboptimization approach to aerostructural optimization. *Optimization and Engineering*, 10(1) :133–152, 2009.
 - [42] P. D. Ciampa, G. La Rocca, and B. Nagel. A MBSE approach to MDAO systems for the development of complex products. In *AIAA Aviation 2020 Forum*, page 3150, 2020.
 - [43] P. D. Ciampa, E. Moerland, D. Seider, E. Baalbergen, R. Lombardi, and R. D’Ippolito. A collaborative architecture supporting agile design of complex aeronautics products. In *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, page 4138, 2017.
 - [44] P. D. Ciampa and B. Nagel. Towards the 3rd generation MDO collaborative environment. *30th ICAS*, pages 1–12, 2016.
 - [45] P. D. Ciampa, P. S. Prakash, F. Torrigiani, J.-N. Walther, T. Lefebvre, N. Bartoli, H. Timmermans, P. Della Vecchia, L. Stingo, D. Rajpal, et al. Streamlining cross-organizational aircraft development : Results from the agile project. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 3454, 2019.
 - [46] W. Crossley and D. A. De Laurentis. System-of-systems approach for assessing new technologies in NGATS. Purdue University, West Lafayette, IN, USA, 2013.
 - [47] J. Dauxois, A. Pousse, and Y. Romain. Asymptotic theory for the principal component analysis of a vector random function : some applications to statistical inference. *Journal of multivariate analysis*, 12(1) :136–154, 1982.

-
- [48] C. David, S. Delbecq, S. Defoort, P. Schmollgruber, E. Benard, and V. Pommier-Budinger. From FAST to FAST-OAD : An open source framework for rapid Overall Aircraft Design. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*, 1024 :012062, 01 2021.
 - [49] D. A. De Laurentis. Understanding transportation as a system-of-systems design problem. In *43rd AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, page 123, 2005.
 - [50] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR). Common Parametric Aircraft Configuration Schema (CPACS). <https://software.dlr.de/p/cpacs/home/>, December 2016.
 - [51] J.-C. Deville. Méthodes statistiques et numériques de l’analyse harmonique. In *Annales de l’INSEE*, pages 3–101. JSTOR, 1974.
 - [52] Direction de la production (SERV/BEC), Météo France. *Fiche Formation/accompagnement F1, Accès aux champs ARPEGE 0,1 degrés*, 2013.
 - [53] Direction des Services Météorologiques (EC/ECGC), Météo France. *Fiche Formation/accompagnement F1, Accès aux champs AROME 0,025 degrés*, 2016.
 - [54] M. Drela and H. Youngren. AVL website. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>, 2022.
 - [55] M. Drela and H. Youngren. Xfoil website. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>, 2022.
 - [56] T. Y. Druot, M. Belleville, P. Roches, F. Gallard, N. Peteilh, and A. Gazaix. A multi-disciplinary airplane research integrated library with applications to partial turboelectric propulsion. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 3243, 2019.
 - [57] T. Y. Druot, N. Peteilh, P. Roches, and N. Monrolin. Hydrogen powered airplanes, an exploration of possible architectures leveraging boundary layer ingestion and hybridization. In *AIAA Scitech 2022 Forum*, page 1025, 2022.
 - [58] EASA (European Aviation Safety Agency). Certification specifications for large aeroplanes (cs-25). <https://www.easa.europa.eu/certification-specifications/cs-25-large-aeroplanes>.
 - [59] ECMWF (European Centre for Medium-Range Weather Forecasts). ECMWF Reanalysis v5 (ERA5). <https://www.ecmwf.int>, 2021.
 - [60] R. Egelhofer. *Aircraft design driven by climate change*. PhD thesis, Technische Universität München, Germany, 2008.
 - [61] M. Ehrgott. *Multicriteria optimization*, volume 491. Springer, 2005.
 - [62] Embraer Commercial Aviation. Market Outlook, 2016.
 - [63] R. M. Errico. What is an adjoint model? *Bulletin of the American Meteorological Society*, 78(11) :2577–2592, 1997.
 - [64] M. M. Eshow, M. Lui, and S. Ranjan. Architecture and capabilities of a data warehouse for ATM research. In *2014 IEEE/AIAA 33rd Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, pages 1E3–1–1E3–14, Oct 2014.
 - [65] European Research Infrastructure IAGOS (In-service Aircraft of a Global Observing System). MOZAIC IAGOS database, 2016.

