

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

OPTIMISATION ROBUSTE DES AÉRONEFS ET DES GROUPES
TURBORÉACTEURS

PHILIPPE COUTURIER
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLOME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)
JUILLET 2012

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

OPTIMISATION ROBUSTE DES AÉRONEFS ET DES GROUPES
TURBORÉACTEURS

présenté par : COUTURIER Philippe

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. CAMARERO Ricardo, Ph.D., président

M. TRÉPANIÉR Jean-Yves, Ph.D., membre et directeur de recherche

M. DEBLOIS Antoine, M.Ing., membre

À ma famille

REMERCIEMENTS

Je tiens d'abord à remercier mon directeur de recherche, le professeur Jean-Yves Trépanier, qui a su m'encourager et me fournir une atmosphère de travail stimulante au sein de sa chaire de recherche. Je souhaite également le remercier de m'avoir laissé une très grande liberté et de m'avoir permis de participer à des conférences et des cours très enrichissants.

Je désire aussi souligner l'aide apportée par Christophe Tribes, associé de recherche, qui m'a fourni de nombreux précieux conseils qui m'ont aidé lors de l'élaboration de mon projet. Son sens de l'écoute et d'ouverture ont été très appréciés.

Je souhaite également remercier François Brophy ainsi que Tim Piercey de chez Pratt & Whitney Canada pour le temps et soutien qu'ils m'ont accordés tout au long de mon projet. Leur expérience technique m'a permis de beaucoup apprendre et de rester les pieds sur terre.

Merci aussi aux étudiants de la chaire que j'ai côtoyés durant mon passage à la Polytechnique pour leur camaraderie. Un merci spécial à Alexandre Lupien et Benoit Malouin pour les belles parties de Ultimate Frisbee et de golf jouées ensemble. Je tiens aussi à remercier Mathias Emeneth ainsi que le personnel chez PACE Aerospace Engineering & Information Technology GmbH pour leur aide ainsi que leur hospitalité lors de ma visite chez eux.

Enfin, je tiens à remercier mes parents, Carole et Michel, leur dévouement m'a permis d'être qui je suis aujourd'hui. Leur soutien inconditionnel, leur écoute et leurs conseils sont toujours très appréciés. Un merci aussi à mon frère, Charles, pour les deux années passées ensemble à Montréal que je n'oublierai jamais. Finalement, j'aimerais aussi remercier ma charmante copine, Kelsey, pour avoir toujours été à mes côtés même quand la distance nous séparait. Leur soutien tout au long de ma maîtrise m'ont permis de me dépasser.

RÉSUMÉ

Les prochaines générations d'aéronefs et de groupes motopropulseurs devront rencontrer et peut-être anticiper des contraintes d'opération de plus en plus strictes. Cette évolution des exigences de design provient de l'impact cumulatif d'un resserrement des normes environnementales en ce qui a trait à la pollution atmosphérique et sonore, d'un épuisement progressif des réserves en carburants fossiles qui occasionnera une augmentation du coût du carburant, ainsi qu'une augmentation continue du trafic aérien.

Afin de s'adapter à ces changements dans le marché, les compagnies d'aéronef et de moteur vont devoir explorer l'éventail possible de bénéfices et de risques associés à une plage plus grande de nouveaux designs et de technologies. En même temps, il sera nécessaire d'assurer que le produit constitue une solution rentable lorsqu'opéré dans l'environnement économique futur prévu pour la prochaine génération d'avion.

L'objectif de cette étude est de développer une méthodologie permettant l'obtention de designs préliminaires optimaux robustes aux incertitudes et de quantifier le compromis entre un design robuste et un gain potentiel en performance. La méthodologie développée est appliquée à un avion régional de soixante-dix places afin de déterminer l'impact de l'incertitude. L'approche cherche à optimiser le design tout en minimisant sa sensibilité aux incertitudes. Le but est de réduire les risques que le design nécessite des corrections coûteuses à un stade plus avancé dans le processus de design.

Une plateforme de design a été développée afin de permettre l'étude en mode conceptuel des performances de l'avion et du moteur. Celle-ci comprend quatre modules incluant : le logiciel de design et de performance d'avion Pacelab APD, un métamodèle construit avec le logiciel GasTurb pour la performance du moteur, un module de prédiction du niveau de bruit, ainsi qu'un module permettant de calculer les coûts d'exploitation. Ces deux derniers furent construits à partir de données de la littérature.

L'impact associé à deux types d'incertitudes présents au stade préliminaire de design a été étudié. Ceux-ci sont l'incertitude qui se rapporte aux prévisions du marché lorsque la prochaine génération d'avion va être en service, ainsi que l'incertitude du niveau de fidélité des modèles. D'après des prédictions du prix du brut pour le futur, la recherche a déterminé qu'un avion conçu avec une vitesse de croisière similaire aux avions à réaction d'aujourd'hui va minimiser la moyenne des coûts d'exploitation en adoptant une configuration qui minimise la consommation de carburant. Inversement, il a été déterminé que le prix du carburant n'a pas d'influence sur le design optimisé lorsque la moyenne des coûts d'exploitation est minimisée avec un nombre de Mach en croisière variable. De plus, l'utilisation d'un front de Pareto afin

de quantifier le compromis entre un design robuste et un gain potentiel en performance a permis de déterminer que les variables de design ont peu d'influence sur la robustesse des coûts d'exploitation face aux incertitudes des modèles. Il a été aussi démontré que négliger les incertitudes lors du design peut conduire à la sélection d'une configuration comportant un risque élevé de ne pas rencontrer les contraintes.

ABSTRACT

Future aircraft and powerplant designs will need to meet and perhaps anticipate increasingly demanding operational constraints. This progressive evolution in design requirements is already at work and arises from the combined impacts of increasingly stringent environmental norms with regards to noise and atmospheric emissions, a depletion of fossil fuel reserves which is expected to drive fuel costs upwards, as well as a steady increase in air traffic.

In order to adapt to these market shifts, aircraft and powerplant companies will need to explore the potential range of benefits and risks associated with a wide spectrum of new designs and technologies. At the same time, it will be necessary to ensure that the resulting end products provide cost effective solutions when operated in the economic environment foreseen for the next generation of aircrafts.

The objective of this study is to develop a methodology which enables the selection of optimal robust designs at the preliminary design stage as well as to quantify the compromise between a robust design and a potential gain in performance. The developed methodology is used in the design of a seventy passenger aircraft in order to determine the effects of uncertainty. The methodology seeks to optimize the design while attenuating its sensitivity to uncertainties. The goal is to reduce the likelihood of costly concept reformulations in the later stages of the product development process.

A design platform was developed to enable the study at a conceptual level of aircraft and engine performance. It comprises four modules namely: the aircraft design and performance software Pacelab APD, a metamodel constructed with the software GasTurb to calculate engine performance, a module to predict the noise level, and a module to determine the operating costs. The last two modules were constructed using data from the literature.

The effects related to two types of uncertainties present at the preliminary design stage were analyzed. These are uncertainties related to the market forecast for when the next generation of aircrafts will be in service as well as uncertainties of the level of fidelity of the models used. Based on predictions for future oil costs, the research found that an aircraft built for a similar cruising speed as today's jet aircrafts will minimize the mean of the predicted operating cost by having a configuration that minimizes fuel consumption. Conversely, it has been determined that fuel cost does not affect the design optimized to minimize the mean of the predicted operating costs when the cruise Mach number is variable. Furthermore, the use of Pareto fronts in order to quantify the compromise between a robust design and a potential gain in performance showed that the design variables have little influence on the sensitivity of the operating cost subject to model uncertainties. It has also been determined that neglecting

uncertainties during the design process can lead to the selection of a configuration with a high risk of not satisfying the constraints.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE	iii
REMERCIEMENTS	iv
RÉSUMÉ	v
ABSTRACT	vii
TABLE DES MATIÈRES	ix
LISTE DES TABLEAUX	xi
LISTE DES FIGURES	xiii
LISTE DES ANNEXES	xv
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	xvi
INTRODUCTION	1
Optimisation multidisciplinaire	2
Design sous incertitude	3
Objectifs du projet	5
Plan du mémoire	5
CHAPITRE 1 DESIGN SOUS INCERTITUDE	7
1.1 Définition et taxonomie	7
1.2 Quantifier l'incertitude	8
1.3 Méthode pour propager l'incertitude	9
1.3.1 Méthode Monte-Carlo	9
1.3.2 Méthode de moment	11
1.3.3 Méthode de fiabilité	12
1.4 Méthode d'optimisation avec incertitude	13
1.4.1 Optimisation robuste	14
1.4.2 Optimisation fiable	17

CHAPITRE 2	PLATEFORME DE DESIGN	19
2.1	Module moteur	20
2.2	Module design et performance avion	27
2.3	Module Coût	31
2.4	Module Bruit	33
2.5	Validation	36
2.5.1	Module moteur	36
2.5.2	Module performance	37
2.5.3	Module bruit	39
CHAPITRE 3	OPTIMISATION SOUS INCERTITUDE	42
3.1	Optimisation déterministe	43
3.2	Paramètres avec incertitude	44
3.3	Choix des méthodes pour propager l'incertitude	46
3.4	Optimisation robuste considérant l'incertitude opérationnelle/environnementale	50
3.5	Optimisation robuste considérant les incertitudes du modèle	52
CONCLUSION	60
Synthèse des travaux	60
Travaux futurs	61
RÉFÉRENCES	62
ANNEXES	66

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2.1	Logiciels de design et d'analyse de moteur	21
Tableau 2.2	Paramètres d'entrées afin de définir un moteur à son point de design . .	23
Tableau 2.3	Logiciels de design et d'analyse de performance d'avion	28
Tableau 2.4	Hypothèses lors du calcul des coûts d'exploitation	33
Tableau 2.5	Facteurs de calibration pour les trois points de mesure	36
Tableau 2.6	Spécifications des moteurs de références (voir Daly et Gunston, 2007) .	37
Tableau 2.7	Comparaison des prédictions du modèle moteur aux données de la littérature (voir Daly et Gunston, 2007)	37
Tableau 2.8	Niveaux de bruit pour un Embraer 170 comparés aux valeurs prédites par la plateforme de design (voir Shuttle America, 2008). Toutes les mesures sont en EPNdB	40
Tableau 3.1	Variables et plage permise pour l'optimisation	42
Tableau 3.2	Contraintes pour l'optimisation	43
Tableau 3.3	Données des avions optimisés de façon déterministe afin de : minimiser les coûts d'exploitation (Design A), minimiser le carburant consommé en fixant le nombre de Mach en croisière à 0,78 (Design B), et de minimiser les coûts d'exploitation en fixant le nombre de Mach en croisière à 0,78 (Design C). Les données sont comparées à un Embraer 170 AR .	44
Tableau 3.4	Plage des paramètres du modèle avec une incertitude	45
Tableau 3.5	Niveaux d'erreurs d'une approximation avec réseau neuronal	49
Tableau 3.6	Analyse de la Méthode Monte-Carlo avec une méthode d'échantillonnage descriptif	49
Tableau 3.7	Données d'un avion optimisé afin de minimiser la consommation de carburant (Design B) ainsi qu'un avion optimisé afin de minimiser la moyenne du DOC (Design D) avec un nombre de Mach en croisière fixe à 0,78	51
Tableau 3.8	Données d'un avion optimisé afin de minimiser l'écart type du DOC (Design E) ainsi qu'un avion optimisé afin de minimiser la moyenne du DOC (Design F) avec un nombre de Mach en croisière variable	52
Tableau 3.9	Données d'un avion optimisé afin de minimiser l'écart type du DOC pour $k = 0,5$ (Design G) et $k = 2$ (Design I) ainsi qu'un avion optimisé afin de minimiser la moyenne du DOC pour $k = 0,5$ (Design H) et $k = 2$ (Design J) lorsque l'on considère les incertitudes du modèle	57

Tableau A.1	Données du moteur CF34-8E extraits du logiciel GasTurb	67
-------------	--	----

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1	Taxonomie de l'incertitude pour l'industrie aérospatiale développée par DeLaurentis et Mavris (2000)	7
Figure 1.2	Méthodes d'échantillonnage pour la méthode Monte-Carlo (voir Koch, 2002)	10
Figure 1.3	Représentation de la méthode de fiabilité de premier et second ordre (voir Yao <i>et al.</i> , 2011)	13
Figure 1.4	Zones d'intérêts pour la fiabilité et la robustesse illustrée sur une distribution continue (voir Zang <i>et al.</i> , 2002)	14
Figure 1.5	Illustration de design robuste (voir Neufeld, 2010)	15
Figure 1.6	Réduction de la région réalisable illustrant la robustesse des contraintes	16
Figure 1.7	Calcul du nombre d'écart types, k autour d'une contrainte	17
Figure 2.1	Échange d'information entre les différents modules	20
Figure 2.2	Coupe transverse d'un turboréacteur double corps double flux	22
Figure 2.3	Rapport de pression de la soufflante en fonction du taux de dilution calculé par le module moteur pour une altitude et vitesse de design fixe	23
Figure 2.4	Abaissement de la position du point de design sur une courbe caractéristique d'un compresseur afin de maintenir une marge au pompage de 15% au point hors design	24
Figure 2.5	Subdivision de l'espace de design du métamodèle du module moteur	25
Figure 2.6	Prédictions du métamodèle du moteur en fonction du taux de dilution comparées à la performance de deux moteurs calculée avec GasTurb	25
Figure 2.7	Prédictions du métamodèle du moteur en fonction de l'altitude de design comparées à la performance de deux moteurs calculée avec GasTurb	26
Figure 2.8	Prédictions du métamodèle du moteur en fonction du nombre de Mach de design comparées à la performance de deux moteurs calculée avec GasTurb	26
Figure 2.9	Géométrie du moteur de référence	27
Figure 2.10	Processus de design du logiciel Pacelab APD établi pour ce projet	29
Figure 2.11	Visualisation de l'avion avec le logiciel PACE	30
Figure 2.12	Phases de vol analysées	31
Figure 2.13	Paramètres d'entrée et décomposition des frais de fonctionnement directs du module coût	33

Figure 2.14	Position des trois points de mesures pour calculer le niveau de bruit d'un avion	34
Figure 2.15	Consommation spécifique, masse du moteur, et diamètre de la soufflante en fonction du taux de dilution calculé par le module moteur pour une altitude et vitesse de design fixe	38
Figure 2.16	Charge utile en fonction du rayon d'action pour un Embraer 170 prédite par le logiciel PACE et Piano ainsi que comparée aux données du constructeur (voir Embraer, 2007)	39
Figure 2.17	Distance requise pour le décollage en fonction de la masse de l'avion pour un Embraer 170 prédite par le logiciel PACE et Piano ainsi que comparée aux données du constructeur (voir Embraer, 2007)	39
Figure 2.18	Distance requise pour l'atterrissage en fonction de la masse de l'avion pour un Embraer 170 prédite par le logiciel PACE et Piano ainsi que comparé aux données du constructeur (voir Embraer, 2007)	40
Figure 2.19	Niveau de bruit aux trois points de mesure en fonction du taux de dilution	41
Figure 3.1	Plan de l'avion optimisé pour minimiser le DOC avec un nombre de Mach en croisière de 0,78	45
Figure 3.2	Distribution du facteur du coefficient de traînée et du prix du carburant pour l'année 2035	46
Figure 3.3	Projections du prix du brut pour l'année 2035 en dollars réels de 2010 (voir US DOE, US Department of Energy, 2011)	47
Figure 3.4	Analyse de la linéarité du système lorsque soumis à des variations d'un paramètre avec incertitude	48
Figure 3.5	Résultats des optimisations multi-objectif considérant les incertitudes du modèle avec un nombre d'écart types autour des contraintes d'au moins 0,5	54
Figure 3.6	Résultats des optimisations multi-objectif considérant les incertitudes du modèle avec un nombre d'écart types autour des contraintes d'au moins 2,0	55
Figure 3.7	Fronts de Pareto indiquant la robustesse de l'objectif ainsi que des contraintes obtenues à l'aide d'optimisations multi-objectif considérant les incertitudes du modèle	56
Figure 3.8	Fonction de répartition de la distance franchissable du Design C	58
Figure 3.9	Plan des avions optimisés : Design A à Design F, Design H et Design J	59
Figure E.1	Exemple de deux fonctions de distribution qui se superposent	89

LISTE DES ANNEXES

Annexe A	Méthode d'ingénierie inverse pour évaluer un cycle d'un moteur - application au CF34-8E	66
Annexe B	Code utilisé afin de calculer la performance en lot la performance de moteurs dans le logiciel GasTurb	68
Annexe C	Codes utilisés afin de calculer la performance de l'avion aux conditions de vol requises par le module bruit	77
Annexe D	Méthode <i>DOC + I</i> utilisée pour calculer les coûts d'exploitation	84
Annexe E	Test probabiliste utilisé afin de comparer la performance de deux designs sous incertitude	88

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

AMGA	Archive based Micro Genetic Algorithm
BPR	Taux de dilution
D	Domaine où les contraintes ne sont pas satisfaites
DOC	Coûts directs d'exploitation
EPNdB	Effective Perceived Noise
F_N	Poussée totale non corrigée
$g()$	Fonction de contraintes d'inégalité
$G()$	Surface d'état limite
IOC	Coûts indirects d'exploitation
K	Facteur de calibration
k	Nombre d'écart types
M	Nombre de calculs afin de propager l'incertitude
MLW	Masse maximale à l'atterrissage
MTOW	Masse maximale au décollage
N	Nombre de designs analysés
n	Nombre de paramètres avec une incertitude
OEW	Masse opérationnelle à vide
$P\{\}$	Probabilité que la contrainte soit rencontrée
$p()$	Fonction de distribution de probabilité
p_f	Probabilité de ne pas rencontrer les contraintes
R	Limite qui doit être satisfaite
\mathbf{R}^2	Coefficient de détermination
SFC	Consommation spécifique
SLST	Poussée statique maximale au niveau de la mer
\mathbf{u}	Vecteur des paramètres avec une incertitude du domaine décrite par une loi normale
W	Débit total non corrigé
\mathbf{X}	Vecteur des paramètres d'entrée avec une incertitude
\mathbf{X}^I	Limite inférieure
\mathbf{X}^S	Limite supérieure
β	Index de fiabilité
μ_f	Moyenne de paramètre de sortie
$\boldsymbol{\mu}_x$	Vecteur de la moyenne des paramètres avec une incertitude

μ_*	Point le plus probable
σ_f	Écart type
σ_g	Écart type de contrainte
σ_{x_i}	Écart type de paramètre avec une incertitude
$\Phi()$	Fonction de la distribution cumulative normale

INTRODUCTION

Le design préliminaire représente la première étape dans la conception d'un nouveau produit. C'est lors de ce stade qu'un groupe d'ingénieurs va étudier la faisabilité du projet en fonction des demandes du client ainsi que des technologies disponibles. Le but est d'obtenir une vue d'ensemble du produit, tant sur ses dimensions, que sur ses capacités et limitations. Des études visant à déterminer l'impact de nouvelles réglementations ou technologies peuvent aussi être faites à ce stade du design.

Cette étape, bien que de courte durée comparativement au reste du cycle de design du produit est cruciale afin d'être compétitif. Un design préliminaire bien défini et étudié au début du projet permet de prévenir des changements majeurs qui vont avoir des répercussions dans les différentes disciplines et créer des retards dans la production. Le personnel consacré à cette étape ne représente cependant qu'une fraction de l'ensemble des ingénieurs consacré à la conception d'un nouveau produit. Puisqu'une vue globale du produit est nécessaire, chaque membre de l'équipe doit avoir une compréhension générale de tous les sous-systèmes. Des spécialistes de départements clés sont généralement consultés avant d'aller de l'avant avec le projet afin de déceler des problèmes futurs auxquels l'équipe n'avait pas pensés.

Dans le cas particulier du design d'un avion, un très grand nombre de disciplines doivent être analysées au stade préliminaire. Le client définit généralement au préalable la catégorie d'avion, le nombre de passagers, la vitesse de croisière, la distance que l'avion devra franchir, ainsi que la longueur de piste maximale pour le décollage et l'atterrissage. L'ingénieur au stade préliminaire doit ensuite déterminer la configuration de l'avion : le type et le nombre de moteurs, la géométrie et la forme des ailes, la disposition du train d'atterrissage, etc. Les paramètres choisis doivent, en plus de permettre à l'avion de voler, lui assurer une stabilité ainsi que satisfaire tous les codes de sécurité. La tâche de trouver une combinaison possible est d'autre part compliquée du fait que tous les paramètres sont couplés par leurs poids et leurs propriétés aérodynamiques. Par exemple, une augmentation de la surface alaire augmente la masse de la structure requise ainsi que la portée ; par conséquent, une vitesse de décollage plus petite est permise et requiert donc un moteur différent. Cet exemple démontre bien qu'afin d'obtenir une configuration optimale, une approche multidisciplinaire et itérative jonglant avec l'aérodynamique, la thermodynamique et la résistance de matériaux doit être utilisée. Plusieurs logiciels sont souvent utilisés pour l'analyse de chaque domaine. Par exemple, Vankan *et al.* (2007) ont étudié la forme d'une aile d'avion en couplant un code de performance d'avion, un code CFD, ainsi qu'un code d'analyse d'éléments finis. Une autre approche, utilisée par Antoine et Kroo (2005), consiste à utiliser des outils de plus basse

fidélité utilisant des équations empiriques. La méthode de haute fidélité ne se base pas sur des données historiques ; elle est donc plus adéquate à l'analyse de concept s'éloignant d'une géométrie standard. Cependant, une telle approche augmente considérablement le temps de calcul et la complexité du système et peut, à défaut d'être convenablement recalée, s'avérer tout aussi peu fiable qu'une approche à basse fidélité.

Optimisation multidisciplinaire

Afin de rendre l'étude de différents designs plus efficace, plusieurs ingénieurs font appel à un processus utilisant un algorithme d'optimisation multidisciplinaire. Cette approche permet de trouver la configuration qui maximise la performance de l'avion à l'intérieur de l'espace de design délimité par les contraintes. Ce type d'optimisation doit se faire en considérant plusieurs disciplines simultanément. L'objectif est de trouver le compromis qui va maximiser le résultat final global.

L'utilisation de l'optimisation multidisciplinaire numérique complexe pour le design des avions fit son apparition avec l'invention des ordinateurs. De fait, déjà dans les années soixante-dix plusieurs chercheurs avaient commencé à utiliser cet outil. Par exemple en 1973, deux chercheurs du Royal Aircraft Establishment en Angleterre (voir Kirkpatrick et Larcombe, 1973) faisaient état du développement de leur logiciel permettant d'optimiser un avion de ligne afin d'atteindre une réduction en carburant utilisé ainsi qu'une diminution du bruit. La recherche dans ce domaine continue aujourd'hui à intéresser les chercheurs et les compagnies. Chacun essaie de rendre les résultats plus précis et de diminuer le temps de calcul en incorporant de nouveaux logiciels ainsi que de nouvelles méthodologies.

Dans les dernières années, plusieurs équipes de recherche ont développé des outils afin d'étudier, au stade conceptuel, différentes configurations d'avion. Antoine et Kroo (2005) ont développé une plateforme de design couplant des logiciels développés par la NASA afin d'étudier des architectures prometteuses en terme de diminution de bruit et polluant produit. Leifsson *et al.* (2006) ont utilisé les mêmes logiciels afin d'étudier des configurations qui permettent d'obtenir une diminution du bruit produit par la structure extérieure de l'avion. March *et al.* (2009) ont développé un outil couplé au logiciel de prédiction de bruit de la NASA afin de déterminer l'effet de la trajectoire et de la configuration d'un avion sur le bruit et le carburant requis. Puisque plusieurs logiciels ne sont pas à code source libre, plusieurs chercheurs ont développé des outils analogues. Perez *et al.* (2008)(voir Perez et Martins, 2008) ont développé un outil orienté objet afin essentiellement de refaire les études menées par Antoine et Kroo à l'interne. Seitz *et al.* (2008) ont développé avec MTU Aero Engines une plateforme afin d'étudier les moteurs à taux de dilution élevé. Les groupes de recherche

utilisent tous cependant des logiciels privés ce qui empêche de reproduire ou d'améliorer les recherches publiées dans la littérature. Le développement d'une plateforme utilisant des logiciels accessibles à tous et qui peut être modifiée est donc vu comme un préalable essentiel afin de rendre de tels efforts efficaces et donc soutenables à long terme.

Design sous incertitude

Les méthodes d'optimisations déterministes utilisées dans les outils de design décrits ci-dessus ne permettent cependant pas de quantifier le risque qui découle du haut degré d'incertitude présent dans les premières phases de conception d'un projet. Les incertitudes lors du design d'avion sont reliées à :

- la prédiction des conditions du marché lorsque l'avion va entrer en service, telles que :
 - le prix du carburant
 - les limites de bruit et de polluant produit
 - les contraintes qui découlent de la congestion aérienne
- les gains attendus provenant de nouvelles technologies, telles que :
 - les matériaux ultralégers
 - les matériaux offrant une forte résistance aux hautes températures
 - les améliorations de l'aérodynamisme
 - les coûts de fabrications des nouvelles technologies
 - la fidélité des modèles

Il est évident que les incertitudes associées à ces items peuvent augmenter de façon significative lorsque de nouveaux concepts sont étudiés car il n'y a pas de données historiques pour anticiper les bénéfices d'une technologie qui est encore en développement ou des erreurs dans les modèles qui peuvent survenir lorsque le design diffère des architectures antérieures. Reconnaître et contrôler les risques dès le début du processus de design est essentiel afin de réduire la probabilité de corrections coûteuses à un stade avancé du développement où les ressources engagées et les investissements ont augmenté considérablement.

Une approche communément utilisée en génie afin de remédier à l'incertitude présente est d'utiliser des facteurs de sécurité (voir Keane et Nair, 2005; Zang *et al.*, 2002). Cette approche peut être cependant très pénalisante dans le domaine de l'aérospatiale puisqu'elle peut entraîner un surdimensionnement et donc d'une perte de performance inutile. De plus, lors de la conception de design très innovateur, déterminer quel facteur de sécurité utiliser peut devenir problématique et peut produire des designs avec de hauts risques. De fait, Xiao *et al.* (1999) ont étudié le design préliminaire d'une aile d'avion considérant l'incertitude dans les paramètres de fabrication ainsi que dans les conditions de vol. Ils ont déterminé

qu'un avion conçu en utilisant un facteur de sécurité prédéterminé n'a pas permis d'obtenir la fiabilité requise.

Afin de prendre en compte de façon explicite l'incertitude de certains paramètres dans le processus de design d'avion, deux approches basées sur des méthodes probabilistes ont été utilisées. La première méthode connue sous le nom d'optimisation robuste est utilisée pour minimiser la sensibilité de la performance du design final à des changements dans les variables d'entrées. Mavris *et al.* (1999) ont développé une méthodologie basée sur l'utilisation de surfaces de réponse pour trouver un design robuste. Pour leurs cas tests, ils ont déterminé la géométrie d'un avion supersonique robuste en considérant l'incertitude du coût du carburant, la distance à parcourir, ainsi que le facteur de charge. Padulo *et al.* (2007) ont étudié différentes méthodes pour propager l'incertitude durant le design conceptuel robuste d'un avion. Ils ont trouvé que la méthode de moment donne des résultats similaires à une approche Monte-Carlo et permet de réduire considérablement le temps de calcul. Les méthodes utilisées par ces chercheurs fournissent un seul design final à la fin de l'optimisation et ne permettent pas d'étudier le compromis entre un gain potentiel en performance et une augmentation en robustesse du design.

La deuxième méthode utilisée, décrite par certains comme étant de l'optimisation fiable, est le processus utilisé afin de minimiser les chances de ne pas rencontrer les contraintes lorsque des incertitudes sont présentes. Neufeld *et al.* (2011) ont étudié l'effet du niveau de fiabilité sur la géométrie de l'avion. Afin de propager l'incertitude, ils ont utilisé une méthode de fiabilité ainsi qu'une méthode Monte-Carlo couplée à une surface de réponse. Olson et Mavris (2006) ont déterminé un changement significatif sur la consommation ainsi que le bruit prédit lorsqu'on considère un avion avec un niveau de 90% de confiance par rapport aux données déterministes. Les auteurs ont considéré dans leur étude les incertitudes associées à l'efficacité du moteur, la prédiction du bruit, ainsi qu'aux paramètres de décollage et d'atterrissage.

L'utilisation du terme optimisation fiable s'applique à une étude où l'on veut limiter les cas où le système ne va pas remplir sa fonction telle la rupture d'un composant mécanique (voir Zang *et al.*, 2002). Puisque ceci implique très souvent le design détaillé d'un composant, ce terme ne devrait pas être utilisé pour le design conceptuel afin de ne pas causer de confusion. En somme, la distinction entre design robuste et fiable au stade design préliminaire d'avion est donc quelque peu un artéfact sémantique qui découle de l'origine mathématique de l'approche. Un véritable processus de design optimal doit considérer la robustesse au niveau des objectifs et des contraintes (voir Gyung-Jin *et al.*, 2006). Une telle approche n'a jamais été appliquée pour l'optimisation simultanée de l'aéronef et des groupes motopropulseurs.

Objectifs du projet

Comme relevé ci-haut, il existe trois lacunes dans l'étude de design d'avion en considérant l'incertitude au stade design préliminaire.

- Premièrement, aucune recherche n'utilise des logiciels accessibles à tous, ce qui empêche de reproduire ou d'améliorer les recherches publiées dans la littérature.
- De plus, aucune recherche n'a étudié le design simultané de l'aéronef et des groupes motopropulseurs en considérant l'incertitude.
- Finalement, il est présentement difficile pour un ingénieur de quantifier l'impact d'un design plus robuste sur la perte de performance.

