

## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 MISE EN CONTEXTE ET REVUE DE LITTÉRATURE .....	5
1.1 Mise en contexte .....	5
1.2 Objectifs et hypothèses de recherche.....	9
1.3 Revue de littérature.....	12
1.3.1 Notions de performances avion .....	12
1.3.2 Le simulateur et ses tests en vol.....	16
1.3.3 Le Part Task Trainer (PTT).....	20
1.3.4 La prédiction de trajectoires.....	21
1.3.5 Traitement des données.....	23
CHAPITRE 2 OPTIMISATION DU MODÈLE DE PERFORMANCE EN CROISIÈRE DE L'AVION CESSNA CITATION X.....	25
2.1 Groupement Aéronautique de Recherche et Développement eNvironnement GARDN : .....	25
2.1.1 CMC-21 : Optimisation des performances des systèmes de gestion de vol II.....	25
2.1.2 Le système de gestion de vol FMS-4D.....	26
2.2 Optimisation du modèle de performance en croisière en absence du vent.....	30
2.2.1 Le modèle de performance.....	30
2.2.2 L'exploitation des essais en vol .....	31
2.2.3 Estimation de la consommation spécifique et du coefficient de trainée...	33
CHAPITRE 3 LA CROISIÈRE EN MONTÉE CONTINUE.....	46
3.1 Systèmes Aéronautiques d'Avant-Garde pour l'Environnement : Projet mobilisateur de l'avion plus écologique .....	46
3.1.1 SA <sup>2</sup> GE - Phase 2 : Avionique Modulaire Intégrée Pour l'Éconavigation	47
3.1.2 Hypothèses.....	49
3.1.3 La fonction STEP PRED .....	53
3.2 La méthodologie .....	56
3.2.1 La qualification de la base de données de performance PDB.....	56
3.2.2 La croisière en montée continue CEMC .....	64
3.3 Les résultats .....	74
3.3.1 La qualification de la PDB.....	74
3.3.2 La fonction croisière en montée continue CEMC.....	78
CONCLUSION	85
RECOMMANDATIONS .....	88

ANNEXE I LES RÉSULTATS OBTENUS DES TESTS FMS AUTOMATISÉS ET LES TESTS SUR L'OUTIL DE SIMULATION DE PERFORMANCE DE « AIRBUS ».....	89
ANNEXE II RÉSULTATS DES TEST EN VOL .....	90
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	91

## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Exemple des données de performance de croisière dans le « Guide de Planification de Vol" .....10
Tableau 1.2	Paramètres de performances de l'avion Cessna Citation X.....13
Tableau 1.3	Paramètres de performances de l'avion Cessna Citation X « suite » .....13
Tableau 1.4	Paramètres de performances de l'avion Cessna Citation X.....14
Tableau 1.5	Caractéristiques générales de l'avion Airbus A310-304 .....15
Tableau 1.6	Paramètres de performances de l'avion Airbus A310-304.....15
Tableau 1.7	Les critères de validation .....23
Tableau 3.1	Les économies visées par l'application des fonctions de navigation avancées basées sur la performance par vol et pour une année .....52
Tableau 3.2	Tableau d'inspection des données d'entrée de la PDB .....58
Tableau 3.3	Tableau de chargement de la PDB et de vérification de la CRC .....59
Tableau 3.4	Description des conditions des tests en vol.....74
Tableau 3.6	Tableau des moyennes des pourcentages de gains en carburant pour le vol entre Montréal et La Havane.....81
Tableau 3.7	Tableau des moyennes des pourcentages de gains en carburant pour le vol entre Montréal et Los Angeles.....82
Tableau 3.8	Tableau des moyennes des pourcentages de gains en carburant pour le vol entre Montréal et Paris .....82



## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Les forces agissantes sur un avion pendant son vol.....11
Figure 1.2	Les trois vues du Cessna Citation X .....14
Figure 1.3	Les dimensions de l'Airbus A310-304 .....16
Figure 1.4	Le simulateur de recherche niveau D du Cessna Citation X du LARCASE .....17
Figure 1.5	Structure modulaire du simulateur.....18
Figure 1.6	Interface utilisateur graphique du PTT .....20
Figure 2.1	L'unité d'affichage et de contrôle du système de gestion de vol.....27
Figure 2.2	Les fonctionnalités du système de gestion de vol.....28
Figure 2.3	Interface du système de gestion de vol avec les autres systèmes de l'avion.....29
Figure 2.4	Modèle de synthèse de trajectoire 4D.....30
Figure 2.5	Enveloppe de vol du Cessna Citation X .....32
Figure 2.6	Table $CD = f(CL2, M)$ .....35
Figure 2.7	La détection des 4 nœuds et la mise à jour locale de la base de données ..37
Figure 2.8	Table du CD mise à jour localement.....39
Figure 2.9	La division de la croisière .....40
Figure 2.10	La prédiction initiale du débit de carburant d'un essai en croisière .....41
Figure 2.11	La correction du débit de carburant en croisière.....42
Figure 2.12	L'évolution du pourcentage de l'erreur de prédiction du débit de carburant .....43

Figure 2.13	Organigramme du processus de la correction du débit de carburant .....	44
Figure 3.1	Les différents intervenants du projet SA2GE .....	47
Figure 3.2	Description du projet AMI ÉcoNav .....	48
Figure 3.3	Trajectoire de vol standard.....	51
Figure 3.4	Trajectoire de vol optimisé continu .....	51
Figure 3.5	Trajectoire verticale d'un avion suivant l'altitude optimale en utilisant la fonction "STEP PRED" .....	54
Figure 3.6	La fonction "STEP PRED" sur la page 3 "ECON CRZ" du menu "VNVAV" .....	54
Figure 3.7	Menu de la fonction "STEP PRED" .....	55
Figure 3.8	Exemple d'entête d'une PDB.....	57
Figure 3.9	Processus d'inspection et de compression de la PDB .....	58
Figure 3.10	Interface de chargement de la PDB dans le CMA-9000 FMS via un HSDL .....	60
Figure 3.11	Control Display Unit (CDU) du CMA-9000 FMS .....	61
Figure 3.12	Espace vertical de recherche.....	65
Figure 3.13	Estimation du poids de l'avion au point actuel .....	66
Figure 3.14	Définition de la position-x de la recherche verticale .....	67
Figure 3.15	Augmentation de la poussée durant la montée de l'avion .....	68
Figure 3.16	Définition des distances de calcul de la consommation de carburant dans l'espace vertical de recherche.....	69
Figure 3.17	L'organigramme de l'algorithme de calcul de la fonction CEMC.....	71
Figure 3.18	Page de planification de vol sur l'interface graphique de la fonction CEMC .....	73
Figure 3.19	Exemple d'une partie des résultats obtenus sous format *.txt par des tests automatisés sur le FMS.....	75

Figure 3.20	Exemple des résultats obtenus sous format *.csv des tests automatisés sur le FMS.....	75
Figure 3.21	Exemple des résultats obtenus sous format *.txt des tests de l'outil de simulation de performance de Airbus .....	76
Figure 3.23	Trajectoire optimisée avec la fonction CEMC.....	78
Figure 3.24	Trajectoires des différents scénarios de vol entre Montréal - La Havane..	80
Figure 3.25	Trajectoires des différents scénarios de vol entre Montréal - Los Angeles .....	80
Figure 3.26	Trajectoires des différents scénarios de vol entre Montréal – Paris .....	81



## LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

PDB:	Performance DataBase
CL:	Coefficient de portance
CD:	Coefficient de traînée
FMS:	Flight Management System
FAA:	Federal Aviation Association
GARDN:	Groupement Aéronautique de Recherche et Développement en Aéronautique
SA <sup>2</sup> GE:	Systèmes Aéronautiques d'Avant-Garde pour l'Environnement
CEMC:	Croisière En Montée Continue
NAS:	National Airspace System
SWIM:	System Wide Information Management
ADS-B:	Automatic Dependant Surveillance Broadcast
NVS:	National Airspace System Voice Switch
NNEW:	Next Generation Network Enabled Weather
N1 :	Vitesse de rotation de l'arbre de la turbine basse pression
PTT :	Part Task Trainer
TSFC :	Consommation de carburant spécifique
ISA:	International Standard Atmosphere
EFIS:	Electronic Flight Instrument Panel
CI:	Cost Index
CDU:	Control Display Unit
FMC :	Flight Management Computer

EPR :	Ratio de pressions du moteur
EGT :	Exhaust Gas Temperature
M :	Nombre de Mach
$\alpha$ :	Angle d'attaque
Wf :	Débit de carburant
T :	Poussée des moteurs
$\theta$ :	Ratio des températures
Go :	Gravitation terrestre
V :	Vitesse vraie de l'avion
S :	Surface alaire de l'avion
$\rho$ :	Densité de l'air
GBAS :	Ground BASEd Augmentation System
VNAV:	Vertical NAVigation
CRC :	Contrôle de Redondance Cyclique
PDPT :	Performance Data Base Packing Tool
VMO/MMO :	Les limites des vitesses de l'avion
HSDL:	High Speed Data Loader
CYUL :	Aéroport de Montréal Pierre-Elliot Trudeau
CYQB :	Aéroport de Québec Jean Lesage
KLAX :	Aéroport de Los Angeles
TOW:	Take Off Weight
OACI :	Office de l'Aviation Civile International

IFR:	Instrument Flight Rules
VFR:	Visual Flight Rules
W :	Poids de l'avion
FF :	Débit de carburant
$\Delta Dist$ :	Distance horizontale dans l'espace vertical de recherche
$\Delta Alt$ :	Différence des altitudes dans deux points de calcul dans l'espace vertical de recherche
$SR_{econ}$ :	Distance franchissable spécifique
$k$ :	Facteur de conversion d'unité pour le « Cost Index »
$V'_w$ :	Vitesse du vent arrière
TOC :	Top Of Climb
TOD:	Top Of Descent
ZFW:	Zero Fuel Weight
OSGUIREQ :	Les requis pour la création de la GUI
GUI :	Graphical User Interface



## INTRODUCTION

De nos jours, le réchauffement climatique est un des sujets le plus discuté et controversé. En effet, la population mondiale devient de plus en plus consciente de ce phénomène dangereux qui risque de mettre en péril notre existence.

Plusieurs organisations, groupes et organismes non gouvernementaux (ONG) ont choisi comme mission de trouver des solutions pour mettre un terme à ce fléau en commençant par la sensibilisation des gens afin d'agir pour le bien-être de la planète et de garantir ainsi un meilleur avenir pour les générations futures.

Le 12 décembre 2015, un accord a été signé à Paris, par plusieurs nations, afin de lutter contre le changement climatique (site officiel de la « Convention-cadres des Nations Unies sur les changements climatiques »). L'accord a pour but de motiver les gouvernements à s'investir dans le combat actuel contre le réchauffement climatique.

Cet accord a permis aux gouvernements de mobiliser des ressources financières et matérielles dans le cadre d'études et de recherches innovatrices afin de renforcer les capacités technologiques de chaque nation, dans le cadre de la lutte contre le changement climatique. Ces études contribueront à la nouvelle technologie de l'avion vert par le biais de la diminution d'émission de gaz à effet de serre.

La réduction de l'émission du gaz à effet de serre est un aspect qui a été pris au sérieux par les gouvernements en collaboration avec les chercheurs dans le domaine de l'aéronautique. En effet selon Radio Canada (2019), le transport aérien produit 2.1% des émissions mondiales de bioxyde de carbone. Ainsi, le transport rapide de passagers et de marchandises est assuré à travers tout le globe, ainsi que dans les missions de prévention des incendies et de recherche et de sauvetage. L'utilisation des avions facilite la vie quotidienne, joue un rôle majeur dans l'évolution et le développement de l'économie mondiale et permet de sauver des vies humaines. C'est pour cette raison que les gouvernements ont décidé d'investir de l'argent dans la recherche afin de mettre en point une solution, à long terme, capable de réduire l'émission

de gaz à effet de serre et la consommation de carburant par les avions. Ces recherches liées aux contraintes environnementales permettront le développement de solutions innovatrices dans le domaine de l'aviation, qui contribuent ensuite à rendre le transport aérien comme le moyen de transport le plus efficace et aussi moins polluant qu'aujourd'hui. Ces innovations ont touché plusieurs aspects dans l'aéronautique. En effet, les recherches sont divisées selon des champs. On trouve des innovations en ce qui concerne les matériaux et alliages utilisés dans la structure et les moteurs des avions, la forme des ailes, ainsi que dans l'optimisation des trajectoires et des performances d'un avion par le biais des instruments d'avionique, comme par exemple du système de gestion de vol Flight Management System (FMS).

Le système de gestion de vol FMS, utilisé depuis les années 1980, est un système d'avionique développé pour aider les pilotes dans les phases de navigation et de guidage (S.P Lidén, 1994). Ce système contient des fonctions qui utilisent des bases de données de performance propres à chaque avion. Ces fonctions permettent de réaliser la prédiction de la trajectoire qui suivrait le plan de vol déposé par le pilote avant le début du vol en assurant le respect des vitesses, altitudes et caps par le pilotage automatique et en effectuant des calculs de consommation de carburant, de distance et de durée de vol. Ce projet de recherche repose, en premier lieu, sur l'optimisation des bases de données de performance durant le vol, et, en deuxième lieu, sur la création du concept de vol parfait afin de réduire la consommation de carburant et l'émission de CO<sub>2</sub>.

Ce mémoire de recherche est réalisé dans le cadre de deux projets gouvernementaux : le « Groupement Aéronautique de Recherche et Développement en Environnement » (GARDN) et le « Systèmes Aéronautiques d'Avant-garde pour l'Environnement » (SA<sup>2</sup>GE). Ces deux projets sont réalisés en collaboration entre le gouvernement du Québec et du Canada, les compagnies spécialisées dans le domaine aéronautique, les universités et les laboratoires de recherche. Ce mémoire est réalisé suite à la collaboration entre les équipes du Laboratoire de Recherche en Commande Active, Avionique et Aéroservoélasticité (LARCASE) faisant partie de l'École de Technologie Supérieure (ÉTS) et la compagnie CMC Electronics. L'objectif principal des travaux de maîtrise est de réduire la consommation de carburant des avions ce qui contribuera par la suite à la réduction des émissions des gaz à effet de serre. Ce fait

permettra de réduire l’empreinte environnementale du secteur aéronautique au Québec et au Canada. Plus spécifiquement, l’optimisation de la base de données de performance en vol, sera réalisée ainsi que la création d’une fonction intégrée dans le système de gestion de vol FMS capable de générer le vol parfait. L’étude sera effectuée et appliquée sur la phase de croisière, qui est considérée la phase la plus longue pendant un vol.

La première partie de mon mémoire de maîtrise concerne la prédiction et la correction du débit de carburant durant la croisière par le biais de la mise à jour locale et globale des tables de performance. Cette partie est réalisée dans le cadre du projet GARDN.

La deuxième partie de ma maîtrise traite la création de la fonction Croisière En Montée Continue (CEMC). C’est une fonction intégrée dans le FMS permettant à l’avion de suivre les altitudes optimales continuellement sans avoir recours à des montées en plusieurs pas. Cette deuxième partie fait partie du projet SA<sup>2</sup>GE.

Le premier chapitre présente la revue de littérature qui met en évidence le contexte de ce mémoire de recherche, les travaux précédents réalisés dans ce même contexte ainsi que les hypothèses et les objectifs qui nous ont menés à réaliser ce mémoire de maîtrise. Ensuite, le second chapitre décrit la méthodologie ainsi que les résultats obtenus par rapport à la première partie du mémoire. La prédiction et la correction du débit du carburant en croisière est réalisée via la mise à jour locale et globale des tables de performance de l’avion Cessna Citation X. Enfin le troisième chapitre détaille, lui aussi, la méthodologie adoptée dans la création de la fonction Croisière En Montée Continue en passant par la qualification de la base de données de performance (PDB) de l’avion Airbus A310, qui sera par la suite intégrée dans le système de gestion de vol FMS CMA-9000.



## CHAPITRE 1

### MISE EN CONTEXTE ET REVUE DE LITTÉRATURE

Ce chapitre vise, essentiellement, à mettre en évidence les différents aspects présents dans cette étude. Tout d'abord, une mise en contexte qui relie cette recherche avec le modèle de performance d'un avion ainsi que le système de gestion de vol plus connu sous l'abréviation FMS. Les méthodes existantes utilisées au LARCASE, visant à améliorer la prédiction de la trajectoire, seront expliqués dans cette partie du chapitre. Par la suite, le deuxième volet de ce chapitre traite les hypothèses et les objectifs qui ont mené à la réalisation de ce projet de recherche. Finalement, le dernier volet consiste en la revue de littérature des sujets et des matières traitées dans ce mémoire.

#### 1.1 Mise en contexte

Le système de gestion de vol est considéré comme l'un des meilleurs exemples d'autonomie robuste à long terme dans le domaine de l'aérospatiale. En effet, il permet la réduction de la charge du travail du pilote et il assure plus de sécurité en vol. Il est capable aussi, d'emmagasiner des larges bases de données des performances de l'avion, ainsi que des routes. Ce système permet d'optimiser les trajectoires des avions et de réduire leurs consommations de carburant. C'est une très grande contribution à des vols plus économiques et à la réduction des émissions du dioxyde de carbone dans le futur.

Durant un vol, le système de gestion de vol génère une trajectoire, suivant le plan de vol déposé par le pilote, en utilisant un système de navigation et de contrôle. Ce système assure le suivi des performances de l'avion ainsi que leur optimisation. Tout problème est signalé immédiatement au pilote (Alonso-Portillo and Atkins, 2002).

Avec le déploiement de NextGen et SESAR, le système de gestion de vol a connu une évolution remarquable. On parle désormais du FMS 4D.

Le NextGen ou plus précisément le système de transport aérien de nouvelle génération est le nouveau projet de gestion du trafic aérien en cours de réalisation par les États-Unis qui viendra remplacer le système en place en ce moment, à savoir, le National Airspace System (NAS). La principale innovation dans ce nouveau système est la dépendance de son fonctionnement aux satellites. C'est pour cette raison que l'implémentation de ce système par la Federal Aviation Administration a été assistée par la NASA.

Le système de transport aérien de nouvelle génération NextGen se compose de cinq éléments :

- le System Wide Information Management SWIM : C'est une nouvelle technologie qui a pour fonction de limiter l'utilisation des outils et des interfaces utilisateurs tout en préservant une bonne qualité de dialogue entre tous les fournisseurs et utilisateurs des services de gestion du trafic aérien. Ce système a pour but de permettre à tous les utilisateurs et intervenants de l'espace aérien de très bien gérer les bases de données dans les domaines de l'aéronautique, météorologique ou information de vols.
- le Automatic Dependant Surveillance Broadcast ADS-B : C'est un système qui permet l'utilisation du Global Positioning System GPS dans la séparation des couloirs des aéronefs dans le cadre du trafic aérien. L'ADS-B fournit aux pilotes et aux contrôleurs aériens les informations nécessaires pour assurer une gestion plus simple et plus efficace du flux des avions dans l'espace aérien.
- le National Airspace System Voice Switch (NVS) : Le système vocal du système national de l'espace aérien est un ensemble d'outils numériques permettant une liaison efficace des installations de contrôle du trafic aérien. La fonctionnalité principale de ce système est sa capacité de reconfiguration rapide et efficace dans les situations de trafic aérien condensé ou en présence d'une quelconque urgence (FAA, 2010).
- le Next Generation Network Enabled Weather NNEW : C'est un système qui se base sur l'identification des conditions météorologiques. Il fournit à tous les intervenants dans l'espace aérien une image commune des conditions météorologiques dans le système national d'espace aérien. Une fois implémenté, ce système définira les références d'un nouveau système de gestion et de partage de bases de données météorologiques (FAA, 2010).

- le Next Generation Data Communications : C'est un nouveau système de communication qui vient renforcer le système de communication déjà existant. Il assure plusieurs fonctionnalités telles que la séparation verticale et horizontale, les contraintes de franchissement d'obstacles et le changement d'altitudes, d'itinéraires et de vitesses. Il permet une communication rapide et efficace entre pilotes et contrôleurs aériens.