-
- [66] J. E. Evans, K. M. C. an Marilyn M. Wolfson, and D. L. Klinge-Wilson. The corridor integrated weather system (CIWS). In *10th Conf. on Aviation, Range, and Aerospace Meteorology, 13-16 May 2002, pp. 210-215.*, 2002.
 - [67] FAA (Federal Aviation Administration). Part 25 - Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes.
 - [68] R. D. Falck, J. S. Gray, and B. Naylor. Parallel aircraft trajectory optimization with analytic derivatives. In *17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, page 3207, 2016.
 - [69] J. Fisher. Model-based systems engineering : A new paradigm. *INCOSE Insight*, 1 :3–16, 1998.
 - [70] A. I. J. Forrester, A. Sóbester, and A. J. Keane. Multi-fidelity optimization via surrogate modelling. *Proceedings of the Royal Society A*, 463(2088) :3251–3269, 2007.
 - [71] France Aviation Civile Services (FRACS). Air Transport Data (ATD). <https://fracs.aero/fr/produits-et-services/>, 2021.
 - [72] J. A. T. Fregnani. *Integrated optimization of air transportation systems (aircraft and networks)*. PhD thesis, Instituto Tecnológico de Aeronautica, São José dos Campo, Brazil, 2020.
 - [73] J. A. T. Fregnani, B. S. de Mattos, and J. A. Hernandez. Multidisciplinary and multi-objective optimization considering aircraft program cost and airline network. *Journal of Air Transportation*, 29(1) :27–41, 2021.
 - [74] F. Gallard, P.-J. Barjhoux, R. Olivanti, and A. Gazaix. GEMS, a Generic Engine for MDO Scenarios : Key features in application. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 2991, 2019.
 - [75] F. Gallard, C. Vanaret, D. Guénot, V. Gachelin, R. Lafage, B. Pauwels, P.-J. Barjhoux, and A. Gazaix. GEMS : A Python library for automation of multidisciplinary design optimization process generation. In *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, page 0657, 2018.
 - [76] F. Gamboa, P. Gremaud, T. Klein, and A. Lagnoux. Global Sensitivity Analysis : A new generation of mighty estimators based on rank statistics. arXiv preprint arXiv :2003.01772, Mar. 2020.
 - [77] F. Gamboa, T. Klein, and A. Lagnoux. Sensitivity analysis based on Cramér von Mises distance. *SIAM/ASA Journal on Uncertainty Quantification*, 6(2) :522–548, 2018.
 - [78] F. Gamboa, T. Klein, A. Lagnoux, and L. Moreno. Sensitivity analysis in general metric spaces. *Reliability Engineering & System Safety, Elsevier*, 212 :107611, 2021.
 - [79] A. Gazaix, F. Gallard, V. Gachelin, T. Y. Druot, S. Grihon, V. Ambert, D. Guénot, R. Lafage, C. Vanaret, B. Pauwels, et al. Towards the industrialization of new MDO methodologies and tools for aircraft design. In *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, page 3149, 2017.
 - [80] R. Gelaro, W. McCarty, M. J. Suárez, R. Todling, A. Molod, L. Takacs, C. A. Randles, A. Darmenov, M. G. Bosilovich, R. Reichle, et al. The modern-era retrospective analysis for research and applications, version 2 (MERRA-2). *Journal of climate*, 30(14) :5419–5454, 2017.

-
- [81] R. G. Ghanem and P. D. Spanos. *Stochastic finite elements : A spectral approach*. Courier Corporation, 2003.
 - [82] P. Govindaraju and W. A. Crossley. Profit motivated airline fleet allocation and concurrent aircraft design for multiple airlines. In *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA, 2013.
 - [83] P. Govindaraju and W. A. Crossley. Concurrent aircraft design and trip assignment under both design parameter and demand uncertainty. In *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA, 2015.
 - [84] P. Govindaraju and W. A. Crossley. Optimized military transport aircraft design through multi-objective analysis of fleet-level metrics under demand uncertainty. In *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. AIAA, 2015.
 - [85] J. S. Gray, J. T. Hwang, J. R. R. A. Martins, K. T. Moore, and B. A. Naylor. OpenM-DAO : An open-source framework for multidisciplinary design, analysis, and optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 59(4) :1075–1104, April 2019.