Le présent projet vise à résoudre ces trois lacunes en explorant l'application de l'optimisation robuste au design des avions et de leurs groupes motopropulseurs au stade préliminaire de design. Plus spécifiquement, les objectifs de ce projet consistent à :

- Développer un processus de design optimal en mode conceptuel couplant des outils commerciaux d'analyse de performance moteur et d'avion.
- Développer une méthodologie permettant l'obtention de designs préliminaires optimaux robustes et de quantifier le compromis entre un design robuste et un gain potentiel en performance.
- Appliquer la méthodologie développée à un avion régional afin de déterminer l'impact de l'incertitude.

Plan du mémoire

Le mémoire est divisé en quatre sections :

Premièrement, une révision des différents concepts pour étudier l'incertitude est présentée au chapitre 2. Ce chapitre introduit la classification des incertitudes utilisées, ainsi que les méthodes permettant de quantifier l'incertitude. Les différentes façon de propager l'incertitude dans le modèle y sont abordées de même que les approches utilisées pour la recherche d'un design optimal en considérant l'impact des incertitudes.

Le troisième chapitre présente la plateforme de design développée afin de permettre l'étude des performances de l'avion et du moteur. Chaque module composant la plateforme sera présenté incluant : le module de design et de performance de l'avion, le module de performance du moteur, le module de prédiction du bruit, ainsi que le module permettant de calculer les coûts d'exploitation. À la fin du chapitre, une analyse de validation est présentée afin de confirmer la calibration des modules avant leur application à l'étude d'optimisation.

Au quatrième chapitre, les résultats obtenus pour l'optimisation d'un avion régional en considérant les effets liés à l'incertitude sont présentés. Les différentes méthodes utilisées afin

de propager l'incertitude sont comparées. Les résultats obtenus en considérant différentes sources d'incertitudes sont présentés et discutés. Les designs résultant de ces analyses sont comparés à ceux obtenus lors d'une optimisation sans considérer les incertitudes.

Une conclusion résume les caractéristiques de la plateforme ainsi que la méthodologie utilisée. Les avantages et limitations de ceux-ci sont présentés en faisant référence à l'étude faite avec l'avion régional.

CHAPITRE 1

DESIGN SOUS INCERTITUDE

Ce chapitre fait état du concept d'incertitude utilisé lors du design. Il commence par la présentation de la définition et taxonomie de l'incertitude dans le domaine du génie aérospatial. Les méthodes communément utilisées afin de quantifier l'incertitude sont ensuite présentées. Dans la section suivante, les approches utilisées afin de propager l'incertitude aux objectifs de design et aux contraintes sont expliquées. La dernière section du chapitre présente les méthodes d'optimisation avec incertitude.

1.1 Définition et taxonomie

Plusieurs définitions de l'incertitude ont été élaborées au fil des années pour différents domaines d'application. Dans le présent projet, la définition générale développée par DeLaurentis et Mavris (2000) a été adoptée. Celle-ci dit que l'incertitude est définie comme étant le caractère incomplet de connaissances qui cause l'écart entre les prédictions de modèles et la réalité et qui peut être décrit par une fonction de répartition. Afin de pouvoir modéliser de façon efficace ainsi que d'atténuer l'impact de l'incertitude présente dans le design, les sources d'incertitudes doivent pouvoir être classifiées. De fait, la taxonomie permet à l'ingénieur de comprendre par quel moyen et à quel niveau les différentes sources d'incertitudes opèrent sur le système. Une fois de plus, plusieurs taxonomies ont été élaborées qui utilisent une terminologie adaptée à leurs domaines (voir Thunnissen, 2005). Dans le domaine de l'aérospatial, DeLaurentis et Mavris (2000) ont développé une taxonomie inspirée de celle pour les systèmes de contrôles. Les incertitudes dans ce modèle sont classifiées en quatre catégories soit : entrée, modèle, mesure, ainsi qu'opérationnelles et environnementales. Cette classification est illustrée à la figure 1.1.

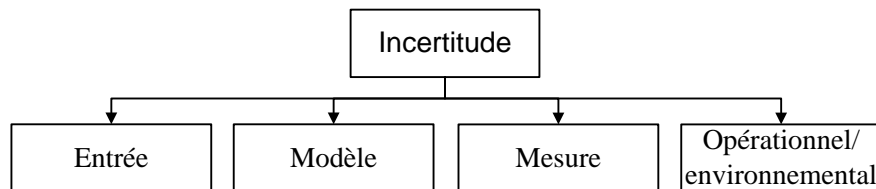


Figure 1.1 Taxonomie de l'incertitude pour l'industrie aérospatiale développée par DeLaurentis et Mavris (2000)

Les incertitudes d'entrées surviennent lorsque les exigences du problème sont imprécises, ambiguës, ou non définies. Les incertitudes du modèle englobent les erreurs qui découlent des approximations faites dans tous modèles afin de représenter un système physique. Les incertitudes de mesures surviennent lorsqu'une interaction ne peut être calculée en utilisant un modèle mathématique mais doit plutôt être déduite. La dernière source d'incertitudes, les incertitudes opérationnelles et environnementales proviennent des perturbations externes qui découlent du fait que l'on ne peut pas prédire les conditions dans lesquelles le design va devoir performer dans le futur.

1.2 Quantifier l'incertitude

La première étape, qui est l'une des plus cruciales du processus de design avec incertitude, consiste à obtenir une estimation quantifiable pour chaque source d'incertitudes. Déterminer la variance potentielle associée à chaque paramètre est un sujet de recherche en soi. Deux méthodes sont utilisées pour quantifier l'incertitude : l'utilisation de données disponibles, ainsi que via l'opinion d'expert.

Lorsque des données historiques sont disponibles, la meilleure méthode afin d'obtenir une estimation de la variance est de comparer les données du modèle aux données historiques afin d'obtenir une distribution de l'erreur. Une approche souvent utilisée afin de minimiser l'amplitude de l'erreur calculée consiste à calibrer le modèle utilisant les données historiques. Une fois une distribution de probabilité obtenue, celle-ci peut facilement être intégrée à une boucle d'optimisation.

Malheureusement, plusieurs problèmes ne possèdent pas assez, sinon aucune donnée pouvant se prêter à un calcul direct de l'erreur du modèle. Une solution de rechange est de faire appel à l'opinion d'expert afin d'obtenir une approximation de l'incertitude. Par exemple, l'incertitude associée aux forces externes qui façonnent le marché peut être évaluée avec une étude de la littérature ainsi qu'avec des groupes de discussion d'experts de différentes disciplines. L'incertitude associée à de nouvelles technologies peut souvent être établie en utilisant le niveau de maturité technologique (Technology Readiness Level, TRL) défini avec des processus d'analyse de risques comme ceux normalement en place dans les compagnies d'aéronefs et de groupes motopropulseurs. Plusieurs compagnies appliquent aussi une échelle de maturité sur les modèles utilisés. Une telle échelle est souvent associée à une mesure quantitative de la marge d'erreur du modèle. Cette approche laisse une partie importante du processus de détermination de l'incertitude à l'opinion d'expert. L'approche utilisée ici est donc d'obtenir un large échantillonnage d'opinions d'experts variés afin de pouvoir ensuite obtenir la moyenne ainsi que la variance pour les paramètres qui ne peuvent pas être facilement quantifiés.

1.3 Méthode pour propager l'incertitude

Une fois les sources d'incertitude déterminées ainsi que leur niveau, l'ingénieur doit être en mesure de déterminer leurs impacts sur la performance globale du design. Cette section fait donc état des méthodes utilisées afin de propager l'incertitude aux objectifs de design ainsi qu'aux contraintes. Plusieurs méthodes basées sur des approches non probabilistes existent telles que la méthode logique floue ainsi que la méthode par intervalle (voir Moller et Beer, 2008). Bien que ces dernières peuvent apporter des avantages lorsqu'utilisées au design préliminaire, les méthodes basées sur une approche probabiliste sont plus répandues et acceptées dans l'industrie. Cette section se concentre donc sur les approches pour propager l'incertitude qui peuvent être appliquées à des données fournies de façon probabiliste. Trois méthodes sont présentées soit : la méthode Monte-Carlo, la méthode de moment, ainsi que la méthode de fiabilité.

1.3.1 Méthode Monte-Carlo

La méthode Monte-Carlo est l'approche la plus répandue afin de propager l'incertitude. L'approche consiste à premièrement attribuer de façon aléatoire aux paramètres incertains une valeur basée sur leurs distributions de probabilité respectives. Utilisant ces valeurs, la performance du design est calculée afin de trouver la valeur des paramètres d'intérêt. Ces deux étapes sont ensuite répétées un grand nombre de fois ce qui permet d'obtenir une distribution de probabilité des paramètres d'intérêt. Celle-ci peut ensuite être utilisée pour calculer les valeurs requises telles que la moyenne et la variance. La popularité de cette méthode s'explique par la simplicité de celle-ci ainsi que de sa mise en pratique. De plus, elle est considérée comme étant la méthode permettant d'obtenir des données probabilistes avec la plus grande précision (voir Yao *et al.*, 2011). Cependant, afin d'obtenir une bonne représentation de la distribution de probabilité, plusieurs milliers d'évaluation sont souvent nécessaires, plus particulièrement lorsque les zones à faible probabilité doivent être précisément évaluées. Ceci limite l'implémentation directe de cette méthode aux cas où le temps de calcul de la performance du système n'est pas un facteur limitant.

Afin de contrer ce problème, une approche utilisée est de faire usage des techniques d'échantillonnage qui ne sont pas aléatoires. Deux méthodes utilisées sont la méthode d'échantillonnage Hypercube latin ainsi que la méthode d'échantillonnage descriptive (voir Thunnissen, 2005). Pour ces deux méthodes, l'espace qui définit les paramètres incertains est subdivisé en un nombre prédéfini de sections avec la même probabilité. L'analyse est ensuite faite en considérant seulement une valeur des paramètres pour chaque section. Pour la méthode d'hypercube latin, la valeur utilisée pour représenter la section est déterminée de façon aléatoire.

La méthode descriptive utilise la valeur au milieu de la section. La différence d'échantillonnage entre la méthode descriptive et l'approche Monte-Carlo classique est illustrée à la figure 1.2 pour le cas où il y a deux paramètres avec une distribution de probabilité. En plus de diminuer le nombre d'itérations requis, ces deux approches permettent d'obtenir une meilleure résolution des queues puisque les distributions sont échantillonnées de façon régulière.

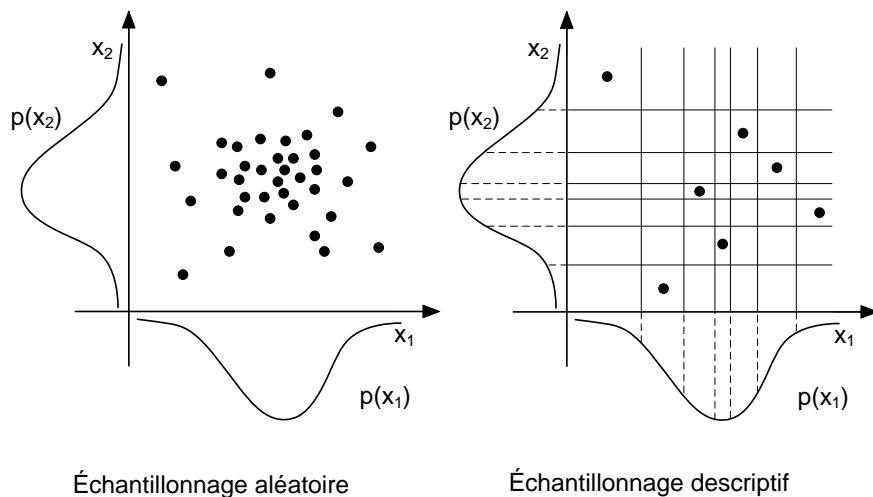


Figure 1.2 Méthodes d'échantillonnage pour la méthode Monte-Carlo (voir Koch, 2002)

Une autre approche utilisée pour alléger le temps de calcul est d'utiliser des métamodèles en combinaison avec une approche Monte-Carlo (voir Fox, 1994). Les métamodèles sont utilisées afin de créer une approximation du système, l'idée est donc de représenter le modèle par un modèle plus simple et donc qui prend moins de temps de calcul (voir Simpson *et al.*, 2001). Créer et valider un métamodèle prend cependant du temps puisque le modèle original doit être utilisé pour échantillonner l'espace de design. Une fois créé, le modèle original peut être éliminé de la boucle de calcul et être remplacé par l'approximation qui prend de l'ordre d'une fraction de seconde de temps de calcul. Le temps de calcul économisé peut s'avérer très grand lorsqu'une approximation est utilisée pour une étude d'incertitude Monte-Carlo puisqu'un bien plus grand nombre d'appels de l'approximation va être fait en comparaison au temps requis pour créer l'approximation elle-même. La réduction du temps de calcul vient cependant à un coût puisque l'utilisation d'approximation engendre des erreurs (voir Patnaik *et al.*, 2005). De fait, pour les systèmes multidisciplinaires, les métamodèles ne réussissent pas toujours à capturer les complexités du modèle de base.

1.3.2 Méthode de moment

Une autre méthode employée afin de propager l'incertitude consiste à utiliser des approximations par développement en série de Taylor, appelée méthode de moment (voir Yao *et al.*, 2011). Les paramètres de sorties, $f()$, sont donc approximés en utilisant des dérivées partielles calculées à la valeur moyenne de chaque paramètre incertain, $\boldsymbol{\mu}_x$. Dans le cas d'un développement en série de Taylor de premier ordre, la fonction peut être simplifiée de façon à être représentée par l'équation 1.1.

$$f(\mathbf{X}) \simeq f(\mathbf{X})_{MM} = f(\boldsymbol{\mu}_x) + \sum_{i=0}^n \left(\frac{\delta f(\mathbf{X})}{\delta x_i} \Big|_{\boldsymbol{\mu}_x} \right) (x_i - \mu_{x_i}) \quad (1.1)$$

où $\mathbf{X} = (x_1, \dots, x_n)$ représentent le vecteur des paramètres d'entrée incertains. Utilisant cette approximation, la moyenne des paramètres de sortie, μ_f , peut être calculée en utilisant l'équation 1.2.

$$\mu_f = f(\boldsymbol{\mu}_x) \quad (1.2)$$

Si les variables avec une incertitude ne sont pas corrélées, l'équation 1.1 peut être utilisée pour dériver l'équation 1.3 afin de trouver la valeur de l'écart type, σ_f , pour chaque paramètre de sortie.

$$\sigma_f = \sqrt{\sum_{i=0}^n \left(\frac{\delta f(\mathbf{X})}{\delta x_i} \right)^2 \sigma_{x_i}^2} \quad (1.3)$$

où σ_{x_i} est l'écart type associé à chaque paramètre avec une incertitude. Très peu de systèmes peuvent fournir de façon analytique la valeur des dérivées partielles. Les dérivées doivent donc souvent être calculées de façon numérique. Utilisant une méthode de différences finies avant ou arrière, $n + 1$ évaluations sont requises, et pour une méthode de différences finies centrée, $2n + 1$ évaluations sont nécessaires.

L'approche de la méthode de moment n'est donc pas de créer une approximation du modèle mais de la simulation probabiliste. L'avantage de cette méthode vient de la diminution du nombre d'appels du processus requis afin de calculer la moyenne et l'écart type en comparaison à une approche Monte-Carlo. De plus, cette méthode n'a pas besoin de la distribution de probabilité de chaque paramètre (voir Yao *et al.*, 2011). Ceci est un avantage au stade du design préliminaire où souvent trop peu d'information est disponible pour attribuer une distribution aux variables. Cette méthode peut cependant donner des résultats erronés si la fonction ne se comporte pas de façon linéaire pour la plage des valeurs des paramètres avec une incertitude.

1.3.3 Méthode de fiabilité

Dans les cas où la probabilité de rencontrer les contraintes est le paramètre d'intérêt, les méthodes de fiabilité de premier et second ordre (first order reliability method, second order reliability method) peuvent être utilisées. L'objectif derrière ces approches est d'obtenir une approximation de la probabilité de ne pas rencontrer les contraintes, p_f qui est définie par l'équation 1.4.

$$p_f = \int_D p(\mathbf{X})d(\mathbf{X}) \quad (1.4)$$

où D est le domaine où les contraintes ne sont pas satisfaites et $p()$ est la fonction de distribution de probabilité. La méthode se compose de trois étapes distinctes. Premièrement, le domaine des paramètres avec incertitudes et des contraintes est converti dans un domaine obéissant à une loi normale de probabilité avec moyenne $\mu = 0$ et un écart type $\sigma = 1$ en utilisant la transformée de Rosenblatt (voir Rosenblatt, 1952). La deuxième étape consiste ensuite à trouver le point dans le domaine qui donne la plus haute probabilité de ne pas rencontrer les contraintes, u^* , appelé le point le plus probable (most probable point). Ce point représente l'endroit dans le domaine le plus proche de la moyenne où les contraintes ne sont pas rencontrées. Ceci peut donc être traduit de façon mathématique comme une optimisation décrite par l'équation 1.5 (voir Yao *et al.*, 2011).

$$\begin{cases} \text{minimiser : } \|\mathbf{u}\| \\ \text{tel que : } G(\mathbf{u}) = 0 \end{cases} \quad (1.5)$$

où \mathbf{u} est le vecteur décrivant les paramètres avec une incertitude du domaine décrite par une loi normale et $G(\mathbf{u}) = 0$ est la surface d'état limite qui délimite la partie du domaine où les contraintes ne sont pas rencontrées. Une fois le point le plus probable trouvé, il faut estimer p_f . Dans le cas de la méthode de fiabilité de premier et second ordre, une approximation de $G(\mathbf{u})$ est faite par développement en série de Taylor de premier et second ordre respectivement. La probabilité de rencontrer les contraintes est donc calculée avec l'équation 1.6.

$$p_f = \Phi(\beta) \quad (1.6)$$

où $\Phi()$ est la fonction décrivant la distribution cumulative normale calculée avec l'approximation et β est l'index de fiabilité définie comme $\beta = \|\mathbf{u}\|$ calculé au point le plus probable. La méthode de fiabilité de premier et second ordre lorsqu'il y a deux paramètres avec une incertitude est illustrée à la figure 1.3. L'on peut voir la transformation de Rosenblatt appliquée au domaine initial ainsi que l'utilisation, au point le plus probable, des deux approximations de la surface de l'état limite.

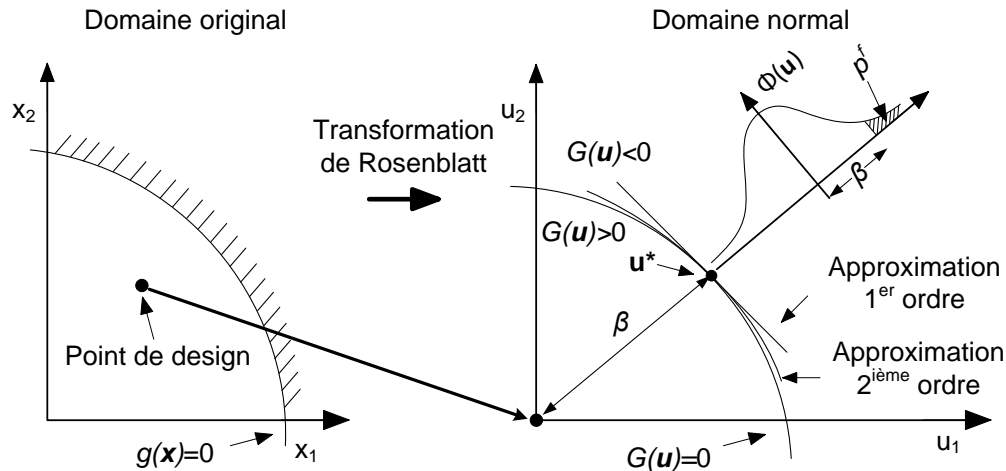


Figure 1.3 Représentation de la méthode de fiabilité de premier et second ordre (voir Yao *et al.*, 2011)

1.4 Méthode d'optimisation avec incertitude

Deux types d'optimisation sont utilisés afin d'inclure les incertitudes dans le choix du design : l'optimisation robuste ainsi que l'optimisation fiable. L'optimisation robuste est utilisée afin de minimiser la sensibilité de la performance du design final à des petites variations dans les variables d'entrées. Par exemple, l'optimisation robuste pourrait être utilisée afin de minimiser l'impact de l'incertitude du modèle de la consommation de carburant sur le design final. L'optimisation fiable de son côté, décrit le processus utilisé afin d'obtenir un design avec une probabilité de ne pas rencontrer les contraintes plus petite qu'un seuil prédéfini. L'incertitude s'applique ici à des circonstances extrêmes avec peu de chance de se produire. Par exemple, dans le design d'un avion, on limite la probabilité de rupture de l'aile face aux incertitudes des conditions d'opérations extrêmes et des propriétés des matériaux. Comme illustré à la figure 1.4, l'optimisation robuste est plus intéressée aux variations qui se produisent proche de la moyenne et l'optimisation fiable est intéressé aux extrêmes des fonctions de distributions (voir Zang *et al.*, 2002). Ces deux méthodes, bien qu'utilisées pour des applications distinctes, ont un fondement mathématique similaire. Ceci explique la confusion que l'on rencontre parfois entre les deux méthodes. Les deux méthodologies sont présentées dans ce qui suit.

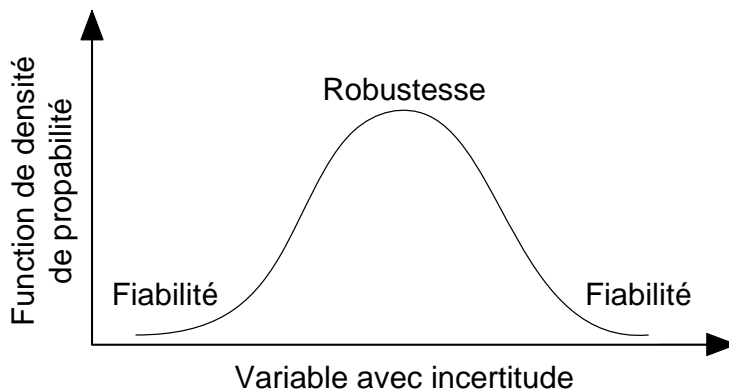


Figure 1.4 Zones d'intérêts pour la fiabilité et la robustesse illustrée sur une distribution continue (voir Zang *et al.*, 2002)

1.4.1 Optimisation robuste

Un problème d'optimisation typique cherche à minimiser une fonction objectif (facteur de mérite) assujettie à des contraintes qui doivent être satisfaites. L'équation 1.7 peut être utilisée pour décrire mathématiquement un tel problème.

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{minimiser : } f(\mathbf{X}) \\ \text{tel que : } g_i(\mathbf{X}) \leq 0, \quad i = 1, \dots, n, \\ \mathbf{X}^I \leq \mathbf{X} \leq \mathbf{X}^S \end{array} \right. \quad (1.7)$$

où $g()$ représente les fonctions de contraintes d'inégalité. Les limites inférieures et supérieures des variables sont définies par \mathbf{X}^I et \mathbf{X}^S respectivement. Dans le cas d'une optimisation simultanée de l'aéronef et des groupes motopropulseurs, les fonctions objectifs à minimiser sont des facteurs de mérites de haut niveau comme :

- Carburant consommé
- Frais de fonctionnement

Les contraintes sont souvent définies comme des limites à ne pas dépasser telles que :

- Rayon d'action minimum
- Niveau de bruit produit maximal
- Niveau d'émission de polluant maximal
- Coût de production maximal
- Durabilité minimale
- Limite aérodynamique et structurale maximale
- Dimension physique maximale

Avec la formulation décrite ci-dessus, “*l’optimum*” atteint représente l’optimum global qui découle d’une approche déterministe. Cet optimum global peut cependant être sensible à des variations dans les paramètres d’entrées comme illustré à la figure 1.5. Si l’on sait que des variations inévitables existent, il est bénéfique de choisir ce qui pourrait paraître comme un design non optimal si celui-ci minimise la probabilité d’une dégradation importante de la performance de l’avion. Ceci représente l’essence même de l’optimisation robuste et peut être représenté mathématiquement par l’équation 1.8 (voir Yao *et al.*, 2011) où l’on minimise la moyenne de la performance ainsi que l’écart type. Ces deux objectifs peuvent être traités comme un problème d’optimisation à objectifs multiples ou combinés dans une seule fonction objectif pondérée.

$$\begin{cases} \text{minimiser : } \mu_f(\mathbf{X}), \sigma_f(\mathbf{X}) \\ \text{tel que : } g_i(\mathbf{X}) \leq 0, i = 1, \dots, n, \\ \mathbf{X}^I \leq \mathbf{X} \leq \mathbf{X}^S \end{cases} \quad (1.8)$$

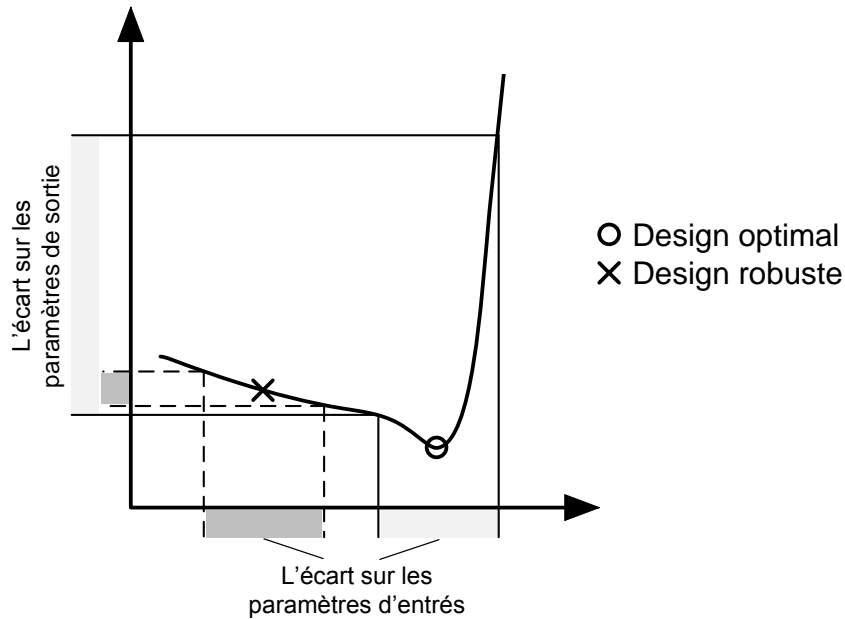


Figure 1.5 Illustration de design robuste (voir Neufeld, 2010)

La définition ci-haut peut être modifiée afin de prendre en compte la faisabilité des contraintes lorsque des incertitudes sont présentes. Ceci est appelé robustesse des contraintes (voir Gyung-Jin *et al.*, 2006). Puisque plusieurs incertitudes sont décrites en utilisant des fonctions de densité de probabilité qui ont des queues qui tendent vers l’infini, il serait mathématiquement impossible d’obtenir un design d’un avion qui satisfait les contraintes 100%

du temps. Une approche communément utilisée est de définir le nombre d'écart types, k , autour de la contrainte originale pour lequel les contraintes doivent toujours être satisfaites. Ceci représente une réduction de la région réalisable comme illustrée à la figure 1.6. Intégrant cette modification, l'optimisation robuste qui en découle peut être décrite par l'équation 1.9.

$$\begin{cases} \text{minimiser : } \mu_f(\mathbf{X}), \sigma_f(\mathbf{X}) \\ \text{tel que : } g_i(\mathbf{X}) + k_i\sigma_{g_i} \leq 0, \quad i = 1, \dots, n, \\ \mathbf{X}^I \leq \mathbf{X} \leq \mathbf{X}^S \end{cases} \quad (1.9)$$

où σ_g est l'écart type calculé pour les contraintes.

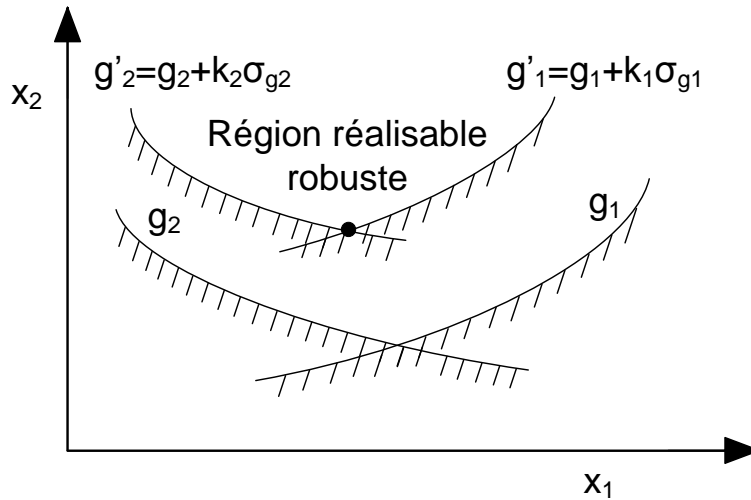


Figure 1.6 Réduction de la région réalisable illustrant la robustesse des contraintes

En pratique, afin de vérifier si une contrainte est rencontrée, la valeur de k pour le design est calculée en divisant la différence entre la valeur de la contrainte à rencontrer et la moyenne de la performance par l'écart type de la performance. Le design rencontre la contrainte si le nombre d'écart types autour de la contrainte du design est plus grand ou égal à celui spécifié par l'utilisateur. Un tel calcul est illustré à la figure 1.7 où la fonction de distribution pourrait représenter la distance de décollage d'un design. Il est à noter qu'il est important de s'assurer que la moyenne de la distribution soit du bon côté de la contrainte ce qui varie dépendant si la contrainte est une limite inférieure ou supérieure.