Le programme SESAR ou Single European Sky Air Traffic Management Research est le nouveau programme de gestion du trafic aérien européen. Ce programme consiste en un changement radical par rapport au système déjà en place. La gestion du trafic aérien européen passe d'un système hautement structuré et fragmenté, fortement tributaire de la décision tactique et comportant peu de fonctions de planification stratégique, à un système intégré reposant sur une gestion stratégique collaborative des trajectoires ([www.sesar.eu](http://www.sesar.eu)).

L'implémentation du SESAR s'effectue en trois phases principales :

- la phase de définition qui a commencé en 2004 et s'est terminée en 2008. C'est la phase qui a défini le schéma général de la gestion du trafic aérien européen du futur. Ce schéma présente les piliers de ce nouveau programme qui a continué à se développer pendant la phase suivante.
- la phase de développement de 2008 jusqu'à 2015. Cette phase comporte le développement des concepts et technologies ainsi que toutes les exigences définies dans la première phase.
- la phase de déploiement de 2016 jusqu'à 2020. SESAR est en phase de déploiement en ce moment. En effet, une implémentation à large échelle est en cours. Ceci revient à dire qu'à partir de 2020, la nouvelle infrastructure de gestion du trafic aérien européen sera mise en place, ce qui signifie une révolution dans le domaine de l'aviation et de l'aéronautique.

Les déploiements du NextGen et du SESAR ont donné naissance au FMS-4D qui est un système de gestion de vol semblable au FMS ordinaire mais qui prend en compte les contraintes de temps. De ce fait, les contrôleurs aériens sont impliqués aussi dans la gestion de vol.

Ce nouveau système permettra d'une part, de réaliser des économies remarquables pour les compagnies aériennes en matière de coûts des vols en réduisant la consommation de carburant et en augmentant la durée de fonctionnement (vol) des avions. D'autre part, avec l'implication des autorités de régulation du trafic aérien, ce système permettra une meilleure gestion du trafic aérien par une prédiction bien précise des trajectoires (OACI, 2016).

Le fonctionnement du FMS-4D repose essentiellement sur l'utilisation des bases de données de performance. En effet, le FMS 4D récolte les informations des bases de données des performances des avions à travers les essais en vol sur les simulateurs. Ces informations sont : le nombre de Mach, l'altitude, le vent, la position du centre de gravité, le temps de vol, l'angle d'attaque, les coefficients de portance et de traînée, la température, la vitesse de rotation de l'arbre de la turbine basse pression (N1), le débit de carburant, etc. Suivant la configuration et les conditions de vol désirées, l'utilisateur peut récolter ces informations sous forme de tableaux Excel afin de les rassembler sous forme de bases de données prêtes à être utilisées par le FMS 4D.

Le modèle de dynamique de vol d'un simulateur de vol spécifique à un avion doit comporter par définition un modèle moteur, un modèle géométrique et un modèle aérodynamique. Ces trois modèles sont capables de générer un modèle mathématique en utilisant les équations de mouvement de l'avion qui permettront à l'utilisateur de récolter les informations citées auparavant. Les données de ces trois modèles sont fournies par le constructeur de l'avion dans le manuel d'exploitation de l'équipage ou dans le guide de planification de vol. Néanmoins, les données de ces modèles peuvent s'avérer insuffisantes ou manquantes lors des opérations de calcul ce qui implique l'obtention des résultats plus ou moins erronés ou l'impossibilité de prédire une trajectoire correcte pour une configuration de vol bien spécifique. Ceci représente un obstacle pour l'optimisation de performance d'avions en vol à cause du fait que les bases de données sont utilisées en temps réel par le FMS 4D. La solution serait de réaliser des interpolations sur des conditions de vol et configurations connues afin d'obtenir des résultats pour des cas inconnus.

Ce projet s'inscrit dans une série de recherches effectuées par l'équipe du LARCASE concernant le système de gestion de vol, particulièrement la construction et l'optimisation des

modèles de performances effectués dans le but de réduire la consommation de carburant et de très bien prédire les trajectoires de vol en collaboration avec la compagnie CMC Electronics, qui est un des plus connus fabricants des FMS dans le monde. Ce projet se place également dans la continuation de travaux effectués sur la modélisation de l'aéronef ou de ses sous-systèmes à des fins de recherche (Ghazi et Botez, 2015).

## **1.2 Objectifs et hypothèses de recherche**

L'objectif principal de ce projet de recherche est l'amélioration des modèles de performance des avions Cessna Citation X et Airbus A310-304 en vol en créant de nouveaux algorithmes pour l'optimisation des performances et des trajectoires en vol ainsi que la réduction de consommation de carburant. Ce projet contribuera à la nouvelle technologie de l'avion écologique.

Ce projet de maîtrise traite deux cas avec un type d'avion différent pour chaque cas : Le Cessna Citation X et l'Airbus A310-304. Le premier cas, celui du Cessna Citation X, porte sur la prédiction du débit de carburant en croisière avec un algorithme de mises à jour locales et globales de la base de données de performance de l'avion. Le deuxième cas, celui de l'Airbus A310-304, porte sur la création d'un algorithme capable de prédire le vol parfait. Le but, dans ce deuxième cas, est de créer une fonction capable de générer une trajectoire de croisière en montée continue.

Le premier sous-objectif traite l'authentification des modèles de performance des avions Cessna Citation X et de l'Airbus A310-304. En premier lieu, le but est de bien définir toutes leurs notions de base. En deuxième lieu, il faut comprendre leur importance dans la prédiction de trajectoires et de la consommation du carburant.

Le deuxième sous-objectif est d'utiliser ces modèles de performance lors des tests en vol via le simulateur ou via le « Part Task Trainer (PTT) » pour des configurations différentes. Ceci permettra d'obtenir une première estimation de la prédiction initiale de la trajectoire de vol et de la consommation de carburant.

Le troisième sous-objectif est de réaliser des corrections sur les modèles de performance des avions par des mises à jour locales des bases de données de performances ou à travers une fonction de calcul d'altitude optimale en vol afin de réduire au maximum possible l'erreur relative entre les résultats obtenus par nos algorithmes et ceux obtenus sur les simulateurs de vol. Les données utilisées dans nos algorithmes sont obtenues en se référant aux manuels de vol fournis par les constructeurs. Ceci contribuera à l'optimisation des modèles de performance du Cessna et de l'A310-304, ce qui entraînera la réduction du coût de vol et de l'émission du dioxyde de carbone par les moteurs.

Tableau 1.1 Exemple des données de performance de croisière dans le « Guide de Planification de Vol »

		<b>Vitesse de croisière et Débit de carburant</b>					
Pressure Altitude(ft)		Cruise Weight (lb)					
		36,000	34,000	32,000	30,000	28,000	26,000
25000	KTAS	542	543	545	546	547	548
	Lb/Hr	3,485	3,488	3,490	3,492	3,483	3,465
29000	KTAS	566	567	567	568	569	569
	Lb/Hr	3,426	3,426	3,426	3,426	3,426	3,426
31000	KTAS	572	573	574	574	575	575
	Lb/Hr	3,429	3,433	3,434	3,435	3,436	3,437
33000	KTAS	573	575	577	577	578	578
	Lb/Hr	3,351	3,356	3,358	3,360	3,360	3,361
35000	KTAS	570	572	574	576	576	577
	Lb/Hr	3,201	3,205	3,208	3,212	3,213	3,214

Afin de réaliser le but escompté de ce projet de recherche, des hypothèses doivent être mises en place afin d'identifier le modèle de performance aérodynamique, sujet de l'optimisation voulue. Ceci permettra d'obtenir les équations nécessaires pour réaliser les tables sur lesquelles les mises à jour de base de données de performances seront réalisées ainsi que la fonction de

calcul d'altitude optimale nécessaire pour suivre la trajectoire de croisière du vol parfait. Ces hypothèses sont basées sur :

- le modèle de performance aérodynamique : Ce modèle mathématique est obtenu en utilisant les équations de mouvement de l'avion en croisière.

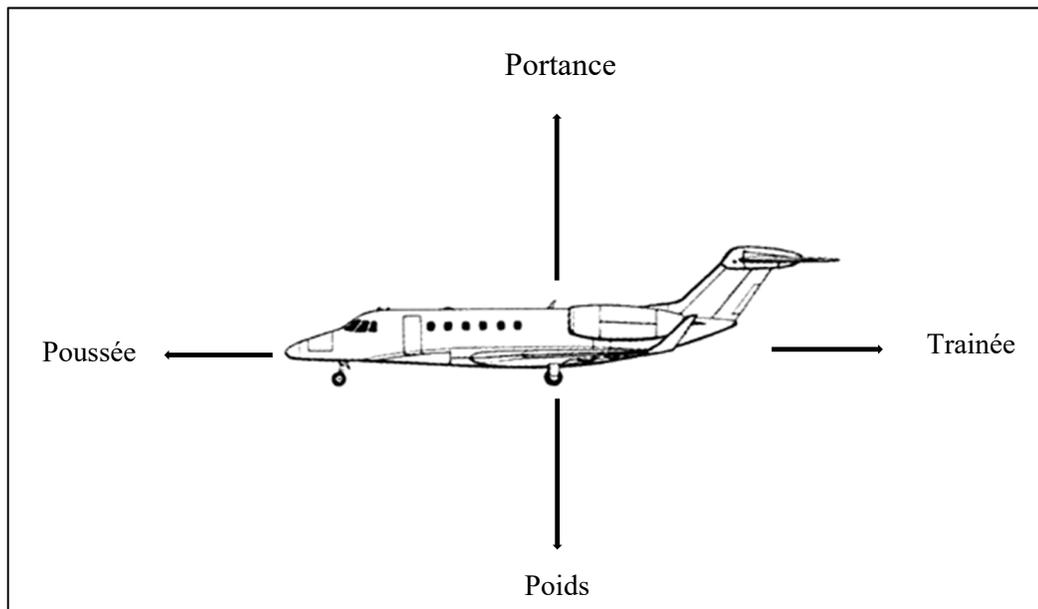


Figure 1.1 Les forces agissantes sur un avion pendant son vol

En connaissant les forces agissantes sur l'avion en croisière, et en utilisant la deuxième loi de Newton, on peut déterminer les équations d'interactions de ces forces suivant les différentes phases de vol (la croisière dans le cas de notre recherche). Ces équations permettront de prédire d'une manière adéquate la trajectoire de l'avion. Dans le cas où il nous est impossible de connaître exactement les valeurs de ces forces, l'utilisation des tests de vol, que ce soit en simulateur ou bien en utilisant le PTT, peut entraîner une estimation des forces aérodynamiques.

- l'estimation des coefficients des forces aérodynamiques de la portance et de la traînée : En partant des équations de mouvement de l'avion et des forces aérodynamiques obtenues à partir des tests en vol, il est possible d'avoir des tables des coefficients

aérodynamiques de portée  $CL$  et de trainée  $CD$ . Les mises à jour locales et globales des bases de données des performances sont faites sur des valeurs bien précises de  $CD$  et de  $CL$  dans ces tables, selon la configuration et les conditions de chaque vol.

- le modèle de poussée : L'estimation du modèle de poussée est obtenue suite à la conception d'un modèle de consommation de carburant spécifique  $TSCF$ . Ce modèle se base sur l'équation générale du  $TSCF$  trouvée dans la littérature appliquée sur le type des moteurs du Cessna Citation X (Mattingly *et al.*, 2002). Ensuite, une estimation finale de ce modèle de poussée est obtenue grâce à des mesures des paramètres moteurs réalisées à l'aide du simulateur ou des résultats obtenues grâce au PTT. Le modèle de poussée obtenu par cette estimation est primordial pour la poursuite de ce projet de recherche.

### 1.3 Revue de littérature

#### 1.3.1 Notions de performances avion

L'objectif principal des nouvelles technologies dans le domaine de l'aviation civile selon Pressdee (1987) est l'amélioration de trois aspects principaux :

1. L'amélioration de la sûreté.
2. L'augmentation de la fiabilité opérationnelle.
3. La réduction du coût de vol d'un point A vers un point B. Ce dernier aspect se repose essentiellement sur l'étude du comportement de l'avion en vol, c'est-à-dire sur l'étude de sa performance.

La performance d'un avion se caractérise par l'enveloppe dans laquelle il peut assurer un vol ou une mission quelconque. Elle est caractérisée par plusieurs paramètres tels que la vitesse de l'avion en vol, le nombre de Mach, la vitesse de décrochage, le facteur de charge, l'altitude, le vent, le poids, le débit de carburant etc.

Ces paramètres sont trouvés dans les manuels de vol rédigés par le constructeur de l'avion ou peuvent être recueillis (comme dans notre cas) suite aux tests en vol sur le simulateur de niveau D, le plus haut niveau de fidélité pour la dynamique de vol décerné par la FAA ou sur le « Part

Task Trainer » (PTT) qui est un logiciel capable de simuler un FMS. Ils seront utilisés ensuite par des outils de calcul informatiques tels que Matlab et Scilab, nécessaires pour obtenir les résultats escomptés de ce projet de recherche.

Le modèle de performance de l'aéronef est, par définition, un modèle d'état quasi stationnaire qui caractérise la dynamique de performance d'un avion sur un segment de vol (la croisière dans notre cas). Il représente le modèle d'avion complet d'intérêt et peut déterminer un certain nombre de paramètres caractérisant sa performance, tels que les émissions de CO<sub>2</sub> et la consommation de carburant.

Les avions faisant l'objet de ce projet de recherche sont le Cessna Citation X et le Airbus A310-304.

1. Le Cessna Citation X a été fabriqué par la compagnie « Cessna Aircraft ». Son premier vol a eu lieu le 21 décembre 1993 et sa première commercialisation a eu lieu en 1996. C'est un avion d'affaires doté de deux réacteurs. Il est considéré l'avion le plus performant et le plus rapide dans sa catégorie.

Les tableaux suivants présentent les caractéristiques générales du Cessna Citation X et ses performances :

Tableau 1.2 Paramètres de performances de l'avion Cessna Citation X

Élément	Caractéristique
Équipage	2 pilotes
Capacité à bord	12 passagers
Charge utile	2847 lbs
Longueur total	22.43 m
Longueur de l'aile	21.1 m
Hauteur	5.85 m
Surface de l'aile	48.9 m <sup>2</sup>

Tableau 1.3 Paramètres de performances de l'avion Cessna Citation X « suite »

Élément	Caractéristique
Ratio d'aspect	9.08
Poids à vide	22131 lbs
Poids maximum au décollage	36600 lbs
Capacité de carburant	13000 lbs
Moteurs	2 turboréacteurs Rolls-Royce AE 3007C2

Tableau 1.4 Paramètres de performances de l'avion Cessna Citation X

Paramètre	Performance
Vitesse maximale	Nombre de mach 0.935
Vitesse maximale de croisière	528 nœuds
Portée	3460 miles nautiques
Plafond	51000 pieds
Taux de montée	24 minutes pour atteindre le niveau de vol FL470
Distance de décollage	1600 m

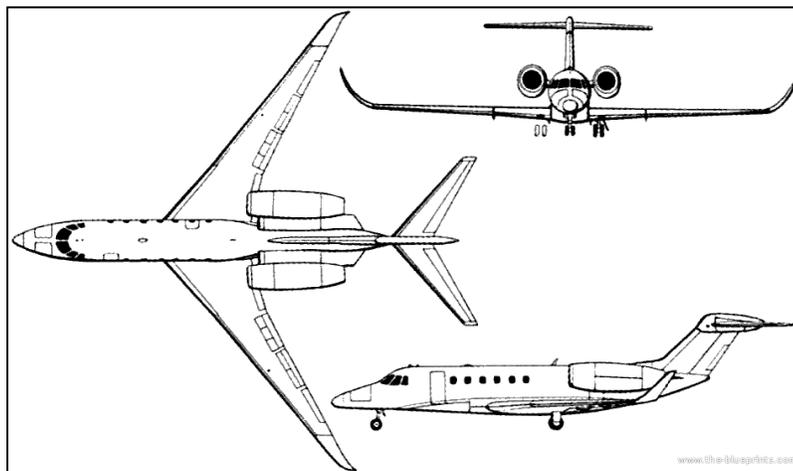


Figure 1.2 Les trois vues du Cessna Citation X  
Tirée de [www.the-blueprints.com](http://www.the-blueprints.com) (Consulté en juillet 2019)

2. L'A310-304 a été fabriqué par la compagnie Airbus. Son premier vol a eu lieu le 3 avril 1982. C'est un avion à large fuselage aussi doté de deux réacteurs.

Tableau 1.5 Caractéristiques générales de l'avion Airbus A310-304

<b>Élément</b>	<b>Caractéristique</b>
Équipage	2 pilotes
Capacité à bord	190-230 passagers
Charge utile	73413 lbs
Longueur total	46.66 m
Longueur de l'aile	43.90 m
Hauteur	15.80 m
Surface de l'aile	260 m <sup>2</sup>
Ratio d'aspect	9.45
Poids à vide	196000 lbs
Poids maximum au décollage	330700 lbs
Capacité de carburant	61070 litres
Moteurs	2 turboréacteurs General Electric CF6-80C2A2

Tableau 1.6 Paramètres de performances de l'avion Airbus A310-304

<b>Paramètre</b>	<b>Performance</b>
Vitesse maximale	Nombre de mach 0.9
Vitesse maximale de croisière	484 nœuds
Portée	3645 miles nautiques
Plafond	41000 pieds
Distance de décollage	2290 m ISA au niveau de la mer

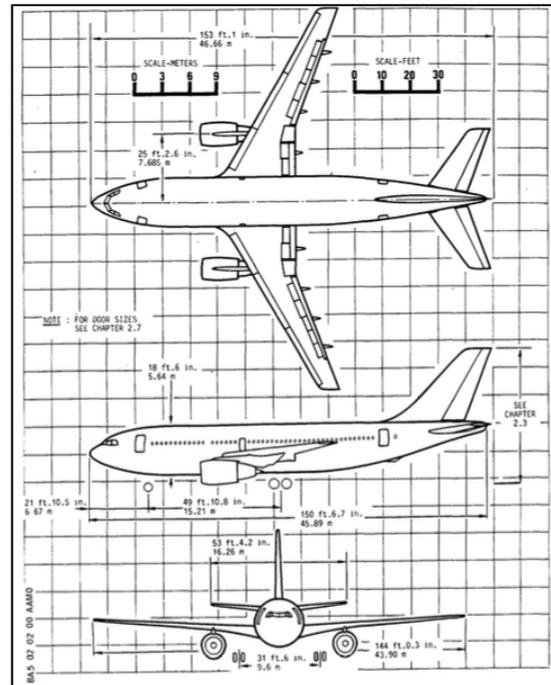


Figure 1.3 Les dimensions de l'Airbus A310-304  
Tirée de Airbus (2002, p.23)

### 1.3.2 Le simulateur et ses tests en vol

Lors de la réalisation de ce projet de recherche, tous les tests en vol ont été réalisés sur un simulateur de vol Cessna Citation X Research fabriqué par CAE Inc. et équipé de la dynamique de vol de niveau D. Le niveau D est le rang de fidélité le plus élevé attribué par les autorités de certification pour la dynamique de vol (Bardela, Botez, 2017). L'utilisation de ce type de simulateur de vol a permis, lors de ce projet de recherche, de valider les résultats obtenus numériquement.



Figure 1.4 Le simulateur de recherche niveau D du Cessna Citation X du LARCASE

De nos jours, l'utilisation des essais en vol est devenue primordiale pour l'analyse des performances d'un avion dans n'importe quelle phase de vol. Cette analyse est réalisée souvent en Matlab®, ainsi que d'autres outils informatiques comme Scilab®.