 - [86] T. Hastie, R. Tibshirani, and J. Friedman. *The elements of statistical learning : Data mining, inference, and prediction*. Springer, 2009.
 - [87] F. Hecht. New development in FreeFem++. *Journal of Numerical Mathematics*, 20(3-4) :251–265, 2012.
 - [88] M. Henshaw, J. Dahmann, and B. Lawson. Systems of Systems (SoS). [https://www.sebokwiki.org/wiki/Systems_of_Systems_\(SoS\)](https://www.sebokwiki.org/wiki/Systems_of_Systems_(SoS)), 2016.
 - [89] H. Hesselink. Endless runway project D5.4 final report. Technical report, Netherlands Aerospace Centre (NLR), The Netherlands, 2014.
 - [90] H. Hesselink, S. Loth, M. Dupeyrat, S. Aubry, P. Schmollgruber, M. V. Ramirez, and A. R. Bellostas. Innovative airport and ATM concept : Operating an endless runway. In *CEAS 4th Air & Space conference*, Sweden, September 2013.
 - [91] M. Hirst. *The air transport system*. Elsevier, 2008.
 - [92] W. Hoeffding. A class of statistics with asymptotically normal distribution. *The Annals of Mathematical Statistics*, 19(3) :293–325, 1948.
 - [93] J. Hwang and J. R. R. A. Martins. Allocation-mission-design optimization of next-generation aircraft using a parallel computational framework. In *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, page 1662, 2016.
 - [94] J. Hwang, S. Roy, J. Kao, J. R. R. A. Martins, and W. A. Crossley. Simultaneous aircraft allocation and mission optimization using a modular adjoint approach. In *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. AIAA, 2015.
 - [95] J. T. Hwang, J. P. Jasa, and J. R. R. A. Martins. High-fidelity design-allocation optimization of a commercial aircraft maximizing airline profit. *Journal of Aircraft*, pages 1–15, 2019.
 - [96] J. T. Hwang and J. R. R. A. Martins. Parallel allocation-mission optimization of a 128-route network. In *16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. AIAA, 2015.

-
- [97] ICAO (International Civil Aviation Organization). FlightScanner. <http://www.safety-line.fr>, May 2015.
- [98] ICAO (International Civil Aviation Organization). GIS website. <http://gis.icao.int>, December 2015.
- [99] ICAO (International Civil Aviation Organization). ICAO DATA +. <http://www.icao.int/dataplus>, Apr. 2015.
- [100] ICAO (International Civil Aviation Organization). Icao website. <http://www.icao.int>, 2016.
- [101] K. Ishikawa. *Introduction to quality control*. Productivity Press, 1990.
- [102] S. Jain, W. A. Crossley, and S. Roy. A multi-fidelity approach to address multi-objective mixed-discrete nonlinear programming problems. In *2018 Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. AIAA, 2018.
- [103] F. T. Jane. *Jane’s all the world’s aircraft*. McGraw-Hill, 1909.
- [104] M. Janic. *Air transport system analysis and modelling*, volume 16. CRC Press, 2000.
- [105] A. Janon, T. Klein, A. Lagnoux, M. Nodet, and C. Prieur. Asymptotic normality and efficiency of two Sobol index estimators. *ESAIM : Probability and Statistics*, 18 :342–364, 2014.
- [106] P. W. Jansen and R. E. Perez. Coupled optimization of aircraft design and fleet allocation with uncertain passenger demand. In *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA, 2013.
- [107] P. W. Jansen and R. E. Perez. Robust coupled optimization of aircraft design and fleet allocation for multiple markets. In *AIAA/3AF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium*. AIAA, 2014.
- [108] P. W. Jansen and R. E. Perez. Coupled optimization of aircraft families and fleet allocation for multiple markets. *Journal of Aircraft*, 53(5) :1485–1504, 2016.
- [109] P. W. Jansen and R. E. Perez. Integrated design and optimization of aircraft families and air transport network. In *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 3748, 2016.
- [110] P. W. Jansen and R. E. Perez. Integrated design and optimization of aircraft families and air transport network. In *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA, 2016.
- [111] L. R. Jenkinson and J. F. Marchman. *Aircraft design projects for engineering students*. AIAA education series. AIAA, 2003.
- [112] Jeppesen a Boeing Company. JetPlanner. <https://ww2.jeppesen.com/flight-planning-and-dispatch/jetplanner/>, 2022.