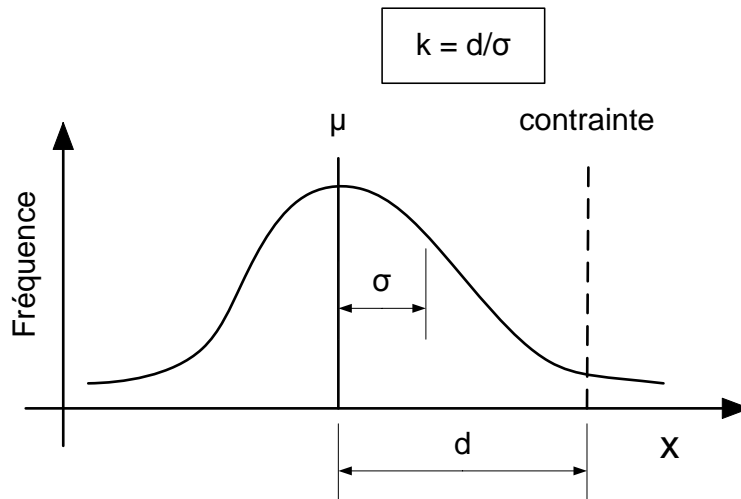


Figure 1.7 Calcul du nombre d'écart types, k autour d'une contrainte

1.4.2 Optimisation fiable

Le but premier de l'optimisation fiable est d'optimiser la fonction objectif tout en assurant que la probabilité de ne pas rencontrer les contraintes se situe sous un seuil prédéterminé. L'équation 1.10 peut être utilisée pour décrire mathématiquement l'optimisation fiable (voir Yao *et al.*, 2011).

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{minimiser : } f(\mathbf{X}) \\ \text{tel que : } P_i\{g_i(\mathbf{X}) \leq 0\} \geq R_i, \quad i = 1, \dots, n, \\ \mathbf{X}^I \leq \mathbf{X} \leq \mathbf{X}^S \end{array} \right. \quad (1.10)$$

où $P\{\}$ est la probabilité que la contrainte soit rencontrée et R est la limite qui doit être satisfaite. La manière dont les contraintes sont traitées avec l'optimisation fiable est très similaire à celle utilisée pour l'optimisation avec contrainte robuste (voir équation 1.9). De fait, si l'on suppose que l'on connaît parfaitement la fonction de distribution de probabilité, la limite de la probabilité de rencontrer les contraintes peut être convertie en un nombre d'écart types. Ceci renforce le fait que mathématiquement l'optimisation robuste et l'optimisation fiable sont très semblables. Ce qui les distingue est donc principalement la fonction objectif ainsi que le type de problèmes pour lesquels elles sont utilisées.

L'incertitude présente dans un design peut être étudiée en utilisant les différentes méthodes pour propager l'incertitude et méthodes d'optimisation présentées dans ce chapitre. Chaque méthode possède cependant ses avantages et désavantages qui peuvent seulement être analysés et comparés qu'en appliquant les méthodes directement au système. Lorsque

des systèmes complexes sont étudiés, il est rare de pouvoir prédire qu'elle méthode va être la meilleure candidate. Il est donc important de construire le système de façon à ce qu'il soit flexible et qu'il permette ainsi à plusieurs méthodes d'être essayées. Le prochain chapitre fait état de la plateforme de design développée afin de permettre l'étude de l'incertitude sur le design d'un avion.

CHAPITRE 2

PLATEFORME DE DESIGN

Ce chapitre décrit la plateforme de design qui a été développée afin de permettre l'étude de l'incertitude sur le design d'avion au stade préliminaire. La plateforme utilise une approche modulaire où chaque composant travaille indépendamment et est couplé via un logiciel intégrateur. Quatre modules constituent la plateforme de design, qui sont :

- Un module de performance moteur, qui calcule la performance des groupes motopropulseurs au point design et hors design pour une plage d'altitude et de vitesse.
- Un module de design d'avion, permettant aussi de calculer la performance de celui-ci.
- Un module de calcul du coût d'exploitation direct.
- Un module de prédiction du bruit produit par le moteur et l'aéronef.

Le logiciel intégrateur Isight de Simulia est utilisé afin de gérer l'échange d'information entre les différents modules. Ceci est accompli grâce aux fonctionnalités du logiciel permettant de lire et d'écrire des données dans des cellules d'un tableur ainsi que d'écrire et de lancer un fichier exécutable. La méthodologie d'optimisation robuste a été développée au travers du logiciel Isight, ce qui a permis d'utiliser la grande banque de techniques d'optimisation disponible dans celui-ci. Une stratégie à double boucle communément utilisée pour sa simplicité lors d'optimisation avec incertitude fut utilisée pour définir l'échange d'information au sein de la plateforme (voir Du *et al.*, 2008). La séquence d'exécution ainsi que les paramètres échangés dans la boucle d'optimisation sont illustrés à la figure 2.1. Lors de l'analyse, l'optimiseur dans la boucle supérieure fournit au module d'analyse d'incertitude des valeurs pour les variables. Ce module d'analyse d'incertitude calcule la performance de l'avion définie par ces variables incluant l'incertitude. La méthode utilisée pour propager l'incertitude (voir le Chapitre 1 pour une liste des méthodes) définit le nombre d'analyse requis ainsi que l'échantillonnage des paramètres avec une incertitude. Une fois l'analyse de l'incertitude terminée, les valeurs des fonctions objectifs sont transmises à l'optimiseur qui les utilise afin de déterminer les valeurs des variables pour la prochaine itération. Si durant le processus N différents designs sont analysés par l'optimiseur et chaque design requiert M calculs de performance afin de propager l'incertitude, le nombre total d'exécution des modules va être de $N \times M$.

Un des problèmes décelés dans les études multidisciplinaires d'avion publiées jusqu'à ce jour est qu'elles utilisent des logiciels qui ne sont pas accessibles à tous les groupes de recherche. Afin de permettre à d'autres chercheurs de poursuivre ou de refaire la recherche entreprise dans le contexte de ce projet, deux approches furent envisagées : premièrement tous

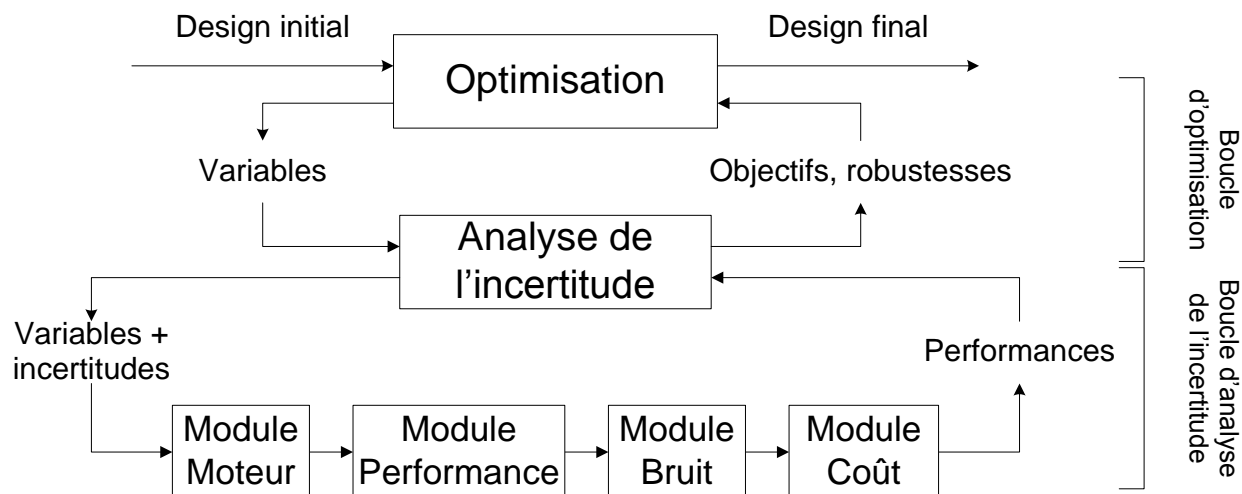


Figure 2.1 Échange d'information entre les différents modules

les logiciels nécessaires auraient pu être développés à l'interne, puis mis disponible comme logiciels libres. L'autre option était d'utiliser des logiciels commerciaux que tous peuvent se procurer. Cette dernière option fut retenue puisqu'elle permet de tirer avantage de logiciels qui ont déjà fait leurs preuves afin de se concentrer à l'avancement de la recherche. Pour chaque module, une recherche fut donc entreprise afin de trouver un logiciel commercial qui avait toutes les fonctionnalités nécessaires. Les module choisis sont discutés dans les prochaines sections.

2.1 Module moteur

Plusieurs logiciels qui permettent le design et l'analyse de la performance de moteurs d'avion au stade préliminaire ont été développés aux fils des années. Une liste de logiciels présentement disponible est présentée au tableau 2.1. Lors du choix du logiciel, deux critères furent utilisés afin de comparer les différentes options. Premièrement, le logiciel choisi devait être capable d'être appelé via des lignes de commandes afin de rendre la boucle d'optimisation automatique. Deuxièmement, le logiciel devait être accessible par tous les centres de recherche. Des logiciels analysés, seulement GasTurb et GSP sont disponibles pour tous les utilisateurs. Cependant, ni l'un ni l'autre ne peut être appelé via des lignes de commandes. Il fut donc choisi de remplacer l'utilisation directe d'un logiciel dans le module moteur par un métamodèle créé à partir d'un des deux logiciels. L'approche ici consiste donc à obtenir la performance d'un échantillon représentatif de différents moteurs via le logiciel choisi afin

de créer ensuite une approximation de tout l'espace de design. L'utilisation d'approximations polynomiales afin de générer une banque de données de moteur a été utilisée par Seitz *et al.* (2008). La capacité du logiciel GasTurb de pouvoir calculer plusieurs points en lot, ce qui permet d'économiser du temps lors de la création d'un métamodèle, fit finalement pencher la balance en sa faveur. Cette section décrit l'approche utilisée afin de définir l'architecture et le cycle thermodynamique de différents moteurs avec le logiciel GasTurb. De plus, le métamodèle développé à partir des données produites par GasTurb est présenté.

Tableau 2.1 Logiciels de design et d'analyse de moteur

Logiciel	Origine	Limitation
GasTurb	Commercial	Interface graphique seulement
ENGGEN	NASA	Pas disponible pour tous
NEPP	NASA	Pas disponible pour tous
PASS	Commercial	Pas disponible pour tous
GSP	Commercial	Interface graphique seulement

Le logiciel GasTurb permet l'étude d'une variété de turbines à gaz avec différentes architectures. Le logiciel utilise une simulation de zéro dimension afin de calculer la performance de chaque design. Afin de définir un moteur, l'utilisateur doit entrer les valeurs des paramètres au point de design qui définissent le cycle thermodynamique. La performance hors design, c'est-à-dire lorsque le moteur doit fonctionner à une différente altitude, vitesse ou position de la manette des gaz qu'au point de design, est calculée à l'aide de courbes caractéristiques provenant de la littérature.

Dans le contexte de ce projet, le logiciel GasTurb est utilisé afin de prédire la performance au point de design et hors design d'un turboréacteur double corps double flux. Une coupe transverse d'un tel moteur est illustrée à la figure 2.2. Près de trente paramètres doivent être fournis au logiciel afin de définir le point de design d'un tel moteur. Cependant pour la présente étude, la majorité de ces paramètres conservent une valeur fixe ou dépendent directement des autres paramètres ce qui limite le nombre de variables. De fait, afin d'assurer la faisabilité du design, le niveau de technologie du noyau (qui inclut la température maximale à l'entrée de la turbine, le taux de compression, et les efficacités des composants au point de design) a été fixé par rapport à celui calculé pour le moteur CF34-8E de General Electric présentement utilisé sur le Embraer-170, un avion régional de soixante-dix places. La méthode d'ingénierie inverse utilisée en combinaison avec des données tirées de la littérature (voir Daly et Gunston, 2007) afin de définir le cycle du moteur CF34-8E se trouvent dans l'annexe A. Afin de normaliser les différents moteurs, le débit massique de chaque moteur est ajusté de façon à obtenir la même poussée que celle calculée pour le CF34-8E à un nombre de Mach

de 0.74 et une altitude de 11 280 *m* (37 000 *ft*), soit 12,28 *kN*. Le rapport de pression de la soufflante, qui est étroitement lié au taux de dilution, est calculé afin de minimiser la consommation spécifique du moteur au point de design. De plus, l'efficacité polytropique de la soufflante est déterminée en fonction du rapport de pression obtenu. La variation du rapport de pression optimisé en fonction du taux de dilution obtenue est illustrée à la figure 2.3. L'on peut voir qu'un rapport de pression plus petit est nécessaire pour un plus grand taux de dilution. Au final dans le contexte de ce projet, seulement trois paramètres sont considérés comme des variables, soit le taux de dilution (BPR), le nombre de Mach de design ainsi que l'altitude de design. Les bornes des plages possibles pour ces paramètres sont : 4 à 20, 0,65 à 0,85, et 8 000 *m* à 12 000 *m*, respectivement. Une liste des paramètres d'entrées au point de design ainsi que leur valeur est présentée dans le tableau 2.2.

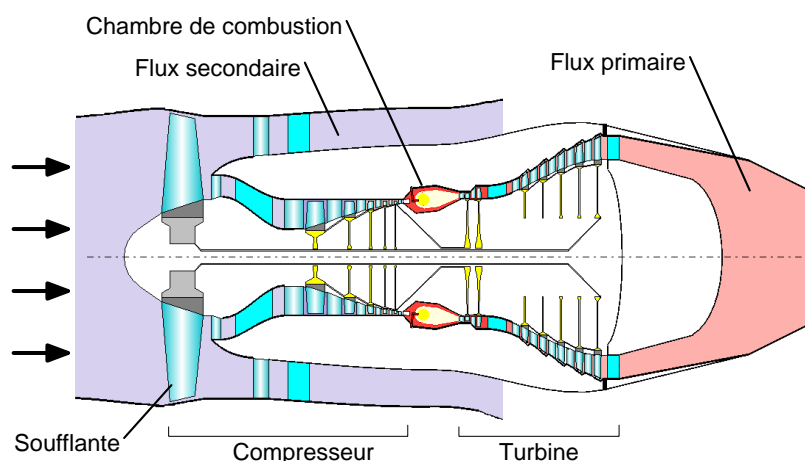


Figure 2.2 Coupe transverse d'un turboréacteur double corps double flux

Les paramètres de design lors de l'étude hors design ont eux aussi été prédéterminés. La température maximale aux différentes conditions de vol a été fixée à celle calculée pour le CF34-8E. De plus, la position du point d'opération de la soufflante est choisie afin de maintenir une marge au pompage d'au moins 15% à haut régime. Cette approche se révèle quelque peu pénalisante pour l'efficacité des soufflantes à très faible rapport de pression. Idéalement, le recours à une tuyère secondaire à aire variable serait une option à considérer lorsque le processus d'optimisation amène le rapport de pression de la soufflante en dessous d'un certain seuil. L'ajout d'une telle tuyère secondaire variable introduirait cependant une discontinuité de masse et de coût qui compliquerait quelque peu le processus d'analyse. Cet aspect, qui a été délibérément ignoré ici, pourrait justifier un raffinement du modèle afin d'être pris en compte lors de projets futurs. Une considération plus générale de l'ensemble des discontinuités architecturales et opérationnelles pourrait à elle seule justifier un futur sujet

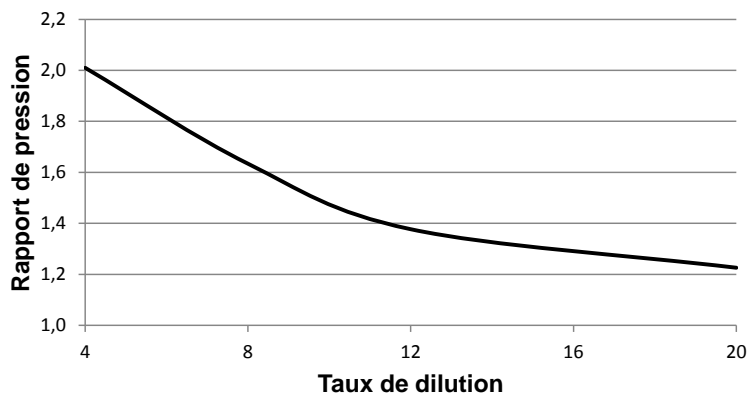


Figure 2.3 Rapport de pression de la soufflante en fonction du taux de dilution calculé par le module moteur pour une altitude et vitesse de design fixe

Tableau 2.2 Paramètres d'entrées afin de définir un moteur à son point de design

Paramètre	Valeur
Altitude	Variable
Vitesse	Variable
Taux de dilution	Variable
Débit massique	Ajusté afin d'obtenir une poussée de 12,28 <i>kN</i>
Rapport de pression de la soufflante	Optimisé afin de minimiser SFC
Efficacité polytropique de la soufflante	Ajustée en fonction du rapport de pression
Efficacités des composants	CF34-8E
Rapports de pression	CF34-8E
Température à la sortie de la chambre de combustion	CF34-8E
Extraction de puissance	36,85 <i>kW</i>
Extraction d'air	0,30 <i>kg/s</i>

d'étude. L'abaissement d'un point de design afin d'éviter le pompage est illustré à la figure 2.4. Dans le régime au ralenti, la limite imposée est celle la plus contraignante entre un débit de carburant de 11 % du débit maximal, maintenir la vitesse de rotation du compresseur haute pression à 60 % de la vitesse maximale, et maintenir la pression de prélèvement à 275 *kPa*.

Afin de permettre l'automatisation de la plateforme de design, un métamodèle fut créé dans un tableur à partir des données recueillies du logiciel. Comme mentionné plus haut, le taux de dilution, le nombre de Mach de design ainsi que l'altitude de design représentent les variables que l'utilisateur possède pour définir un moteur. Le métamodèle décrit donc l'espace de design délimité par ces variables. La première étape dans la création du métamodèle est d'obtenir un échantillon représentatif de la performance des moteurs qui peut être obtenue en

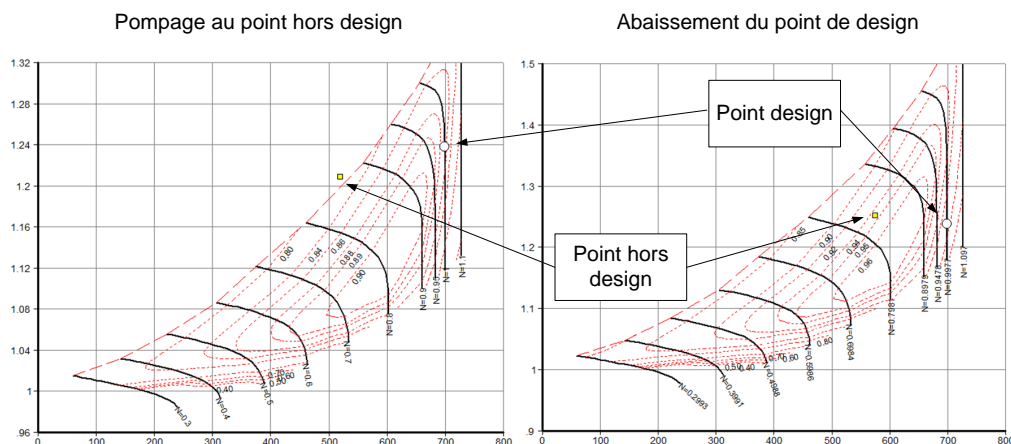


Figure 2.4 Abaissement de la position du point de design sur une courbe caractéristique d'un compresseur afin de maintenir une marge au pompage de 15% au point hors design

variant les trois paramètres. Puisque la création et l'analyse de la performance d'un moteur requièrent une intervention humaine et donc du temps, l'espace de design a été analysé afin de choisir de façon stratégique les points de l'échantillon. Ceci a permis d'obtenir une bonne approximation avec peu de points. En tout, douze différents moteurs furent analysés afin de créer l'approximation. La subdivision de l'espace de design pour l'échantillonnage est représentée à la figure 2.5. Pour chaque moteur, plus de mille conditions d'opération ont été calculées afin d'obtenir la performance à différentes altitudes et nombres de Mach pour cinq conditions de vol c'est-à-dire puissance maximale au décollage, puissance maximale en montée, puissance maximale en croisière, croisière, et ralenti. Les paramètres enregistrés à chaque condition d'opération furent la poussée, le débit de carburant, et le débit d'air. Le code utilisé afin de calculer en lot la performance aux différentes conditions d'opération pour un moteur dans le logiciel GasTurb se trouve dans l'annexe B.

La deuxième étape dans la création du métamodèle est de créer une surface de réponse. De fait, afin d'obtenir la performance d'un moteur ailleurs dans l'espace de design sans avoir recours au logiciel, une série d'interpolation entre les données des moteurs de l'échantillon est faite dans le tableur. Une interpolation linéaire est utilisée avec le nombre de Mach et l'altitude et une interpolation quadratique est utilisée avec le taux de dilution. Les méthodes d'interpolation furent choisies en parallèle avec le nombre de points de l'échantillon afin d'obtenir une erreur de moins de 2% versus ce que le logiciel GasTurb prédit. L'erreur a été calculée en comparant la poussée maximale au décollage ainsi que le débit de carburant en croisière prédit par le métamodèle aux valeurs calculées par GasTurb pour six différents moteurs. Les valeurs du métamodèle et du logiciel obtenues sont illustrées aux figures 2.6 à

2.8. Plusieurs journées sont requises afin de générer et valider l'approximation. Cependant, une fois créée la performance d'un moteur à plus de mille conditions d'opération peut être calculée en moins d'une seconde.

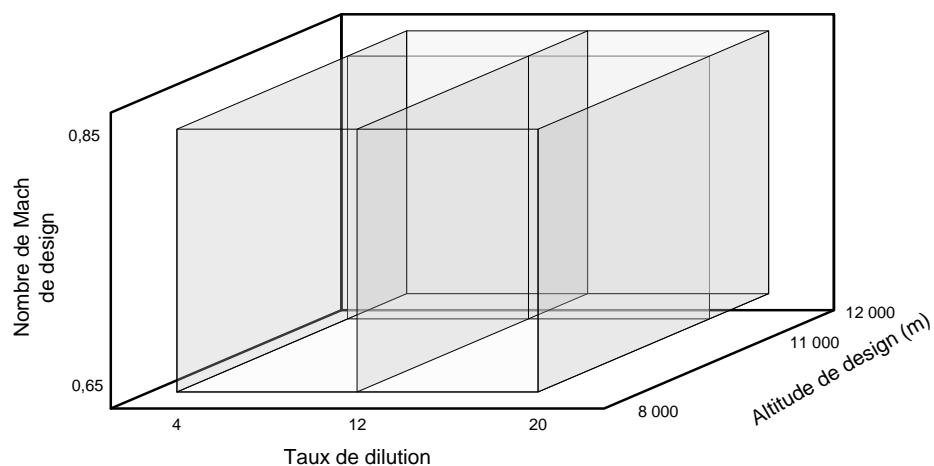


Figure 2.5 Subdivision de l'espace de design du métamodèle du module moteur

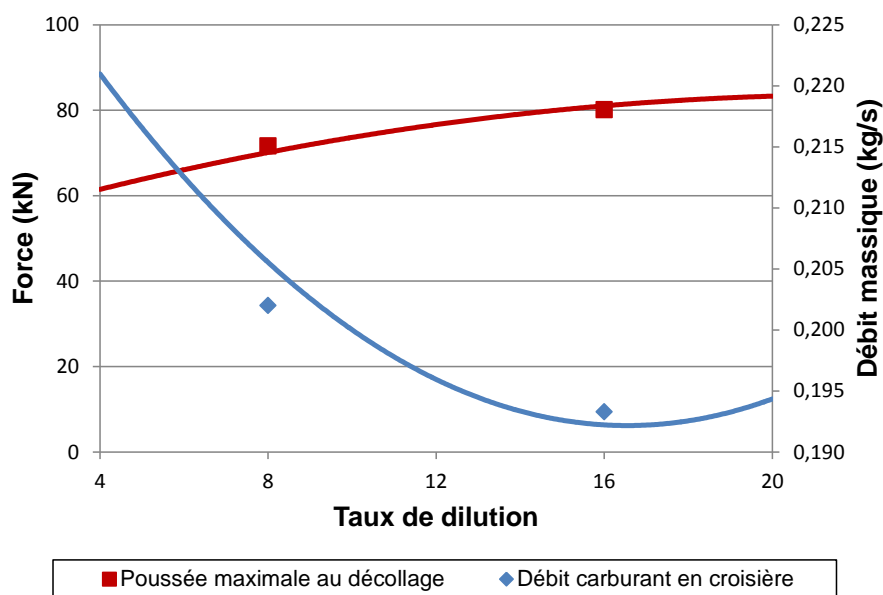


Figure 2.6 Prédiction du métamodèle du moteur en fonction du taux de dilution comparées à la performance de deux moteurs calculée avec GasTurb

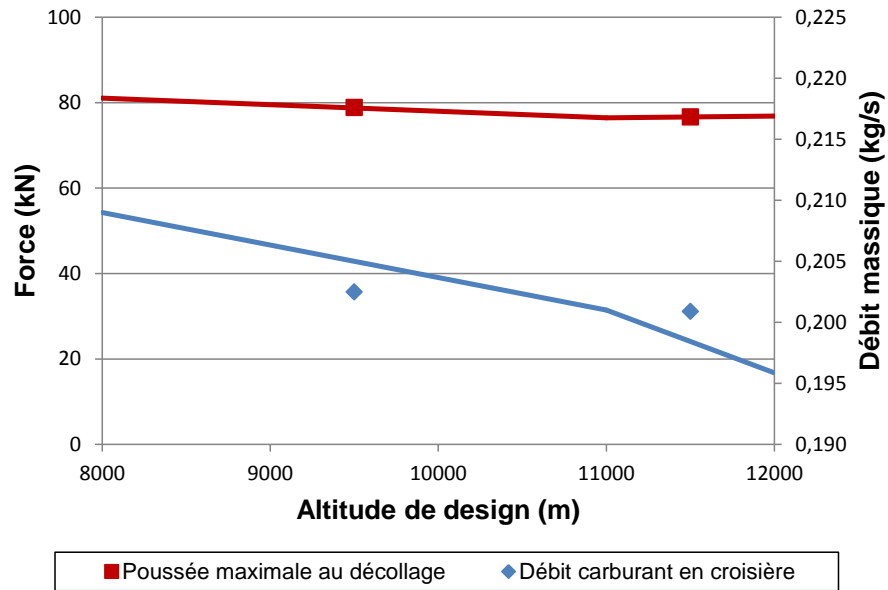


Figure 2.7 Prédications du métamodèle du moteur en fonction de l'altitude de design comparées à la performance de deux moteurs calculée avec GasTurb

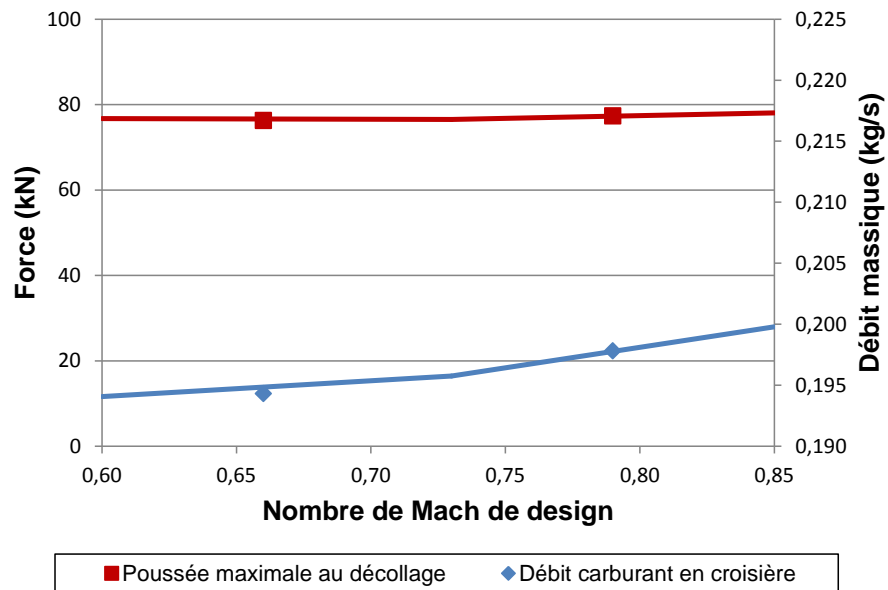


Figure 2.8 Prédications du métamodèle du moteur en fonction du nombre de Mach de design comparées à la performance de deux moteurs calculée avec GasTurb

Comme mentionné plus haut, chaque moteur du métamodèle est normalisé avec la même poussée que le CF34-8E. Un facteur de redimensionnement est donc appliqué aux données après l'interpolation. Avec des règles empiriques de mise à l'échelle ceci permet de déterminer les dimensions et la performance de moteurs avec différentes plages de poussée.

Le module moteur permet aussi de calculer les dimensions de la turbosoufflante. De fait, la géométrie de chaque moteur est définie à partir d'une géométrie d'un moteur avec nacelle courte de référence qui est mise à l'échelle à l'aide de deux paramètres soit : le diamètre de la soufflante ainsi que la longueur de la nacelle. La longueur de la nacelle dépend uniquement du facteur de redimensionnement puisque chaque moteur de l'échantillonnage ont la même poussée et taux de compression et donc possèdent la même longueur avant redimensionnement. Afin de calculer le diamètre de la soufflante, le rapport du débit massique corrigé par rapport à l'aire frontale de la soufflante à puissance maximale en montée a été fixé à une valeur entre 195 et 220 $kg/sec/m^2$. On considère que le cône de l'entrée du moteur a un diamètre égal à 30% du diamètre de la soufflante. La géométrie de référence ainsi que la position des dimensions du moteur sont illustrées à la figure 2.9.