Selon Baarspul (1990), la meilleure façon pour développer un modèle de simulation serait de le diviser en modules. Chaque module aurait un rôle précis indépendamment des autres modules. Ghazi et Botez (2015), ont mis en évidence l'architecture d'un modèle et la division des modules dans la figure 1.5 suivante :

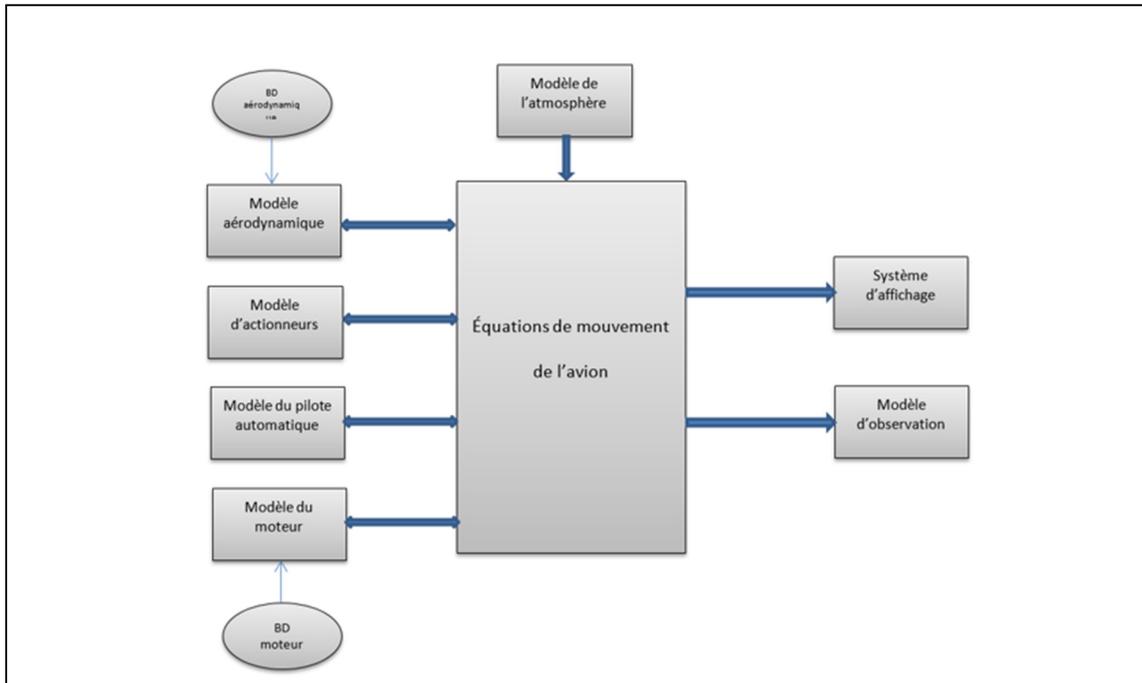


Figure 1.5 Structure modulaire du simulateur  
Tirée de Ghazi et Botez (2015)

### - Les équations de mouvement de l'avion

Il faut tout d'abord définir les équations de mouvement de l'avion car ils représentent l'élément majeur dans un simulateur de vol. Pour le faire, il faut respecter les hypothèses suivantes selon Nelson (1998) :

- l'avion est un corps rigide.
- la surface de la terre est considérée plate.
- la terre est fixée dans un système de coordonnées inertiel.

Ces hypothèses permettent de générer les équations qui décrivent le mouvement d'un corps à six degrés de liberté afin de représenter la dynamique de vol dans un simulateur (Ghazi, Botez, 2015).

### - le modèle aérodynamique

Le modèle aérodynamique permet de calculer les différentes forces appliquées sur l'avion. Il contient toutes les équations nécessaires pour obtenir les valeurs des forces ainsi que leurs coefficients aérodynamiques. Les modèles sont décrits dans les sous-sections suivantes.

### - le modèle du moteur

Pour créer un modèle de moteur, plusieurs paramètres doivent être pris en compte. Dans le cas d'un simulateur de vol, ses concepteurs obtiennent la dynamique des moteurs afin d'obtenir la description précise du comportement de l'avion en vol. La poussée et le débit de carburant sont calculés par la dynamique de vol.

La poussée varie selon la position de la manette des gaz et le nombre de Mach. Dans certains cas, le modèle de poussée n'est pas précis pour réaliser directement les calculs des paramètres mentionnés ci-haut, ce qui mène à effectuer des approximations en passant par la consommation de carburant spécifique *TSFC* tel cité auparavant.

Le débit de carburant est déterminé de la même manière car il est une fonction linéaire de la poussée.

### - le modèle de l'atmosphère

Afin de réaliser un modèle de l'atmosphère, il est nécessaire de prendre en compte la différence entre les conditions météorologiques dans le monde. En effet, chaque avion possède une enveloppe de vol propre à l'endroit où il se situe. Dans ce projet de recherche, le modèle de l'atmosphère est conçu selon l'atmosphère standard internationale (ISA).

### - le modèle de l'actionneur

Le contrôle d'un avion en vol se réalise à travers ses surfaces de commande : les ailerons, les élévateurs, les gouvernes de direction et de profondeur et les stabilisateurs. Chaque surface de contrôle est reliée à un actionneur et elle est commandée hydrauliquement ou mécaniquement.

Afin d'obtenir un modèle de l'actionneur pour la réalisation des essais en vol, une approximation sur leurs dynamiques est requise. L'ajout d'un système de « trim » (équilibrage) pour chaque surface permet d'obtenir un essai en vol plus précis.

### - le modèle du pilote automatique

Ce modèle permet d'obtenir plus de stabilité et contrôle sur les surfaces de commande. Les fonctionnalités du pilote automatique sont soit programmées avant le vol via l'ordinateur de commande du simulateur, soit en vol à travers l'interface utilisateur située sur la partie centrale de la cabine de pilotage.

### 1.3.3 Le Part Task Trainer (PTT)

Le « Part Task Trainer » est un outil informatique qui permet de simuler un FMS. Il permet l'interaction avec le pilote, l'ingénieur, etc., et il fournit des résultats sur le comportement de l'avion après chaque action réalisée par l'utilisateur. Chaque PTT utilise la version du FMS qu'il simule. Dans notre cas, on a utilisé celui du « CMA-9000 SW060 » conçu par la compagnie CMC Electronics.

L'utilisateur interagit avec le PTT via l'interface graphique suivante :

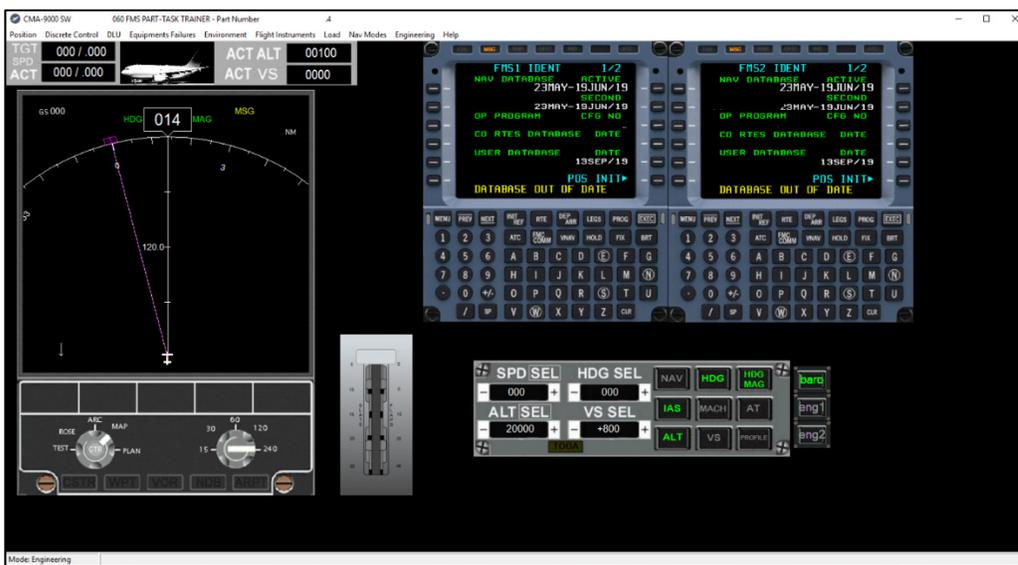


Figure 1.6 Interface utilisateur graphique du PTT

L'interface graphique du PTT est composée par:

- une barre des fonctionnalités du PTT.
- une barre de titre avec la version du PTT utilisé (on a masqué le numéro de la version pour des raisons de confidentialité).
- un panneau représentatif du FMS avec un clavier, des annonceurs et des écrans
- les commandes de l'avion.
- un « Electronic Flight Instrument Panel » EFIS.

Le PTT permet de simuler une FMS selon un mode d'emploi bien précis en utilisant les bases de données de l'avion.

- **le mode d'emploi** : Les procédures de base du FMS sont utilisées sur le PTT d'une façon aléatoire. L'utilisateur peut exécuter n'importe quelle séquence (phase, régime, etc.) du FMS (décollage, croisière, approche, approche interrompue, panne moteur, etc.) dépendamment des résultats qu'il veut obtenir. Ce mode aléatoire permettra aussi à l'utilisateur de simuler des situations de vol qu'on ne peut pas réaliser pendant un vol réel.
- **les bases de données** : Le PTT utilise les mêmes bases de données de navigation, de routes et de performances avion que celles utilisées dans les FMS des avions. Ces bases de données sont réalisées par la compagnie CMC Electronics et subissent une procédure de qualification de base de données qu'on expliquera en détails dans le troisième chapitre de ce mémoire.

#### 1.3.4 La prédiction de trajectoires

Le fait de prédire correctement une trajectoire de vol, quel que soit la phase de vol considérée, permet de connaître à l'avance l'évolution des données de performances pendant un vol. Cette prédiction permet d'obtenir les données nécessaires afin de créer des algorithmes capables d'optimiser une trajectoire quelconque, et ainsi de réduire le débit de carburant et l'émission de CO<sub>2</sub>.

Plusieurs nouveaux algorithmes sur l'optimisation de trajectoire de l'avion ont été développés suite aux recherches antérieures au LARCASE.

- **nouvelle méthodologie de calcul du coût de la trajectoire de vol de navigation à l'aide d'une base des données de performance**

Murietta (2015) explique que l'optimisation de la trajectoire de vol permet de réduire considérablement les coûts de vol et les émissions polluantes. Cet algorithme de calcul de coût de trajectoire passe par l'étude des données emmagasinées dans la base de données de performance PDB. L'algorithme en question prend en considération toutes les phases de vol pendant la prédiction de la trajectoire. Ce calcul s'effectue en utilisant des interpolations de Lagrange sur les données de performance, telles que le poids, les vitesses, les altitudes, le débit de carburant, etc.

Un autre aspect intéressant dans le développement de cet algorithme est la prise en compte du temps de vol. En effet, le profil de trajectoire obtenu est capable de préciser la quantité de carburant consommée, mais il permet aussi de prédire et d'optimiser le temps nécessaire pour effectuer le plan de vol donné (Murietta, Botez, 2015). Le temps de vol s'avère d'être un paramètre indispensable dans la nouvelle génération des systèmes de gestion de vol et du trafic aérien. En effet, le temps est une donnée nécessaire dans le développement du nouveau système de gestion de vol FMS-4D.

Les résultats obtenus grâce à l'utilisation de cet algorithme sont très proches des résultats obtenus via le simulateur de vol FlightSIM®.

- **l'optimisation de la trajectoire des avions commerciaux pour réduire les coûts de vol et de la pollution : l'utilisation des algorithmes métaheuristiques**

Tout avion évoluant dans l'espace aérien consomme des quantités importantes de carburant afin de maintenir le régime de vol souhaité par un pilote selon la phase de vol. Cette grande consommation implique une forte émission de gaz à effet de serre ayant un impact négatif sur l'environnement. Murietta et Botez (2019) estiment que l'optimisation de diverses opérations aériennes au cours des différentes phases de vol, telles que la croisière et la descente, ainsi que celles dans la zone terminale, a été identifiée comme un moyen de réduire les besoins en carburant, réduisant ainsi la pollution.

L'optimisation de trajectoire est obtenue en utilisant des algorithmes métaheuristiques, comme les algorithmes génétiques, les algorithmes de la colonie d'abeilles artificielles et l'algorithme des colonies de fourmis. Ces algorithmes sont appliqués en utilisant la base de données de performance d'un avion et leurs résultats sont comparés aux résultats des simulations de vol sur un simulateur de vol de recherche de plus haut niveau certifié D tout en prenant en considération l'effet des conditions météorologiques sur la prédiction de trajectoire.

Les résultats obtenus montrent que l'optimisation de trajectoire a permis de réduire considérablement le débit de carburant en conduisant ainsi à une réduction d'émissions des gaz à effet de serre par les moteurs des avions.

### 1.3.5 Traitement des données

Afin de valider les données obtenues grâce aux algorithmes développés, une série de tests en vol a été réalisée sur le simulateur de vol de niveau D (Ghazi, 2015), et en utilisant le Part Task Trainer PTT. Une comparaison a été faite ensuite entre les résultats des algorithmes et les données de simulation.

Selon la « Federal Aviation Administration » (1993), les données de simulation doivent respecter les critères de validation pour un simulateur de vol de niveau D, tel qu'indiqué dans le tableau suivant (Airplane Simulator Qualification, 1993) :

Tableau 1.7 Les critères de validation  
Tiré de Airplane Simulator Qualification (1993, p.3-25)

Test	Section	Tolerance
Dynamique du phugoïde	2.c.11	* $\pm 10\%$ de la période

		* $\pm 10\%$ de temps pour le $\frac{1}{2}$ ou double amplitude ou pour le $\pm 0.02$ du ratio d'amortissement
Dynamique de la période courte	2.c.10	* $\pm 1.5^\circ$ tangage ou $\pm 2^\circ/\text{sec}$ du taux de tangage * $\pm 0.10g$ d'accélération normale
Réponse du roulis	2.d.2	* $\pm 2^\circ/\text{sec.}$ ou $\pm 10\%$ de la période
Roulis hollandais, amortisseur de lacet sur OFF	2.d.7	* $\pm 0.5$ sec. ou $\pm 10\%$ de la période * $\pm 10\%$ du temps pour $\frac{1}{2}$ ou double amplitude ou $\pm 0.02$ du ratio d'amortissement * $\pm 20\%$ ou $\pm 1$ sec. de la différence de temps entre les pics de glissement latéral et vertical

Plusieurs tests en vol ont été réalisés que ce soit au LARCASE sur le simulateur de niveau D ou sur le PTT dans les locaux de la compagnie CMC Electronics. Ces tests se sont avérés efficaces dans la détermination du profil des trajectoires suivies par les avions. Tous les critères imposés par la FAA ont été respectés avec un taux de réussite de 100 % au LARCASE (Ghazi et Botez, 2015). Ce fait implique que les résultats obtenus à travers nos simulations peuvent être utilisés dans le développement des algorithmes d'optimisation de trajectoire et dans la réduction des émissions de particules polluantes par les avions durant le vol.

## CHAPITRE 2

### OPTIMISATION DU MODÈLE DE PERFORMANCE EN CROISIÈRE DE L'AVION CESSNA CITATION X

Ce chapitre traite la méthodologie adoptée dans la réalisation de ce projet. La première partie du chapitre se concentre sur les étapes d'optimisation du modèle de performance par le biais d'une mise à jour « locale » en absence des facteurs perturbants externes tels que le vent, les vibrations, le bruit etc. La deuxième partie du chapitre concerne les résultats d'optimisation de performances obtenus à partir de la mise à jour de la base de données.

#### **2.1 Groupement Aéronautique de Recherche et Développement eNvironnement GARDN :**

Le groupement aéronautique de recherche et développement en environnement (GARDN) est un organisme à but non lucratif qui a l'objectif principal de réduire l'empreinte écologique de l'aéronautique canadienne en finançant des projets innovateurs à travers les réseaux de centres d'excellence du gouvernement canadien.

Le groupement GARDN compte environ 30 partenaires dans l'industrie et dans le milieu universitaire. Ces partenaires travaillent en collaboration sur les projets financés évidemment par le réseau GARDN. Ils apportent leurs connaissances et expertises pour contribuer au développement de la technologie de l'avion écologique. Parmi ces partenaires on trouve l'École de Technologie Supérieure (ÉTS) et la compagnie CMC Electronics.

Notre projet fait partie du projet principal « CMC-21 : Optimisation des performances des systèmes de gestion de vol II ».

##### **2.1.1 CMC-21 : Optimisation des performances des systèmes de gestion de vol II**

L'objectif principal de ce volet du projet GARDN est de réduire la consommation de carburant et l'émission des gaz à effet de serre par le biais de l'optimisation de la trajectoire d'un avion en vol. Cette optimisation doit tenir compte de l'évolution de la gestion du trafic aérien dans

le monde (SESAR et NextGEN). En effet, le paramètre « heure d'arrivée requise » doit être pris en considération.

L'étude est passée par la mise à point d'un algorithme capable de générer une optimisation de trajectoire selon de nouveaux paramètres pouvant affecter le déroulement d'un vol. Cet algorithme permet de réduire le coût d'un vol en modifiant l'aspect de la consommation de carburant par les moteurs. En effet, l'algorithme permet de trouver la trajectoire avec le minimum de consommation de carburant. En d'autres termes, cet algorithme permet au FMS de suivre la trajectoire avec le débit de carburant le plus faible. Cette réduction de consommation implique une diminution de la quantité de CO<sub>2</sub> émise par l'avion.

L'algorithme crée devra être intégré au système de gestion de vol et contribuera ainsi à la création du FMS nouvelle génération : Le système de gestion de vol FMS-4D.

### **2.1.2 Le système de gestion de vol FMS-4D**

Le système de gestion de vol appelé FMS pour Flight Management System est un instrument de bord qui a pour but d'assister l'équipage dans toutes les étapes de vol et de la navigation (Lidèn, 1994). En effet, grâce à un calculateur relié à une centrale inertielle, le FMS fournit les informations de navigation comme la distance parcourue et restante, l'altitude de croisière, la quantité et le débit de carburant, la trajectoire et les estimées de passage à travers les points de passage (waypoints) aux pilotes. Le FMS est un boîtier situé dans la partie centrale de la cabine de pilotage permettant ainsi, aux pilotes de contrôler l'avion. Le premier système de gestion de vol a été installé sur un Boeing 767 au début des années 1980. Il équipe ces jours-ci la plupart des avions civiles ou militaires.

Grâce au système de gestion de vol FMS, le pilote peut introduire son plan de vol avant le départ. Un plan de vol doit être accepté par le pilote, sa compagnie aérienne et les instances régissant et surveillant le trafic aérien comme les contrôleurs du trafic aérien. La trajectoire concordante aux informations introduites et la quantité de carburant à utiliser pendant toutes les étapes du vol sont estimées.

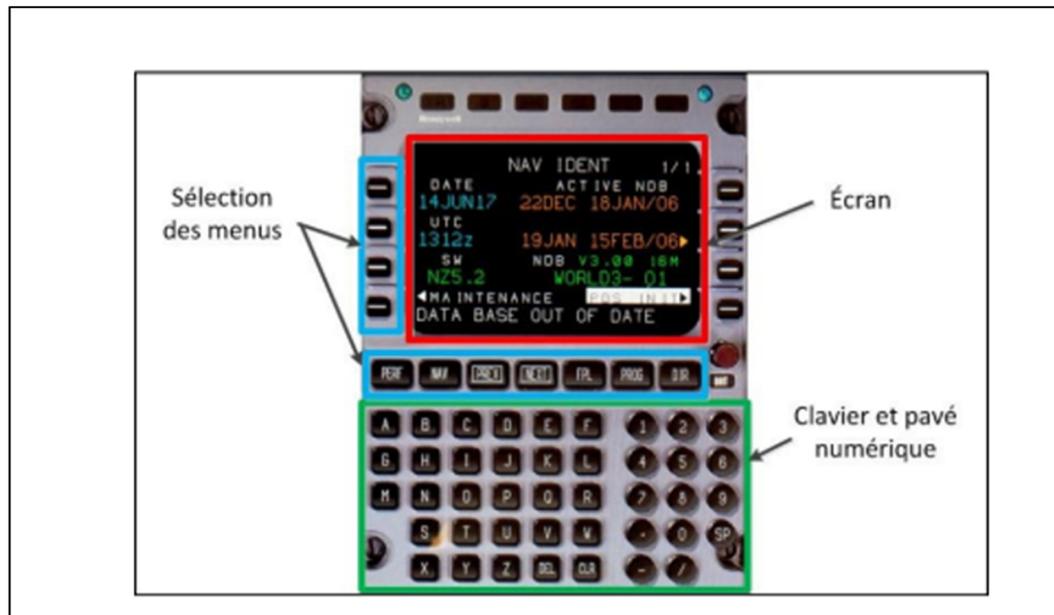


Figure 2.1 L'unité d'affichage et de contrôle du système de gestion de vol  
Tirée de Beulze (2017, p.8)

Pour assurer le bon déroulement du vol, le pilote introduit aussi dans le FMS en plus du plan de vol, l'indice de coût (« Cost Index »  $CI$ ). Le « Cost Index » est, par définition, le rapport entre le coût en temps lié à l'exploitation d'un avion et le coût du carburant. Sa valeur reflète les effets relatifs du coût du carburant sur le coût total du voyage par rapport aux coûts d'exploitation directs liés au temps (CMC Electronics, 2013). Le  $CI$  s'écrit sous la forme :

$$CI = \frac{\text{Coût du temps} \sim \$/hr}{\text{Coût du carburant} \sim \text{cents/lb}} \quad (2.1)$$

Le pilote introduit la valeur du « Cost Index » dans l'unité d'affichage de contrôle du système de gestion de vol FMS. Ce dernier assure les calculs des vitesses de montée, de croisière et de descente selon la valeur du « Cost Index » choisie. Pour une configuration et condition de vol bien précise, le FMS fournira la vitesse capable de générer un vol avec le meilleur coût. La création du modèle de performance permet de prédire le débit de carburant donc le calcul du meilleur « Cost Index » pour un vol économique.