- [113] S. J. Kapurch. *NASA systems engineering handbook*. Diane Publishing, 2010.
- [114] W. Karush. Minima of functions of several variables with inequalities as side conditions. Master’s thesis, Department of Mathematics, University of Chicago, Chicago, IL, 1939.

-
- [115] A. C. Kermode. *Mécanique du vol*. Modulo, Mont-Royal, Québec, 2e edition, 2000.
 - [116] S. Kierszbaum and L. Lapasset. Applying distilled BERT for question answering on ASRS Reports. In *NTCA 2020 New Trends in Civil Aviation*, NTCA 2020, pages 33–38, Prague, Czech Republic, Nov. 2020. IEEE.
 - [117] D. Kim, T. Y. Druot, and R. P. Liem. Data-driven operation-based aircraft design optimization. In *AIAA Aviation 2020 Forum*. AIAA, 2020.
 - [118] T. Klein, N. Peteilh, and P. Rochet. Test comparison for Sobol Indices over nested sets of variables. <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-03414377>, Apr. 2022. working paper.
 - [119] H. W. Kuhn and A. W. Tucker. Nonlinear programming. In *Proceedings of the Second Berkeley Symposium on Mathematical Statistics and Probability*, pages 481–492, Berkeley, CA, 1951. University of California Press.
 - [120] A. B. Lambe and J. 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, 2012.
 - [121] K. Lange. *Optimization*. Springer texts in statistics. Second edition, 2013.
 - [122] T. M. Lavelle and B. P. Curlett. Graphical user interface for the NASA FLOPS aircraft performance and sizing code. 1994.
 - [123] J.-P. Lecoutre. *Statistique et probabilités*. Dunod, 7e edition, 2019.
 - [124] S. H. Lee and W. Chen. A comparative study of uncertainty propagation methods for black-box-type problems. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 37(3) :239–253, 2009.
 - [125] R. P. Liem, G. K. W. Kenway, and J. R. R. A. Martins. Multimission aircraft fuel-burn minimization via multipoint aerostructural optimization. *AIAA Journal*, 53(1) :104–122, 2014.
 - [126] R. P. Liem, C. A. Mader, E. Lee, and J. R. R. A. Martins. Aerostructural design optimization of a 100-passenger regional jet with surrogate-based mission analysis. In *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA, 2013.
 - [127] R. P. Liem and J. R. R. A. Martins. Surrogate models and mixtures of experts in aerodynamic performance prediction for mission analysis. In *15th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. AIAA, 2014.
 - [128] R. P. Liem, J. R. R. A. Martins, and G. K. Kenway. Expected drag minimization for aerodynamic design optimization based on aircraft operational data. *Aerospace Science and Technology*, 63 :344–362, 2017.
 - [129] F. Linke, S. Langhans, and V. Gollnick. Global fuel analysis of intermediate stop operations on long-haul routes. In *Prodeedings of 11th AIAA Aviation Tehcnology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*, September 2011.
 - [130] L. Loftin. *Subsonic aircraft : Evolution and the matching of size to performance*. NASA Reference Publication 1060, 1980.

-
- [131] Y. Lyu and R. P. Liem. Flight performance analysis with data-driven mission parameterization : Mapping flight operational data to aircraft performance analysis. *Transportation Engineering*, 2 :100035, 2020.
 - [132] M. Mane and W. A. Crossley. Allocation and design of aircraft for on-demand air transportation with uncertain operations. *Journal of Aircraft*, 49(1) :141–150, 2012.
 - [133] M. Mane, W. A. Crossley, and A. Nusawardhana. System-of-systems inspired aircraft sizing and airline resource allocation via decomposition. *Journal of Aircraft*, 44(4) :1222–1235, 2007.
 - [134] J. C. Mankins. Technology readiness levels. *White Paper*, April 1995.
 - [135] A. Marengo, V. Thouret, P. Nédélec, H. Smit, M. Helten, D. Kley, F. Karcher, P. Simon, K. Law, and J. Pyle. Measurement of ozone and water vapor by Airbus in-service aircraft : The MOZAIC airborne program, an overview. *Journal of Geophysical Research : Atmospheres*, 103(D19) :25631–25642, 1998.