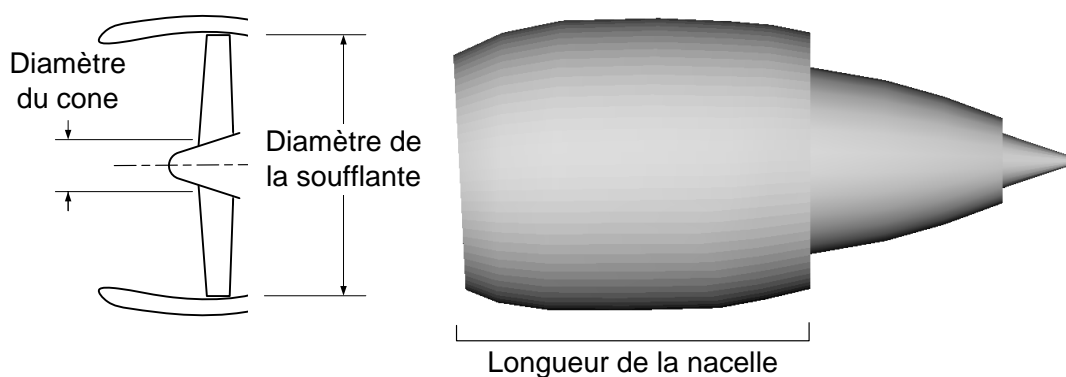


Figure 2.9 Géométrie du moteur de référence

2.2 Module design et performance avion

Plusieurs logiciels commerciaux qui permettent le design et l'analyse de la performance d'un avion sont présentement disponibles. Une liste de ces logiciels est présentée au tableau 2.3 (voir Perez et Martins, 2008). Dans le contexte de ce projet, le logiciel fut choisi en fonction de trois exigences techniques. Premièrement, le logiciel choisi devait être capable d'être appelé via des lignes de commandes afin de rendre la boucle d'optimisation automatique. Deuxièmement, il devait être capable d'importer les données de performance du module moteur. Finalement,

le logiciel devait être accessible pour tous les centres de recherche. Parmi les logiciels analysés, Pacelab APD (Aircraft Preliminary Design) est le seul qui répondait à toutes les exigences.

Tableau 2.3 Logiciels de design et d'analyse de performance d'avion

Logiciel	Origine	Limitation
AAA	Commercial	Interface graphique seulement, ne peut pas importer données moteur
ASCYNT	Commercial	Pas disponible pour tous
FLOPS	NASA	Pas disponible pour tous
Pacelab APD	Commercial	-
PASS	Commercial	Pas disponible pour tous
Piano	Commercial	Interface graphique seulement
RDS Pro	Commercial	Interface graphique seulement, ne peut pas importer données moteur

Le logiciel Pacelab APD est construit sur une plateforme de design qui donne à l'ingénieur le contrôle du contenu et du processus de design du système. Le logiciel est vendu préconfiguré avec des méthodes semi-empiriques tirées du livre de Torenbeek (1982) ainsi que du livre de Raymer (2006). L'ingénieur peut cependant modifier les équations et rajouter des méthodes de calculs et des variables. Les fonctionnalités du logiciel sont divisées en cinq modules principaux :

- un module géométrique qui permet de définir la forme externe de l'avion.
- un module poids qui comptabilise la masse des différents composants de l'avion.
- un module aérodynamique qui prédit la traînée de l'avion à différentes vitesses et conditions de vol.
- un module de stabilité qui détermine les dimensions de l'empennage et la position de l'aile.
- un module d'analyse de performance de la mission.

Le processus de design du logiciel établi pour ce projet est illustré à la figure 2.10. Afin de faire l'étude d'un avion, l'utilisateur doit tout d'abord définir la mission, la configuration de l'avion, ainsi que la géométrie de l'aile, des moteurs, et du fuselage. Le logiciel permet de générer une visualisation tri-dimensionnelle de l'avion, ce qui permet une analyse très rapide du design de l'avion comme illustré à la figure 2.11. Une fonction servant à définir la longueur des trains d'atterrissage a été ajoutée à ce module afin de maintenir le dégagement nécessaire entre la nacelle et la piste (voir Daggett *et al.*, 2003). La performance des moteurs doit aussi être définie à ce stade. Une fonctionnalité d'importation des données de performance du module moteur a donc été rajoutée.

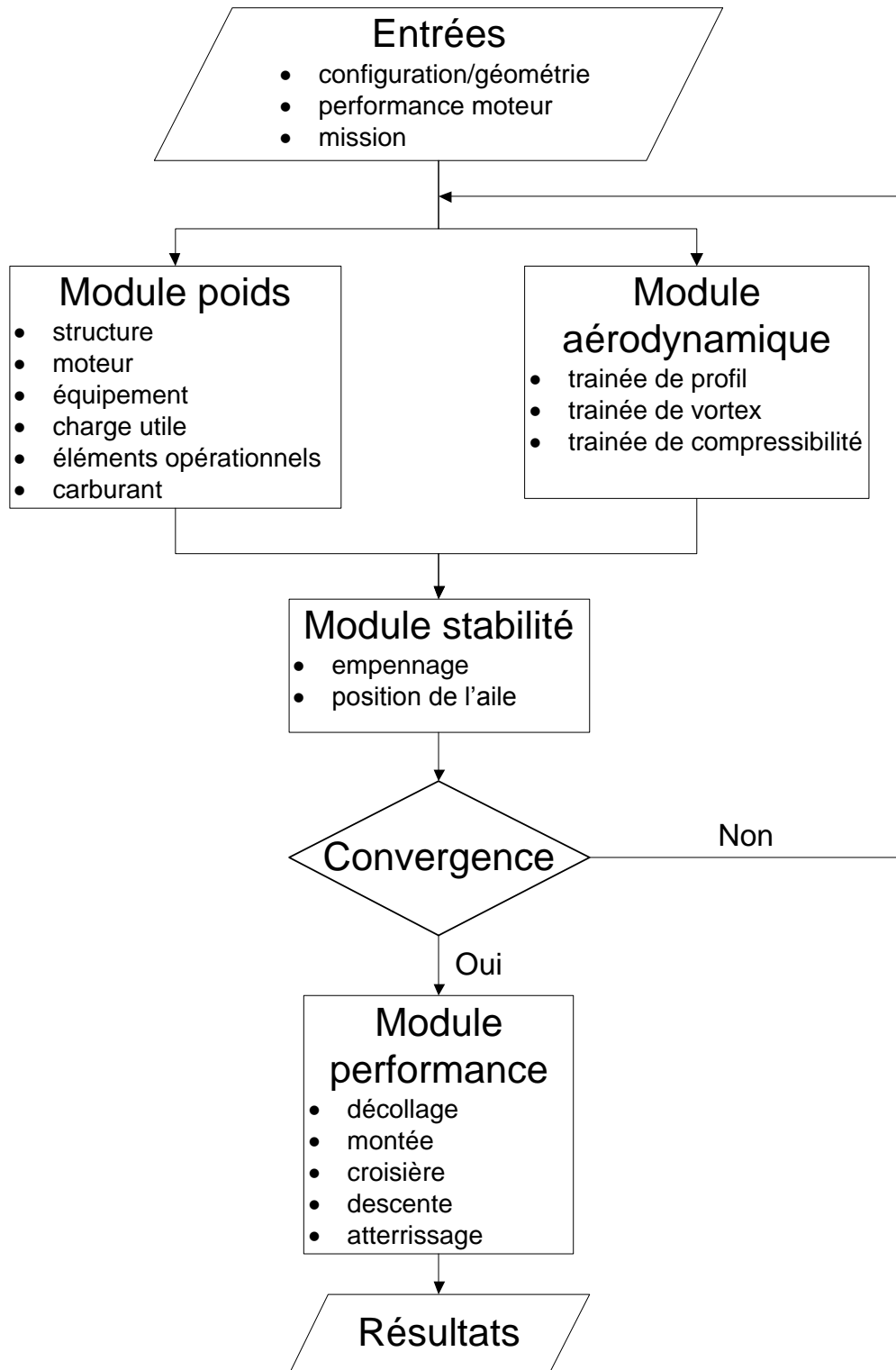


Figure 2.10 Processus de design du logiciel Pacelab APD établi pour ce projet

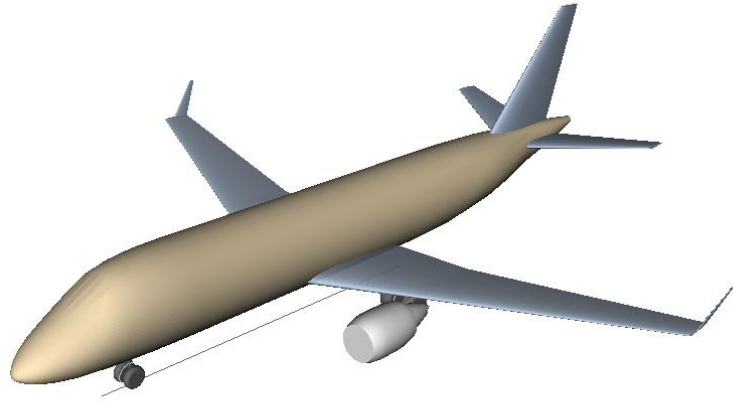


Figure 2.11 Visualisation de l'avion avec le logiciel PACE

Le logiciel utilise ensuite le module poids afin de calculer la masse de chaque composant de l'avion. La masse opérationnelle à vide (OEW) est calculée en additionnant la masse de la structure, des moteurs, de l'équipement, des éléments opérationnels ainsi que de la charge utile. Afin d'augmenter la précision des calculs, l'équation qui décrit la masse des ailes fut remplacée par une équation développée par Beltramo *et al.* (1977) qui permet une plus grande flexibilité dans la géométrie étudiée. La masse de carburant que l'avion peut transporter est définie par le volume des réservoirs des ailes. La masse de l'avion au décollage ne peut cependant pas dépasser la limite de la masse maximale au décollage (MTOW). Dans le cas où cette limite serait dépassée, la quantité de carburant disponible est calculée comme étant la différence entre la masse maximale au décollage et la masse opérationnelle à vide.

Utilisant la géométrie produite, le module aérodynamique permet de prédire la traînée de l'avion à différentes vitesses et conditions de vol. La traînée est constituée ici de trois différents composants soit : la traînée de vortex, la traînée de profil, ainsi que la traînée de compressibilité. La traînée de vortex est calculée à l'aide entre autres de la géométrie de l'avion, du nombre de Mach, ainsi que du coefficient de portance. La traînée de profil représente l'addition de l'aire de traînée (drag area) de chaque composant. Une correction est aussi apportée afin de prendre en compte les effets associés au nombre de Mach critique avec la traînée de compressibilité.

Le module de stabilité calcule ensuite la dimension de l'empennage et la position de l'aile. La dimension du stabilisateur est calculée dans ce projet avec un coefficient de volume de 0,918. La dérive est dimensionnée afin de conserver le contrôle de l'avion dans le cas d'une panne d'un des deux moteurs. De plus, l'aile est positionnée afin de permettre au centre de gravité de l'avion sans carburant d'être à 24% de la corde aérodynamique moyenne. Puisque

un changement des dimensions de l'empannage modifie le poids ainsi que la traînée de l'avion, la configuration finale est obtenue en itérant entre le module poids et aérodynamique ainsi que le module stabilité.

Une fois l'avion défini, le logiciel calcule la performance de l'avion pour la mission établie par l'utilisateur. Des exemples de paramètres calculés ici sont la distance franchissable, l'altitude de croisière, le temps total, ainsi que la longueur de piste requise pour l'atterrissage et le décollage. Un exemple de mission typique divisée en ses différentes phases de vol est illustré à la figure 2.12. Trois fonctionnalités ont été rajoutées à ce module afin de calculer le profil de vol détaillé du décollage et de l'atterrissage de l'avion. Ces fonctionnalités permettent d'obtenir les paramètres requis pour le module bruit, soit l'altitude, la vitesse, ainsi que la poussée. Le code informatique pour chaque fonctionnalité se trouve dans l'annexe C.

Lorsque le design ainsi que l'analyse de la performance de l'avion sont terminés, le logiciel écrit dans un fichier les paramètres nécessaires à l'optimisation grâce à une fonctionnalité rajoutée.

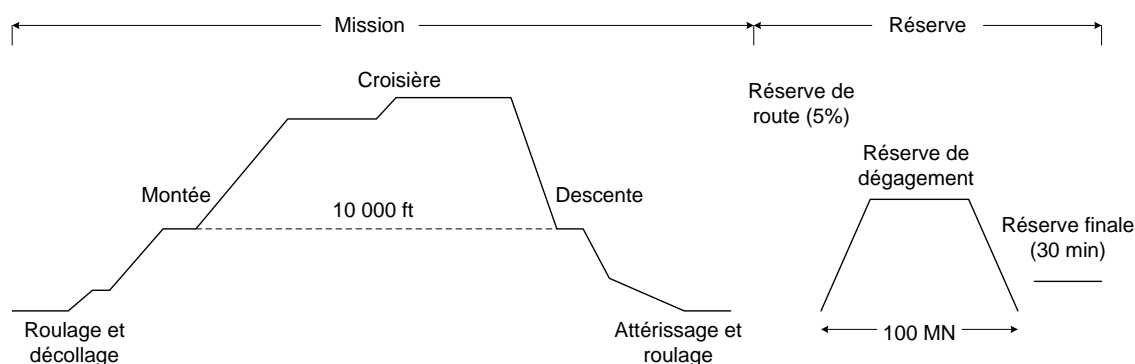


Figure 2.12 Phases de vol analysées

2.3 Module Coût

Afin de déterminer le concept le plus performant, les différents designs obtenus durant le design préliminaire doivent être comparés utilisant des paramètres de performances telles que la consommation de carburant, les coûts d'exploitation, ainsi que le niveau de bruit de l'avion. Le coût d'exploitation est le paramètre le plus important pour les compagnies de transport puisqu'il permet de déterminer la rentabilité de l'avion. Les coûts d'exploitation se divisent en deux catégories, les coûts directs d'exploitation (DOC) ainsi que les coûts indirects d'exploitation (IOC). Les DOC comprennent tous les coûts nécessaires pour faire voler l'avion :

l'achat de carburant, le salaire de l'équipage, les coûts d'entretien, la dépréciation de l'équipement, ainsi que l'assurance. Les IOC sont les coûts reliés au reste du fonctionnement de l'entreprise soit les coûts de l'équipement au sol, de l'administration, et du service de vente. D'après une étude menée par Association of European Airlines en 2007, les DOC et IOC représentent respectivement 60% et 40% des coûts d'exploitation totaux (voir Association of European Airlines, 2007). La tendance depuis les dix dernières années est une augmentation de la part des DOC due à la hausse du prix du carburant. Puisque les IOC ne varient pas en fonction de l'avion, mais beaucoup en fonction de l'organisation de l'entreprise, le calcul des DOC est un meilleur indicateur de la performance de l'avion.

Dans la présente étude, un module fut développé dans un tableur afin de calculer les coûts directs d'exploitation. Le module se base sur une méthode appelée *DOC + I* (Direct Operating Cost plus Interest) développée par McDonnell Douglas, Boeing et le centre de recherche Lewis de la NASA afin de prédire les coûts d'exploitation directs (voir Liebeck et Center, 1995). Cette méthode a été utilisée dans une étude faite par Bower et Kroo (2008) pour minimiser les coûts d'exploitation et les émissions des avions. Pour le présent projet, les hypothèses visant à simuler la variation du coût d'acquisition des moteurs ont été établies suite à des discussions avec Pratt & Whitney Canada. La variation du coût d'acquisition des avions a quant à elle été estimée à partir d'une équation tirée de la méthode *DOC + I*. Les équations de la méthode *DOC + I* utilisées se trouvent dans l'annexe D. Les valeurs économiques d'entrées ont été mises à jour afin de refléter le marché d'aujourd'hui. Le prix du carburant, les redevances d'atterrissage, le taux d'intérêt, ainsi que le tarifs d'assurance sont tirés du rapport de l'Association of European Airlines (2007). Le nombre de vols par année est calculé à partir d'une méthode tirée du livre de Roskam (2006) qui se base sur la distance de la mission. Les hypothèse du modèle sont énumérées dans le tableau 2.4. Les paramètres d'entrée utilisés pour calculer les coûts d'exploitation avec cette approche ainsi que la répartition des différents composants des frais d'exploitation sont illustrés à la figure 2.13.

Tableau 2.4 Hypothèses lors du calcul des coûts d'exploitation

Paramètre	Valeur
Distance de la mission, NM	1 750
Utilisation (vols par année)	711
Année de dollars réels	2010
Prix du carburant, \$ /gallon	2,244
Nombre d'équipage de conduite	2
Redevance d'atterrissage, \$/1 000 lbs	16
Taux horaire du personnel de cabine, \$ /h	60
Taux de main-d'œuvre pour l'entretien, \$ /h	80
Période de dépréciation	15 années
Investissements pour les pièces de rechange de l'avion	6 % du prix de l'avion
Investissements pour les pièces de rechange du moteur	23 % du prix du moteur
Taux d'intérêt	7 %
Période d'intérêt	15 années
Tarifs d'assurance	0,23 % du prix de l'avion
Valeur résiduelle après dépréciation	10 %

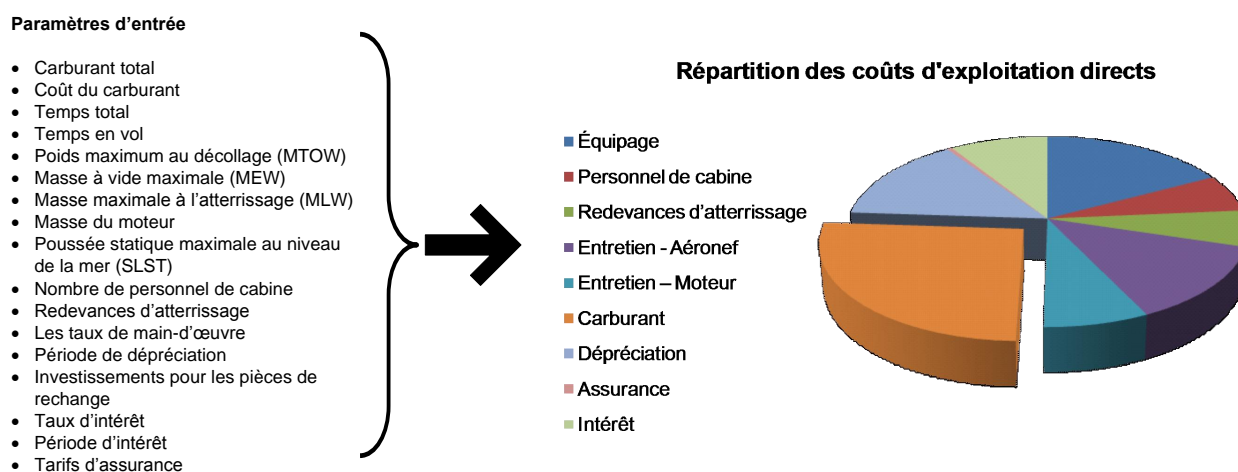


Figure 2.13 Paramètres d'entrée et décomposition des frais de fonctionnement directs du module coût

2.4 Module Bruit

Le niveau de bruit d'un avion représente un autre paramètre utilisé par les compagnies aériennes afin de comparer différents designs. Le but d'une diminution de bruit est bien entendu de limiter le désagrément et les effets néfastes du bruit sur la santé, mais elle permet aussi aux avions d'atterrir plus tard et donc potentiellement de faire plus de vols en une

journée. Pour être certifié, un avion doit se conformer aux normes établies par l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI)(voir Anon., 2011). Lors du test de certification, trois microphones disposés sur le sol comme illustré à la figure 2.14 enregistrent de façon continue le niveau de pression acoustique lors d'un atterrissage et décollage de l'avion. Une correction est ensuite appliquée en fonction de la fréquence et de la tonalité afin de tenir compte de la sensibilité de l'oreille humaine à certaines fréquences et aux irrégularités sonores. Le niveau de bruit est représenté par l'intégrale en fonction du temps des données recueillies à chaque point de mesure, mesuré en EPNdB (Effective Perceived Noise). Les limites qui doivent être rencontrées sont basées sur le poids maximal au décollage ainsi que le nombre de moteurs que l'avion possède.

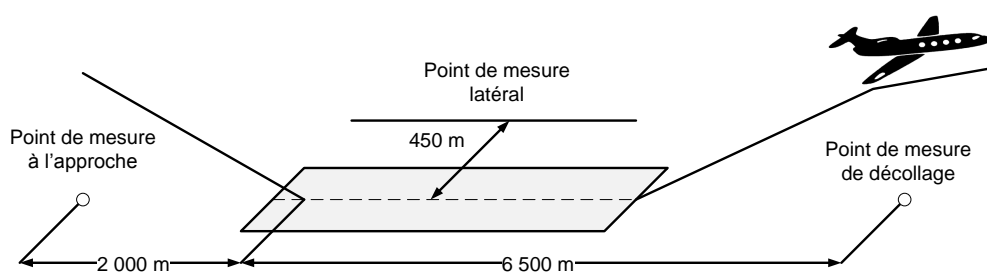


Figure 2.14 Position des trois points de mesures pour calculer le niveau de bruit d'un avion

Le bruit produit par un avion peut être classé en deux catégories en fonction de sa source, soit le moteur et la structure extérieure de l'avion. Le bruit relié au moteur domine lors du décollage puisque le moteur opère à très haute vitesse pour produire la poussée requise. Lors de l'atterrissage cependant, le moteur tourne à bas régime et les volets ainsi que les trains d'atterrissage sont déployés ce qui rend le bruit de la structure de même magnitude que le bruit du moteur (voir Kroo et Shevell, 2006).

Les ingénieurs peuvent tenter de diminuer l'empreinte sonore de l'avion en modifiant la géométrie de l'avion et du moteur ainsi que les procédures de décollage et d'atterrissage. Des recherches ont cependant trouvé que seulement des gains marginaux peuvent être faits en modifiant seulement les dimensions de l'aile puisque le bruit causé par les volets du bord d'attaque ainsi que du train d'atterrissage domine largement lors de l'atterrissage (voir Iemma et Diez, 2006; Leifsson *et al.*, 2006). Des approches vers l'aéroport avec un angle plus prononcé représentent une méthode qui permet une réduction de l'empreinte sonore (voir Antoine et Kroo, 2002). Une telle modification du protocole repose cependant dans les mains de l'OACI et non des constructeurs. Malgré tout, les gains les plus importants en réduction de bruit ont été rendus possibles et continuent d'être possibles avec le développement de moteurs avec un très haut taux de dilution. Ceci permet de réduire la vitesse moyenne de l'air à la

sortie du moteur et donc le bruit du jet. De fait, une augmentation du taux de dilution des avions d'aujourd'hui permettrait une réduction encore plus importante du bruit, par exemple augmenter le taux de dilution de 6 à 14 permettrait une réduction de 8 EPNdB (voir Antoine et Kroo, 2005).

Dans le contexte de ce projet, le bruit produit par un avion à chaque point de contrôle est prédit en utilisant des modèles empiriques. Le module est intégré au tableur du module moteur afin d'avoir accès à la performance du moteur à l'étude. Pour l'approche utilisée, les niveaux de bruit sont considérés comme étant proportionnels aux niveaux de pression acoustique les plus élevés à chaque point de mesure. Cette simplification est utilisée par l'agence responsable du contrôle du bruit des avions du gouvernement Japonais (voir Yoshioka, 2000). Le bruit pour chaque source principale du moteur soit le bruit du jet, de la soufflante ainsi que du noyau est calculé avec les corrélations des équations 2.1 à 2.3. L'équation 2.1 calcule le bruit du jet en se basant sur la théorie de Lighthill, qui indique que le bruit produit par un jet circulaire varie en fonction de la vitesse du jet à l'exposant huit et du diamètre de celui-ci à l'exposant deux (voir Anon., 1979). L'équation 2.2 représente une relation déterminée dans l'industrie afin d'approximer le bruit produit par la soufflante. Finalement, l'équation 2.3 est utilisée pour calculer le bruit du noyau en se basant sur le fait que le bruit de gaz d'échappement est proportionnel au travail fait par le moteur (voir Anon., 1979). Pour le cas où le niveau de technologie dans le noyau demeure fixe, le bruit du gaz d'échappement peut donc être relié au débit massique.

$$EPNdB_{jet} = 10 \log_{10} \left[W \left(\frac{F_N}{W} \right)^7 \right] + K_{jet} \quad (2.1)$$

$$EPNdB_{soufflante} = 10 \log_{10} \left[W \left(\frac{F_N}{W} \right)^3 \right] + K_{fan} \quad (2.2)$$

$$EPNdB_{noyau} = 10 \log_{10} \left[\frac{W}{1 + BPR} \right] + K_{noyau} \quad (2.3)$$

où W et F_N sont le débit et poussée totale non corrigé respectivement. Les facteurs de calibration, K , ont été fixés en utilisant des données expérimentales du CFM56-3, un moteur avec un poussé de 98 kN et un taux de dilution de 6 (voir Kumasaka *et al.*, 1996). Les facteurs de calibration obtenus pour les trois points de mesure sont énumérés dans le tableau 2.5. Le bruit produit par la structure extérieure de l'avion dans le modèle se voit attribué une valeur fixe pour chaque point de contrôle basé sur des données d'avion de cent à cent cinquante places (voir Kumasaka *et al.*, 1996). Le choix de fixer cette valeur découle du fait que les modèles empiriques pour prédire le bruit de la structure extérieure de l'avion sont valables

pour des géométries bien spécifiques puisqu'ils nécessitent beaucoup de calibration. Pour ce qui est des modèles qui tentent de généraliser les tendances, ils nécessitent un niveau de détail du train d'atterrissage et des volets qui n'est pas disponible lors du design préliminaire. À la fin, le niveau de bruit à chaque point de mesure est calculé en additionnant le bruit prédit pour les moteurs et la structure externe. Une correction décrite par l'équation 2.4 est ensuite appliquée afin de prendre en compte une différence entre l'altitude et la vitesse de l'avion étudié et celles des données expérimentales aux points de mesure. Le niveau de bruit total de l'avion est ensuite calculé en additionnant le niveau de bruit corrigé pour chaque point de mesure. Il est à noter que dans les calculs, la distance après le décollage où la montée se fait à puissance réduite est fixée à 4 877 m (16 000 ft).

$$\Delta EPNdB = 10\log_{10} \left[\frac{\text{Altitude expérimentale}^2}{\text{Altitude}^2} \right] + 10\log_{10} \left[\frac{\text{Mach expérimental}}{\text{Mach}} \right] \quad (2.4)$$

Tableau 2.5 Facteurs de calibration pour les trois points de mesure

	Point de mesure		
	Approche	Latéral	Décollage
K_{jet}	-23,3	-36,92	-39,88
K_{fan}	31,5	11,4	10,9
K_{noyau}	58,4	58,3	52,7

2.5 Validation

Afin de s'assurer que les modèles développés sont adéquats pour une étude préliminaire d'avion, les prédictions des modèles moteur, performance, et bruit furent comparées à des données disponibles dans la littérature. Puisque la plateforme est utilisée afin d'étudier le design d'un avion de transport régional, l'avion de référence choisi est un Embraer 170 AR.

2.5.1 Module moteur

Le module moteur fut analysé en simulant des turboréacteurs double corps double flux possédant différents taux de dilution et poussée maximale. Deux moteurs de General Electric furent choisis pour l'analyse : le CF34-3B présentement utilisé sur le Bombardier Challenger 600 ainsi que le CF34-10A utilisé sur le Comac ARJ21. Les paramètres importants de chaque moteur se retrouvent au tableau 2.6. Pour l'étude, les paramètres de comparaison choisis sont la consommation de carburant spécifique au décollage ainsi qu'en croisière à une vitesse de

$Mach = 0.74$ et une altitude de 11 278 m (37 000 ft). La poussée du moteur ainsi que le taux de dilution furent utilisés afin de générer un fichier de performance pour chaque moteur. La même altitude et nombre de Mach au point de design fut utilisé pour ceux-ci. Les données du modèle ainsi que du constructeur sont présentées et comparées au tableau 2.7. De façon générale, le modèle prédit de façon adéquate la consommation de carburant en croisière. Les écarts remarquables peuvent être attribués au fait que les caractéristiques du noyau du moteur dans le modèle sont fixes et ne sont donc pas ajustées pour correspondre à ceux des moteurs de références.

Tableau 2.6 Spécifications des moteurs de références (voir Daly et Gunston, 2007)

	CF34-10A	CF34-3B
Taux de dilution	5	6,2
Poussée au décollage (kN)	81,30	40,99
Rapport de pression	1,5	1,5
Taux de compression	26,3	21,1

Tableau 2.7 Comparaison des prédictions du modèle moteur aux données de la littérature (voir Daly et Gunston, 2007)

SFC (mg/Ns)	CF34-10A			CF34-3B		
	Réelle	Modèle	% Erreur	Réelle	Modèle	% Erreur
Décollage	10,47	12,15	16,0	9,80	11,32	15,5
Croisière	18,39	19,61	6,6	19,49	19,18	-1,6

L'impact du BPR sur la consommation spécifique (SFC), la masse du moteur, ainsi que le diamètre de la soufflante est illustré à la figure 2.15 pour une altitude et un nombre de Mach de design fixes. Il peut être constaté qu'une augmentation du BPR permet une diminution de la consommation de carburant par unité de poussée au prix d'une augmentation de la masse du moteur et du diamètre de la soufflante. Ces tendances concordent avec ce qui est publié à la figure 4.30 et 4.38 du livre de Torenbeek (1982).