Le système de gestion de vol FMS, couplé au pilote automatique, assure aussi l'optimisation des performances de vol. En effet, le FMS joue un rôle important dans la réduction du coût

global du vol. Il permet de prédire la trajectoire la plus optimale avec le minimum de consommation de carburant et le minimum de diffusion du dioxyde de carbone CO<sub>2</sub> par les moteurs. Beulze (2017) a expliqué le principe de base de fonctionnement du FMS lors d'un vol dans la figure 2.2 suivante :

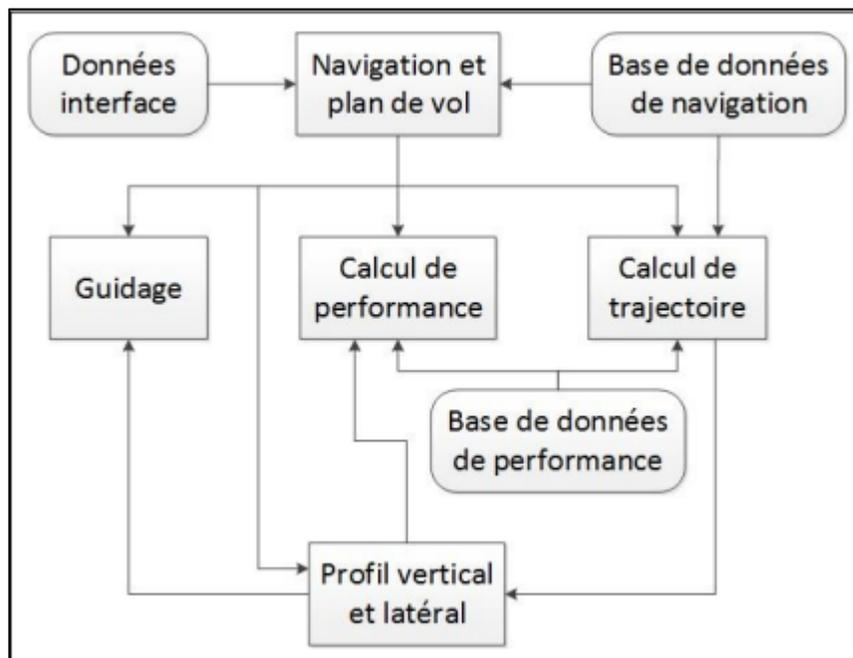


Figure 2.2 Les fonctionnalités du système de gestion de vol  
Tirée de Beulze (2017, p.9)

Spitzer (2001) a expliqué le fonctionnement d'un système de gestion de vol en utilisant des bases de données. Le FMS se compose par deux sous-systèmes principaux : L'unité de contrôle et d'affichage connue sous le nom de CDU (Control Display Unit), qui est le système utilisé par le pilote situé sur la partie centrale de la cabine de pilotage, et l'ordinateur de gestion de vol connu sous le nom de FMC (Flight Management Computer). Le FMC est la partie la plus importante dans un système de gestion de vol. Il est relié aux différents systèmes présents dans l'appareil, ce qui lui permet d'avoir une base de données de tous les paramètres de vol, qu'ils soient aérodynamiques, atmosphériques, navigation, les paramètres des moteurs tels que la vitesse de rotation basse pression N1, le ratio de pression du moteur EPR, la température de sortie de turbine EGT, etc. En plus, chaque FMS possède une base de données de performance

de l'avion dont il est équipé et une autre base de données contenant toutes les informations nécessaires des voies aériennes et des aéroports dans le monde entier. L'optimisation de performances s'effectue en utilisant la base de données de performance. En effet, la mise à jour souhaitée dans ce projet se fait par le biais de cette base de données. Beulze (2017) a montré suivant la figure 2.3 les liaisons entre le système de gestion de vol FMS et les autres systèmes de l'avion, ainsi le principe de chaque liaison.

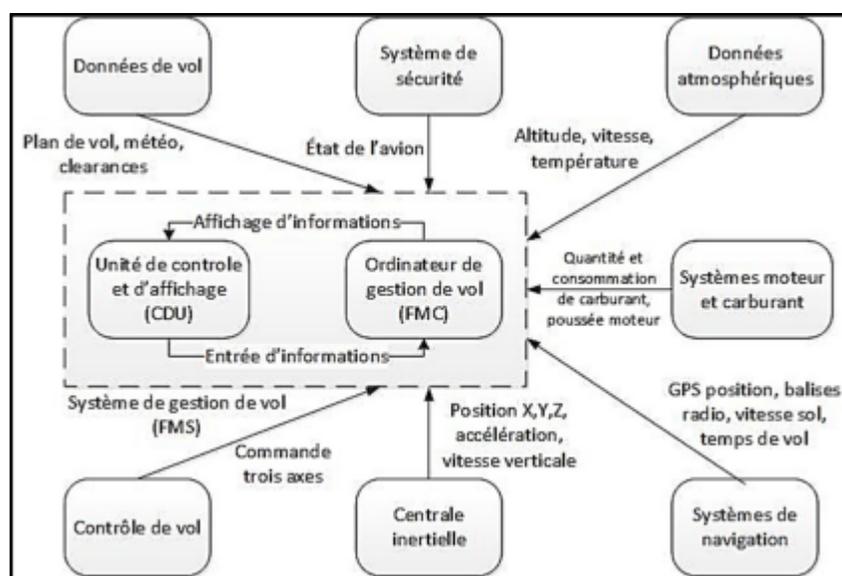


Figure 2.3 Interface du système de gestion de vol avec les autres systèmes de l'avion  
Tirée de Beulze (2017, p.10)

Comme tout équipement électronique dans ce monde, le FMS n'a pas cessé d'évoluer. L'apparition de NextGen et de SESAR a conduit à la conception du FMS 4D. Le FMS 4D utilise le même principe de fonctionnement que le FMS classique, sauf que cette fois-ci, il prend en compte la contrainte du temps (4ième dimension). De ce fait, les autorités de contrôle aérien ont besoin aussi d'utiliser le FMS, permettant ainsi d'obtenir plus de précision par rapport aux trajectoires, ainsi qu'une meilleure gestion du trafic aérien surtout dans la phase d'approche aux différents aéroports en collaboration avec les pilotes pendant le vol. Rodriguez, Deniz, Garcia et Portas (2007) ont expliqué l'introduction de la contrainte du temps dans les fonctionnalités du FMS 4D dans la figure 2.4 suivante :

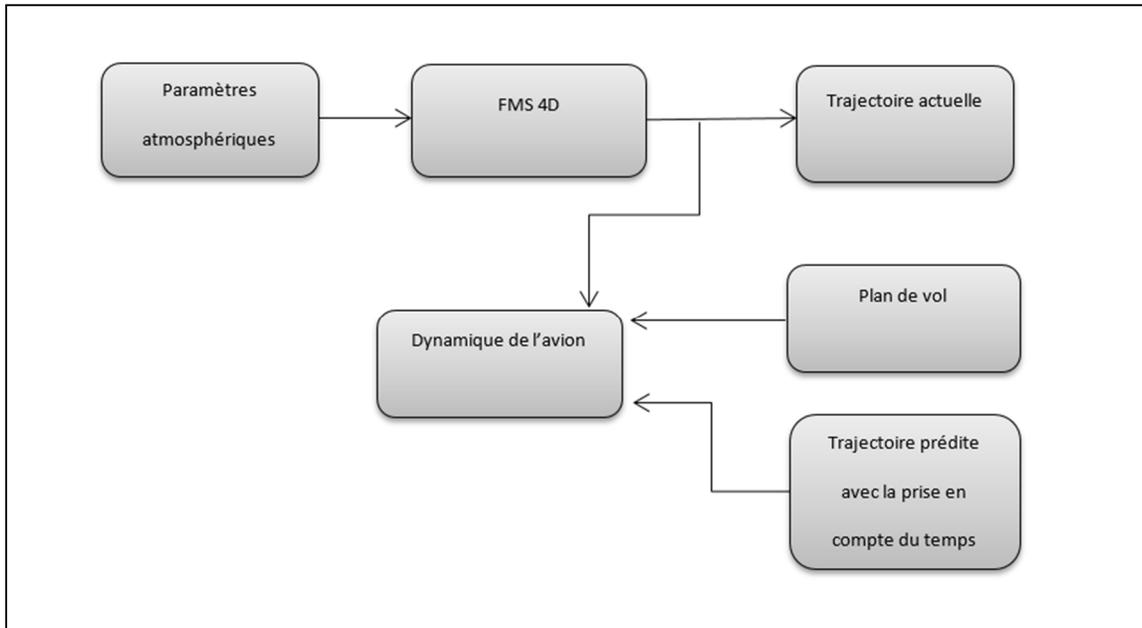


Figure 2.4 Modèle de synthèse de trajectoire 4D

Un système de gestion de vol 4D doit être en mesure de prédire une trajectoire, tel qu'à un instant précis du vol 't', l'erreur entre la trajectoire prédite et celle réelle doit être minimale.

Suite à l'entente entre le pilote et les autorités de contrôle du trafic aérien en tenant compte des informations météorologiques sur la route choisie, l'avion suit chaque segment de vol selon un accord sur son temps de passage à travers chaque point de route. Pendant le vol, le FMS fait une comparaison entre la trajectoire prédite et la trajectoire réelle. Si l'erreur est trop grande par rapport à l'erreur permise, une autre planification et prédiction de trajectoire est requise. Sinon, le vol continue selon la trajectoire prévue (Brooker, 2014).

## 2.2 Optimisation du modèle de performance en croisière en absence du vent

### 2.2.1 Le modèle de performance

Le fonctionnement d'un système de gestion de vol FMS repose sur deux éléments majeurs afin de bien prédire la trajectoire de l'avion en croisière :

- les équations de mouvement de l'avion dans un plan vertical.

- une base de données réelle ou fictive des paramètres qui régissent le modèle de performance d'un avion.

Dans cette partie du projet, les équations de mouvement de l'avion ont été obtenues sans prendre en compte les perturbations externes, en se référant aux travaux déjà faits au LARCASE (Ghazi and Botez 2015).

Dans un premier temps, le but du projet a été de réaliser une mise à jour locale tout au long de la croisière de la base de données du modèle de performance. Ceci a entraîné la correction des erreurs générées lors de la première comparaison entre les données de la table théorique et celle expérimentale.

Pour réaliser ceci, un nouveau système sous forme d'algorithme doit être mis au point. Il a eu pour but de comprendre le comportement de l'avion en vol via ses bases des données de performance. Cette technique devrait réduire l'erreur entre la trajectoire théorique et celle prédite à travers les essais en vol sur le simulateur. Le simulateur a été aussi utilisé pour valider les résultats obtenus.

### **2.2.2 L'exploitation des essais en vol**

Au laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroserveoélasticité LARCASE, comme mentionné dans la revue de littérature, la diversité des projets réalisés a permis de générer des fonctions sur l'outil informatique Matlab utilisés dans le calcul numérique. De ce fait, il a fallu définir les paramètres géométriques, moteurs et aérodynamiques du Cessna Citation X ainsi que son environnement sur Matlab. La définition de tous ces paramètres a permis la prédiction de la trajectoire spécifique à une condition ou à une configuration de vol choisie lors des essais de vol.

Afin de bien définir une trajectoire de vol du Cessna Citation X en utilisant les fonctions Matlab propre au LARCASE, il faudrait tout d'abord calculer les coefficients de portance et de traînée  $CL$  et  $CD$  en fonction du nombre de Mach  $M$  et l'angle d'attaque  $\alpha$ . En effet, ses fonctions obtenues grâce aux travaux ultérieurs du laboratoire, nécessitent la connaissance des paramètres de performances de l'avion comme la poussée des moteurs, le débit de carburant,

la vitesse, l'angle d'attaque, les coefficients aérodynamiques. Ces paramètres ont permis d'obtenir les tables de performances « look up tables ».

La figure 2.5 suivante montre l'enveloppe de vol du Cessna Citation X :

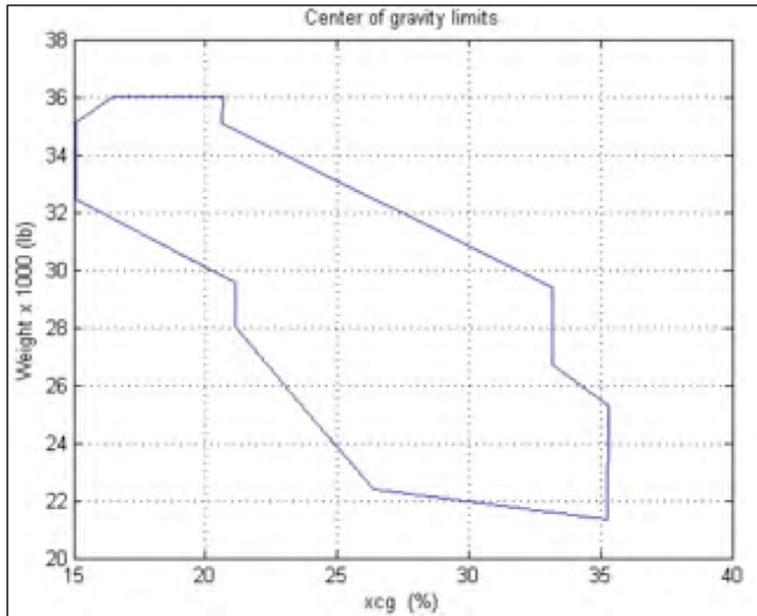


Figure 2.5 Enveloppe de vol du Cessna Citation X  
Tirée de Zaag (2017, p.12)

Quand on a étudié cette figure et on a essayé de définir l'enveloppe de vol du Cessna Citation X sur Matlab, on a constaté que pour des vitesses et des angles d'attaque bien précis, on a été confronté à l'absence des valeurs des paramètres de performance nécessaires pour obtenir les tables citées ci-dessus. Cette contrainte est due au fait que certaines configurations de vol ne sont pas atteignables physiquement par l'avion lors des essais en vol. Le deuxième problème est qu'en utilisant la base de données, plusieurs points peuvent être redondants, ce qui entraîne l'augmentation du temps de calcul des paramètres de performance par Matlab.

Afin de remédier à ces problèmes, une interpolation et une suppression des valeurs en double devront être réalisées.

### 2.2.3 Estimation de la consommation spécifique et du coefficient de traînée

#### - la méthodologie

La connaissance du débit de carburant est primordiale dans la prédiction de la trajectoire en croisière. Afin d'obtenir une meilleure estimation du  $Tsfc$  donc implicitement du débit de carburant  $Wf$ , il faut construire un modèle spécifique  $Tsfc$  capable de générer une table  $CD$  initiale. Le but est de réaliser des mises à jour locales sur cette table afin de la corriger.

La formule principale pour obtenir la consommation spécifique est la suivante :

$$Tsfc = \frac{Wf}{T} \quad (2.1)$$

Cette formule est impossible à calculer à cause de de l'absence des données sur le débit de carburant  $Wf$ . Une estimation de celui-ci est nécessaire.

La première étape consiste à créer la table initiale du coefficient de traînée  $CD$  à partir des tables de performance en croisière présentes dans le guide de planification de vol du Cessna Citation X. Ces tables sont capables de générer un modèle mathématique qui aurait pour but d'estimer la poussée des moteurs pour n'importe quelle condition de vol.

La table de  $CD$  est écrite en fonction du nombre de Mach  $M$  et du carré du coefficient de portance  $CL$  :

$$CD = f(CL^2, M) \quad (2.2)$$

Le modèle de la consommation spécifique de carburant  $Tsfc$  est propre à chaque avion et à chaque moteur. Ghazi and Botez (2015) affirment que ce modèle est une fonction complexe de la combinaison de l'altitude instantanée et du réglage de la manette des gaz. À titre approximatif, dans le cas des turboréacteurs, ce modèle est une fonction du nombre de Mach  $M$  et du ratio de température  $\theta$  entre la température statique de l'air à une altitude donnée et la température statique de l'air au niveau de la mer. Par conséquent, le  $Tsfc$  peut être écrit en utilisant l'équation suivante :

$$TSFC = (C1 + C2 * M)\sqrt{\theta} \quad (2.3)$$

Selon Mattingly, Heiser et Pratt (2002), pour un turboréacteur à taux de dilution élevé, comme dans le cas du moteur du Cessna Citation X, une meilleure approximation a été trouvée pour le modèle du Tsfc :

$$TSFC = (0.45 + 0.54M_0)\sqrt{\theta} \quad (2.4)$$

Suite à des mesures supplémentaires des paramètres de moteur au cours de plusieurs essais en vol effectués sur le simulateur de vol, l'équation (2.4) est approximée comme suit :

$$TSFC = \frac{(0.70+0.25M)\sqrt{\theta}}{g_0*3600} \quad (2.5)$$

Cette estimation donne une erreur moyenne de 5.3%.

L'étape suivante consiste dans la modification locale de la table  $CD$  en tenant compte des essais en vol du simulateur afin d'être capable d'estimer correctement le débit de carburant  $Wf$ . En effet, le passage de  $CD$  à  $Wf$  est réalisé grâce aux deux équations suivantes :

$$Cd = \frac{2 \times T}{\rho \times S \times V^2} \quad (2.6)$$

$$T = \frac{Wf}{Tsf c} \quad (2.7)$$

Ghazi et Botez (2015) ont affirmé qu'en connaissant le poids de l'avion  $W$ , le coefficient de portance  $CL$  est obtenu selon l'équation suivante :

$$CL = \frac{2 \times W}{\rho \times S \times V^2} \quad (2.8)$$

Ou  $\rho$ ,  $S$  et  $V$  sont respectivement la densité de l'air, la surface alaire et la vitesse vraie de l'avion.

En utilisant le nombre de Mach  $M$ , le coefficient de portance  $CL$  et à partir des équations (2.6) et (2.8), la table initiale du coefficient de traînée  $CD$  est obtenue en fonction de  $CL^2$  et  $M$ .