 - [136] J. R. R. A. Martins and J. T. Hwang. Review and unification of methods for computing derivatives of multidisciplinary computational models. *AIAA journal*, 51(11) :2582–2599, 2013.
 - [137] J. R. R. A. Martins and A. B. Lambe. Multidisciplinary design optimization : A survey of architectures. *AIAA journal*, 51(9) :2049–2075, 2013.
 - [138] J. R. R. A. Martins, P. Sturdza, and J. J. Alonso. The complex-step derivative approximation. *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, 29(3) :245–262, 2003.
 - [139] G. Marwaha and M. Kokkolaras. System-of-systems approach to air transportation design using nested optimization and direct search. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 51(4) :885–901, 2015.
 - [140] L. A. McCullers. Aircraft configuration optimization including optimized flight profiles. In *Symposium on Recent Experiences in Multidisciplinary Analysis and Optimization, CP-2327*, pages 395–412. Langley Research Center, NASA, 1984.
 - [141] L. A. McCullers. Flight optimization system, release 8.11, user’s guide. *NASA Langley Research Center, Hampton, VA*, pages 23681–0001, 2009.
 - [142] M. D. McKay, R. J. Beckman, and W. J. Conover. A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code. *Technometrics*, 42(1) :55–61, 2000.
 - [143] Microsoft. Excel, 2016.
 - [144] C. Moore and J. Doherty. Role of the calibration process in reducing model predictive error. *Water Resources Research*, 41(5), 2005.
 - [145] M. D. Morris. Factorial sampling plans for preliminary computational experiments. *Technometrics*, 33(2) :161–174, 1991.
 - [146] Multidisciplinary Design Optimization Laboratory. pyACDT. [http ://mdo-lab.engin.umich.edu/tags/pyacdt](http://mdo-lab.engin.umich.edu/tags/pyacdt), December 2016.
 - [147] NASA. Flight Optimization System (FLOPS) Software. [https ://software.nasa.gov/software/LAR-18934-1](https://software.nasa.gov/software/LAR-18934-1), December 2016.

-
- [148] NASA. OpenVSP website. <http://openvsp.org>, 2022.
 - [149] NASA Glenn Research Center. OpenMDAO. <http://openmdao.org/>, 2016.
 - [150] L. M. Nicolai, G. Carichner, and L. Malcolm. *Fundamentals of aircraft and airship design*, volume 1, Aircraft design. AIAA, 2010.
 - [151] H. Niederreiter. Point sets and sequences with small discrepancy. *Monatshefte für Mathematik*, 104(4) :273–337, 1987.
 - [152] J. Nocedal and S. Wright. *Numerical Optimization*. Springer, 2006. 2nd edition.
 - [153] A. Nuic, D. Poles, and V. Mouillet. BADA : An advanced aircraft performance model for present and future ATM systems. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 24 :850 – 866, 10 2010.
 - [154] OAG Aviation Worldwide Ltd.s. OAG analyser / schedules analyser, Mar. 2015.
 - [155] W. L. Oberkampf and C. J. Roy. *Verification and validation in scientific computing*. Cambridge University Press, 2010.
 - [156] Office of the Assistant Secretary for Research and Technology, Research and Innovative Technology Administration (RITA). Bureau of Transportation Statistics. <http://www.transtats.bts.gov/>, Apr. 2015.
 - [157] PACE GmbH. PACE website. <https://www.pace.de/>, December 2016.
 - [158] S. Parterns. CEASIOM website, December 2016.
 - [159] F. Pedregosa, G. Varoquaux, A. Gramfort, V. Michel, B. Thirion, O. Grisel, M. Blondel, P. Prettenhofer, R. Weiss, V. Dubourg, J. Vanderplas, A. Passos, D. Cournapeau, M. Brucher, M. Perrot, and E. Duchesnay. Scikit-learn : Machine learning in Python. *Journal of Machine Learning Research*, 12 :2825–2830, 2011.
 - [160] R. E. Perez and P. W. Jansen. Effect of passenger preferences on the integrated design and optimization of aircraft families and air transport network. In *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA, 2017.
 - [161] R. E. Perez and J. R. R. A. Martins. pyACDT : An object-oriented framework for aircraft design modelling and multidisciplinary optimization. In *Proceedings of the 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Victoria, BC, Canada*, 2008.