2.5.2 Module performance

La capacité du logiciel PACE à prédire la performance d'un avion fut analysée en comparant les valeurs prédites à ceux d'un logiciel commercial largement utilisé dans l'industrie, Piano, ainsi qu'en utilisant des données provenant de la littérature. Un Embraer 170 fut modélisé avec les données et schémas disponibles dans la littérature. Afin de corriger pour

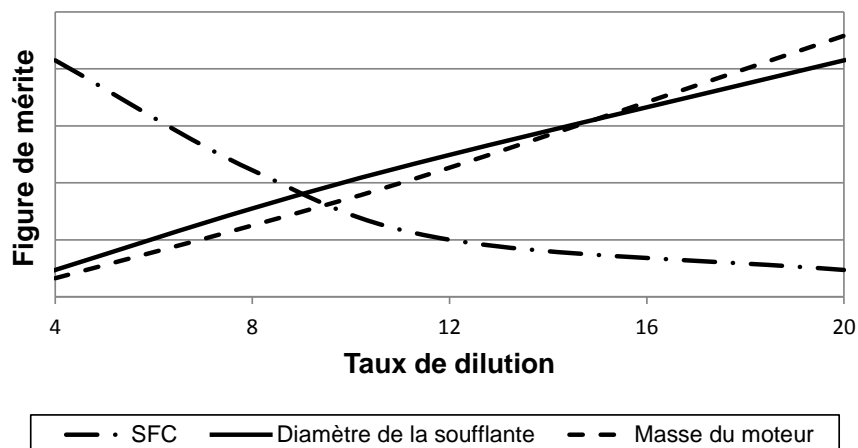


Figure 2.15 Consommation spécifique, masse du moteur, et diamètre de la soufflante en fonction du taux de dilution calculé par le module moteur pour une altitude et vitesse de design fixe

des erreurs dans la définition de la géométrie, ce qui affecterait la trainée de profil, la trainée totale du logiciel PACE fut calibrée avec celle prédite par le logiciel Piano en croisière à un nombre de Mach de 0.78 et une altitude de 10669 *m* (35 000 *ft*). Les prédictions de performance des logiciels furent ensuite comparées en générant un diagramme de charge utile en fonction du rayon d'action comme illustré à la figure 2.16. On peut voir que les deux logiciels se comportent sensiblement de la même façon. De plus, les distances prédites par PACE sont en accord avec celles publiées par le constructeur (voir Embraer, 2007).

Les distances requises pour le décollage ainsi que l'atterrissage sont des mesures de performances importantes pour le design préliminaire de l'avion. De fait, les contraintes imposées sur ces valeurs ont des répercussions sur la masse de l'avion, la surface alaire, ainsi que la poussée requise. Afin de valider la méthode de Torenbeek utilisé par PACE pour calculer ces distances, une étude de tendance où l'on varie la masse fut faite. Les données recueillies sont illustrées à la figure 2.17 et 2.18. Il peut être remarqué que les données de la distance requise pour le décollage calculé avec PACE sont en accord avec celles calculées par Piano et concordent avec les données de la littérature. Les deux logiciels semblent toutefois surestimer la distance requise pour la piste d'atterrissage. Cette erreur peut être expliquée par l'absence d'information sur le coefficient de portance maximal lorsque les volets sont utilisés.

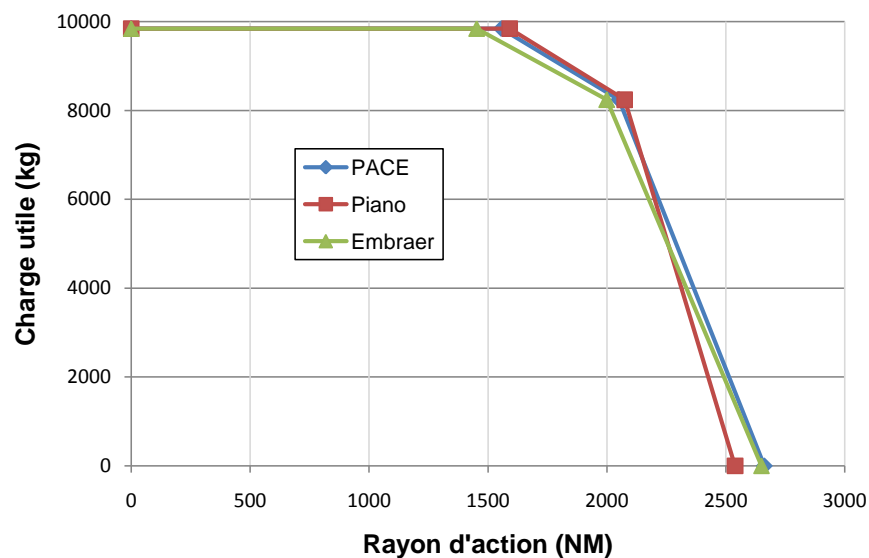


Figure 2.16 Charge utile en fonction du rayon d'action pour un Embraer 170 prédite par le logiciel PACE et Piano ainsi que comparée aux données du constructeur (voir Embraer, 2007)

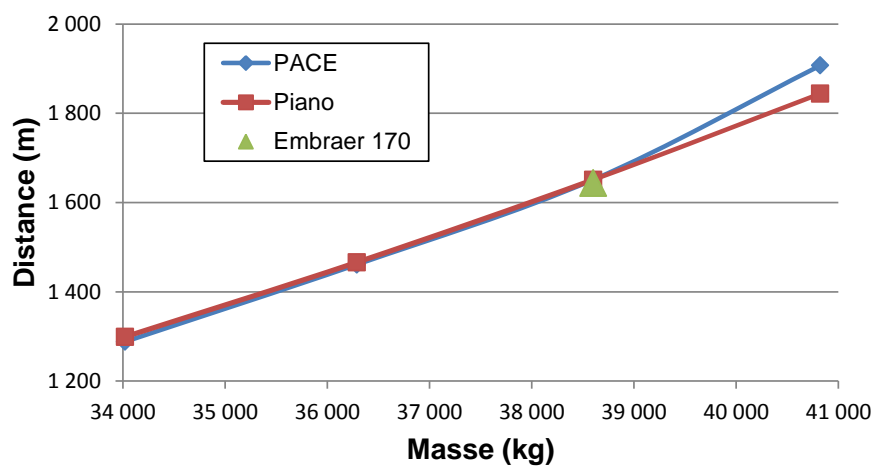


Figure 2.17 Distance requise pour le décollage en fonction de la masse de l'avion pour un Embraer 170 prédite par le logiciel PACE et Piano ainsi que comparée aux données du constructeur (voir Embraer, 2007)

2.5.3 Module bruit

La capacité du module bruit à prédire le niveau de bruit d'un avion régional a été étudiée en comparant les données prédites à celles de la littérature. Les valeurs du niveau de bruit mesurées et prédites de l'avion de référence aux trois points de mesure sont données dans le

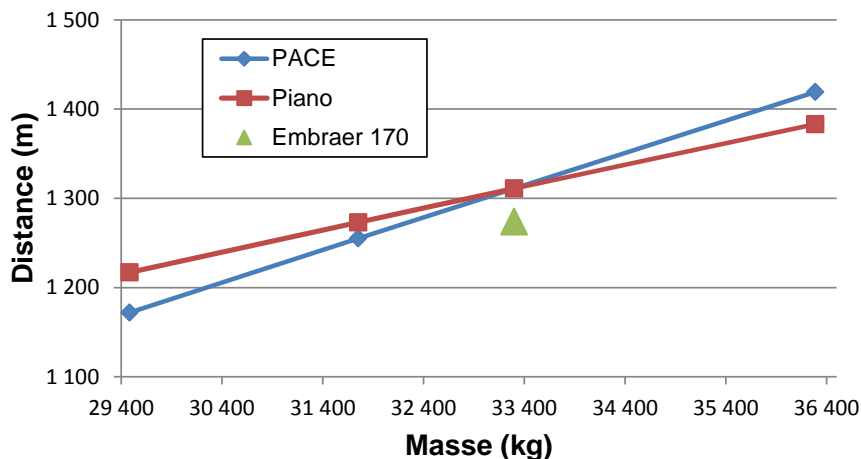


Figure 2.18 Distance requise pour l’atterrissage en fonction de la masse de l’avion pour un Embraer 170 prédite par le logiciel PACE et Piano ainsi que comparé aux données du constructeur (voir Embraer, 2007)

tableau 2.8. Il peut être constaté que le modèle surestime le bruit d’un Embraer 170. Ceci peut être attribué au fait que le modèle est calibré sur des données représentant le niveau de technologie en 1992 soit douze années avant l’entrée en service de l’Embraer 170. L’écart plus grand au point de mesure de décollage est causé par le fait que la distance à partir de laquelle la poussée est diminuée n’est pas connue. En se comparant aux résultats obtenus par Antoine (2004) avec le logiciel ANOPP de la NASA, on peut constater que les tendances importantes sont capturées par le modèle. Ainsi comme illustrée à la figure 2.19, une augmentation du taux de dilution permet une réduction importante du niveau de bruit aux points de mesure de décollage et latéral. De plus, à de très haut taux de dilution, le niveau de bruit à l’approche domine et les réductions possibles diminuent.

Tableau 2.8 Niveaux de bruit pour un Embraer 170 comparés aux valeurs prédites par la plateforme de design (voir Shuttle America, 2008). Toutes les mesures sont en EPNdB

Point de mesure	Réelle	Modèle	Erreur
Approche	94,9	95,5	0,6
Latéral	92,3	94,5	2,2
Décollage	84,1	87,4	3.3

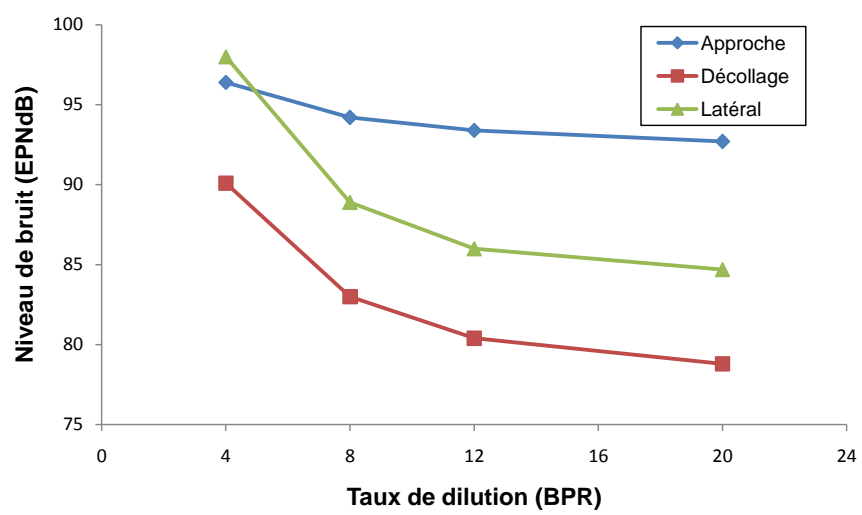


Figure 2.19 Niveau de bruit aux trois points de mesure en fonction du taux de dilution

CHAPITRE 3

OPTIMISATION SOUS INCERTITUDE

Cette section porte sur l'utilisation des concepts d'incertitude et de la plateforme de design décrits aux chapitres 1 et 2 afin d'optimiser un avion régional. Dans la première partie de ce chapitre, les résultats d'optimisations déterministes de l'avion sont présentés. Ceux-ci servent de point de comparaison afin de présenter les effets de l'incertitude sur le design. Les incertitudes du modèle et opérationnelle/environnementale ainsi que les méthodes utilisées afin de propager l'incertitude sont ensuite présentées. Finalement, les résultats d'optimisations robustes en considérant les incertitudes du modèle ainsi qu'opérationnelles/environnementale séparément sont présentés.

L'avion utilisé dans l'étude est un avion régional de soixante-dix places avec une configuration standard et deux moteurs positionnés sous les ailes. Les variables utilisées dans l'étude sont énumérées à la table 3.1. Les plages de ceux-ci ont été déterminées en s'assurant que les modèles utilisés dans la plateforme de design soient toujours valides. Les contraintes qui ont besoin d'être rencontrées lors de toutes les optimisations sont répertoriées au tableau 3.2. La contrainte de la longueur de piste au décollage ainsi qu'à l'atterrissage représentent les valeurs du Embraer 170 calculées à l'aide du logiciel.

Tableau 3.1 Variables et plage permise pour l'optimisation

Variable	Min	Max
MTOW, kg	31 700	45 000
Surface alaire, m^2	60	90
Épaisseur relative, %	7	15
Allongement	5	13
Angle de flèche, deg	0	35
Effilement	0,2	0,7
Nombre de Mach en croisière	0,65	0,85
Taux de dilution	4	20
Nombre de Mach de design du moteur	0,65	0,85
Altitude de design du moteur, m	8 000	12 000
Facteur de redimensionnement du moteur basé sur la poussée	0,5	2

Tableau 3.2 Contraintes pour l'optimisation

Contrainte	Valeur
Distance franchissable, NM	$\geq 1\,751$
Longueur de piste au décollage, m	$\leq 1\,651$
Longueur de piste à l'atterrissage, m	$\leq 1\,311$
Pente de montée sur un seul moteur	$\geq 0,024$
Marge statique	$\geq 0,05$
Quantité de carburant	Volume de carburant \leq Volume des réservoirs

3.1 Optimisation déterministe

Trois optimisations déterministes à un seul objectif furent initialement faites. Ceux-ci servent comme cas de référence aux fins de comparaison avec les résultats obtenus en considérant l'incertitude. La méthode du recuit simulé adaptable (adaptive simulated annealing) fut utilisée pour ces problèmes d'optimisation à objectif unique. Chaque optimisation avait une limite de 5 000 itérations et utilisait une semence initiale aléatoire. La combinaison avion-moteur recherchée pour chaque optimisation était :

- Design A : minimiser les coûts d'exploitation
- Design B : minimiser le carburant consommé en fixant le nombre de Mach en croisière à 0,78, ce qui reflète la vitesse de croisière des avions à réaction d'aujourd'hui
- Design C : minimiser les coûts d'exploitation en fixant le nombre de Mach en croisière à 0,78, ce qui reflète la vitesse de croisière des avions à réaction d'aujourd'hui

Les résultats obtenus pour chaque cas sont énumérés au tableau 3.3. Le plan de l'avion optimisé afin de minimiser les coûts d'exploitation avec un nombre de Mach fixe est illustré à la figure 3.1. On peut constater, d'après les valeurs dans le tableau 3.3, que le Design C converge vers une géométrie similaire à celle d'un Embraer 170. Le niveau de bruit plus petit du Design C par rapport au Embraer 170 est expliqué par le taux de dilution plus grand de ces moteurs. Il est à noter que les données du Embraer 170 dans le tableau proviennent de données et schémas disponibles dans la littérature (voir Embraer, 2007; Daly et Gunston, 2007; Shuttle America, 2008).

Pour le cas où le nombre de Mach est variable (Design A), le coût élevé du carburant (2,244 \$/gallon) a poussé la configuration vers une plus petite consommation de carburant (10% plus petite que le Design C) avec un avion conçu pour une vitesse de croisière plus lente de 0,714 Mach et un moteur plus efficace quoique plus lourd et présentant un taux de dilution plus élevé de 9,18 (7,20 pour le Design C). La part importante occupée par les dépenses liées à l'achat du carburant dans le DOC limite la différence entre les deux avions avec une vitesse de croisière fixe (Design B et C). De fait, les deux designs possèdent une géométrie des ailes

très semblable. L'avion optimisé pour minimiser le carburant consommé (Design B) possède cependant un moteur différent lui permettant une diminution de consommation de carburant de 1,1%. Son plus haut taux de dilution procure aussi à cet avion une réduction de 6 EPNdB du niveau de bruit par rapport au Design C. Le plan de tous les avions optimisés sont illustrés à la figure 3.9 à la fin du chapitre.

Tableau 3.3 Données des avions optimisés de façon déterministe afin de : minimiser les coûts d'exploitation (Design A), minimiser le carburant consommé en fixant le nombre de Mach en croisière à 0,78 (Design B), et de minimiser les coûts d'exploitation en fixant le nombre de Mach en croisière à 0,78 (Design C). Les données sont comparées à un Embraer 170 AR

Paramètre	Design A	Design B	Design C	E170
Résultats				
DOC annuel, E7\$	1,306	1,352	1,330	-
Carburant total, kg	5 337	5 867	5 931	-
Temps total , h	4,74	4,45	4,43	-
Marge cumulée du bruit, EPNdB	8	10	4	0
Variables				
MTOW, kg	34 470	37 614	36 623	38 600
Surface alaire, m^2	66,4	76,1	76,1	72,7
Épaisseur relative, %	13,9	10,9	11,2	11,85
Allongement	12,6	10,4	10,8	8,00
Angle de flèche, deg	15,0	25,6	25,7	24,0
Effilement	0,211	0,228	0,239	0,238
Nombre de Mach en croisière	0,714	0,78	0,78	0,78
Taux de dilution	9,18	10,1	7,20	5,1
Nombre de Mach de design du moteur	0,60	0,73	0,61	0,74
Altitude de design du moteur, m	11 889	12 000	12 000	11 280
Facteur de redimensionnement	0,784	0,959	0,888	-

3.2 Paramètres avec incertitude

Deux types d'incertitudes ont été intégrés dans le processus de design de l'avion régional soit les incertitudes du modèle ainsi qu'opérationnelle/environnementale. Les erreurs qui découlent des approximations faites dans le modèle sont prises en compte à l'aide de trois facteurs qui modifient la traînée totale, le poids, ainsi que la consommation de carburant prédites. Il est à noter que le facteur de débit carburant reflète l'incertitude reliée à la performance du moteur seulement, et non les effets secondaires liés au facteur d'échelle du moteur ou au régime d'opération dicté par l'avion. Des ingénieurs de l'industrie ont fourni un estimé de l'incertitude des paramètres pour le niveau de fidélité utilisé dans ce projet en spécifiant

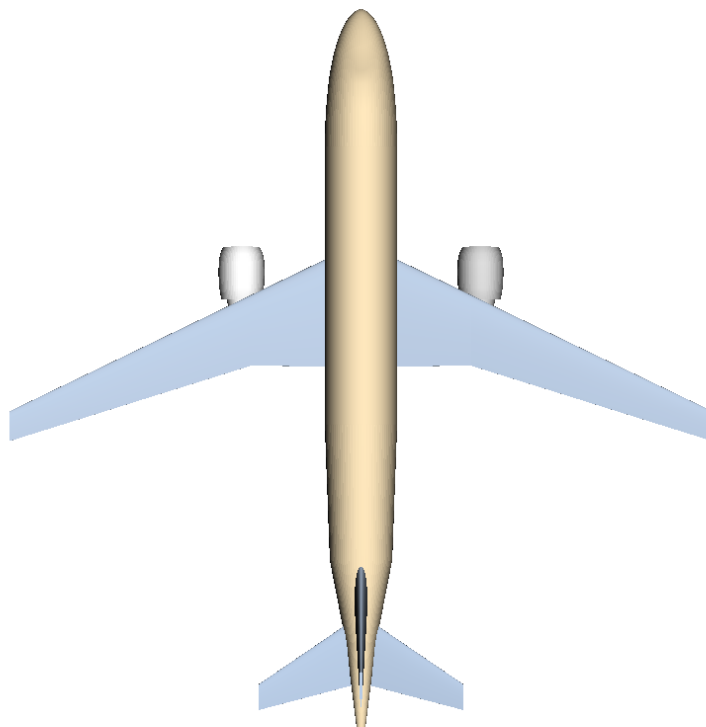


Figure 3.1 Plan de l'avion optimisé pour minimiser le DOC avec un nombre de Mach en croisière de 0,78

une plage représentant 95% des valeurs possibles. Les trois paramètres avec la valeur de leurs bornes sont énumérés dans le tableau 3.4. Les paramètres sont modélisés en supposant une distribution de probabilité uniforme où les valeurs fournies définissent les limites de la distribution. L'hypothèse de la distribution uniforme vient du fait qu'elle représente adéquatement le niveau d'information disponible à ce stade de design. Il n'est pas réaliste d'associer une distribution de probabilité gaussienne lorsque l'information recueillie contient seulement une plage de valeurs avec une probabilité. Un exemple de la distribution utilisée est illustré à la figure 3.2 pour le cas du facteur du coefficient de traînée.

Tableau 3.4 Plage des paramètres du modèle avec une incertitude

Paramètre	Min	Max
Facteur du coefficient de traînée	0,97	1,03
Facteur de la masse opérationnelle à vide (OEW)	0,945	1,055
Facteur du débit de carburant	0,97	1,03

Du côté des incertitudes opérationnelles/environnementales, l'effet de l'incertitude du prix de carburant futur sur le design optimal a été étudié. Le choix de ce paramètre vient du fait

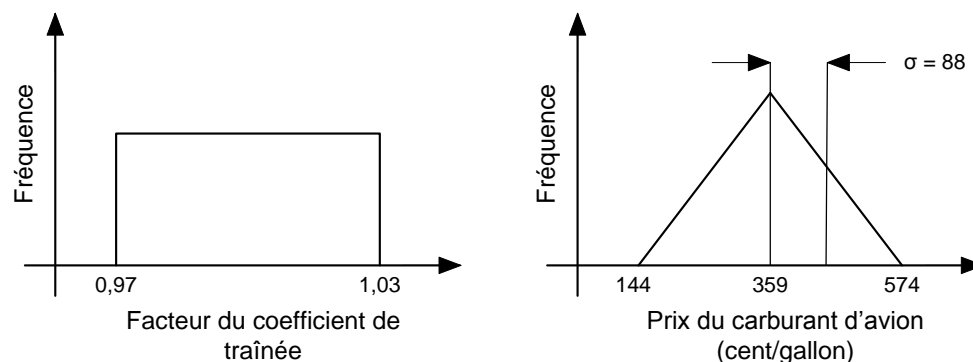


Figure 3.2 Distribution du facteur du coefficient de traînée et du prix du carburant pour l'année 2035

qu'il représente le plus grand composant du DOC et comporte une très grande incertitude. Le paramètre avec une incertitude ici est donc le prix du carburant à l'année 2035, soit le milieu de la vie utile d'un avion étudié dans les années à venir au stade de design préliminaire (voir Roskam, 2006). D'après une étude faite par le US DOE, US Department of Energy (2011) les prédictions optimiste, moyenne, et pessimiste du prix du brut en 2035 sont respectivement 121, 303, et 484 cent/gallon en dollars réels de 2010. L'historique du prix du brut depuis le début des années quatre-vingt-dix ainsi que les prédictions pour l'année 2035 sont illustrées à la figure 3.3. Afin de calculer le DOC, le rapport entre le prix du carburant pour avion et du brut pour l'année 2010, soit 1,19, est utilisé afin de prédire le prix du carburant en 2035 (voir Airlines for America, 2011). En considérant l'effet anticipé d'un resserrement des normes environnementales il n'est pas exclu qu'une taxation environnementale soit éventuellement appliquée. Une telle taxation aurait pour effet de faire grimper le prix du carburant au delà des valeurs citées précédemment. Afin de refléter adéquatement le niveau d'information de l'incertitude du prix du carburant, une distribution triangulaire est utilisée en utilisant les prédictions optimiste et pessimiste comme points extrêmes de la distribution. La distribution de l'incertitude du prix de carburant est illustrée à la figure 3.2.

3.3 Choix des méthodes pour propager l'incertitude

Plusieurs méthodes pour calculer la propagation de l'incertitude ont été présentées au chapitre 1. Dans le contexte d'une optimisation robuste, trois approches peuvent être utilisées soit : une méthode de moment, une méthode Monte-Carlo couplée avec un métamodèle, et une méthode Monte-Carlo couplée directement avec les modules. La meilleure méthode dépend du système à l'étude ainsi que des paramètres avec une incertitude. Puisque les incertitudes

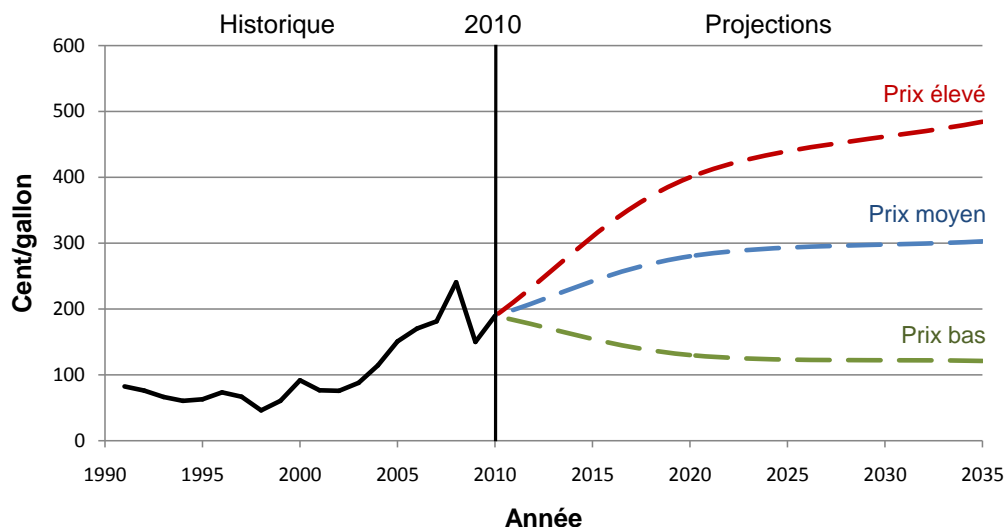


Figure 3.3 Projections du prix du brut pour l'année 2035 en dollars réels de 2010 (voir US DOE, US Department of Energy, 2011)

du modèle ainsi qu'opérationnelles/environnementale n'agissent pas sur le même module de la plateforme de design, la façon de propager l'incertitude de chacun est traitée de façon indépendante.

L'incertitude du prix du carburant, qui entre en jeu dans le module coût, peut être propagée en utilisant une méthode de moment. Afin qu'un modèle puisse être approximé par un développement en série de Taylor, le modèle doit se comporter de façon linéaire avec chaque paramètre ayant une incertitude. Dans le cas présent, la valeur du DOC représente une addition de chaque composant du coût et donc change de façon linéaire avec le coût du carburant. L'utilisation du développement par série de Taylor permet donc de capturer parfaitement l'effet du changement du prix du carburant sur le DOC. De plus, la méthode de moment dans le cas présent où il y a qu'un seul paramètre avec incertitude, représente la méthode qui nécessite le moins d'analyses et donc est la méthode qui prend le moins de temps de calcul.

Du côté des incertitudes du modèle, qui entre en jeu dans le module performance avion, une étude de linéarité du système a été faite afin de déterminer si la méthode de moment peut être utilisée afin de propager ces incertitudes. Comme illustré à la figure 3.4 avec le facteur de la masse opérationnelle à vide, le modèle ne se comporte pas de façon linéaire sur toute la plage de valeur possible. Le coude dans la courbe provient de la contrainte de carburant et de la masse maximale au décollage qui ne peuvent pas être dépassées. La méthode de moment ne peut donc pas être utilisée pour propager l'incertitude du modèle.

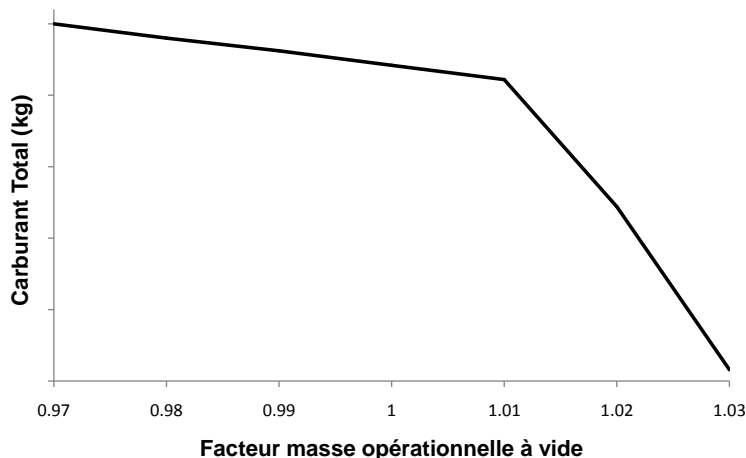


Figure 3.4 Analyse de la linéarité du système lorsque soumis à des variations d'un paramètre avec incertitude

La seconde méthode étudiée afin de propager l'incertitude du modèle fut la méthode Monte-Carlo couplée avec un métamodèle. Celle-ci représente la méthode avec le temps de calcul le plus petit après la méthode de moment. Afin de déterminer si la complexité du système peut être capturée par une approximation, trois différentes approximations furent testées soit : une surface de réponse quadratique et cubique ainsi qu'un réseau neuronal (voir Simpson *et al.*, 2001). Chaque approximation fut développée avec un échantillonnage latin hypercube de 3 216 designs couvrant tout l'espace de design défini par les plages des variables énumérées dans le tableau 3.1. La capacité de chaque approximation à modéliser la performance d'avion fut déterminée en comparant les valeurs prédites des approximations pour 171 designs à ceux obtenues directement avec la plateforme de design. Il fut déterminé que l'approximation par réseau neuronal présente les plus petites erreurs. Les niveaux d'erreurs obtenus avec le réseau neuronal sont énumérés dans le tableau 3.5. Il peut être constaté que le coefficient de détermination du DOC ainsi que de la longueur de piste au décollage demeure trop faible afin de justifier l'utilisation de l'approximation. Ces résultats indiquent qu'une approximation ne capture pas toutes les complexités du système et donc fausserait les résultats lors d'une optimisation robuste.