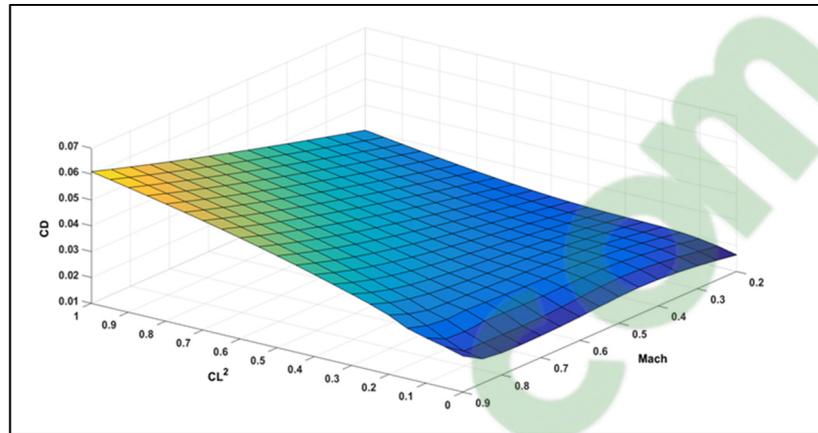


Figure 2.6 Table  $CD = f(CL^2, M)$

Le but d'utiliser une table de performance au lieu d'un algorithme consiste dans la nécessité d'obtenir un calcul numérique rapide. En effet, l'optimisation du modèle de performance de l'avion dans ce projet de recherche est réalisée durant la phase de croisière en temps réel. Ce qui nécessite une rapidité d'exécution. L'utilisation d'une table de performance est plus efficace que l'utilisation d'une fonction polynomiale qui prend beaucoup plus de temps pour générer les mêmes types de résultats (Ghazi, Botez, 2015). Ceci entraîne aussi une meilleure compréhension du système de prédiction d'une trajectoire bien définie.

L'enveloppe de vol du Cessna Citation X ne nous permet pas d'avoir des valeurs de  $CD$  dans la plage de nombres de Mach plus basses que Mach 0.6. Une interpolation était nécessaire afin d'avoir des valeurs théoriques dans la plage des basses vitesses.

L'étape suivante consiste à effectuer une interpolation avec l'outil Matlab pour que la table des  $CD$ 's puisse couvrir toute l'enveloppe de vol du Cessna Citation X. Tel que montré sur la figure 2.6 précédente, cette table est présentée selon une grille discrétisée graduée, ce qui a pour but d'obtenir une prédiction initiale du coefficient de traînée  $CD$  à l'aide des essais en vol, ainsi que les équations de dynamique du vol. L'interpolation des données dans la table a permis de mettre en évidence la mise à jour voulue de la base de données.

La grille de la table est divisée comme suit :

- les « pas » qui correspondent à 0.1 pour le nombre de Mach  $M$ ,  $CL^2$  et à 0.01 pour le  $CD$ .
- les « bornes » des axes qui correspondent à 0.2 et 0.9 pour le nombre de Mach  $M$ , à 0 et 1 pour  $CL^2$  et à 0.01 et 0.07 pour le  $CD$ .

Ce choix de division a été effectué pendant la création des tables selon les performances de l'avion.

Cette méthodologie s'est avérée être efficace. Elle permet d'identifier le comportement de l'avion en croisière, ainsi que d'obtenir une excellente approximation pour les paramètres aérodynamiques et les paramètres moteurs. Ensuite, les nouvelles valeurs de  $CD$  issues de la mise à jour des tables vont permettre dans le futur de prédire un nouveau débit de carburant.

La prochaine étape consiste à réaliser la mise à jour en vol de la table du coefficient de trainée  $CD$  afin de réduire l'erreur relative de la consommation spécifique  $Tsfc$ . Pour ce faire, il faut identifier dans la table les 4 nœuds dans lesquels la base de données doit être mise à jour. En effet, quand un point de la base des données est identifié, la méthodologie est d'identifier en même temps les quatre nœuds qui entourent la base des données comme montré sur la figure 2.7 suivante :

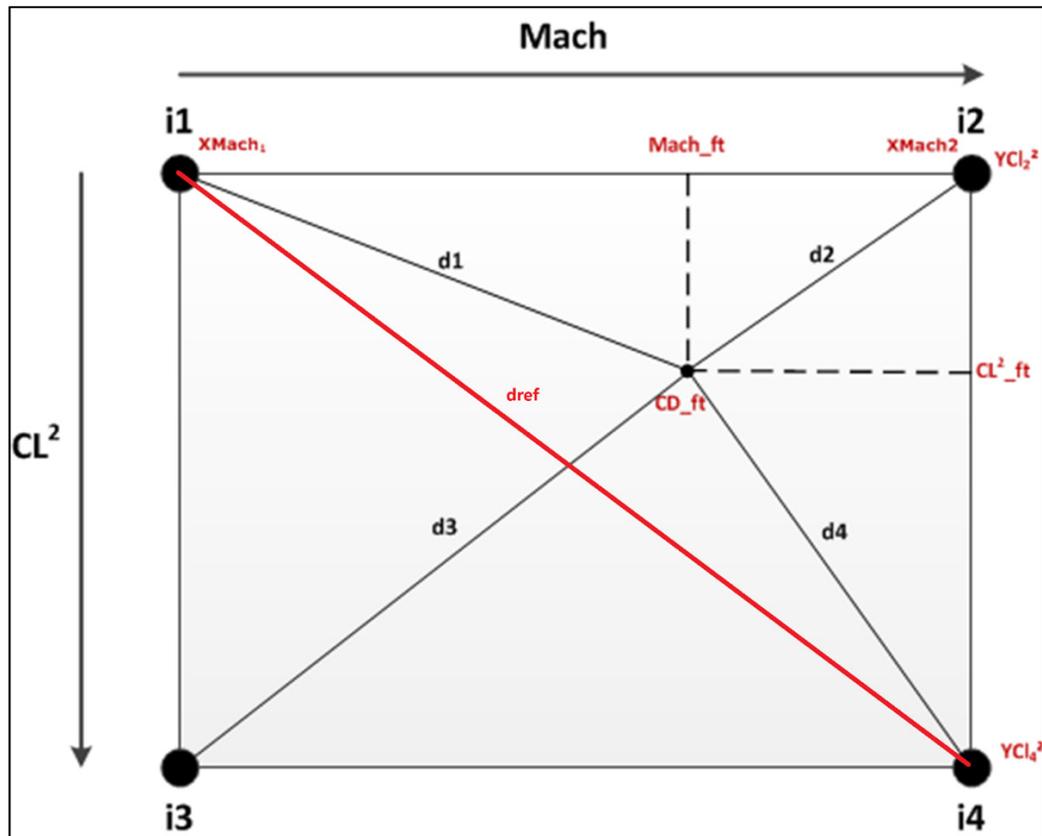


Figure 2.7 La détection des 4 nœuds et la mise à jour locale de la base de données  
 Le but du projet est de réaliser une mise à jour en vol capable de réduire l'erreur de prédiction du débit de carburant  $W_f$  en remplaçant les anciens nœuds par des nouveaux nœuds.

La méthodologie consiste à « scanner la table interpolée » en utilisant l'échelle suivante :

- de 0 à 1 avec un pas de 0.05 pour le  $CL^2$ .
- de 0.2 à 0.9 avec un pas de 0.05 pour le nombre de Mach  $M$ .

Une fois les quatre nœuds détectés, la mise à jour est effectuée sur l'axe du  $CD$  jusqu'à atteindre une valeur d'erreur de prédiction du débit de carburant acceptable. Le  $\Delta CD$  est défini en premier lieu et représente la différence entre le  $CD$  obtenu dans les essais en vol et le  $CD$  obtenu dans le tableau d'interpolation :

$$\Delta CD = CD_{\text{essai en vol sur le simulateur}} - CD_{\text{table d'interpolation}} \quad (2.9)$$

Par conséquent, les 4 nœuds sont détectés dans la table et chaque  $\Delta CD$  est calculé par pondération dans l'intervalle de ces 4 nœuds.

Comme le montre la figure précédente (2.7), les quatre nœuds  $i1$ ,  $i2$ ,  $i3$  et  $i4$  sont détectés, dans lesquels se trouve le point  $CD_{ft}$  de la base de données.

La prochaine étape concerne le recalcul des valeurs de  $CD$  des quatre nœuds trouvés précédemment grâce au théorème de Pythagore. Ensuite, la valeur du  $CD$  est modifiée dans les quatre nœuds et les quatre distances sont ainsi définies :

$$d1 = \sqrt{(Mach_{ft} - XMach_1)^2 + (Cl_{ft}^2 - YCl_2^2)^2} \quad (2.10)$$

$$d2 = \sqrt{(XMach_2 - Mach_{ft})^2 + (Cl_{ft}^2 - YCl_2^2)^2} \quad (2.11)$$

$$d3 = \sqrt{(Mach_{ft} - XMach_1)^2 + (YCl_4^2 - Cl_{ft}^2)^2} \quad (2.12)$$

$$d4 = \sqrt{(XMach_2 - Mach_{ft})^2 + (YCl_4^2 - Cl_{ft}^2)^2} \quad (2.13)$$

Pour la mise à jour de la table, une distance de référence est ensuite définie d'une manière arbitraire qui représente la diagonale du rectangle représentant les quatre nœuds :

$$dref = \sqrt{(XMach_2 - XMach_1)^2 + (YCl_4^2 - YCl_2^2)^2} \quad (2.14)$$

Ensuite, la valeur de  $CD$  est mise à jour localement au voisinage des quatre nœuds à l'aide de l'exemple de pondération suivant :

$$Cd(i_1, i_3)_{miseajour} = Cd(i_1, i_3)_{table} + \Delta Cd \times \left(1 + \frac{d1}{dref}\right) \quad (2.15)$$

Après avoir modifié localement la table avec les différents essais en vol pour plusieurs itérations, l'équation (2.7) est utilisée pour exprimer le débit de carburant  $Wf$ . En effet, l'objectif n'est pas de changer totalement la table de  $CD$  mais plutôt de trouver un compromis

entre le modèle de  $CD$  et le modèle de  $Tsfc$  (erreur moyenne de 5.3 %) pour obtenir une très bonne estimation de  $Wf$ . C'est pour cette raison que la mise à jour est réalisée seulement sur la table de  $CD$  pendant que le modèle de consommation spécifique  $Tsfc$  est supposé d'être parfait.

Cette méthodologie a permis l'exécution de la mise à jour locale de la table de  $CD$ . Elle a créé des « déformations » ou « des pics » aux endroits où la mise à jour de la table de  $CD$  a été réalisée comme le montre la figure 2.8 suivante :

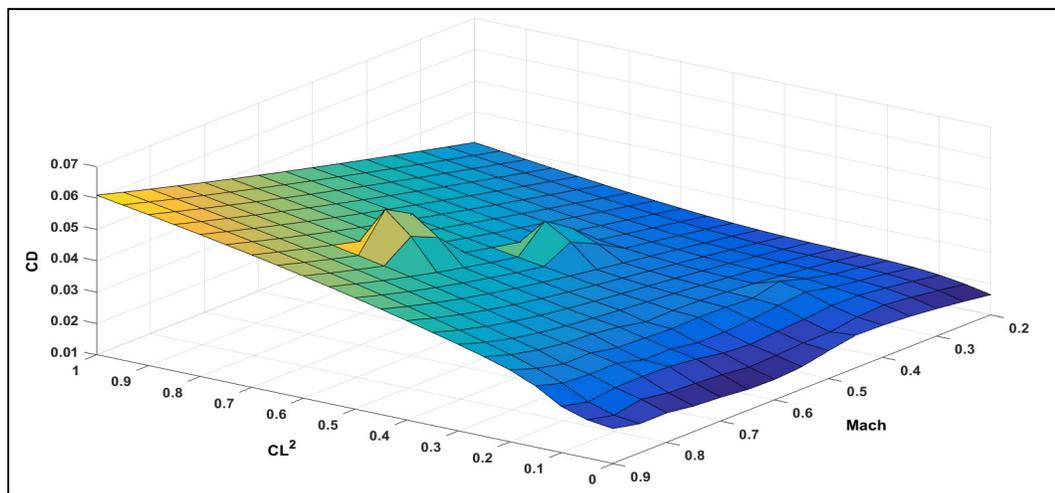


Figure 2.8 Table du  $CD$  mise à jour localement

Les « pics » de la nouvelle table représentent les valeurs de  $CD$  mises à jour. En utilisant ces nouvelles valeurs de  $CD$ , les nouvelles valeurs du débit de carburant  $Wf$  sont calculées. Ce tableau actualisé de  $Wf$  donne une meilleure estimation du débit de carburant  $Wf$ .

Ce projet de recherche est basé sur la prévision et la correction du débit de carburant pendant la croisière, qui est la phase la plus longue des trois phases de vol (décollage, croisière et atterrissage) du Cessna Citation X. Il est donc nécessaire de tester le modèle du débit de carburant pour observer s'il est capable, sur plusieurs intervalles de temps au cours de la croisière, de mettre à jour correctement le débit de carburant sur l'intervalle en question et de prédire le débit de carburant sur les intervalles qui suivent.

Cette méthode corrige correctement le débit de carburant mais il ne s'agit que d'essais statiques. Pour une croisière donnée, le débit carburant reste constant, durant les tests en vol sur simulateur, alors qu'il va fluctuer pendant un vol réel. De plus, tous les essais en vol sont effectués sans perturbation tel que du vent.

Il faut donc tester le modèle pour voir s'il est capable sur plusieurs intervalles de temps au cours de la croisière d'effectuer une bonne correction du débit de carburant sur l'intervalle en question et de prédire le débit de carburant sur les intervalles qui suivent.

Pour cette recherche, 39 simulations de vol ont été réalisées au LARCASE en utilisant le RAFS à l'altitude de croisière de 34,000 pieds. Les conditions de vol varient selon la distance de croisière, poids de l'avion et la vitesse de croisière La croisière est divisée en  $N$  intervalles de  $\Delta T = 10$  minutes, comme illustré sur la figure 2.9 suivante. Le test est échantillonné, de sorte que la moyenne du débit de carburant soit calculée sur chaque intervalle du  $CD$ , de  $CL^2$  et du nombre de Mach  $M$  :

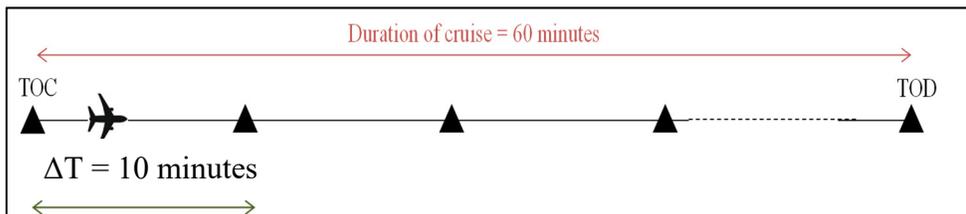


Figure 2.9 La division de la croisière

Une première prédiction de  $W_f$  sur l'ensemble de la croisière est réalisée en interpolant sur le  $CD$  sur chaque intervalle avec l'échantillonnage. La première interpolation est effectuée à l'aide de la table  $CD$  issue de guide de vol.

Une modification locale de la table avec des valeurs bien précis du  $CD_i$ ,  $Mach_i$  et  $CL^2_i$  de l'intervalle où l'avion se trouve est réalisée afin de corriger la prédiction précédente du débit de carburant sur ce même intervalle et sur les intervalles suivants ; l'objectif étant de prédire le débit de carburant en fin de croisière.

Le processus est répété sur les intervalles suivants à mesure que l'avion progresse. Chaque interpolation est réalisée désormais avec la dernière mise à jour de la table  $CD$ .

Nos travaux ont été réalisés dans l'absence des perturbations externes telles que le vent, la turbulence, etc. Ceci est dû au fait que je venais de commencer la deuxième partie de mon projet chez CMC Electronics (SA2GE), ainsi il a fallu me concentrer sur la réalisation d'un autre sous-projet.

### - les résultats

La première prédiction du débit de carburant  $W_f$  a été effectuée pendant la durée de la croisière avec la table initiale de  $CD$  et les résultats suivants sont obtenus sur des intervalles de 10 minutes chacune. Le nombre inscrit sur l'axe des « x » correspond aux nombres des minutes.

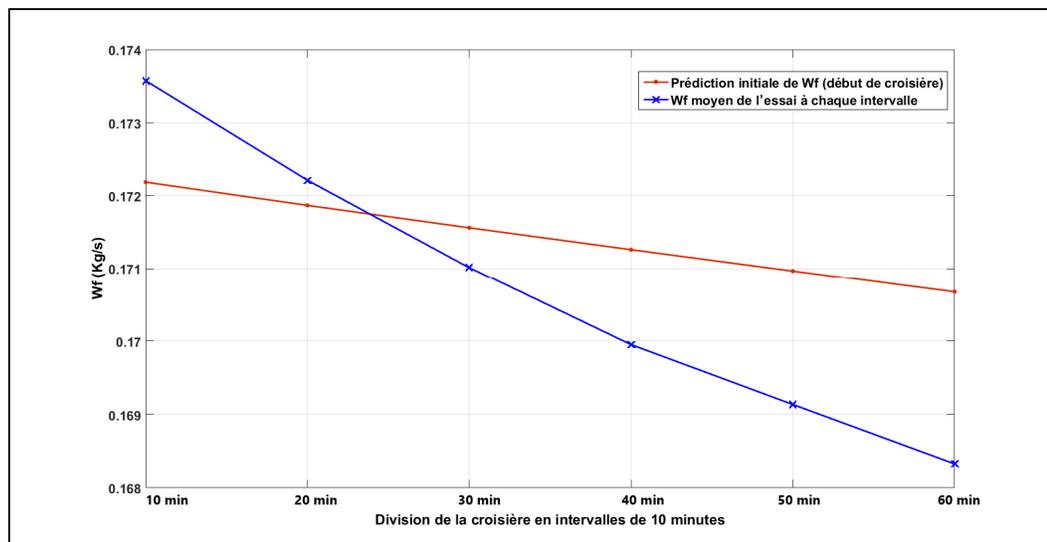


Figure 2.10 La prédiction initiale du débit de carburant d'un essai en croisière

À partir de la figure 2.10, on a noté que la prédiction initiale du débit de carburant  $W_f$  en utilisant la table de  $CD$  qui n'a pas encore été mise à jour, sur chaque intervalle, n'est pas bonne. Ceci est due au fait que l'erreur du modèle de la consommation spécifique  $Tsfc$  initiale est présente dans le calcul de  $W_f$ .

Par contre, on a constaté sur la figure 2.10 que la courbe du débit de carburant moyen  $Wf$  issu des essais en vol sur le simulateur évolue d'une manière à diminuer le débit de carburant au fur et à mesure qu'on avance dans la croisière. Le but dans cette partie du projet, est d'obtenir une courbe de débit de carburant  $Wf$  après mise à jour locale de la table initiale du  $CD$  proche de celle du débit de carburant moyen des tests en vol. En effet, en utilisant la mise à jour locale de la table à chaque intervalle de la croisière, la prédiction et la correction du débit de carburant s'améliore au fur et à mesure sur les intervalles actuels et les intervalles suivants.

Au fur et à mesure que l'avion avance en croisière, le processus est répété sur les intervalles de croisière suivants. Chaque nouvelle prédiction et chaque correction est faite à partir de la dernière mise à jour de la table de  $CD$ .