 - [162] N. Peteilh. MOOC Quel avion pour quelle mission ?, ENAC, Toulouse. <https://www.my-mooc.com/fr/mooc/quel-avion-pour-quelle-mission/>, February 2016.
 - [163] N. Peteilh. Towards a robust multidisciplinary design optimization model for the airplane in the air transport system. In *AEGATS '16, Advanced Aircraft Efficiency in a Global Air Transport System*, April 2016.
 - [164] N. Peteilh, T. Klein, T. Y. Druot, N. Bartoli, and R. P. Liem. Challenging top level aircraft requirements based on operations analysis and data-driven models, application to takeoff performance design requirements. In *AIAA Aviation 2020 Forum*. AIAA, 2020.

-
- [165] N. Peteilh, M. Mongeau, C. Bès, T. Y. Druot, and M. Conderolle-Lestremau. Modeling operational variability for robust multidisciplinary design optimization. In *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. AIAA, 2017.
- [166] M. Poloczek, J. Wang, and P. Frazier. Multi-information source optimization. *Advances in Neural Information Processing Systems*, 30, 2017.
- [167] S. Prigent. *Innovative and integrated approach for environmentally efficient aircraft design and operations*. PhD thesis, ISAE-SUPAERO, Toulouse, France, 2015.
- [168] Python Software Foundation. Python. <https://www.python.org/>, 2016.
- [169] R Core Team. *R : A language and environment for statistical computing*. R Foundation for Statistical Computing, Vienna, Austria, 2017.
- [170] M. S. Rahman. Supervised machine learning model to help controllers solving aircraft conflicts. In *TPDL 2020, ADBIS 2020 : ADBIS, TPDL and EDA 2020 Common Workshops and Doctoral Consortium, International Conference on Theory and Practice of Digital Libraries European Conference on Advances in Databases and Information Systems*, volume 1260 of *Communications in Computer and Information Science book series (CCIS)*, pages 355–361, Lyon, France, Aug. 2020. Springer.
- [171] D. P. Raymer. RDS : A PC-based aircraft design, sizing, and performance system. In *Guidance, Navigation and Control Conference*, page 4226, 1992.
- [172] D. P. Raymer. *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. AIAA education series. AIAA, 5th edition, 2012.
- [173] T. Reynolds, S. Barrett, L. Dray, A. Evans, M. Köhler, M. Vera-Morales, A. Schäfer, Z. Wadud, R. Britter, H. Hallam, et al. Modelling environmental and economic impacts of aviation : Introducing the aviation integrated modelling project. In *7th AIAA ATIO Conf, 2nd CEIAT Int’l Conf on Innovation and Integration in Aero Sciences, 17th LTA Systems Tech Conf; followed by 2nd TEOS Forum*, page 7751, 2007.
- [174] A. Rios. *Integrated airplane and airline network design optimization considering airspace constraints*. PhD thesis, Instituto Tecnológico de Aeronautica, São José dos Campo, Brazil, November 2021.
- [175] A. Rios, J. A. Fregnani, B. S. Mattos, and M. C. Rocha Murca. Identification of the actual mission profiles and their impact on the integrated aircraft and airline network optimization. In *AIAA Aviation 2021 Forum*, page 2453, 2021.
- [176] J. Roskam. *Airplane design*. DAR Corporation, 1985.
- [177] J. Roskam and C. Lan. *Airplane Aerodynamics and Performance*. DAR Corporation, 1997.
- [178] C. J. Roy and W. L. Oberkampf. A comprehensive framework for verification, validation, and uncertainty quantification in scientific computing. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 200(25-28) :2131–2144, 2011.
- [179] S. Roy. *A mixed integer efficient global optimization framework : Applied to the simultaneous aircraft design, airline allocation and revenue management problem*. PhD thesis, Purdue University, West Lafayette, IN, 2017.

- [180] S. Roy and W. A. Crossley. An EGO-like optimization framework for simultaneous aircraft design and airline allocation. In *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. AIAA, 2016.
- [181] S. Roy, W. A. Crossley, N. Davendralingam, and P. Govindaraju. Aircraft design optimization for commercial air travel under multi-domain uncertainties. In *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. AIAA, 2017.
- [182] S. Roy, K. Moore, J. T. Hwang, J. S. Gray, W. A. Crossley, and J. R. R. A. Martins. A mixed integer efficient global optimization algorithm for the simultaneous aircraft allocation-mission-design problem. In *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. AIAA, 2017.