Par processus d'élimination, la méthode Monte-Carlo couplée directement avec les modules représente la seule méthode envisageable afin de propager les incertitudes du modèle. Cette approche ne comporte pas d'approximation et donc fonctionne avec tous les systèmes. Afin de limiter le nombre d'évaluations requis, la méthode d'échantillonnage descriptif est utilisée. Une analyse a été faite afin de déterminer le nombre de points requis afin d'obtenir un portrait adéquat de l'impact de l'incertitude. Le tableau 3.6 présente les résultats obte-

Tableau 3.5 Niveaux d'erreurs d'une approximation avec réseau neuronal

Paramètre	R²	Erreur moyenne, %
DOC	0,888	4,4
Marge cumulée du bruit	0,985	1,36
Longueur de piste au décollage	0,571	6,6
Longueur de piste à l'atterrissage	0,996	0,9
Pente de montée sur un seul moteur	0,996	1,29

nus avec 5, 10, 100, et 1000 points en utilisant une semence initiale identique en utilisant la configuration du Design C. Il peut être constaté que la moyenne du DOC demeure fixe entre les différents cas. On peut constater une différence de 14% entre la valeur de l'écart type du DOC calculée avec 5 et 1 000 points, de 4% entre celle de 10 et 1 000 points et de 1% entre celle de 100 et 1 000 points. De plus, seul le nombre d'écart types de la contrainte de la distance franchissable change d'un cas à l'autre. Il y a une différence de 6% entre la valeur du nombre d'écart types pour la contrainte de la distance franchissable calculée avec 5 et 1 000 points, de 7% entre celle de 10 et 1 000 points et de 2% entre celle de 100 et 1 000 points. Des niveaux d'erreurs similaires ont été obtenus en utilisant une semence initiale différente. Dans le contexte d'une étude au stade préliminaire de design, l'erreur obtenue avec 10 points d'échantillonnage est jugée acceptable compte tenu du temps de calcul économisé. L'approche utilisée afin de propager l'incertitude du modèle est donc une méthode Monte-Carlo couplée directement avec les modules utilisant un échantillonnage descriptif de 10 points. Avec la plateforme de design développée, cette approche prend en moyenne 87 secondes pour évaluer l'incertitude d'un design.

Tableau 3.6 Analyse de la Méthode Monte-Carlo avec une méthode d'échantillonnage descriptif

Paramètres	Nombre de points			
	5	10	100	1000
Objectifs				
Moyenne du DOC annuel, E7\$	1,288	1,289	1,289	1,289
Écart Type du DOC annuel, \$	722 520	657 430	628 299	634 397
Nombre d'écart types pour les contraintes				
Distance franchissable	-0,567	-0,555	-0,614	-0,600
Longueur de piste au décollage	>5	>5	>5	>5
Longueur de piste à l'atterrissage	>5	>5	>5	>5
Pente de montée sur un seul moteur	>5	>5	>5	>5
Marge statique	>5	>5	>5	>5

3.4 Optimisation robuste considérant l'incertitude opérationnelle/environnementale

La première optimisation robuste présentée se rapporte à l'incertitude du prix du carburant pour l'année 2035. Si l'on se réfère à l'équation 1.8, l'objectif est de trouver la plage de design d'avion avec comme extrême l'avion qui obtient la moyenne du DOC la plus petite et à l'autre extrême la configuration la plus robuste et donc qui minimise l'écart type du DOC. Puisque l'incertitude pour ce cas n'influence pas les contraintes, seulement la robustesse de l'objectif a besoin d'être considérée. L'objectif final est de pouvoir positionner son avion pour le marché futur en ayant connaissance du niveau de risque qui s'y rattache.

Le premier cas étudié est lorsque le nombre de Mach en croisière est fixé à 0,78. Une optimisation a été faite afin de trouver la configuration qui minimise la moyenne du DOC annuel (Design D). Puisque l'incertitude affecte directement le prix du carburant, l'avion le plus robuste est l'avion avec la plus petite consommation de carburant défini plus tôt comme le Design B. Le tableau 3.7 présente les résultats des deux designs. Le plan des avions optimisés sont illustrés à la figure 3.9 à la fin du chapitre. Il peut être remarqué que le Design B et le Design D ont seulement une différence de consommation de carburant de 0,19% qui est dans la marge d'erreur de convergence de l'optimisation. Le plus haut prix du carburant a donc forcé le design qui minimise le DOC vers une configuration qui minimise le carburant consommé. Ceci indique que lorsque le nombre de Mach est fixé à 0,78, l'avion le plus robuste représente aussi l'avion avec la moyenne du DOC la plus petite. Afin d'optimiser la prochaine génération d'avion avec un nombre de Mach de croisière élevé, la fonction objectif peut donc être simplifiée en étudiant seulement la consommation de carburant.

Le deuxième cas étudié sous incertitude opérationnelles/environnementale considère le nombre de Mach en croisière variable. Comme dans le premier cas, deux optimisations ont été faites afin de trouver la configuration qui minimise l'écart type du DOC annuel (Design E) ainsi que la configuration qui minimise la moyenne du DOC annuel (Design F). Le tableau 3.8 présente les résultats obtenus. Le plan des avions optimisés sont illustrés à la figure 3.9 à la fin du chapitre. Il peut être constaté que les deux configurations pour ce cas sont très différentes l'une de l'autre. De fait, le Design E a une consommation de carburant 7,8% plus petite que le design F. Ce gain est obtenu au détriment de la vitesse de croisière qui passe de 0,724 pour le Design F à 0,653 pour le Design E soit la limite inférieure imposée. Cette vitesse plus basse permet au Design E de posséder un taux de dilution très élevé de 16,2.

En comparant les données du tableau 3.8 et du tableau 3.3, il peut être remarqué que le Design F possède une configuration et une consommation de carburant presque identique au Design A. On peut donc conclure que le prix du carburant n'a pas d'influence sur le design

Tableau 3.7 Données d'un avion optimisé afin de minimiser la consommation de carburant (Design B) ainsi qu'un avion optimisé afin de minimiser la moyenne du DOC (Design D) avec un nombre de Mach en croisière fixe à 0,78

Paramètres	Design B	Design D
Résultats		
Moyenne DOC, E7\$	1,537	1,525
Carburant total, kg	5 867	5 856
Temps total , h	4,45	4,44
Marge cumulée du bruit, EPNdB	10	4
Variables		
MTOW, kg	37 614	37 249
Surface alaire, m^2	76,1	79,4
Épaisseur relative, %	10,9	11,0
Allongement	10,4	12,2
Angle de flèche, deg	25,6	24,9
Effilement	0,228	0,220
Nombre de Mach en croisière	0,78	0,78
Taux de dilution	10,1	7,16
Nombre de Mach de design du moteur	0,73	0,66
Altitude de design du moteur, m	12 000	12 000
Facteur de redimensionnement	0,959	0,887

optimisé lorsque la moyenne du DOC est minimisée avec un nombre de Mach variable.

Il est intéressant d'étudier le compromis entre un design moins sensible aux changements du prix du carburant et un design avec une moyenne du DOC plus petite. Le Design E possède un écart type du DOC 8,5% plus petit que le Design F. Ceci vient cependant au prix d'une augmentation du DOC moyen de 2,4%. De plus, l'incertitude sur le prix du carburant est telle que les fonctions de distribution des deux designs se superposent partiellement. Ceci veut dire que pour une plage de valeur du coût du carburant, le Design E a la possibilité d'avoir un DOC égal ou plus petit que le Design F. Utilisant la méthode développée dans l'annexe E on peut calculer que le Design E a 40,4% de chance d'avoir un DOC inférieur à celui du Design F. La question se pose donc : quel design représente le meilleur choix pour les compagnies aériennes ? La réponse : ça dépend. C'est-à-dire, on ne peut pas définir un design qui représente le meilleur choix pour toutes les compagnies aériennes puisque celui-ci dépend du processus stratégique qui est propre à chaque compagnie. Une compagnie aérienne avec un plan de gestion minimisant le risque va favoriser le choix d'un avion moins sensible aux variations du prix du carburant. Par contre, une compagnie avec une structure financière permettant d'aller vers des investissements plus risqués avec le potentiel de retombées plus grand va tendre vers le design qui minimise les coûts d'exploitation. D'autres facteurs externes

doivent aussi être pris en compte tels que les normes environnementales qui vont entrer en vigueur dans le futur et qui peuvent favoriser le choix d'un design avec un taux de dilution plus grand afin de minimiser le bruit. L'investissement requis dans les infrastructures d'assemblage peut, à l'inverse, favoriser le choix d'un design avec une configuration se rapprochant des avions et moteurs en production aujourd'hui.

Tableau 3.8 Données d'un avion optimisé afin de minimiser l'écart type du DOC (Design E) ainsi qu'un avion optimisé afin de minimiser la moyenne du DOC (Design F) avec un nombre de Mach en croisière variable

Paramètres	Design E	Design F
Résultats		
Moyenne DOC, E7\$	1,514	1,478
Écart type DOC, E6\$	1,004	1,089
Carburant total, kg	4 889	5 305
Temps total , h	5,01	4,70
Marge cumulée du bruit, EPNdB	13	7
Prix de l'avion, E6\$	32,54	31,21
Variables		
MTOW, kg	35 788	34 944
Surface alaire, m^2	74,81	71,4
Épaisseur relative, %	11,8	12,3
Allongement	13,0	12,7
Angle de flèche, deg	14,4	17,5
Effilement	0,552	0,214
Nombre de Mach en croisière	0,653	0,724
Taux de dilution	16,2	8,97
Nombre de Mach de design du moteur	0,83	0,72
Altitude de design du moteur, m	11 681	11 612
Facteur de redimensionnement	0,668	0,772

3.5 Optimisation robuste considérant les incertitudes du modèle

La deuxième série d'optimisation robuste faite met en évidence l'impact de l'incertitude du modèle lors du design préliminaire. En effet, les approximations faites afin de représenter les différents systèmes physiques lors du design préliminaire comportent des incertitudes. La performance d'un design étudié à ce stade comporte donc un degré d'incertitude qui peut être interprété comme étant la probabilité que le design choisi nécessite des corrections coûteuses à un stade avancé du développement. Lors d'une optimisation robuste considérant les incertitudes du modèle, deux niveaux de robustesse peuvent être recherchés. Comme indiqué à l'équation 1.9, un ingénieur peut rechercher la robustesse de l'objectif et donc pour le

cas présent, limiter l'impact des incertitudes sur la performance de l'avion. En d'autres mots, augmenter la robustesse de l'objectif permet à l'ingénieur d'avoir une plus grande certitude sur la performance de l'avion à un stade plus avancé. Puisque les incertitudes du modèle ont un effet sur des performances de l'avion qui sont soumises à des contraintes, l'ingénieur peut aussi rechercher la robustesse des contraintes. Celle-ci lui permet de définir un nombre d'écart types pour lequel les contraintes doivent être satisfaites. Augmenter la robustesse des contraintes permet d'augmenter la probabilité que les contraintes vont continuer d'être rencontrées lors du design plus détaillé. Ceci a pour effet d'éviter des phases de ré-ingénieries très coûteuses et qui induisent des retards de livraison.

L'étude courante s'est penchée sur le design d'un avion lorsque le nombre de Mach en croisière est fixe à 0,78 et possède les paramètres avec une incertitude énumérés au tableau 3.4. Afin de pouvoir quantifier le compromis entre un design robuste et un gain potentiel en performance, une optimisation robuste avec comme objectifs la moyenne du DOC annuel ainsi que l'écart type du DOC annuel a été faite. La méthode d'optimisation multi-objectif utilisée est AMGA (Archive based Micro Genetic Algorithm). Deux cas pour la robustesse des contraintes ont été étudiés, l'un avec un nombre d'écart types autour des contraintes, k , d'au moins 0,5 et l'autre d'au moins 2,0. Les résultats obtenus pour ces deux optimisations sont illustrés à la figure 3.5 et la figure 3.6. Chaque point sur les graphiques représente un design obtenu durant l'optimisation qui a rencontré toutes les contraintes. Les deux axes de ceux-ci sont les objectifs de l'optimisation. On peut voir que ces points dessinent des fronts de Pareto où une amélioration de l'un des objectifs se fait au détriment de l'autre objectif. Le front de Pareto des deux optimisations ont été superposés pour fin de comparaison à la figure 3.7. On peut y voir que la réduction possible de la moyenne du DOC diminue lorsque l'on augmente la robustesse des contraintes. Cette constatation illustre bien le fait que mathématiquement augmenter la robustesse est équivalent à placer des contraintes plus sévères. La réduction possible de l'écart type est peu affectée par l'augmentation de la robustesse des contraintes.

Les détails des design extrêmes du front de Pareto pour les deux optimisations sont présentés dans le tableau 3.9. Pour le cas avec $k = 0.5$, on peut voir que le design le plus robuste (Design G) possède un écart type du DOC 13,4% plus petit que le design avec la plus petite moyenne du DOC (Design H). Cette robustesse vient cependant au prix d'une augmentation de la moyenne du DOC de 3,6%. Une constatation similaire mais moins importante peut être faite dans le cas $k = 2$ où une réduction de 4,4% de l'écart type est possible avec une augmentation de la moyenne du DOC de 0,3%. Dans les deux cas cependant, l'écart type est deux ordres de grandeur plus petite que la moyenne du DOC et la réduction possible de l'écart type ne contrebalance pas l'augmentation requis de la moyenne du DOC. Pour les valeurs de k étudiées, les designs optimaux représentent donc ceux qui minimisent la moyenne

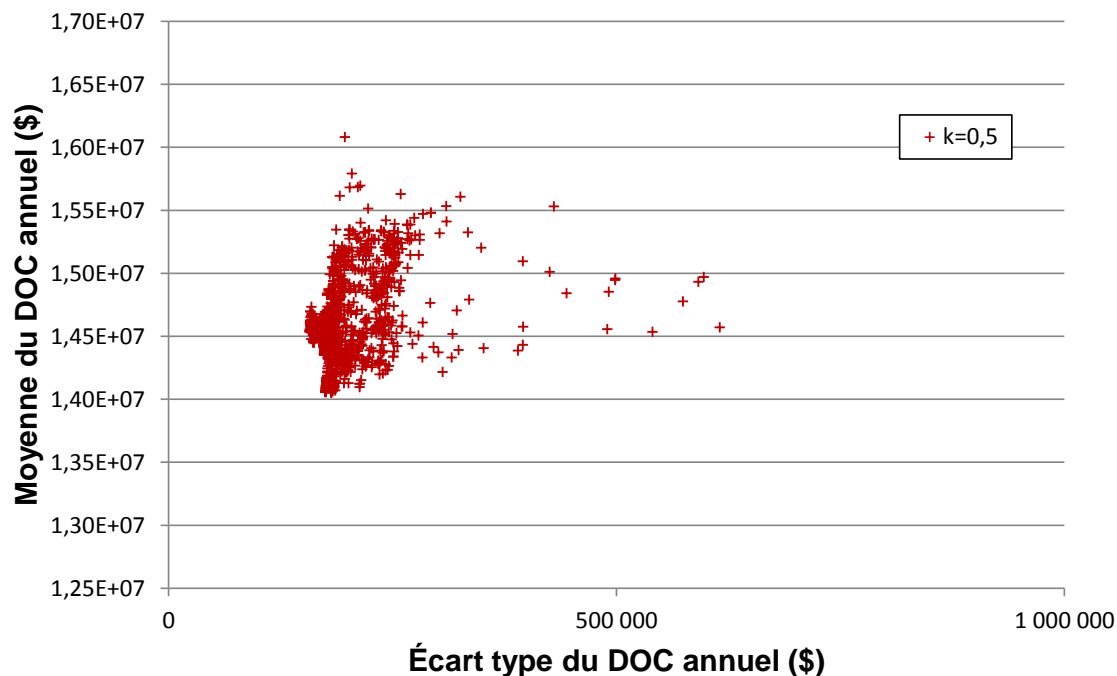


Figure 3.5 Résultats des optimisations multi-objectif considérant les incertitudes du modèle avec un nombre d'écart types autour des contraintes d'au moins 0,5

du DOC. Le fait que les variables de design peuvent affecter de façon significative la moyenne du DOC mais non son écart type permet de conclure que l'optimisation a convergé vers des designs qui se comportent de façon presque linéaire par rapport aux paramètres incertains.

L'ingénieur ici a cependant un grand contrôle face à la robustesse des contraintes. De fait, lorsque l'on compare les designs des deux fronts de Pareto qui minimisent la moyenne du DOC, soit le Design H et le Design J, on peut voir qu'une augmentation de la moyenne du DOC de 5,4% permet d'augmenter la robustesse des contraintes en passant de $k = 0.5$ à $k = 2$. On peut remarquer que ceci est accompli avec une augmentation du taux de dilution, du nombre de Mach ainsi que de l'altitude de design du moteur. De plus, la surface alaire augmente de 6,6% afin de permettre un plus grand volume de carburant ce qui permet de rencontrer la contrainte de la distance franchissable. Le plan des avions du Design H et du Design J sont illustrés à la figure 3.9 à la fin du chapitre. Les résultats démontrent que la méthodologie permet à un ingénieur au stade préliminaire de design de visualiser et de quantifier le compromis entre une augmentation de la robustesse des objectifs et des contraintes et un gain potentiel en performance. L'ingénieur peut donc choisir un design en connaissant sa sensibilité aux incertitudes.

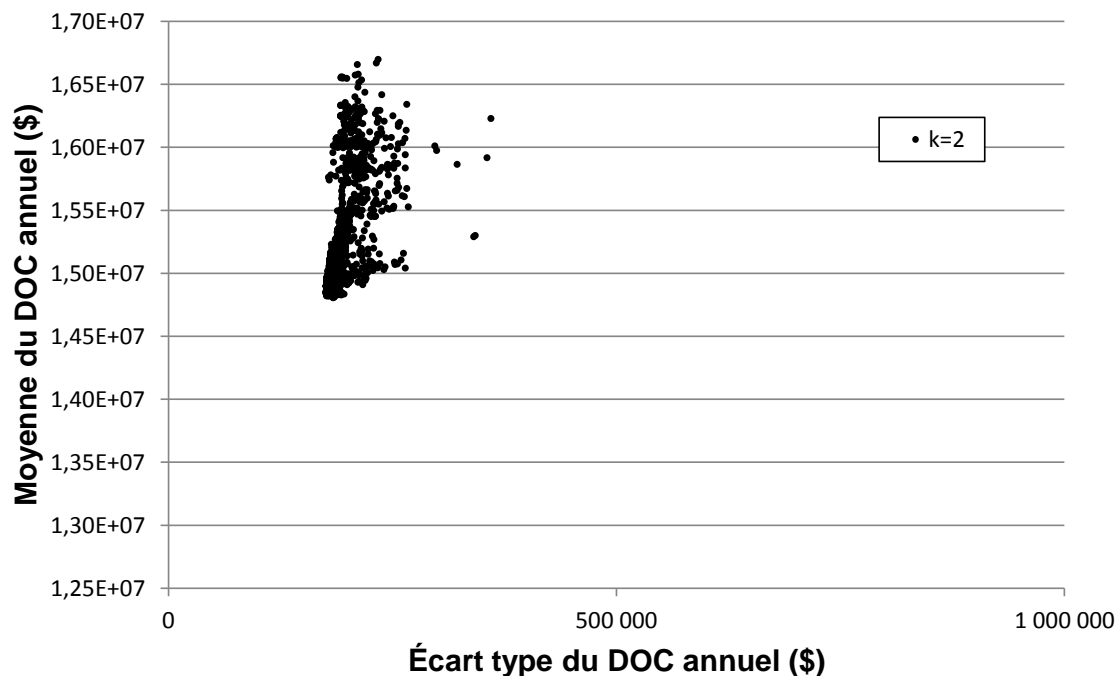


Figure 3.6 Résultats des optimisations multi-objectif considérant les incertitudes du modèle avec un nombre d'écart types autour des contraintes d'au moins 2, 0

À la lumière de ces résultats, il est intéressant d'étudier l'incertitude d'une configuration obtenue avec une optimisation déterministe. Le Design C se porte bien à cette analyse puisqu'il a été optimisé avec un nombre de Mach en croisière identique à celui des deux optimisations considérant l'incertitude du modèle. Lors de l'étude qui a permis de déterminer le nombre de points requis pour l'échantillonnage de la méthode Monte-Carlo, il a été déterminé que le Design C possède un nombre d'écart types pour sa contrainte la plus limitante, la distance franchissable, d'une valeur de $k = -0,555$ (voir tableau 3.6). Cette valeur négative de k indique que la moyenne de la distance franchissable du design est inférieure à la contrainte imposée et donc que la probabilité que ce design rencontre la contrainte est inférieure à 50%. De fait, Design C a seulement 30% de chance de rencontrer la contrainte. La fonction de répartition de la distance franchissable du Design C par rapport à la contrainte est illustrée à la figure 3.8. On peut voir que la distribution est asymétrique, ce qui illustre bien le fait que le système ne se comporte pas de façon linéaire face aux incertitudes. Ceci offre aussi une explication au fait que le Design C lorsqu'analysé de façon déterministe rencontre toutes les contraintes et que lorsqu'il est soumis à des incertitudes il obtient une moyenne inférieure à la contrainte. Avoir une petite robustesse des contraintes permet au design d'obtenir une moyenne du DOC plus petite que celle des deux optimisations discutées plus haut comme

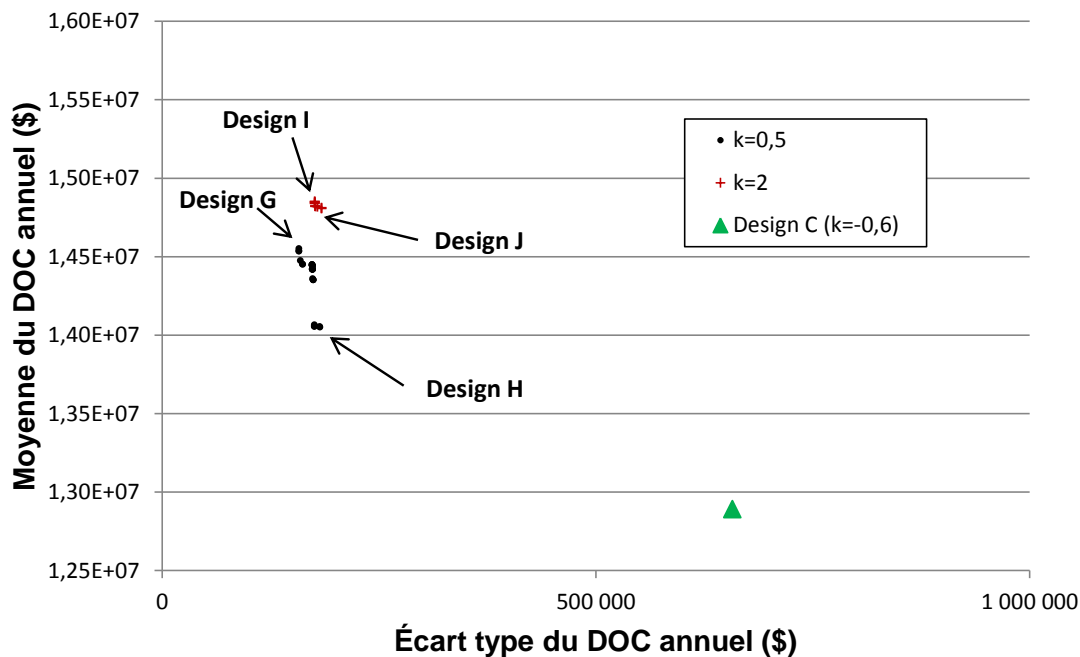


Figure 3.7 Fronts de Pareto indiquant la robustesse de l'objectif ainsi que des contraintes obtenues à l'aide d'optimisations multi-objectif considérant les incertitudes du modèle

illustré à la figure 3.7. Il peut être aussi remarqué que l'avion possède un écart type du DOC plus grand que ceux obtenus lors des optimisations avec incertitudes. Cet exemple démontre que négliger les incertitudes lors du design peut conduire à la sélection d'une configuration comportant un risque élevé de corrections coûteuses à un stade plus avancé dans le processus de design. Cette conclusion est d'autant plus critique en période de changements structurels de l'économie et d'enjeux environnementaux tels que nous en vivons présentement.

Tableau 3.9 Données d'un avion optimisé afin de minimiser l'écart type du DOC pour $k = 0,5$ (Design G) et $k = 2$ (Design I) ainsi qu'un avion optimisé afin de minimiser la moyenne du DOC pour $k = 0,5$ (Design H) et $k = 2$ (Design J) lorsque l'on considère les incertitudes du modèle

Paramètres	Design G	Design H	Design I	Design J
Résultats				
Moyenne du DOC, E7\$	1,455	1,405	1,485	1,481
Écart type DOC, E5\$	1,575	1,818	1,758	1,838
Moyenne de la marge cumulée du bruit, EPNdB	6	-2	4	3
Variables				
MTOW, kg	42 470	39 860	41 750	41 517
Surface alaire, m^2	83,8	82,7	88,3	88,2
Épaisseur relative, %	11,3	10,9	10,4	10,4
Allongement	8,43	8,52	7,92	8,00
Angle de flèche, deg	20,5	23,0	21,1	21,1
Effilement	0,418	0,423	0,517	0,492
Nombre de Mach en croisière	0,78	0,78	0,78	0,78
Taux de dilution	8,55	5,96	7,82	7,75
Nombre de Mach de design du moteur	0,62	0,61	0,77	0,78
Altitude de design du moteur, m	8 820	8 500	11 310	11 420
Facteur de redimensionnement	1,11	0,986	1,11	1,08

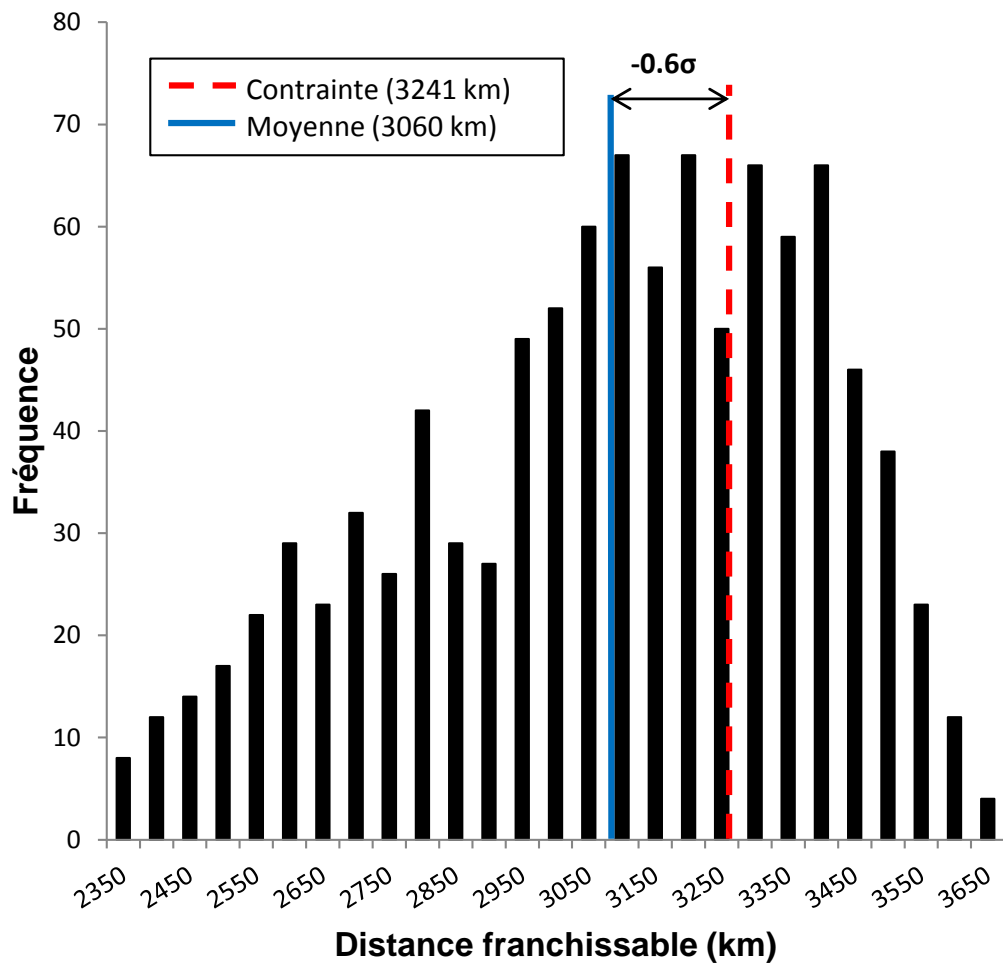


Figure 3.8 Fonction de répartition de la distance franchissable du Design C

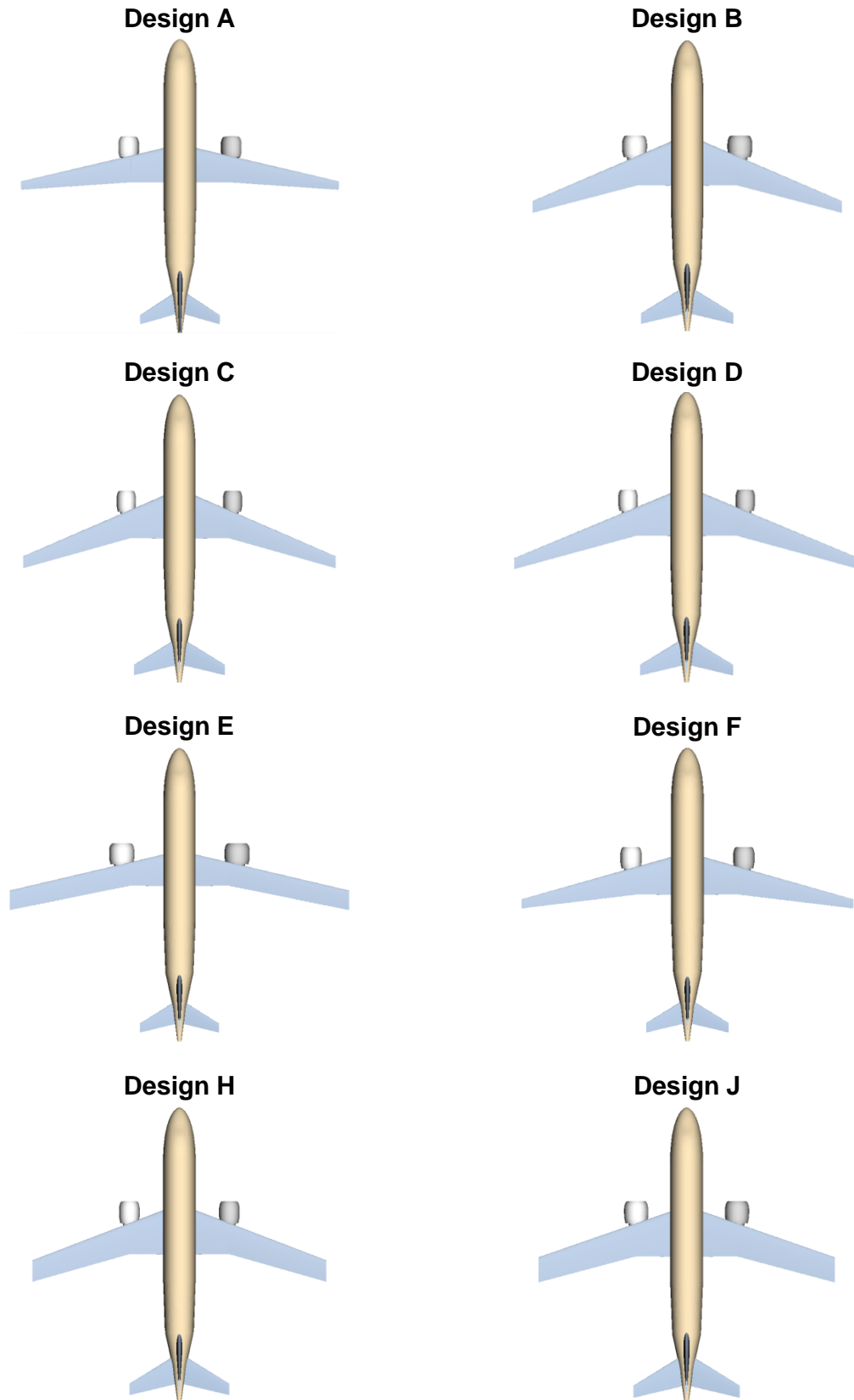


Figure 3.9 Plan des avions optimisés : Design A à Design F, Design H et Design J

CONCLUSION

L'objectif de cette étude était de développer une méthodologie permettant l'obtention de designs préliminaires optimaux robustes et de quantifier le compromis entre un design robuste et un gain potentiel en performance. La méthodologie développée a été appliquée à un avion régional de soixante-dix places afin de déterminer l'impact de l'incertitude. Une plateforme de design a été développée afin de permettre l'étude en mode conceptuel des performances de l'avion et du moteur. Celle-ci est construite de façon modulaire et se base sur des logiciels commerciaux ainsi que des données de la littérature. L'approche développée a permis d'obtenir des configurations d'avion qui minimisent leur sensibilité aux incertitudes présentes au stade de design préliminaire. Les résultats obtenus dans l'étude dépendent largement des modèles ainsi que des paramètres avec leur niveau d'incertitude utilisés. Il serait donc important que le niveau d'incertitude utilisé soit analysé et validé par plusieurs experts.