Le débit de carburant diminue après chaque correction jusqu'à atteindre la valeur de 0.1684 kilogrammes par seconde sur le dernier intervalle au lieu de 0.1708 kilogrammes par seconde avec la prédiction initiale (la table de  $CD$  non mise à jour) comme le montre la figure 2.11 suivante :

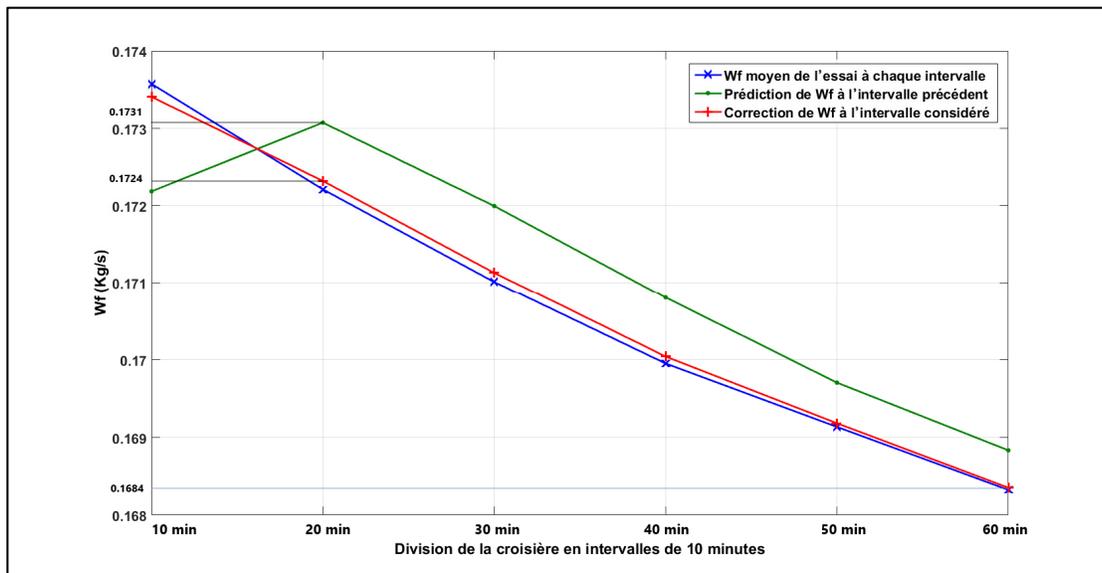


Figure 2.11 La correction du débit de carburant en croisière

Il est à noter qu'après la mise à jour locale du débit de carburant  $Wf$  en vol à chaque intervalle de la croisière, la prédiction de  $Wf$  est plus précise que la prédiction précédente et le débit de carburant prévu est approximativement similaire à sa valeur moyenne obtenue pendant le vol à chaque fin d'intervalle. Avec une seule correction au premier intervalle, on a constaté sur la figure 2.11 (courbe de prédiction de  $Wf$  à l'intervalle précédent), que la différence entre le  $Wf$  donné par la table initiale de  $CD$  et le  $Wf$  moyen donné par les tests en vol a la tendance à être corrigée uniquement sur cet intervalle, mais la correction est alors minimale et la différence entre les deux valeurs est toujours présente (0.1731 kg/s pour le  $Wf$  corrigé pour 0.1724 kg/s pour le  $Wf$  moyen). Cela signifie que si le processus est réalisé seulement sur la première prédiction au premier intervalle de la croisière, les résultats présentent une légère amélioration mais restent néanmoins loin de la réalité.

Pour cette raison, la prédiction et la correction du débit de carburant ont été effectuées de « manière continue » à chaque intervalle.

La figure 2.12 suivante présente l'évolution de l'erreur de prédiction sur tous les intervalles de la croisière :

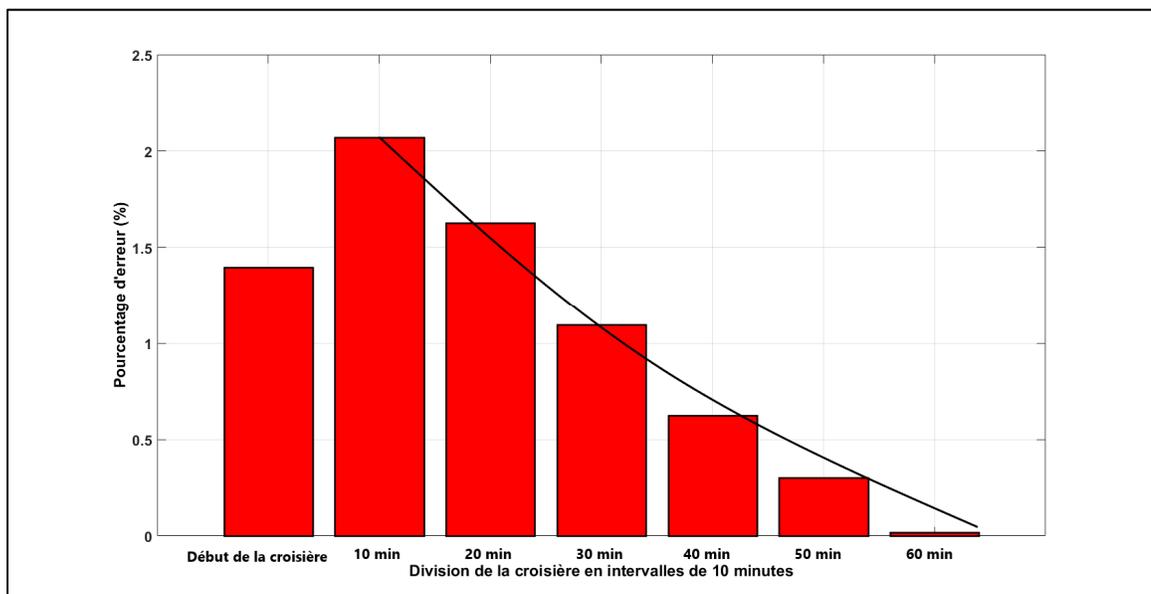


Figure 2.12 L'évolution du pourcentage de l'erreur de prédiction du débit de carburant

On a constaté que le débit de carburant  $W_f$  s'améliore pendant la croisière grâce à la mise à jour locale de la table de  $CD$ . Après 30 minutes de croisière, l'erreur relative du débit de carburant s'avère être inférieure à 1%. Cela signifie que la table de  $CD$  a été suffisamment modifiée pour corriger l'erreur du modèle de consommation spécifique  $T_{sfc}$  dans le calcul de  $W_f$ , comme indiqué dans la figure 2.12 précédente. L'erreur de prédiction du débit de carburant à 60 minutes tend vers 0 comme souhaité.

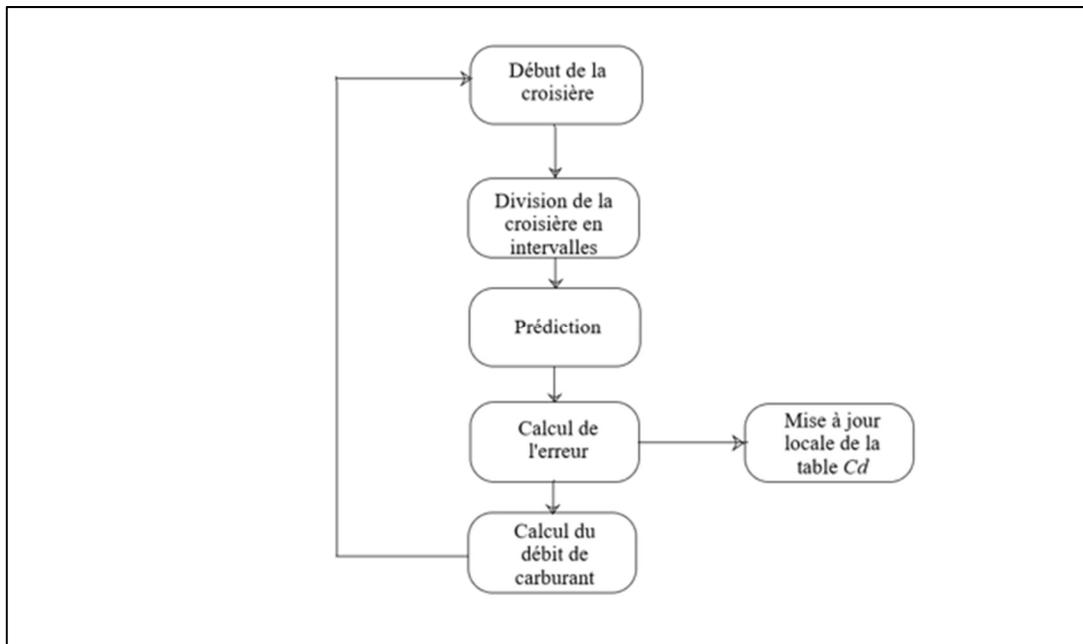


Figure 2.13 Organigramme du processus de la correction du débit de carburant

On peut voir dans la figure 2.13, qu'après le début de la croisière, une division de la croisière en  $N$  intervalles de temps égaux a été effectuée. Pendant la prochaine étape, on a calculé l'erreur de prédiction entre le débit de carburant calculé à partir du guide de planification de vol et celui calculé à partir des résultats des essais en vol. Si l'erreur de prédiction calculée a été acceptable, c'est-à-dire inférieure à 1%, les nouvelles valeurs du débit de carburant ont été calculées et utilisées comme des nouvelles données lors de la prochaine prédiction de la croisière. Sinon, une mise à jour locale a été effectuée sur un point spécifique des données, afin de réduire et de corriger l'erreur de prédiction. Une nouvelle prédiction a été ensuite effectuée,

un nouveau calcul d'erreur a été réalisé et le même processus a été répété jusqu'à l'obtention de la meilleure prédiction de débit de carburant possible. La valeur calculée du débit de carburant final a remplacé l'ancienne valeur dans les données utilisées initialement.

ClicCours.com

## CHAPITRE 3

### LA CROISIÈRE EN MONTÉE CONTINUE

Ce chapitre traite la méthodologie de la deuxième partie du projet. Cette deuxième partie a consisté dans la création d'un algorithme capable de réaliser la croisière d'un avion en montée continue.

La croisière en montée continue est un sous-projet du projet gouvernemental Systèmes Aéronautiques d'Avant-garde pour l'Environnement SA<sup>2</sup>GE. La première partie de ce chapitre met en évidence le contexte dans lequel ce projet a été initié. Ensuite, on a évoqué la méthodologie adoptée pour la réalisation de ce projet. Enfin, on a montré les résultats obtenus et leur validation dans le cadre du projet SA<sup>2</sup>GE.

#### **3.1 Systèmes Aéronautiques d'Avant-Garde pour l'Environnement : Projet mobilisateur de l'avion plus écologique**

Le projet mobilisateur de l'avion plus écologique SA<sup>2</sup>GE a été initié par le regroupement SA<sup>2</sup>GE pour le développement de l'avion plus écologique. Le but de ce regroupement est de contribuer à la réduction de l'empreinte environnementale du secteur aéronautique par le biais de développement des nouvelles technologies. Cet engagement environnemental permettra au Québec d'avoir une influence majeure sur l'évolution de l'aviation dans le monde.

Plusieurs organismes, compagnies et universités ont choisi de faire partie de ce projet comme le montre la figure 3.1 suivante :

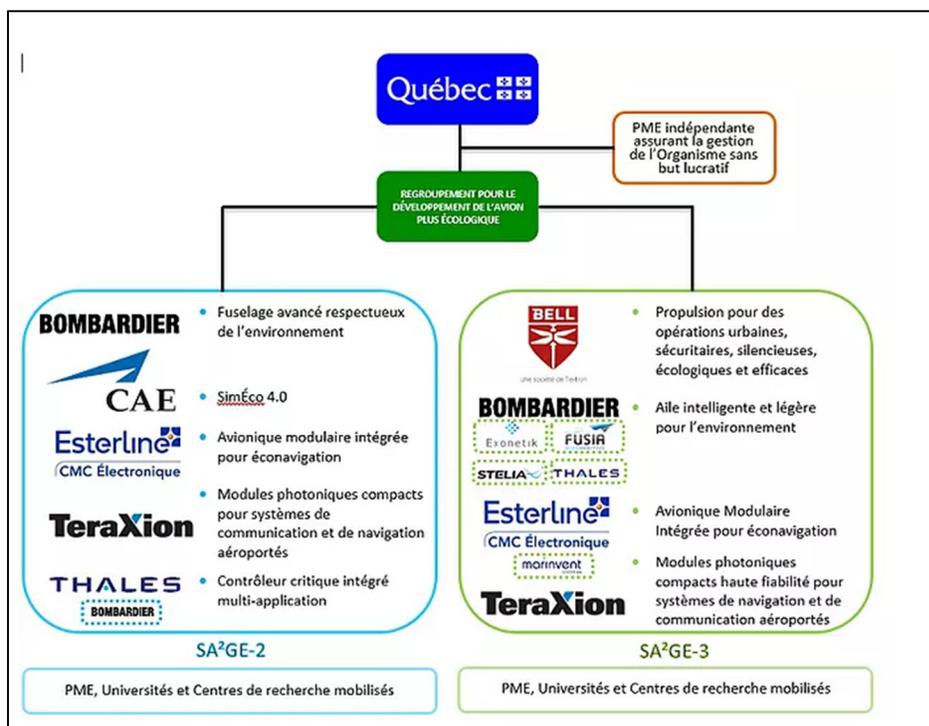


Figure 3.1 Les différents intervenants du projet SA2GE  
Tirée de [www.sa2ge.org](http://www.sa2ge.org) (Consulté en mai 2019)

Le projet SA<sup>2</sup>GE est divisé en 3 phases. La croisière en montée continue fait partie de la phase 2. Cette phase a été officiellement lancée le 6 octobre 2016. Les grandes compagnies participantes à ce projet telles que CMC Electronics, CAE, Bombardier, TexaXion et Thales Canada, ont investi leurs ressources en collaboration avec les PME, universités et les laboratoires de recherche afin de trouver des solutions qui pourront contribuer à la réduction du réchauffement climatique. Les travaux sur « la croisière en montée continue » ont été réalisés par les équipes travaillant en collaboration de notre laboratoire de recherche LARCASE, CMC Electronics et Bombardier dans le cadre du sous-projet « avionique modulaire intégrée pour éco navigation ».

### 3.1.1 SA<sup>2</sup>GE - Phase 2 : Avionique Modulaire Intégrée Pour l'Éconavigation

Le sous-projet « avionique modulaire intégrée pour éconavigation » ou plus communément appelé AMI-ÉcoNav, a comme objectif de créer des nouveaux modes de navigation, baissant ainsi l'empreinte écologique du domaine aéronautique. Ces nouveaux modes de navigation,

permettront aussi la réduction des émissions de gaz à effet de serre et de la consommation de carburant.

Le sous-projet AMI-ÉcoNav tourne autour de la conception de vol parfait afin de diminuer l’empreinte environnementale. Ce nouveau concept passe par 3 volets principaux :

- **la gestion du vol** : L’optimisation des performances par la prédiction de nouvelles trajectoires capables de réduire la consommation de carburant
- **l’atterrissage** : Ce volet s’intéresse à la précision des opérations d’approches. Il s’agit d’améliorer le GPS par le biais du « Ground Based Augmentation System » GBAS.
- **la visualisation** : Il s’agit de permettre aux pilotes d’obtenir toutes les informations de trafic en temps réel dans la cabine de pilotage.

Le concept de vol parfait peut être résumé dans la figure 3.2 suivante :

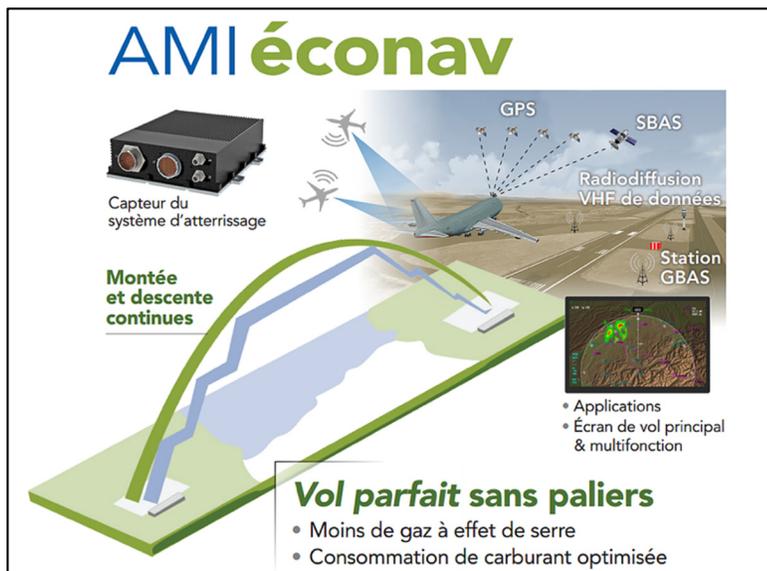


Figure 3.2 Description du projet AMI ÉcoNav  
Tirée de [www.sa2ge.org](http://www.sa2ge.org) (Consulté en mai 2019)

### 3.1.2 Hypothèses

#### - description du projet

L'objectif de ce projet est de créer une nouvelle technologie de navigation et d'analyser ses avantages sur l'environnement. Cette technologie permettra d'optimiser les performances de vol à travers d'une trajectoire de vol améliorée, de la réduction du poids de l'avion, minimisation des manœuvres indésirables et l'amélioration du temps de maintenance. La nouvelle technologie de navigation doit vérifier les hypothèses suivantes :

- analyser les données de trajectoire de vol non-optimisée et estimer ses économies de carburant et ses taux d'émission grâce à l'optimisation de cette trajectoire.
- prendre en compte la contrainte du temps lors de la prédiction de la trajectoire dans la navigation 4D (la 4<sup>ème</sup> dimension en étant le temps).
- évaluer la différence de poids de l'avion entre les nouveaux et les anciens systèmes de contrôle.
- prendre en compte les effets de la maintenance optimisée sur la durée de vol de l'avion
- évaluer les effets des manœuvres indésirables et des approches interrompues sur la rentabilité des vols.

Le projet AMI-ÉcoNav, dont fait partie notre projet de recherche, a été divisé en « lots » différents. Chaque intervenant dans ce projet s'est vu assigné un sous-projet spécifique :

- **Lot 1.1** : Étude de la variation de l'altitude optimale et détermination de la meilleure stratégie de suivi de cette altitude
- **lot 1.2** : Estimation de la réduction de consommation de carburant due à une trajectoire de vol optimisée.
- **lot 1.3** : Estimation de la réduction de la consommation de carburant grâce à l'évitement des mises en attente.
- **lot 1.4** : Estimation de la réduction de la consommation de carburant obtenue grâce à l'évitement des approches interrompues.

- **lot 1.5** : Estimation de la réduction de la consommation de carburant obtenue grâce à la maintenance optimisée de l'avion.
- **lot 2.2** : Estimation de la réduction de la consommation de carburant obtenue grâce à la réduction de la masse des systèmes de l'avion.
- **lot 3** : Gains environnementaux par la réduction des substances à risque.

Dans notre projet on s'intéresse essentiellement au lot 1.2, c'est-à-dire, à l'impact de l'optimisation de la trajectoire sur la consommation de carburant et sur l'émission de gaz par les moteurs.

Pour analyser les hypothèses relatives à la réduction de la consommation de carburant et de l'émission de CO<sub>2</sub>, on a eu recours à des données sur les performances des vols aux États-Unis. Ces données ont été considérées pour les vols effectués entre novembre 2017 et octobre 2018.

On a aussi eu recours à la base de données enregistrée auprès l'administration fédérale de l'aviation (FAA). Ces bases de données contiennent les informations propres à chaque avion, telle que fabricant, compagnie opératrice, le modèle, le type de moteurs et le poids (FAA, 2019). L'information sur les différents poids au décollage nous a permis de réaliser une estimation de performance suivant les catégories de taille de chaque avion. La catégorie qui a été étudié lors de notre recherche est celle des avions commerciaux avec des capacités entre 60 et 145 passagers.

Une trajectoire de vol de référence a été considérée comme trajectoire de comparaison avec celle générée par la fonction qu'on a créée. Cette trajectoire de référence a été réalisée en utilisant le simulateur de système de gestion de vol (FMS), le « Part Task Trainer » (PTT).