- [183] M. H. Sadraey. *Aircraft design : A systems engineering approach*. Wiley, 2012.
- [184] A. Saltelli and P. Annoni. *Sensitivity Analysis*. Springer, 2011.
- [185] D. Schmitt and V. Gollnick. *The Air Transport System*. Springer, 2016.
- [186] P. Schmollgruber, N. Bartoli, J. Bedouet, E. Benard, and Y. Gourinat. Improvement of the aircraft design process for air traffic management evaluations. In *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, page 0283. AIAA, 2018.
- [187] P. Schmollgruber, N. Bartoli, J. Bedouet, S. Defoort, Y. Gourinat, E. Benard, R. Lafage, and A. Sgueglia. Use of a certification constraints module for aircraft design activities. In *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 3762. AIAA, 2017.
- [188] P. Schmollgruber, J. Bedouet, N. Bartoli, and Y. Gourinat. Development of a certification module tailored to aircraft multidisciplinary design optimization. In *Challenges in European Aerospace, 5th CEAS Air & Space Conference*, 2015.
- [189] Scilab Enterprises S.A.S. Scilab. <http://www.scilab.org/>, 2016.
- [190] D. Seider, P. Fischer, M. Litz, A. Schreiber, and A. Gerndt. Open source software framework for applications in aeronautics and space. In *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, 2012.
- [191] P. M. Sforza. *Commercial Airplane Design Principles*. Elsevier aerospace engineering series. Elsevier Science, 2014.
- [192] J. Sobieszczanski-Sobieski. *Multidisciplinary design optimization : Supported by knowledge based engineering*. Wiley, 2015.
- [193] I. M. Sobol. Sensitivity estimates for nonlinear mathematical models. *Mathematical Modelling and Computational Experiments*, 1(4) :407–414, 1993.
- [194] Stanford Aerospace Design Lab. SUAVE website. <http://suave.stanford.edu/>, December 2016.
- [195] D. Stinton. *The Design of the Airplane*. AIAA Education. AIAA, 2001.
- [196] J. Sun, H. A. Blom, J. Ellerbroek, and J. M. Hoekstra. Particle filter for aircraft mass estimation and uncertainty modeling. *Transportation Research Part C : Emerging Technologies*, 105 :145–162, 2019.

-
- [197] J. Sun, J. Ellerbroek, and J. M. Hoekstra. Aircraft initial mass estimation using Bayesian inference method. *Transportation Research Part C : Emerging Technologies*, 90 :59–73, 2018.
- [198] Talend. Qu'est-ce qu'un data pipeline et comment cela fonctionne? <https://www.talend.com/fr/resources/what-is-a-data-pipeline/>, Novembre 2020.
- [199] I. J. Tetzloff and W. A. Crossley. Incorporating fleet assignment with aircraft allocation to measure fleet-level metrics. In *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA, 2013.
- [200] The MathWorks. MATLAB, 2016.
- [201] E. 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, 1982.
- [202] C. Vanaret, F. Gallard, and J. R. R. A. Martins. On the consequences of the "no free lunch" theorem for optimization on the choice of an appropriate mdo architecture. In *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, page 3148, 2017.
- [203] J. Verrière. Mécanique du vol, performances. Notes de cours, Tome 2, ENSICA, 1997.
- [204] G. Waycaster. *Stratégies d'optimisation par modélisation explicite des différents acteurs influençant le processus de conception*. PhD thesis, Université de Toulouse III - Paul Sabatier, France, 2015.
- [205] D. P. Wells, B. L. Horvath, and L. A. McCullers. The flight optimization system weights estimation method. Technical Report TM-2017-219627/Volume I, NASA, 2017.
- [206] J. Xie, Y. Cai, M. Chen, and D. N. Mavris. Integrated sizing and optimization of hybrid wing body aircraft in conceptual design. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 2885, 2019.
- [207] J. Xie, I. Chakraborty, S. I. Briceno, and D. N. Mavris. Development of a certification module for early aircraft design. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 3576. AIAA, 2019.
- [208] J. Zhao, I. Tetzloff, A. Tyagi, P. Dikshit, M. Mane, D. Agusdinata, W. Crossley, and D. A. De Laurentis. Assessing new aircraft and technology impacts on fleet-wide environmental metrics including future scenarios. In *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. AIAA, 2010.