Synthèse des travaux

L'étude a permis d'étudier l'optimisation de design d'avion selon un point de vue probabiliste. La méthodologie a été appliquée en considérant séparément l'incertitude du modèle et l'incertitude opérationnelle/environnementale. Une méthode de moment fut utilisée afin de propager l'incertitude du prix du carburant futur. De plus, il fut déterminé que seulement une méthode Monte-Carlo couplée directement avec les modules permet de propager les incertitudes du modèle de façon précise face à la non-linéarité qui survient avec certains designs.

Lorsque l'on considère l'incertitude du prix du carburant, il a été déterminé qu'un avion avec une vitesse de croisière très faible, qui permet de minimiser la consommation de carburant, possède un écart type 8,5% plus petit sur les coûts d'exploitation prévus en comparaison avec un avion optimisé de façon déterministe afin de minimiser les coûts d'exploitation. Avoir une plus grande certitude de la performance de l'avion dans le futur vient cependant au prix d'une augmentation de la moyenne attendue des coûts d'exploitation de 2,4%. Il a aussi été déterminé que la configuration d'un avion conçu avec une vitesse de croisière de Mach 0,78 afin de minimiser la moyenne des coûts d'exploitation, retrouve une configuration similaire à celle obtenue avec une optimisation déterministe qui minimise la consommation de carburant.

L'application de la méthodologie lorsque l'on considère les incertitudes du modèle a permis de déterminer des configurations d'avion qui minimisent les chances que le design nécessite des corrections coûteuses à un stade avancé dans le processus de conception. Deux niveaux de

robustesses ont été explorés : la robustesse des contraintes ainsi que la robustesse de l'objectif.

La recherche a permis de démontrer que négliger les incertitudes peut produire un design avec seulement 30% de chance de rencontrer les contraintes. L'utilisation de fronts de Pareto décrivant le compromis entre un design robuste et un gain potentiel a permis de déterminer que les variables de design ont peu d'influence sur la robustesse de l'objectif. L'ingénieur a cependant un grand contrôle face à la robustesse des contraintes. De fait, il a été démontré qu'une augmentation de la moyenne des coûts d'exploitation de 5,4% permet d'augmenter la robustesse des contraintes en passant d'un nombre d'écart types autour des contraintes de 0,5 à 2. La méthodologie permet donc à l'ingénieur, lors du design préliminaire, de gérer et quantifier le niveau d'incertitude associé au design qu'il décide d'envoyer à la prochaine étape de design. De fait, une telle visualisation de l'espace de design permet de choisir le design qui correspond aux processus stratégique et de design propre à la compagnie.

Travaux futurs

La présente étude pourrait être approfondie en permettant l'analyse d'un plus grand éventail de configurations. De fait, bien que l'étude ait porté sur une configuration standard, la méthodologie ainsi que la plateforme de design développée pourraient être appliquées à des configurations encore à l'étude. Par exemple il serait envisageable de modifier le module avion afin de permettre l'étude de configuration d'aéronef tel que le blended-wing-body. De plus, le module moteur pourrait lui aussi être modifié afin de permettre l'étude de moteur à hélice ou de type open rotor. Ces configurations se portent très bien à l'optimisation robuste puisqu'elles possèdent toutes un niveau très élevé d'incertitude qui a besoin d'être intégré dans le processus de design afin de déterminer des options viables qui vont minimiser les chances d'avoir des dépassements de coûts lors des étapes subséquentes du processus de développement.

Une autre modification qui pourrait être apportée à l'étude serait d'incorporer la pollution atmosphérique dans le design. Les prochaines générations d'avion vont probablement être soumises à des normes environnementales plus sévères en ce qui a trait à la pollution produite en vol. Un module pourrait être rajouté dans la plateforme de design afin de prédire l'impact environnemental basé sur les particules produites lors de la combustion ainsi que des effets de dispersion dans l'atmosphère. Ceci permettrait de quantifier l'impact de l'incertitude des modèles de pollution atmosphérique sur le design d'avion.

RÉFÉRENCES

- AIRLINES FOR AMERICA (2011). Annual crude oil and jet fuel prices. Rapport technique. Consulté le 4 décembre 2011, tiré de <http://www.airlines.org/Pages/Annual-Crude-Oil-and-Jet-Fuel-Prices.aspx>.
- ANON. (1979). *Handbook of noise and vibration control*. Trade & Technical Press LTD., Morden, Surrey, England, quatrième édition.
- ANON. (2011). ICAO Annex 16 - Environmental Protection. Volume I - Aircraft Noise.
- ANTOINE, N. (2004). *Aircraft optimization for minimal environmental impact*. Thèse de doctorat, Stanford University.
- ANTOINE, N. et KROO, I. (2002). Optimizing aircraft and operations for minimum noise. *AIAA's Aircraft Technology, Integration, and Operations (ATIO) 2002 Technical Forum*. Los Angeles, California.
- ANTOINE, N. E. et KROO, I. M. (2005). Framework for aircraft conceptual design and environmental performance studies. *AIAA Journal*, 43, 2100 – 2109.
- ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES (2007). Operating economy of AEA airlines summary report 2007. Rapport technique.
- BELTRAMO, M. N., TRAPP, D. L., KIMOTO, B. W. et MARSH, D. P. (1977). Parametric study of transport aircraft systems cost and weight. Rapport technique, NASA CR-151970.
- BOWER, G. C. et KROO, I. M. (2008). Multi-objective aircraft optimization for minimum cost and emissions over specific route networks. *8th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Conference*. Anchorage, AK, United states.
- DAGGETT, D. L., BROWN, S. T. et KAWAI, R. T. (2003). Ultra-efficient engine diameter study. Rapport technique, NASA CR 2003-212309.
- DALY, M. et GUNSTON, B. (2007). *Jane's Aero-Engines*. Jane's Information Group.
- DELAURENTIS, D. et MAVRIS, D. (2000). Uncertainty modeling and management in multidisciplinary analysis and synthesis. *AIAA Paper 2000-0422*.
- DU, X., GUO, J. et BEERAM, H. (2008). Sequential optimization and reliability assessment for multidisciplinary systems design. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 35, 117–130.
- EMBRAER (2007). Embraer 170. Rapport technique. Consulté le 3 mai 2011, tiré de <http://www.embraercommercialjets.com/img//download/138.pdf>.

- FOX, E. (1994). The pratt & whitney probabilistic design system. *35 th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Hilton Head, SC, 1075–1085.
- GYUNG-JIN, P., TAE-HEE, L., KWON HEE, L. et KWANG-HYEON, H. (2006). Robust design : An overview. *AIAA Journal*, 44, 181 – 191.
- IEMMA, U. et DIEZ, M. (2006). Optimal conceptual design of aircraft including community noise prediction. *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. Cambridge, MA, vol. 2621.
- KEANE, A. et NAIR, P. (2005). *Computational approaches for aerospace design*. John Wiley & Sons, Ltd.
- KIRKPATRICK, D. L. I. et LARCOMBE, M. J. (1973). Initial design optimization on civil and military aircraft. *43rd AGARD Flight Mechanics Panel Symposium*. Florence.
- KOCH, P. N. (2002). Probabilistic design : Optimizing for six sigma quality. *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Denver, Colorado.
- KROO, I. et SHEVELL, R. (2006). *Aircraft design : Synthesis and analysis*. [En ligne], Disponible : adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html. Consulté le 15 janvier 2010.
- KUMASAKA, H., MARTINEZ, M. et WEIR, D. (1996). Definition of 1992 technology aircraft noise levels and the methodology for assessing airplane noise impact of component noise reduction concepts. Rapport technique, National Aeronautics and Space Administration, Lewis Research Center.
- LEIFSSON, L., MASON, W., SCHETZ, J., HAFTKA, R. et GROSSMAN, B. (2006). Multidisciplinary design optimization of low-airframe-noise transport aircraft. *44 th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*.
- LIEBECK, R. et CENTER, L. R. (1995). Advanced subsonic airplane design & economic studies. Rapport technique, National Aeronautics and Space Administration, Lewis Research Center.
- MARCH, A., WAITZ, I. et WILLCOX, K. (2009). A methodology for integrated conceptual design of aircraft configuration and operation to reduce environmental impact. *9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO)*. South Carolina.
- MAVRIS, D. N., BANDTE, O. et DELAURENTIS, D. (1999). Robust design simulation : a probabilistic approach to multidisciplinary design. *Journal of Aircraft*, 36, 298–307.
- MOLLER, B. et BEER, M. (2008). Engineering computation under uncertainty-capabilities of non-traditional models. *Computers & Structures*, 86, 1024–1041.

- NEUFELD, D. (2010). *Multidisciplinary aircraft conceptual design optimization considering fidelity uncertainties*. Thèse de doctorat, Ryerson University, Toronto, Ontario.
- NEUFELD, D., JOON, C. et BEHDINAN, K. (2011). Aircraft conceptual design optimization considering fidelity uncertainties. *Journal of Aircraft*, 48, 1602 – 1612.
- OLSON, E. D. et MAVRIS, D. N. (2006). Aircraft conceptual design and risk analysis using physics-based noise prediction. *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. Cambridge, MA.
- PADULO, M., CAMPOBASSO, M. et GUENOV, M. (2007). Comparative analysis of uncertainty propagation methods for robust engineering design. *Proceedings of the International Conference on Engineering Design ICED07. Paris*.
- PATNAIK, S., CORONEOS, R., GUPTILL, J., HOPKINS, D. et HALLER, W. (2005). Subsonic aircraft design optimization with neural network and regression approximators. *Journal of aircraft*, 42, 1347.
- PEREZ, R., HENDERSON, R. et MARTINS, J. (2008). Multidisciplinary design optimization of airframe and engine for emissions reduction. *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. Victoria, BC, Canada.
- PEREZ, R. et MARTINS, J. (2008). pyACDT : An object-oriented framework for aircraft design modelling and multidisciplinary optimization. *Proceedings of the 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Victoria, BC*.
- RAYMER, D. P. (2006). *Aircraft design : a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C.
- ROSENBLATT, M. (1952). Remarks on a multivariate transformation. *The Annals of Mathematical Statistics*, 23, 470–472.
- ROSKAM, J. (2006). *Airplane Design Part VIII*. DARcorporation, Kansas.
- SEITZ, A., BROICHHAUSEN, K., SEIFERT, J. et DONNERHACK, S. (2008). An integrated parametric model for engine and aircraft design and performance optimization. *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Hartford, CT, United states.
- SHUTTLE AMERICA (2008). ERJ-170 pilot operating handbook, volume 5. Rapport technique, Shuttle America. Consulté le 12 septembre 2011, tiré de <http://www.scribd.com/doc/53468608/Embraer-ERJ-170-Pilot-Operating-Handbook-POH>.
- SIMPSON, T., POPLINSKI, J., KOCH, P. N. et ALLEN, J. (2001). Metamodels for computer-based engineering design : Survey and recommendations. *Engineering with Computers*, 17, 129–150.

- THUNNISSEN, D. P. (2005). *Propagating and Mitigating Uncertainty in the Design of Complex Multidisciplinary Systems*. Thèse de doctorat, California Institute of Technology, Pasadena, California.
- TORENBEEK, E. (1982). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht.
- US DOE, US DEPARTMENT OF ENERGY (2011). Annual energy outlook 2011 with projections to 2035. Rapport technique DOE/EIA-0383(2011), U.S. Energy Information Administration.
- VANKAN, J., KESSELER, E. et LABAN, M. (2007). Multi-objective optimisation of aircraft range and fuel consumption. *CEAS European Air and Space Conference*. Berlin. Consulté le 20 janvier 2010, tiré de www.vivaceproject.com/content/advanced/57Vankan.pdf.
- XIAO, Q., SUES, R. et RHODES, G. (1999). Multi-disciplinary wing shape optimization with uncertain parameters. *AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. St. Louis, MO.
- YAO, W., CHEN, X., LUO, W., VAN TOOREN, M. et GUO, J. (2011). Review of uncertainty-based multidisciplinary design optimization methods for aerospace vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 47, 450–479.
- YOSHIOKA, H. (2000). Evaluation and prediction of airport noise in japan. *Acoustical Science and Technology*, 21, 341–344.
- ZANG, T., HEMSCH, M., HILBURGER, M., KENNY, S., LUCKRING, J., MAGHAMI, P., PADULA, S. et STROUD, W. (2002). Needs and opportunities for uncertainty-based multidisciplinary design methods for aerospace vehicles. Rapport technique, NASA/TM-2002-211462, NASA Langley Research Center.

ANNEXE A

Méthode d'ingénierie inverse pour évaluer un cycle d'un moteur - application au CF34-8E

Cette section décrit les étapes ainsi que les hypothèses de l'ingénierie inverse utilisées afin d'évaluer un cycle d'un turboréacteur double corps double flux. L'approche est présentée de façon générique et doit être complétée en utilisant des données provenant de la littérature et d'opinions d'experts.

Point de design :

- On assume que le point de design correspond au condition à puissance maximale en montée.
- Calculez le débit massique corrigée en assumant un rapport du débit massique corrigé par rapport à l'aire frontale de la soufflante entre 195 et 220 $kg/sec/ft^2$. L'aire de la soufflante à l'entrée est calculée à partir du diamètre de la soufflante ainsi que du diamètre du cône de l'entrée du moteur.
- Utilisez les données de la littérature afin de déterminer la valeur du rapport de pression de la soufflante ainsi que du taux de compression.
- Ajustez le débit massique du flux primaire afin d'obtenir le taux de dilution publié.
- La valeur de la température maximale n'est habituellement pas publiée ni facile à estimer parce que cela nécessiterait une connaissance des débits de refroidissement. Un raccourci est de calculer une valeur synthétique de la température maximale en postulant des débits de refroidissement nuls et en imposant au cycle des conditions propulsives optimales pour les deux flux, soit un rapport de la vitesse du flux secondaire par rapport à la vitesse du flux primaire de 0,8. Fixez la valeur de la température maximale en montée à cette valeur calculée.

Évaluation hors design :

- Ajuster l'efficacité des composants afin d'obtenir comme minimum de la consommation spécifique en croisière la valeur publiée de la consommation spécifique.
- Utilisez la valeur du débit massique corrigée de la littérature afin de définir la condition d'opération de puissance maximale en croisière. Fixez la valeur de la température maximale en croisière selon cette condition.
- Utilisez les données de la littérature afin de définir l'altitude, la température ambiante, et la poussée maximale au décollage. Fixez la valeur de la température maximale au décollage selon cette condition.

Le tableau A.1 présente les données au point de design du moteur CF34-8E de General Electric extraits du logiciel GasTurb obtenus avec la méthode d'ingénierie inverse en combinaison avec des données tirées de la littérature (voir Daly et Gunston, 2007).

Tableau A.1 Données du moteur CF34-8E extraits du logiciel GasTurb

Turbofan Alt=11280m / Mn=0.740 ISA

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s	FN	=	12.28 kN
amb		216.65	21.655				
1	68.665	240.43	31.163		TSFC	=	19.1227 g/(kN*s)
2	68.665	240.43	30.851	206.000	WF	=	0.23484 kg/s
13	57.408	298.13	58.617	100.940	BPR	=	5.1000
21	11.257	292.85	55.532	20.706	s NOx	=	0.3420
25	11.257	292.85	54.976	20.915	Core Eff	=	0.4847
3	11.257	691.12	857.632	2.060	Prop Eff	=	0.7091
31	10.957	691.12	857.632		P3/P2	=	27.80
4	11.191	1436.56	831.903	3.044	P2/P1	=	0.9900
41	11.191	1436.56	831.903	3.044	P16/P13	=	0.9800
43	11.191	1093.47	187.107		P25/P21	=	0.9900
44	11.191	1093.47	187.107		P45/P44	=	0.9800
45	11.191	1093.47	183.365	12.047	P6/P5	=	0.9800
49	11.191	793.49	37.710		A8	=	0.22041 m ²
5	11.191	793.49	37.710	49.901	A18	=	0.43739 m ²
8	11.191	793.49	36.955	50.919	P8/Pamb	=	1.70659
18	57.408	298.13	57.444	103.000	P18/Pamb	=	2.65277
Bleed	0.300	691.12	857.629		WBld/W25	=	0.02665

Efficienciers:	isent	polytr	RNI	P/P	CD8	=	0.97570
Outer LPC	0.8400	0.8538	0.377	1.900	CD18	=	0.97600
Inner LPC	0.8400	0.8527	0.377	1.800	XM8	=	0.92085
HP Compressor	0.8500	0.8944	0.532	15.600	XM18	=	1.00000
Burner	0.9995			0.970	V18/V8,id	=	0.80001
HP Turbine	0.8100	0.7808	1.255	4.446	Loading	=	100.00 %
LP Turbine	0.8500	0.8225	0.378	4.863	e444 th	=	0.81000

HP Spool mech Eff	0.9900	Nom Spd	17820 rpm		WLcl/W25	=	0.00000
LP Spool mech Eff	1.0000	Nom Spd	7400 rpm		WHcl/W25	=	0.00000

hum [%]	war0	FHV	Fuel				
0.0	0.00000	43.124	Generic				

ANNEXE B

Code utilisé afin de calculer la performance en lot la performance de moteurs
dans le logiciel GasTurb

Le code qui suit a été utilisé afin de calculer en lot la performance aux différentes conditions d'opération d'un moteur dans le logiciel GasTurb. Les données recueillies ont servi à construire le métamodèle pour le module moteur. Il est à noter que la valeur du débit de carburant limite du régime au ralenti a été ajustée pour chaque moteur analysé. Le cas présenté est pour le moteur avec un taux de dilution de 4, un nombre de Mach de design de 0.6, et une altitude de design de 8 000 *m*.

```

1          //////////////////////////////////////////////////// Max Take-off
2 SMODE   = 2    // ZNX given (1) or ZT4 given (2)
3 ZT4     = 1572 // Burner Temperature ZT4
4
5 ZWBLD   = 0    // Overboard Bleed [kg/s]
6 PWX     = 36.85 // Power Offtake [kW]
7 dtamb   = 0    // Delta T from ISA [K]
8
9 alt     = 0    // Altitude [m]
10 XM     = 0    // Mach Number
11 [Calculate] 1
12 alt    = 1524 // Altitude [m]
13 [Calculate] 2
14 alt    = 3048 // Altitude [m]
15 [Calculate] 3
16
17 ...
18
19 Repeat for :
20
21 XM     = 0.1  // Mach Number
22 XM     = 0.2  // Mach Number
23 XM     = 0.3  // Mach Number
24 XM     = 0.4  // Mach Number
25
26 ...
27
28
29          //////////////////////////////////////////////////// Max Climb
30 [Limiters]
31 MAX Corr Low Spool Speed NLR [%]{Setting=110; 0n}
32 MAX HPT Rotor Inlet Temp T41 [K]{Setting=1437;0n}
33
34 ZWBLD   = 0.3  // Overboard Bleed [kg/s]
35 alt     = 0    // Altitude [m]

```

```

36 XM      = 0      // Mach Number
37
38 [Calculate] 16
39
40 ZWBLD   = 0.3    // Overboard Bleed [kg/s]
41
42 [Calculate] 16
43
44 alt     = 0      // Altitude [m]
45 XM      = 0      // Mach Number
46 [Calculate] 17
47 alt     = 1524   // Altitude [m]
48 [Calculate] 18
49 alt     = 3048   // Altitude [m]
50 [Calculate] 19
51 alt     = 4572   // Altitude [m]
52 [Calculate] 20
53 alt     = 6096   // Altitude [m]
54 [Calculate] 21
55 alt     = 7620   // Altitude [m]
56 [Calculate] 22
57 alt     = 9144   // Altitude [m]
58 [Calculate] 23
59 alt     = 10668  // Altitude [m]
60 [Calculate] 24
61 alt     = 12192  // Altitude [m]
62 [Calculate] 25
63 alt     = 13716  // Altitude [m]
64 [Calculate] 26
65 alt     = 15240  // Altitude [m]
66 [Calculate] 27
67
68 ...
69
70 Repeat for :
71
72 XM      = 0.1    // Mach Number
73 XM      = 0.2    // Mach Number
74 XM      = 0.3    // Mach Number
75 XM      = 0.4    // Mach Number
76 XM      = 0.5    // Mach Number
77 XM      = 0.6    // Mach Number
78 XM      = 0.7    // Mach Number
79 XM      = 0.8    // Mach Number
80 XM      = 0.85   // Mach Number
81
82 ...
83
84 //////////////////////////////////////// Max Cruise
85 [Limiters]
86 MAX Corr Low Spool Speed NLR [%]{Setting=110; On}
87 MAX HPT Rotor Inlet Temp T41 [K]{Setting=1380;On}
88
89 [Calculate] 126

```

```

90
91 alt      = 0      // Altitude [m]
92 XM       = 0      // Mach Number
93 [Calculate] 127
94 alt      = 1524   // Altitude [m]
95 [Calculate] 128
96 alt      = 3048   // Altitude [m]
97 [Calculate] 129
98 alt      = 4572   // Altitude [m]
99 [Calculate] 130
100 alt     = 6096   // Altitude [m]
101 [Calculate] 131
102 alt     = 7620   // Altitude [m]
103 [Calculate] 132
104 alt     = 9144   // Altitude [m]
105 [Calculate] 133
106 alt     = 10668  // Altitude [m]
107 [Calculate] 134
108 alt     = 12192  // Altitude [m]
109 [Calculate] 135
110 alt     = 13716  // Altitude [m]
111 [Calculate] 136
112 alt     = 15240  // Altitude [m]
113 [Calculate] 137
114
115 ...
116
117 Repeat for :
118
119 XM       = 0.1    // Mach Number
120 XM       = 0.2    // Mach Number
121 XM       = 0.3    // Mach Number
122 XM       = 0.4    // Mach Number
123 XM       = 0.5    // Mach Number
124 XM       = 0.6    // Mach Number
125 XM       = 0.7    // Mach Number
126 XM       = 0.8    // Mach Number
127 XM       = 0.85   // Mach Number
128
129 ...
130
131 ////////////////////////////////////////NonIdle
132 [Limiters]
133 MAX Corr Low Spool Speed NLR [%]{Setting=110; Off}
134 MAX HPT Rotor Inlet Temp T41 [K]{Setting=1380;Off}
135
136 alt      = 0      // Altitude [m]
137 XM       = 0      // Mach Number
138
139 SMODE    = 1      // ZXN given (1) or ZT4 given (2)
140 ZXN_HPC  = 1.1    // HPC Spool Speed ZXNH
141
142 [Calculate] 236
143

```

```
144 alt      = 0      // Altitude [m]
145 XM       = 0      // Mach Number
146
147 SMODE    = 1      // ZNX given (1) or ZT4 given (2)
148 ZNX_HPC  = 1.1    // HPC Spool Speed ZNXH
149
150 [Calculate] 236
151
152
153 alt      = 0      // Altitude [m]
154 XM       = 0      // Mach Number
155 [Calculate] 237
156 alt      = 1524   // Altitude [m]
157 [Calculate] 238
158 alt      = 3048   // Altitude [m]
159 [Calculate] 239
160 alt      = 4572   // Altitude [m]
161 [Calculate] 240
162 alt      = 6096   // Altitude [m]
163 [Calculate] 241
164 alt      = 7620   // Altitude [m]
165 [Calculate] 242
166 alt      = 9144   // Altitude [m]
167 [Calculate] 243
168 alt      = 10668  // Altitude [m]
169 [Calculate] 244
170 alt      = 12192  // Altitude [m]
171 [Calculate] 245
172 alt      = 13716  // Altitude [m]
173 [Calculate] 246
174 alt      = 15240  // Altitude [m]
175 [Calculate] 247
176
177 ...
178
179 Repeat for :
180
181 XM       = 0.1    // Mach Number
182 XM       = 0.2    // Mach Number
183 XM       = 0.3    // Mach Number
184 XM       = 0.4    // Mach Number
185 XM       = 0.5    // Mach Number
186 XM       = 0.6    // Mach Number
187 XM       = 0.7    // Mach Number
188 XM       = 0.8    // Mach Number
189 XM       = 0.85   // Mach Number
190
191 ...
192
193 ...
194
195 Repeat for :
196
197 ZNX_HPC  = 1      // HPC Spool Speed ZNXH
```

```

198 ZNX_HPC = 0.9 // HPC Spool Speed ZNXH
199 ZNX_HPC = 0.88 // HPC Spool Speed ZNXH
200 ZNX_HPC = 0.82 // HPC Spool Speed ZNXH
201 ZNX_HPC = 0.75 // HPC Spool Speed ZNXH
202 ZNX_HPC = 0.7 // HPC Spool Speed ZNXH
203
204 ...
205
206 ////////////////////////////////////////////////////////////////////Idle
207 [Limiters]
208 MAX Corr Low Spool Speed NLR [%]{Setting=110; Off}
209 MAX HPT Rotor Inlet Temp T41 [K]{Setting=1380;Off}
210
211 alt = 0 // Altitude [m]
212 XM = 0 // Mach Number
213
214
215 SMODE = 1 // ZNX given (1) or ZT4 given (2)
216 ZNX_HPC = 0.6 // HPC Spool Speed ZNXH
217
218
219 [Calculate] 786
220
221
222 [Limiters]
223
224 MIN P3{Setting=275; On}
225 MIN High Press Spool Speed NH [%]{Setting=60;On}
226 MIN Fuel Flow [kg/s]{Setting=0.090; On}
227
228 [Calculate] 787
229 alt = 0 // Altitude [m]
230 XM = 0 // Mach Number
231 [Calculate] 788
232 alt = 1524 // Altitude [m]
233 [Calculate] 789
234 alt = 3048 // Altitude [m]
235 [Calculate] 790
236 alt = 4572 // Altitude [m]
237 [Calculate] 791
238 alt = 6096 // Altitude [m]
239 [Calculate] 792
240 alt = 7620 // Altitude [m]
241 [Calculate] 793
242 alt = 9144 // Altitude [m]
243 [Calculate] 794
244 alt = 10668 // Altitude [m]
245 [Calculate] 795
246 alt = 12192 // Altitude [m]
247 [Calculate] 796
248 alt = 13716 // Altitude [m]
249 [Calculate] 797
250 alt = 15240 // Altitude [m]
251 [Calculate] 798