Une étude du centre AMES de la NASA en 2010 sur des vols commerciaux à l'intérieur des États-Unis a révélé une économie de 210 livres de carburant et de 2.7 minutes de temps de vol en moyenne en utilisant des trajectoires optimisées. Une trajectoire de vol non optimisée (standard) a le profil suivant :

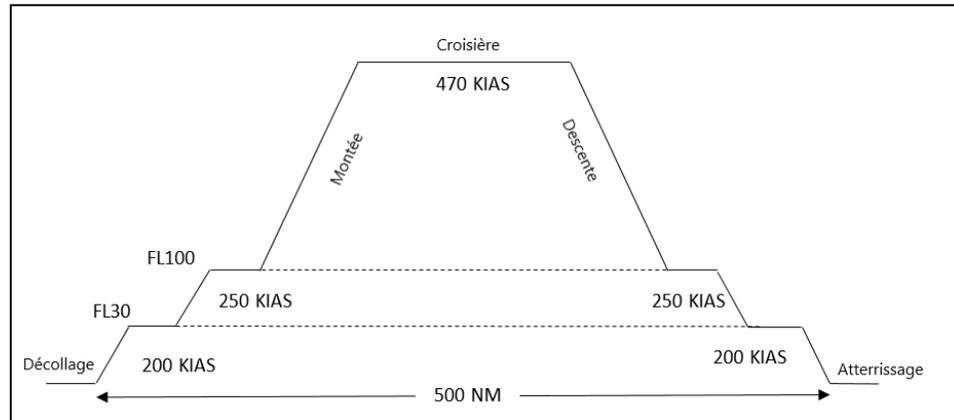


Figure 3.3 Trajectoire de vol standard

En fonction de la valeur du « Cost Index » ( $CI$ ) choisie par l'opérateur de l'avion pour un vol donné, dans le cas des restrictions de trafic et des contraintes de vitesses, la trajectoire de vol optimisée peut avoir des différents profils, vitesses et altitudes. Cependant, la majorité des trajectoires optimisées auront un profil continu comme illustré dans la figure 3.4 suivante :

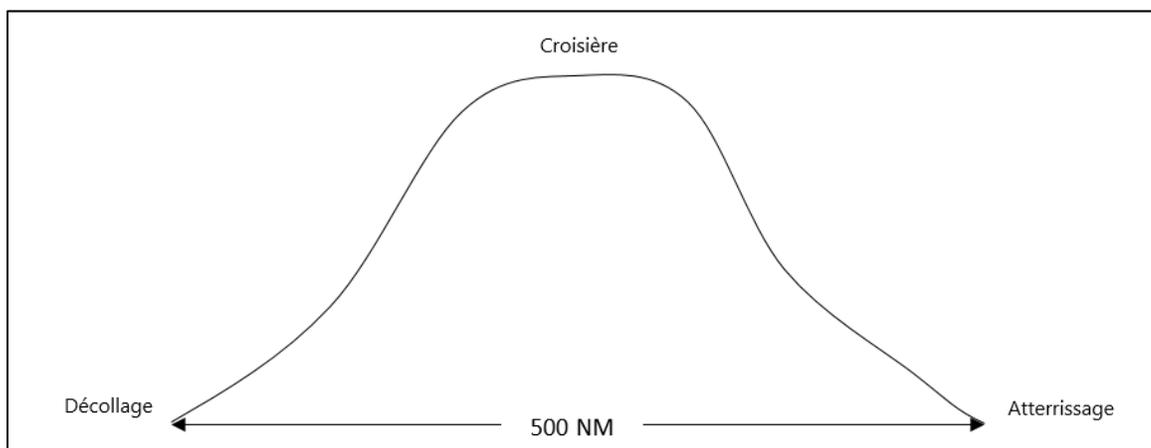


Figure 3.4 Trajectoire de vol optimisé continu

Ce type de trajectoire continue a été utilisé, d'une manière expérimentale, avec succès dans quelques aéroports. 85% des avions atterrissant à l'aéroport de Londres Heathrow utilisent cette méthode. Les études menées sur ces vols ont indiqué une réduction de consommation de carburant de 5.6%. Afin de mener ce genre d'étude sur les vols optimisés en Amérique du Nord et quantifier les avantages environnementaux de ces vols, il faut obtenir des données sur les

performances des avions. Ces données nous ont été fournis par nos partenaires CMC Electronics et Bombardier.

La technologie actuelle développée par CMC assure des montées vers l'altitude de croisière et des descentes continues en accordance avec les règlements de gestion du trafic aérien. Notre travail, dans ce projet, est d'intégrer la nouvelle fonction de croisière en montée continue (CEMC) aux systèmes avioniques développés par CMC. Cette fonction viendra remplacer la fonction de suivi de l'altitude optimale en croisière « STEP PRED ».

#### - bilan de réduction estimée

L'étude de scénario de vol parfait a porté sur les estimations de réductions et de gains possibles économiquement (carburant) et environnemental (gaz à effet de serre). Ces estimations ont été réalisées selon l'hypothèse d'un vol de distance moyenne de 1500 miles nautiques et d'une durée de 3 heures en moyenne avec une masse au décollage de 100 tonnes et 16 tonnes de carburant comme l'avion Airbus A310-304. Les estimations de gains par vol et par année sont présentées dans le tableau suivant :

Tableau 3.1 Les économies visées par l'application des fonctions de navigation avancées basées sur la performance par vol et pour une année

A310	Par vol			Par année		
	Réduction carburant (tonnes)	Réduction CO2 (tonnes)	Économie	Réduction carburant (tonnes)	Réduction CO2 (tonnes)	Économie
<b>Par avion</b>	1.17	3.68	\$24,128.02	831.61	2,619.57	\$14,539,896.27
<b>Par flotte (18)</b>	21.02	66.22	\$434,304.44	14,968.94	47,152.17	\$261,718,132.89

<b>avions</b> )						
--------------------	--	--	--	--	--	--

Ce tableau est issu d'une étude réalisée par CMC et Bombardier en considérant qu'un avion fait 2 vols par jour (aller/retour) et en prenant en considération en moyenne 10 jours par année pour la maintenance (ground check). Pour un vol et un avion de masse maximale au décollage précise on estime un gain de 1.17 tonnes. L'objectif de la conception de la fonction de croisière en montée continue est d'avoir un gain de 1.17% pour tout le vol (montée, croisière et descente) car la masse totale est de 100 tonnes.

### 3.1.3 La fonction STEP PRED

La fonction STEP PRED est une fonction développée et intégrée au système de gestion de vol FMS. Elle permet d'effectuer des marches successives de 1000 à 4000 pieds afin d'assurer un suivi continu de l'altitude optimale par l'aéronef.

Par définition, l'altitude optimale est celle à laquelle le rapport entre la distance en miles nautiques parcourue par litre de carburant consommé est le plus grand.

La figure 3.5 suivante montre la trajectoire suivie par un avion pour suivre l'altitude optimale par le biais de la fonction « STEP PRED » :

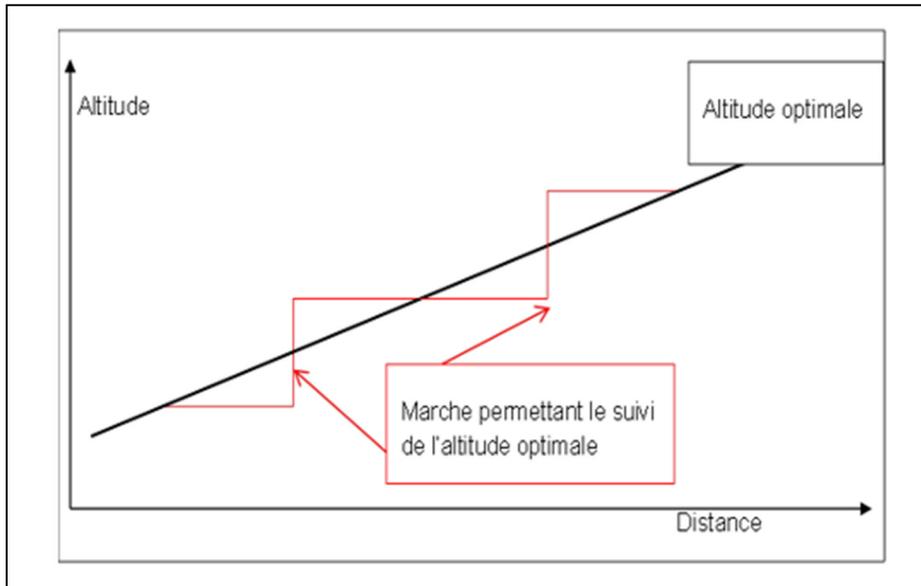


Figure 3.5 Trajectoire verticale d'un avion suivant l'altitude optimale en utilisant la fonction "STEP PRED"

La fonction « STEP PRED » se trouve sur la page 3 « ECON CRZ » du menu « VNAV » du FMS :



Figure 3.6 La fonction "STEP PRED" sur la page 3 "ECON CRZ" du menu "VNAV"

Le menu de la fonction « STEP PRED » est divisé en 3 sous-menus comme le montre la figure 3.7 suivante :



Figure 3.7 Menu de la fonction "STEP PRED"

- le premier sous-menu concerne les informations d'altitudes. Il contient l'altitude de croisière actuelle, l'altitude maximale atteignable par l'avion, l'altitude recommandée afin de se rapprocher de l'altitude optimale et la taille de la marche de montée. L'altitude recommandée est une altitude calculée par le FMS selon la marche de montée choisie par le pilote (1000 pieds dans le cas de la figure 3.7). Cette altitude permet de suivre en permanence l'altitude optimale.
- le deuxième sous-menu fournit les informations de distance et de temps qu'il faut avoir pour initier la marche de montée. Dans le cas de la figure 3.7, le FMS assume qu'il est préférable d'initier la marche de montée de 1000 pieds immédiatement afin d'obtenir le minimum de consommation de carburant par l'avion.
- le troisième sous-menu contient les informations relatives aux calculs effectués par le FMS. Ces calculs ont pour but de prédire les gains générés par l'initialisation de la marche de montée au moment calculé par le FMS. Ces gains sont exprimés en termes de coût, carburant consommé et de temps. Dans le cas de la figure 3.7, l'avion aurait économisé 4.1% de coût et 299 livres de carburant en initialisant la montée vers le niveau de vol « FL340 » avec des marches de montée de 1000 pieds.

La fonction « STEP PRED » reste une fonction efficace et utilisée fréquemment par les pilotes afin d'économiser du carburant et de réduire l'émission des gaz par les moteurs. Néanmoins, lors de certaines altitudes, configurations de vol, poids de l'avion et des conditions météorologiques défavorables, le FMS se trouve dans l'impossibilité de prédire un point de marche et la fonction « STEP PRED » affiche un message d'indisponibilité d'altitude optimale à suivre. Notre fonction CEMC devrait remédier à ce problème et permettre à l'avion d'encadrer l'altitude optimale quel que soit la configuration, le poids de l'avion et les conditions météorologiques.

## **3.2 La méthodologie**

### **3.2.1 La qualification de la base de données de performance PDB**

La base de données de performance d'un avion « PDB » est un modèle expérimental numérique pour chaque phase de vol (Murrieta et Botez, 2015). Elle contient les informations de vitesses, poids, déviations par rapport à la température standard, température extérieure et altitudes pour toutes les phases de vol. Toutes ces informations ont été utilisées comme des données d'entrée dans la création de notre fonction de calcul d'altitude optimale dans la croisière en montée continue. Il est donc important de valider la PDB avant de l'utiliser dans notre algorithme.

Cette validation a été faite dans les laboratoires de la compagnie CMC. C'est ce qu'on appelle la « Qualification PDB ».

La qualification de la PDB est une procédure de test qui permet de valider la base des données de performance. Cette validation permet de garantir le bon fonctionnement des fonctionnalités VNAV sur le système de gestion de vol FMS.

#### **- vérification et validation de la PDB**

La vérification de la PDB passe par plusieurs étapes. Ces étapes commencent par la réception du fichier des données de performance et se terminent par l'obtention d'un fichier PDB compressé. Ces étapes sont :

- l'inspection des données de performance initiales par un expert « FMS VNAV »
  - La vérification de la conformité de la syntaxe des données d'entrée de la PDB avec la PDB de référence mise au point par CMC.
  - la vérification de la conformité des données de sortie de la PDB avec les données de source originales.
  - la vérification de chargement de la PDB dans un système de simulation de FMS.
  - la vérification du contrôle de redondance cyclique (CRC) de la PDB.
  - la validation de la PDB.
- **inspection des données source**

Lors de la réception des données de performances, la PDB est générée grâce à un outil de compression qui est le « Performance Database Packing Tool » PDPT. Avant de commencer la procédure de compression, une inspection générale est effectuée pour garantir que toutes les données sont correctes et complètes. Cette inspection se fait sur les éléments suivants de la PDB :

- l'entête.
- les limites de vitesses (VMO, MMO).
- la vitesse de « green dot » : c'est la vitesse du meilleur rapport portance sur traînée.
- les vitesses selon les configurations de l'avion (lisse ou normale).

MODE	PDB_HEADER
PDB_IDENT	
AIRCRAFT_TYPE	A310-304
ENGINE_TYPE	CF6-80C2A2

Figure 3.8 Exemple d'entête d'une PDB

Le numéro d'identification de la PDB dans la figure 3.8 précédente a été masqué pour des raisons de confidentialité.

Cette inspection doit être réalisée par un ingénieur ayant une grande connaissance du système de gestion de vol FMS et de ses fonctionnalités VNAV.

**- vérification de la syntaxe des données d'entrée de la PDB**

La vérification de la syntaxe des données d'entrée de la PDB se réalise grâce à l'outil de compression PDPT. La syntaxe sera vérifiée pendant le processus de compression de la PDB. Si une non-conformité de syntaxe est détectée, le PDPT génère un message d'erreur et interrompt le processus. La figure 3.9 suivante montre le fonctionnement du PDPT :

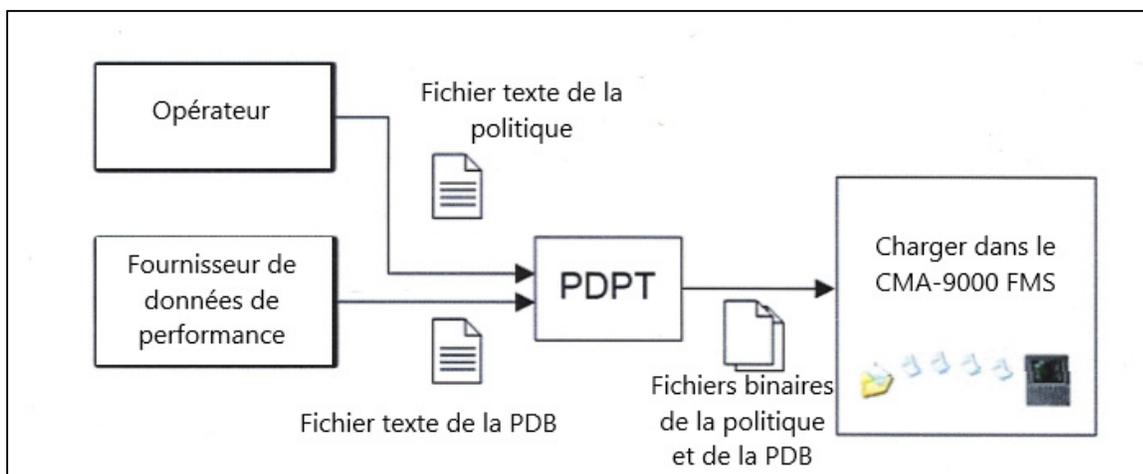


Figure 3.9 Processus d'inspection et de compression de la PDB

**- vérification des données de sortie de la PDB**

Lorsque le processus de compression est terminé, un fichier texte de la PDB est généré. Le même ingénieur qui a réalisé la première inspection, en refait une deuxième en comparant les données générées avec celles de la PDB source qui devraient être les mêmes. Le tableau suivant doit être rempli par l'ingénieur en question lors de l'inspection :

Tableau 3.2 Tableau d'inspection des données d'entrée de la PDB

Étape#	Actions	Résultats	Validation
--------	---------	-----------	------------

5	Ouvrir le fichier source de la PDB et le fichier généré dans un outil de comparaison texte	Comparer la conformité de données importantes suivantes : - Entête - Limites de vitesses (VMO, MMO) - Vitesse Green dot - Vitesses de configuration (00/00 et 30/40)	_____
---	--	--	-------

**- chargement de la PDB dans le CMA-9000 FMS et vérification du contrôle de redondance cyclique**

Le contrôle de redondance cyclique (CRC) est une fonction implémentée dans les systèmes numériques afin de détecter les erreurs possibles dans les données propres à ce système. Le CRC permet de repérer aussi toute modification survenue sur le système.

Cette étape consiste dans le chargement de la PDB générée dans le CMA-9000 FMS et dans la vérification de la conformité entre le CRC affiché dans la page « Part Number » du FMS et le CRC dans le fichier texte de la PDB généré par le PDPT. Le tableau suivant doit être rempli lors de cette étape :

Tableau 3.3 Tableau de chargement de la PDB et de vérification de la CRC

Étape #	Actions	Résultats	Validation
5	VIA HSDL FAIRE CHARGER XXX_PERFDB.PDB CHARGER XXX_POLICY.POL	VIA CDU : MAINT_PART_NUM2 VÉRIFIER : PDB_CRC = PDB_CRC NOTÉE	_____

<p>OUVRIR XXX_PERFDB.CRC ET XXX_POLICY.CRC DANS UN EDITEUR DE TEXTE ET NOTER CRC32 :</p> <p>PDB          CRC          =</p> <hr/> <p>POLICY      CRC          =</p> <hr/>	<p>POLICY_CRC = POLICY CRC NOTÉE</p>	
---	--	--

Le HSDL « High Speed Data Loader » est un outil utilisé dans les laboratoires de CMC, couplé avec un logiciel de compilation, qui permet de charger les fichiers de PDB et de politique dans le CMA-9000 FMS d'une manière rapide et efficace.

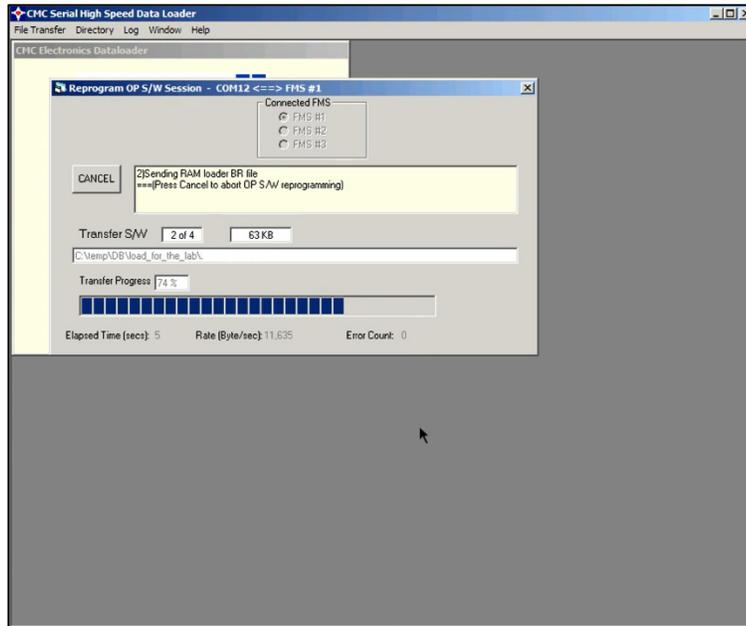


Figure 3.10 Interface de chargement de la PDB dans le CMA-9000 FMS via un HSDL

Le CDU « Control Display Unit » est l'interface graphique qui permet aux pilotes d'accéder aux menus et fonctionnalités du système de gestion de vol FMS.



Figure 3.11 Control Display Unit (CDU) du CMA-9000 FMS

#### - validation de la PDB

La dernière étape de la qualification de la PDB est la validation finale de celle-là. La validation de la base de données de performance est nécessaire afin d'assurer le bon fonctionnement de toutes les fonctionnalités du FMS. Cette validation passe par des procédures de tests automatisés. Ces tests sont réalisés dans le laboratoire de CMC en utilisant l'outil de compilation Eclipse® qui permet de les simuler sur le CMA-9000 FMS. On a réalisé 7 tests différents selon des conditions de vol différentes :

- vol court (Montréal CYUL vers la ville de Québec CYQB).
- vol long (Montréal CYUL vers Los Angeles KLAX).
- vol avec croisière à vitesse de consommation de carburant minimale (MIN FUEL SPEED).
- vol avec croisière à vitesse de durée de vol minimale (MIN TIME SPEED).
- vol avec croisière à vitesse permettant un vol économique (ECON SPEED).
- vol avec variations d'altitudes.
- vol avec variations du poids de l'avion.

Ces tests nous ont permis d'obtenir des prédictions des profils des vols pour chaque condition choisie. Les résultats obtenus par ces prédictions doivent être comparés à des données de

référence. Ces données de référence ont été obtenue en utilisant un outil de simulation de performance propre au constructeur (dans notre cas « Airbus »). Pour des raisons de confidentialité le nom de l'outil dans ce mémoire ne sera pas divulgué, il sera qualifié d'outil de simulation de performance pour le reste du rapport. Les résultats de données de vol obtenus par des tests sur FMS et sur l'outil de simulation de performance ont été comparés pour détecter les différences entre les deux.