```

```
252
253 ...
254
255 Repeat for :
256
257 XM      = 0.1 // Mach Number
258 XM      = 0.2 // Mach Number
259
260 ...
261
262 XM      = 0.3 // Mach Number
263 alt     = 1524 // Altitude [m]
264 [Calculate] 822
265 alt     = 3048 // Altitude [m]
266 [Calculate] 823
267 alt     = 4572 // Altitude [m]
268 [Calculate] 824
269 alt     = 6096 // Altitude [m]
270 [Calculate] 825
271 alt     = 7620 // Altitude [m]
272 [Calculate] 826
273 alt     = 9144 // Altitude [m]
274 [Calculate] 827
275 alt     = 10668 // Altitude [m]
276 [Calculate] 828
277 alt     = 12192 // Altitude [m]
278 [Calculate] 829
279 alt     = 13716 // Altitude [m]
280 [Calculate] 830
281 alt     = 15240 // Altitude [m]
282
283 ...
284
285 Repeat for :
286
287 XM      = 0.4 // Mach Number
288 XM      = 0.5 // Mach Number
289 XM      = 0.6 // Mach Number
290
291 ...
292
293 alt     = 3048 // Altitude [m]
294 XM      = 0.7 // Mach Number
295 [Calculate] 858
296 alt     = 4572 // Altitude [m]
297 [Calculate] 859
298 alt     = 6096 // Altitude [m]
299 [Calculate] 860
300 alt     = 7620 // Altitude [m]
301 [Calculate] 861
302 alt     = 9144 // Altitude [m]
303 [Calculate] 862
304 alt     = 10668 // Altitude [m]
305 [Calculate] 863
```

```

306 alt      = 12192 // Altitude [m]
307 [Calculate] 864
308 alt      = 13716 // Altitude [m]
309 [Calculate] 865
310 alt      = 15240 // Altitude [m]
311 [Calculate] 866
312
313 ...
314
315 Repeat for :
316
317 XM        = 0.8   // Mach Number
318
319 ...
320
321 alt      = 15240 // Altitude [m]
322 XM        = 0.85  // Mach Number
323 [Calculate] 874
324 alt      = 13716 // Altitude [m]
325 [Calculate] 875
326 alt      = 12192 // Altitude [m]
327 [Calculate] 876
328 alt      = 10668 // Altitude [m]
329 [Calculate] 877
330 alt      = 9144  // Altitude [m]
331 [Calculate] 878
332 alt      = 7620  // Altitude [m]
333 [Calculate] 879
334 alt      = 6096  // Altitude [m]
335 [Calculate] 867
336 alt      = 4572  // Altitude [m]
337 [Calculate] 859
338
339 //////////////////////////////////////////////////////////////////// Max Take-off ISA+10
340 SMODE     = 2     // ZXN given (1) or ZT4 given (2)
341 ZT4       = 1621  // Burner Temperature ZT4
342
343 dtamb     = 10    // Delta T from ISA [K]
344 ZWBLD     = 0     // Overboard Bleed [kg/s]
345
346 [Calculate] 1
347
348 [Limiters][Limiters]
349 MAX Corr Low Spool Speed NLR [%]{Setting=110; Off}
350 MIN P3{Setting=275; Off}
351 MIN High Press Spool Speed NH [%]{Setting=60;Off}
352 MIN Fuel Flow [kg/s]{Setting=0.094; Off}
353 MAX HPT Rotor Inlet Temp T41 [K]{Setting=1621;On}
354
355 ZWBLq25   = 0     // Rel. Overboard Bleed W_Bld/W25
356
357 dtamb     = 10    // Delta T from ISA [K]
358
359 alt       = 304.8 // Altitude [m]

```

```

360 XM      = 0      // Mach Number
361 [Calculate] 1
362
363 alt      = 304.8  // Altitude [m]
364 XM      = 0      // Mach Number
365 [Calculate] 1
366 XM      = 0.1    // Mach Number
367 [Calculate] 2
368 XM      = 0.2    // Mach Number
369 [Calculate] 3
370 XM      = 0.3    // Mach Number
371 [Calculate] 4
372 XM      = 0.4    // Mach Number
373 [Calculate] 5
374
375          ////////////////////////////////////////////////// NonIdle ISA+10
376
377 SMODE    = 1      // ZNX given (1) or ZT4 given (2)
378 ZNX_HPC  = 1.1    // HPC Spool Speed ZNXH
379
380 [Limiters]
381 MAX HPT Rotor Inlet Temp T41 [K]{Setting=1621;Off}
382
383 alt      = 0      // Altitude [m]
384 XM      = 0      // Mach Number
385
386 [Calculate] 6
387
388 SMODE    = 1      // ZNX given (1) or ZT4 given (2)
389 ZNX_HPC  = 1.1    // HPC Spool Speed ZNXH
390
391 ZWBLD    = 0.3    // Overboard Bleed [kg/s]
392
393 [Calculate] 6
394
395 alt      = 0      // Altitude [m]
396 XM      = 0      // Mach Number
397 [Calculate] 7
398 alt      = 120    // Altitude [m]
399 [Calculate] 8
400 alt      = 762    // Altitude [m]
401 [Calculate] 9
402 alt      = 1524   // Altitude [m]
403 [Calculate] 10
404
405 ...
406
407 Repeat for :
408
409 XM      = 0.1    // Mach Number
410 XM      = 0.2    // Mach Number
411 XM      = 0.3    // Mach Number
412 XM      = 0.4    // Mach Number
413

```

```
414 ...
415
416 ...
417
418
419 Repeat for :
420
421 ZXN_HPC = 1 // HPC Spool Speed ZXNH
422 ZXN_HPC = 0.9 // HPC Spool Speed ZXNH
423 ZXN_HPC = 0.8 // HPC Spool Speed ZXNH
424 ZXN_HPC = 0.7 // HPC Spool Speed ZXNH
425
426 ...
```

ANNEXE C

**Codes utilisés afin de calculer la performance de l'avion aux conditions de vol
requisies par le module bruit**

Les codes informatiques qui suivent ont été rajoutés au logiciel Pacelab APD afin de pouvoir calculer la performance de l'avion aux trois points de mesures utilisés par le module bruit. Les points de mesures sont définis comme l'approche (approach), le décollage (flyover), ainsi que latéral (sideline).

```

1 //scope of method: performance at approach condition
2
3 //*****
4
5 //message service
6 Pace.APD.PlugIns.APDInterfaces.IMessageHandlingService mhService =
7   Pace.APD.PlugIns.APDPlugIn.Service.MessageHandlingService.Exemplar();
8
9 //Altitude
10 Length h = new Length(394.0, "ft");
11
12 //stall speed ratio for safety speed
13 double VapproachVS = 1.3;
14 //initialize flap angle (based on CRJ700)
15 PlaneAngle flaps = new PlaneAngle(40, "deg");
16
17 //CLMax
18 double clMax = (double) LowSpeed_DragPolar.MDT.GetOutputByParams(flaps, 0.0)[2];
19 TemperatureInterval ISADeviation = new TemperatureInterval(10, "K");
20
21 //stall speed
22 LinearVelocity vStall = APD.BasicAlgorithms.Coefficients.Exemplar.CLToTAS(clMax, MLW, h,
23   ISADeviation, IWing_RefArea);
24
25 //the local density
26 Temperature t = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetTemperature(ISADeviation, h);
27 Pressure p = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetPressure(h);
28 Density rho = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetDensity(p, t);
29
30 //Approach speed
31 LinearVelocity Vapproach = VapproachVS * vStall;
32 MachNumber MachNumber = APD.BasicAlgorithms.Velocities.Exemplar.TASToMach(h, Vapproach,
33   ISADeviation);
34
35 //Lift to drag ratio
36 double cl = MLW.ConvertToDouble("kg") * 9.80665 / (0.5 * rho.ConvertToDouble("kg/m3") *
37   Vapproach.ConvertToDouble("m/s")*Vapproach.ConvertToDouble("m/s") *
38   IWing_RefArea.ConvertToDouble("m2"));;
```

```

39 double ld = c1 / (double) LowSpeed_DragPolar.MDT.GetOutputByParams(flaps, c1)[0];
40
41 //thrust at approach
42 Force Thrust = APD.BasicAlgorithms.Coefficients.Exemplar.MassToForce(MLW)*
43 (Math.Cos(-0.05236)/ld + Math.Sin(-0.05236));
44
45 //output
46
47 double[]
48
49 returnVal = new double[7];
50 returnVal[0] = MLW.ConvertToDouble("kg");
51 returnVal[1] = Vapproach.ConvertToDouble("m/s");
52 returnVal[2] = Thrust.ConvertToDouble("N");
53 returnVal[3] = c1;
54 returnVal[4] = ld;
55 returnVal[5] = h.ConvertToDouble("ft");
56 returnVal[6] = MachNumber.ConvertToDouble("mach");
57 return returnVal;

1 //scope of method: performance at flyover condition
2
3 //*****
4
5 //message service
6 Pace.APD.PlugIns.APDInterfaces.IMessageHandlingService mhService =
7 Pace.APD.PlugIns.APDPlugIn.Service.MessageHandlingService.Exemplar();
8
9 //Altitude
10 Length h0 = new Length(0, "ft");
11
12 //stall speed ratio for safety speed
13 double VSToV2 = 1.2;
14
15 //V3 increment from V2
16 LinearVelocity V3inc = new LinearVelocity(5, "m/s");
17
18 //CLMax
19 double clMax = (double) LowSpeed_DragPolar.MDT.GetOutputByParams(Flap, 0.0)[2];
20
21 //stall speed
22 TemperatureInterval ISADeviation = new TemperatureInterval(10, "K");
23 LinearVelocity vStall = APD.BasicAlgorithms.Coefficients.Exemplar.CLToTAS(clMax, MTOW, h0,
24 ISADeviation, IWing_RefArea);
25
26 //Vmc Mach Number for deltaT of zero (critical control speed)
27 LinearVelocity vStalldelta = APD.BasicAlgorithms.Coefficients.Exemplar.CLToTAS(clMax,
28 MTOW, h0, new TemperatureInterval(0, "K"), IWing_RefArea);
29 MachNumber MachNumberdelta = APD.BasicAlgorithms.Velocities.Exemplar.TASToMach(h0,
30 1.13*vStalldelta, new TemperatureInterval(0, "K"));
31
32 //Approach speed
33 LinearVelocity V3 = VSToV2 * vStall + V3inc ;
34 MachNumber MachNumber = APD.BasicAlgorithms.Velocities.Exemplar.TASToMach(h0,

```

```

35 V3, ISADeviation);
36
37 //the local density
38 Temperature t = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetTemperature(ISADeviation, h0);
39 Pressure p = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetPressure(h0);
40 Density rho = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetDensity(p, t);
41
42 //Lift to drag ratio
43 double cl = MTOW.ConvertToDouble("kg") * 9.80665 / (0.5 * rho.ConvertToDouble("kg/m3") *
44 V3.ConvertToDouble("m/s")*V3.ConvertToDouble("m/s") *
45 IWing_RefArea.ConvertToDouble("m2"));
46
47 //Climb at continuous V3 First Segment after 35 ft
48
49 //Settings Variables
50 Length h1 = new Length(35, "ft");
51 Mass Mass = MTOW;
52 double Segment = 0;
53 Length L = (Cutback-BFL/1.15)/Division;
54 double cd = 0;
55 double Thrust =0;
56 double drag =0;
57 PlaneAngle Gradient = new PlaneAngle(0, "rad");
58 LinearVelocity Vhorizontal = new LinearVelocity(0, "m/s");
59 LinearVelocity Vvertical = new LinearVelocity(0, "m/s");
60 Duration Time = new Duration(0, "s");
61 MassFlow ff_kgs = new MassFlow(0, "kg/s");
62 Length deltaH = new Length(0, "m");
63 Duration TimeTotal = new Duration(0,"s");
64
65 Length Store1 = h1;
66 Length Store2 = h1;
67 Length Store3 = h1;
68 Length Store4 = h1;
69 Length Store5 = h1;
70 Length Store6 = h1;
71
72
73 while(Segment<=Division)
74 {
75     MachNumber = APD.BasicAlgorithms.Velocities.Exemplar.TASToMach(h1, V3,
76     ISADeviation);
77
78     //the local density
79     t = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetTemperature(ISADeviation, h1);
80     p = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetPressure(h1);
81     rho = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetDensity(p, t);
82
83     cl = Mass.ConvertToDouble("kg") * 9.80665 / (0.5 * rho.ConvertToDouble("kg/m3") *
84     V3.ConvertToDouble("m/s")*V3.ConvertToDouble("m/s")* IWing_RefArea.
85     ConvertToDouble("m2"));
86     cd = (double) LowSpeed_DragPolar.MDT.GetOutputByParams(Flap, cl)[0];
87     Thrust = Helpers.Exemplar.InterpolateTotalThrust(PropulsionGroup_NoOfEngine,
88     "MTO", ISADeviation, h1,

```

```

89     MachNumber, IGasTurbinePPT_FunctionEngineThrust).ConvertToDouble("N");
90     drag = (0.5* cd * rho * V3 * V3 * IWing_RefArea).ConvertToDouble("N") ;
91     Gradient = new PlaneAngle(Math.Asin((Thrust-drag)/(Mass.ConvertToDouble("kg")*
92     9.81)), "rad");
93     Vhorizontal = V3*Math.Cos(Gradient);
94     Vvertical = V3*Math.Sin(Gradient);
95     Time = L/Vhorizontal;
96     TimeTotal = TimeTotal+Time;
97
98     //fuel flow
99     ff_kgs = Helpers.Exemplar.InterpolateTotalFuelFlow(PropulsionGroup_NoOfEngine,
100    "MTO", new TemperatureInterval(0,"K"),
101    h1, MachNumber, new Force(Thrust, "N"), IGasTurbinePPT_FunctionEngineFuelFlow);
102    Mass = Mass - ff_kgs*Time ;
103    deltaH = Vvertical*Time;
104
105    //Storing Position Values
106    if(Segment==0)
107    { Store1 = h1; }
108    if(Segment==Math.Round(Division/2))
109    { Store2 = h1; }
110    if(Segment==Division)
111    { Store3 = h1; }
112
113    h1 =h1 +deltaH;
114    Segment = Segment+1;
115
116 }
117
118 h1 = h1 -deltaH;
119
120 //Second Segment, after cutback
121
122 //Settings Variables
123 double Segment2 = 0;
124 Length Lfinal = new Length(6500, "m");
125 Length L2 = (Lfinal-Cutback)/Division;
126 double cd2 = 0;
127 double Thrust2 =0;
128 double ThrustOneEngine =0;
129 double drag2 =0;
130 Area cdwindmillingS = new Area(0, "m2");
131 Area cdasymmetricS = new Area(0,"m2");
132 double Kas =0;
133 double cdOEI =0;
134 double dragOEI=0;
135 Area ThrustArea = new Area(0,"m2");
136
137 while(Segment2<=Division)
138 {
139     MachNumber = APD.BasicAlgorithms.Velocities.Exemplar.TASToMach(h1, V3,
140     ISADeviation);
141
142     //the local density

```

```

143     t = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetTemperature(ISADeviation, h1);
144     p = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetPressure(h1);
145     rho = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetDensity(p, t);
146
147     c1 = Mass.ConvertToDouble("kg") * 9.80665 / (0.5 * rho.ConvertToDouble("kg/m3") *
148     V3.ConvertToDouble("m/s")*V3.ConvertToDouble("m/s") * IWing_RefArea.
149     ConvertToDouble("m2"));
150     cd2 = (double) LowSpeed_DragPolar.MDT.GetOutputByParams(Flap, c1)[0];
151     cdwindmillingS = 0.078*FanDiameter*FanDiameter + (0.92*(1-0.92))*Math.PI*
152     FanDiameter*FanDiameter*0.6/(2*(1+0.16*MachNumber.ConvertToDouble("mach")*
153     MachNumber.ConvertToDouble("mach")));
154     Kas = (double) ((YEngineOut*1000/(FinX.X-CGX.X))*(YEngineOut*1000/(FinX.X-CGX.X))/
155     (FinArea*Math.PI*AspectRatioFin)*(1+2.3*Math.Sqrt(0.15)*0.936/Math.Sqrt
156     (AspectRatioFin)));
157     ThrustArea = new Area(ThrustOneEngine/(0.5*rho.ConvertToDouble("kg/m3")*
158     V3.ConvertToDouble("m/s")*V3.ConvertToDouble("m/s")), "m2");
159     cdasymmetricS = new Area(Kas*(ThrustArea + cdwindmillingS).ConvertToDouble("m2") *
160     (ThrustArea + cdwindmillingS).ConvertToDouble("m2"), "m2");
161     cdOEI = cd2 + (cdwindmillingS+cdasymmetricS)/IWing_RefArea ;
162
163     //FAR 25.121 gradient of climb must be positive for two-engine airplanes with
164     one-engine inoperative
165     drag2 = (0.5* cd2 * rho * V3 * V3 * IWing_RefArea).ConvertToDouble("N") ;
166     dragOEI = (0.5* cdOEI * rho * V3 * V3 * IWing_RefArea).ConvertToDouble("N") ;
167     ThrustOneEngine = dragOEI;
168     Thrust2 = ThrustOneEngine*2;
169     Gradient = new PlaneAngle(Math.Asin((Thrust2-drag2)/(Mass.ConvertToDouble("kg")*
170     9.81)), "rad");
171     Vhorizontal = V3*Math.Cos(Gradient);
172     Vvertical = V3*Math.Sin(Gradient);
173     Time = L2/Vhorizontal;
174     TimeTotal = TimeTotal+Time;
175
176     //fuel flow
177     ff_kgs = Helpers.Exemplar.InterpolateTotalFuelFlow(PropulsionGroup_NoOfEngine,
178     "MTO", new TemperatureInterval(0, "K"),
179     h1, MachNumber, new Force(Thrust2, "N"), IGasTurbinePPT_FunctionEngineFuelFlow);
180     Mass = Mass - ff_kgs*Time ;
181     deltaH = Vvertical*Time;
182
183     //Storing Position Values
184     if(Segment2==0)
185     { Store4 = h1; }
186     if(Segment2==Math.Round(Division/2))
187     { Store5 = h1; }
188     if(Segment2==Division)
189     { Store6 = h1; }
190
191     h1 =h1 +deltaH;
192     Segment2 = Segment2+1;
193 }
194
195 h1 =h1 - deltaH;
196

```

```

197 //output
198 double[] returnVal = new double[16];
199
200 returnVal[0] = Mass.ConvertToDouble("kg");
201 returnVal[1] = V3.ConvertToDouble("m/s");
202 returnVal[2] = Thrust2;
203 returnVal[3] = h1.ConvertToDouble("ft");
204 returnVal[4] = MachNumberdelta.ConvertToDouble("mach");
205 returnVal[5] = Gradient.ConvertToDouble("rad");
206 returnVal[6] = cdwindmillingS.ConvertToDouble("m2");
207 returnVal[7] = cdasymmetricS.ConvertToDouble("m2");
208 returnVal[8] = TimeTotal.ConvertToDouble("s");
209 returnVal[9] = vStall.ConvertToDouble("m/s");
210
211 returnVal[10] = Store1.ConvertToDouble("ft");
212 returnVal[11] = Store2.ConvertToDouble("ft");
213 returnVal[12] = Store3.ConvertToDouble("ft");
214 returnVal[13] = Store4.ConvertToDouble("ft");
215 returnVal[14] = Store5.ConvertToDouble("ft");
216 returnVal[15] = Store6.ConvertToDouble("ft");
217
218
219 return returnVal;

1 //scope of method: performance at sideline condition
2
3 //*****
4
5 //message service
6 Pace.APD.PlugIns.APDInterfaces.IMessageHandlingService mhService =
7 Pace.APD.PlugIns.APDPlugIn.Service.MessageHandlingService.Exemplar();
8
9 //Altitude
10 Length h = new Length(304.8, "m");
11
12 //stall speed ratio for safety speed
13 double VSToV2 = 1.2;
14
15 //V3 increment from V2
16
17 LinearVelocity V3inc = new LinearVelocity(5, "m/s");
18
19 //CLMax
20 double clMax = (double) LowSpeed_DragPolar.MDT.GetOutputByParams(Flap, 0.0)[2];
21
22 //stall speed
23 TemperatureInterval ISADeviation = new TemperatureInterval(10, "K");
24 LinearVelocity vStall = APD.BasicAlgorithms.Coefficients.Exemplar.CLToTAS(clMax,
25 MTOW, h0, ISADeviation, IWing_RefArea);
26
27 //Approach speed
28 LinearVelocity V3 = VSToV2 * vStall + V3inc ;
29 MachNumber MachNumber = APD.BasicAlgorithms.Velocities.Exemplar.TASToMach(h, V3,
30 ISADeviation);

```

```

31
32 //the local density
33 Temperature t = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetTemperature(ISADeviation, h);
34 Pressure p = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetPressure(h);
35 Density rho = APD.BasicAlgorithms.ISA.Exemplar.GetDensity(p, t);
36
37 //Lift to drag ratio
38 double cl = MTOW.ConvertToDouble("kg") * 9.80665 / (0.5 * rho.ConvertToDouble("kg/m3") *
39 V3.ConvertToDouble("m/s")*V3.ConvertToDouble("m/s") *
40 IWing_RefArea.ConvertToDouble("m2"));
41 double ld = cl / (double) LowSpeed_DragPolar.MDT.GetOutputByParams(Flap, cl)[0];
42
43 //thrust at sideline
44 Force Thrust = Helpers.Exemplar.InterpolateTotalThrust(PropulsionGroup_NoOfEngine,
45 "MTO", ISADeviation, h, MachNumber, IGasTurbinePPT_FunctionEngineThrust);
46
47 //Gradient
48 PlaneAngle Gradient = new PlaneAngle(Math.Acos(0.5*IWing_RefArea.ConvertToDouble("m2")*cl*
49 rho.ConvertToDouble("kg/m3")*V3.ConvertToDouble("m/s")*V3.ConvertToDouble("m/s")/
50 (MTOW.ConvertToDouble("kg")*9.81)), "rad");
51
52 //output
53 double[] returnVal = new double[8];
54
55 returnVal[0] = MTOW.ConvertToDouble("kg");
56 returnVal[1] = V3.ConvertToDouble("m/s");
57 returnVal[2] = Thrust.ConvertToDouble("N");
58 returnVal[3] = clMax;
59 returnVal[4] = ld;
60 returnVal[5] = h.ConvertToDouble("ft");
61 returnVal[6] = MachNumber.ConvertToDouble("mach");
62 returnVal[7] = Gradient.ConvertToDouble("rad");
63
64 return returnVal;

```

ANNEXE D

Méthode $DOC + I$ utilisée pour calculer les coûts d'exploitation

Cette section présente les équations basés sur la méthode $DOC + I$ (Direct Operating Cost plus Interest) développée par McDonnell Douglas, Boeing et le centre de recherche Lewis de la NASA utilisés afin de prédire les coûts d'exploitation directs (voir Liebeck et Center, 1995). Il est à noter que les équations présentées sont pour les vols intérieurs. De plus, une correction afin de tenir compte de l'inflation a été ajoutée. Les valeurs économiques d'entrées utilisées sont énumérées dans le tableau 2.4.

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

AFW	Poids de l'aéronef, <i>lbs</i>
CA	Coût d'acquisition-aéronef
CM	Coût d'acquisition-moteur
CT	Carburant total, <i>gallon</i>
IA	Investissements pour les pièces de rechange de l'avion, % du prix de l'avion
IM	Investissements pour les pièces de rechange du moteur, % du prix du moteur
I	Inflation (1993-2010)
NM	Nombre de moteur
MLW	Poids maximale à l'atterrissage, <i>lbs</i>
MTOW	Poids maximale au décollage, <i>lbs</i>
PC	Prix du carburant, \$ / <i>gallon</i>
PD	Période de dépréciation, années
RA	Redevance d'atterrissage, \$/1 000 <i>lbs</i>
SLST	Poussée statique maximale au niveau de la mer, <i>lbs</i>
TA	Tarifs d'assurance, % du prix de l'avion
TM	Taux de main-d'oeuvre pour l'entretien, \$ / <i>h</i>
TT	Temps total, <i>h</i>
TV	Temps en vol, <i>h</i>

Personnel de cabine

$$\text{Personnel de cabine} = TT(\text{no Equipage de cabine})60 * I \quad (\text{D.1})$$

$$(\text{D.2})$$

Équipage de conduite

$$\text{Équipage de conduite} = TT(440 + 0,532 \left\{ \frac{MTOW}{1000} \right\})I \quad (\text{D.3})$$

$$(\text{D.4})$$

Redevance d'atterrissage

$$\text{Redevance d'atterrissage} = RA \left\{ \frac{MLW}{1000} \right\} \quad (\text{D.5})$$

$$(\text{D.6})$$

Entretien-aéronef

$$\begin{aligned} \text{Main - d'oeuvre} = & TM \left\{ TV(1,26 + 1,774 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\} - 0,1071 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\}^2) \right. \\ & \left. + (1,614 + 0,7227 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\} + 0,1204 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\}^2) \right\} I \quad (\text{D.7}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Matériel} = & \left\{ TV(12,39 + 29,80 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\} + 0,1806 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\}^2) \right. \\ & \left. + (15,20 + 97,33 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\} - 2,862 \left\{ \frac{AFW}{1 \times 10^5} \right\}^2) \right\} I \quad (\text{D.8}) \end{aligned}$$

$$\text{Frais généraux} = 2(\text{Main - d'oeuvre}) \quad (\text{D.9})$$

$$\text{Entretien - aéronef} = \text{Main - d'oeuvre} + \text{Matériel} + \text{Frais généraux} \quad (\text{D.10})$$

Entretien - moteur

$$\begin{aligned} \text{Main - d'oeuvre} = & TM\left\{(0,645 + 0,05 \left\{\frac{SLST}{1 \times 10^4}\right\})\right. \\ & \left.(0,566 + \left\{\frac{0,434}{TV}\right\})\right\}TV * NM \end{aligned} \quad (\text{D.11})$$

$$\begin{aligned} \text{Matériel} = & TV * NM\left\{(25 + 18 \left\{\frac{SLST}{1 \times 10^4}\right\})\right. \\ & \left.(0,62 + \left\{\frac{0,38}{TV}\right\})\right\}I \end{aligned} \quad (\text{D.12})$$

$$\text{Frais généraux} = 2(\text{Main - d'oeuvre}) \quad (\text{D.13})$$

$$\text{Entretien - moteur} = \text{Main - d'oeuvre} + \text{Matériel} + \text{Frais généraux} \quad (\text{D.14})$$

Carburant

$$\text{Carburant} = PC * CT \quad (\text{D.15})$$

Dépréciation

$$\text{Aéronef} = (1 - \text{valeur résiduelle})(1 + IA)CA/PD \quad (\text{D.16})$$

$$\text{Moteur} = (1 - \text{valeur résiduelle})(1 + IM)NM * CM/PD \quad (\text{D.17})$$

$$\text{Dépréciation} = \text{Aéronef} + \text{Moteur} \quad (\text{D.18})$$

Assurance

$$Assurance = TA(CA + NM * CM) \quad (D.19)$$

Intérêt

Basé sur la méthode de paiement égaux du capital. Utilise la moyenne de l'intérêt payé sur une période de 15 années. L'emprunt initial correspond au coût d'acquisition de l'avion plus les investissements pour les pièces de rechange.

Coût d'acquisition-aéronef

$$CA = 1,3255 \left\{ \frac{AFW}{1000} \right\}^{0.7475} \quad (D.20)$$

$$\begin{aligned} Coût\ d'exploitation\ annuel = & (Vols\ par\ année)(Personnel\ de\ cabine \\ & +Équipage\ de\ conduite \\ & +Redevance\ d'atterrissage \\ & +Entretien - aéronef \\ & +Entretien - moteur) \\ & +Carburant \\ & +Dépréciation + Assurance + Intérêt \quad (D.21) \end{aligned}$$

ANNEXE E

Test probabiliste utilisé afin de comparer la performance de deux designs sous incertitude

Cette annexe présente la méthode utilisée afin de déterminer la probabilité qu'un design donne de meilleurs résultats qu'un autre design. Prenons deux designs différents, design A et design B, qui possèdent une incertitude sur un paramètre de sortie, x . Un exemple d'un tel paramètre est le coût d'exploitation. La distribution du paramètre du design B possède une moyenne plus grande que celle du design A. Les fonctions de distribution des deux designs se superposent sur une plage de valeur du paramètre de sortie. Un exemple d'un tel scénario est illustré à la figure E.1. La question qui se pose est de savoir la probabilité que le design A obtienne une valeur du paramètre de sortie plus grande ou égal que le design B. Ceci revient aussi à trouver la probabilité que le design B obtienne une valeur plus petite ou égale que le design A. Ces énoncés peuvent être représentés mathématiquement par l'équation E.1.

$$P\{a - b \geq 0\} \tag{E.1}$$

où $P\{\}$ est la probabilité que le design A obtienne une valeur du paramètre de sortie, a , plus grande que la valeur de sortie du design B, b . Afin de résoudre cette équation, une distribution intermédiaire, C, est créée représentant la soustraction des deux distributions soit : $a - b$. La distribution C est définie par l'équation E.2.

$$C(c) = \int_{-\infty}^{\infty} A(x) B(x - c) dx \tag{E.2}$$

où $A()$ et $B()$ représente respectivement la distribution de probabilité du design A et du design B. La variable c représente la valeur du paramètre de sortie pour la distribution C. L'équation obtenue est similaire à un produit de convolution. Finalement, la valeur de l'équation E.1, est obtenue en intégrant la distribution C afin de trouver la probabilité que sa valeur soit plus grande que 0. L'équation E.3 illustre ce calcul.

$$P\{C \geq 0\} = \int_0^{\infty} C(x) dx \tag{E.3}$$

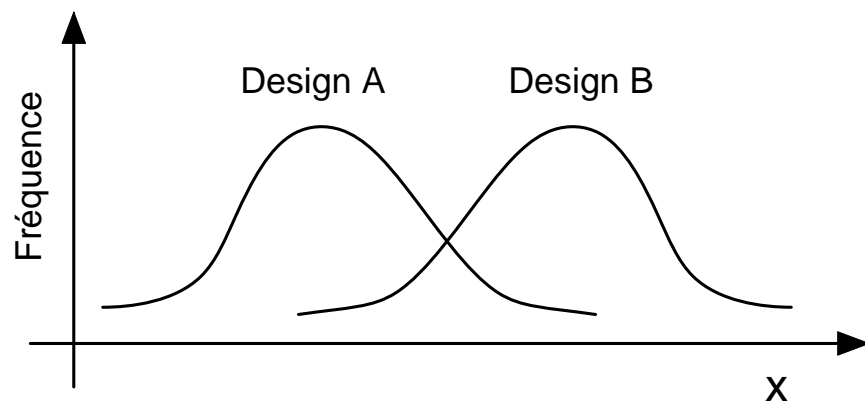


Figure E.1 Exemple de deux fonctions de distribution qui se superposent