#### - **L'outil de simulation de performance du constructeur de l'Airbus A310**

L'outil de simulation de performance développé par le constructeur de l'avion est un programme d'ingénierie de performance sur Microsoft Windows® capable de réaliser des simulations de scénarios de vol selon des conditions choisies par l'utilisateur. Cet outil offre une multitude de modules permettant l'étude des performances d'un avion.

Durant notre projet on a utilisé la dernière version du logiciel développé par « Airbus ». Cette version comprend plusieurs modules permettant de simuler des scénarios de vol différents.

Ces modules offrent à l'utilisateur de la liberté en ce qui concerne ses préférences de simulation. L'utilisateur peut ajuster ses simulations suivant ces modules en choisissant ses conditions, ses données en entrées et les données en sorties souhaitées.

Parmi ces modules on peut citer :

- un module permettant à l'utilisateur de calculer les distances de décollage et d'atterrissage.
- un module permettant de créer des scénarios d'optimisation de décollage et d'atterrissage en calculant la masse maximale au décollage et celle à l'atterrissage.
- un module permettant de prédire la trajectoire de vol d'un avion en décollage et en approche.
- un module permettant de calculer les performances d'un avion durant une phase de vol donnée. L'utilisateur peut introduire différentes conditions de vol avant la simulation grâce à ce module.
- un module permettant la surveillance de l'évolution des données de performance d'un avion en vol.

- un module permettant à l'utilisateur de planifier un vol au complet du lâcher des freins jusqu'à extinction des moteurs. Ce module est efficace lorsqu'il s'agit des études de cas particuliers de vol.
- un module permettant la prédiction de la température de carburant durant un vol et il est utilisé pour étudier les problèmes de givrage touchant le carburant.

Afin d'obtenir des résultats de simulation comparables à celles issus des tests FMS, on a utilisé le module qui permet de planifier un vol au complet du lâcher des freins jusqu'à l'extinction des moteurs pendant notre étude. Les trajectoires obtenues ont été considérées comme des trajectoires de référence pour un avion Airbus A310-304.

Le module utilisé est divisé en sous-modules. Tout d'abord, on a commencé par le choix du type d'avion (la version basique de l'A310-304 avec une vitesse maximale opérationnelle de 340 nœuds), les unités à utiliser pour le calcul des données de performances (pieds, kg/min, miles nautiques, nœuds et kg), la nature de la mission (planification de vol standard) et préciser si le vol comprendra un aéroport alternatif ou des réserves de carburant. Dans le cas de notre étude, on a choisi de ne pas prendre en considération ces deux derniers paramètres afin de se rapprocher des simulations issues des tests de FMS.

Afin de planifier le vol de référence, on a introduit nos données de performance d'entrée et nos conditions de vol dans les sous-modules suivants :

- **General** : Préciser la position du centre de gravité, le facteur « Buffet », le facteur de traînée, le facteur de poussée, ainsi que le facteur de consommation de carburant (*TSFC*).
- **Mission** : Introduire la déviation de température par rapport à l'atmosphère standard internationale, le poids de référence (poids au décollage *TOW*) et les poids caractéristiques de l'avion tels que le poids maximal au décollage, le poids maximal à l'atterrissage, le poids maximal zéro carburant, le poids opérationnel à vide et le poids du carburant à bord.
- **Distance** : Préciser les codes OACI des aéroports de départ et d'arrivée, l'élévation de chacun d'eux ainsi que la distance entre ces deux aéroports.
- **Décollage/Montée** : Dans ce sous-module on a introduit les données relatives au décollage et à la montée initiale telles que la quantité de carburant nécessaire, la distance et la durée

de vol. Ensuite, on a précisé les vitesses initiales (restriction du trafic) et les vitesses finales de montée, le nombre de Mach  $M$ , l'altitude de changement de vitesse (10000 pieds) et le taux de montée (300 pieds/minute).

- **Croisière** : Préciser la vitesse et l'altitude de croisière.
- **Descente/Attente/Atterrissage** : Ce module se divise en 3 parties : La première partie comprend les données relatives à la descente telles que la vitesse initiale et finale de descente, le nombre de Mach  $M$ , l'altitude de changement de vitesse et le taux de descente (350 pieds/minute). La deuxième partie concerne la procédure d'attente avant l'approche finale. La troisième partie comprend les données d'atterrissage comme la procédure (IFR ou VFR), la quantité de carburant, le temps et la distance nécessaires pour effectuer l'atterrissage.
- **Vent** : Introduire la direction et la force du vent aux abords des aéroports de départ et de destination et durant les phases de vol. On a considéré que le vent était toujours calme pendant notre étude.

Une fois que toutes les données de performance et les conditions de vol ont été introduites on exécute le programme (« Run ») et on a obtenu les résultats sous format « texte » et dans un tableau « Excel ».

Ces résultats ont été comparés avec les résultats obtenus des tests FMS en utilisant un tableau Excel comparateur. La valeur des différences entre les résultats déterminera si la PDB était validée et prête à utiliser. Cette valeur ne devrait pas dépasser 1 nœud pour les vitesses, 30 pieds pour les altitudes et 100 kg pour le carburant.

### 3.2.2 La croisière en montée continue CEMC

Après la validation de notre PDB, l'étape suivante consiste à créer l'algorithme de la fonction « CEMC » pour que le système de gestion de vol FMS puisse permettre à l'avion de suivre la trajectoire de croisière en montée continue en utilisant cette PDB.

### - l'espace vertical de recherche

L'espace de recherche dans la dimension verticale est un graphique avec des nœuds prédéfinis aux altitudes disponibles dans l'espace aérien où évolue l'avion (Murrieta et Botez, 2017). Les limites verticales de l'espace de recherche représentent les altitudes minimales et maximales de la croisière étudiée. Sur la figure 3.12, la ligne en haut représente l'altitude maximale disponible et la ligne en bas représente l'altitude minimale disponible (l'altitude de croisière initiale). Les points sont les nœuds qui représentent les points de passages « waypoints » dans lesquels une plage d'intervalles spécifiques est définie. La différence d'altitude entre deux points est de 500 pieds. Ce choix a été fait pour selon les études précédentes réalisées par CMC. En effet, dans les études de création d'algorithmes des fonctions déjà implémentées sur les FMS CMA 9000, l'intervalle de 500 pieds d'altitudes dans un espace vertical de recherche permet d'obtenir la meilleure précision de calcul d'altitudes optimales comparée aux autres différences d'altitudes. On a constaté ceci après avoir réalisé plusieurs tests en utilisant des distances différentes entre 100 et 1000 pieds. Le meilleur compromis entre les résultats et le temps de calcul a été trouvé avec la distance de 500 pieds.

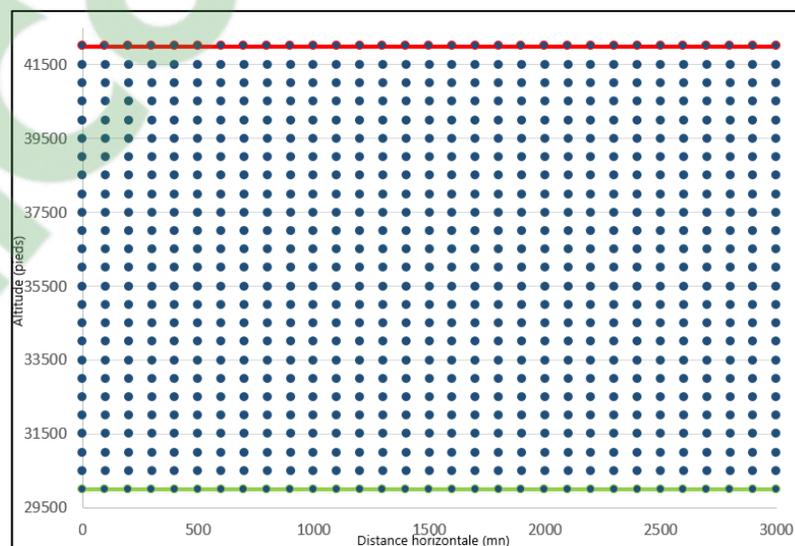


Figure 3.12 Espace vertical de recherche

Chaque nœud a 3 coordonnées exprimées en termes de distance, altitude et poids. Le poids de chaque nœud est défini en prenant en compte la quantité de carburant brûlé et le poids de l'avion du nœud précédent auquel l'avion était supposé voler comme le montre la figure 3.13 suivante :

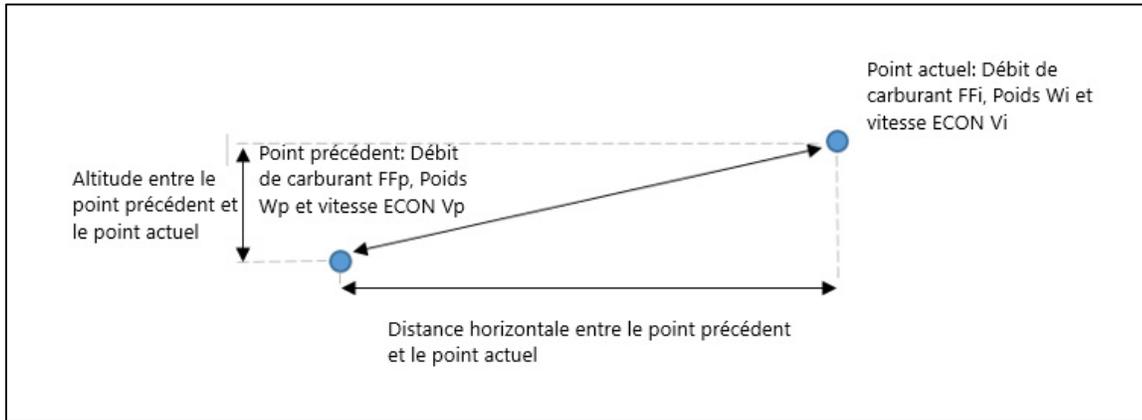


Figure 3.13 Estimation du poids de l'avion au point actuel

À partir de la figure 3.13 précédente, le poids de l'avion au point actuel où il se trouve peut-être estimée par l'équation (3.1) suivante :

$$W_i = W_p - \left( \frac{FF_p + FF_i}{2} \right) * Temps \quad (3.1)$$

On a assumé que le débit de carburant est la moyenne des débits de carburant se trouvant entre le point précédent  $FF_p$  et le point actuel  $FF_i$ . Le 'Temps' est le temps de vol nécessaire pour parcourir la distance entre ces deux points.

Comme le temps est calculé en fonction de la distance et de la vitesse, l'équation (3.1) est réécrite de la manière suivante :

$$W_i = W_p - \left( \frac{FF_p + FF_i}{2} \right) * \frac{\sqrt{(\Delta D)^2 + (\Delta alt)^2}}{(V_i + V_p)/2} \quad (3.2)$$

où  $\Delta D$  et  $\Delta alt$  sont les valeurs de la différence de distance horizontale et d'altitude entre le point précédent et le point actuel.

La vitesse de vol entre les deux points est considérée comme étant la moyenne de la vitesse ECON entre eux.

#### - calcul de la vitesse ECON

Le système de gestion de vol CMA-9000 FMS développé par CMC Electronics permet de déterminer la vitesse de vol économique ECON en calculant la distance franchissable spécifique à ce vol  $SR_{econ}$  selon l'équation (3.3) suivante :

$$SR_{econ} = \frac{V_T + V'_W}{kCI + FF} \quad (3.3)$$

où  $V_T$  est la vitesse vraie,  $V'_W$  est le vent arrière,  $k$  est le facteur de conversion d'unité du « Cost Index »,  $CI$  est le « Cost Index » et  $FF$  est le débit de carburant.

#### - calcul de l'altitude optimale

Chaque altitude optimale est évaluée selon la position de l'avion dans l'espace vertical de recherche. On a défini cette position comme étant la 'position-x' comme le montre la figure 3.14 suivante :

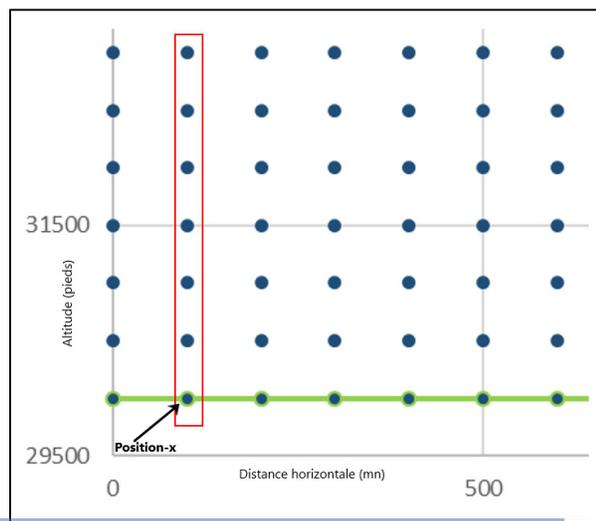


Figure 3.14 Définition de la position-x de la recherche verticale

Comme l'objectif de l'algorithme est d'effectuer une montée continue, une correction a été faite pour prendre en compte l'augmentation de la poussée  $\Delta T$  ainsi que l'augmentation de la consommation de carburant nécessaire pour effectuer le vol d'un point de cheminement à un autre. La figure 3.15 suivante met en évidence cette augmentation de poussée :

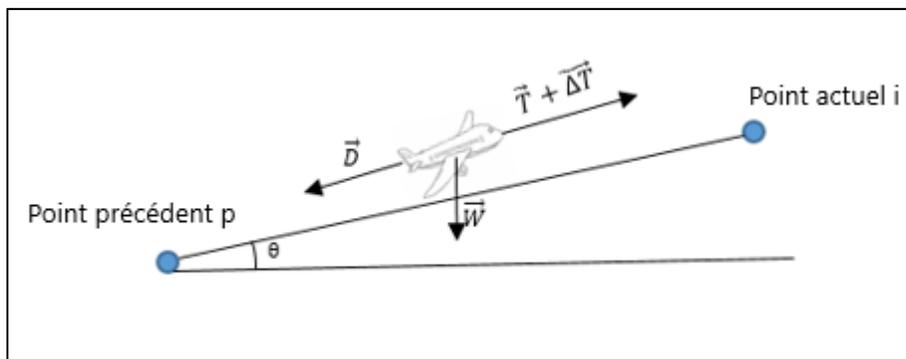


Figure 3.15 Augmentation de la poussée durant la montée de l'avion

où  $D$  est la traînée,  $W$  est le poids,  $T$  est la poussée au niveau de vol où se trouve l'avion,  $\Delta T$  est l'augmentation de poussée durant la montée et  $\theta$  est l'angle de montée.

À partir de la dernière figure 3.15 et de la loi de Newton, on a obtenu l'équation (3.4) suivante :

$$T + \Delta T - W \sin(\theta) - D = 0 \quad (3.4)$$

Pour un vol rectiligne uniforme on sait que la traînée est égale à la poussée des moteurs. On peut écrire l'équation (3.5) :

$$T = D \quad (3.5)$$

Par conséquent, on a déduit, en remplaçant l'équation (3.5) dans l'équation (3.4), que l'écriture de l'équation de la différence de poussée en montée  $\Delta T$  s'écrit sous la forme suivante :

$$\Delta T = W \sin(\theta) \quad (3.6)$$

Le débit de carburant total pendant un vol  $FF_T$  s'écrit, d'une manière générale selon l'équation (3.7) suivante :

$$FF_T = (T + \Delta T) * TSFC \quad (3.7)$$

On en a déduit, par le remplacement de l'équation (3.6) dans l'équation (3.7) :

$$FF_T = [T + W \sin(\theta)] * TSFC \quad (3.8)$$

La méthode, ainsi, consiste dans le calcul pour chaque position- $x$  (figure 3.14), la consommation du carburant à du débit de carburant. Ce calcul s'effectue sur des distances  $D_1, D_2, \dots, D_n$  sur l'espace de recherche vertical. L'altitude de départ pour le calcul est « l'altitude minimale » qui est « l'altitude de croisière initiale ». Cette altitude a été considérée comme l'altitude optimale initiale à suivre par l'avion lors de sa croisière en montée continue. La figure 3.16 suivante montre les distances nécessaires pour le calcul de consommation de carburant  $D_1, D_2, \dots, D_n$  :

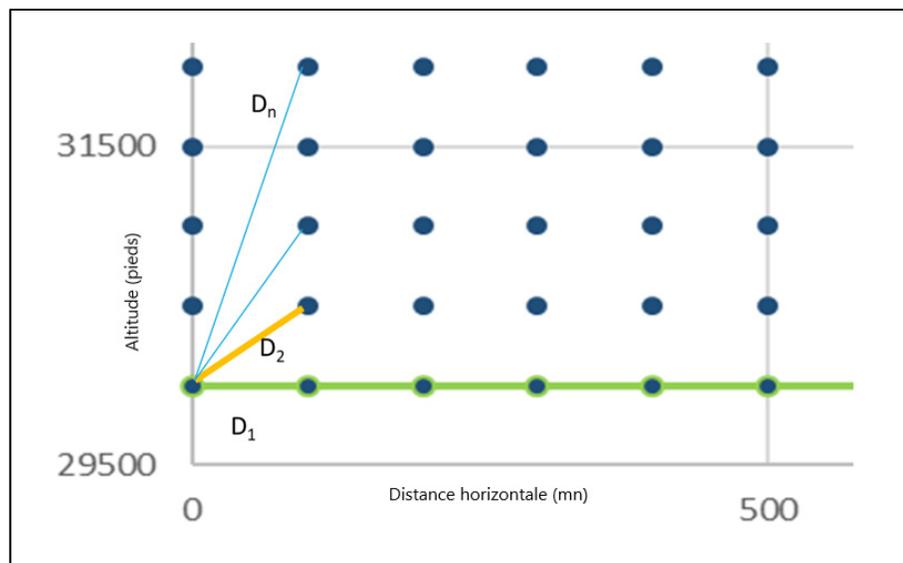


Figure 3.16 Définition des distances de calcul de la consommation de carburant dans l'espace vertical de recherche

En calculant la consommation de carburant sur les différentes distances citées auparavant, l'algorithme doit déterminer s'il serait plus efficace et rentable pour l'avion de monter à une altitude supérieure ou de demeurer à l'altitude actuelle.

La consommation de carburant sur chaque distance  $D_i$  s'écrit de la manière suivante :

$$\mathbf{cons} = \mathbf{FFI} * \frac{\Delta \mathbf{Dist}}{V} + \mathbf{W} * \mathbf{TSFC} * \mathbf{sin}(\theta) * \frac{\sqrt{(\Delta \mathbf{Dist})^2 + (\Delta \mathbf{Alt})^2}}{V_{opt}} \quad (3.9)$$

où  $FFI$  est le débit de carburant au point de passage actuel,  $\Delta Dist$  est la distance horizontale entre le point précédent et le point- $x$  actuel,  $V$  est la vitesse vraie,  $W$  est le poids de l'avion,  $TSFC$  est la consommation de carburant spécifique de l'avion,  $\theta$  est l'angle de montée entre deux points,  $\Delta Alt$  est la différence d'altitude entre les deux points et  $V_{opt}$  est la vitesse vraie au point de l'altitude optimale précédente.

Le calcul de la consommation de carburant nous a permis d'obtenir les altitudes optimales à chaque point dans l'espace de recherche vertical. L'altitude optimale est l'argument minimal de la consommation de carburant comme l'indique l'équation (3.10) suivante :

$$\mathbf{alt}_{opt} = \mathbf{arg\ min}_{alt}(\mathbf{consommation\ de\ carburant}) \quad (3.10)$$

Afin de suivre ces altitudes optimales calculées, nous avons considérés un taux de montée de 300 pieds/minutes par l'avion. Ce choix a été fait en se référant aux fonctions précédentes de suivi de l'altitude optimale et de l'altitude maximale déjà présentes dans le FMS CMA 9000. En effet, selon CMC l'altitude maximale peut être atteinte avec un taux de montée minimale de 300ft/min avec une poussée de montée maximale.

L'organigramme suivant résume toute la méthodologie de notre algorithme de calcul des altitudes optimales :

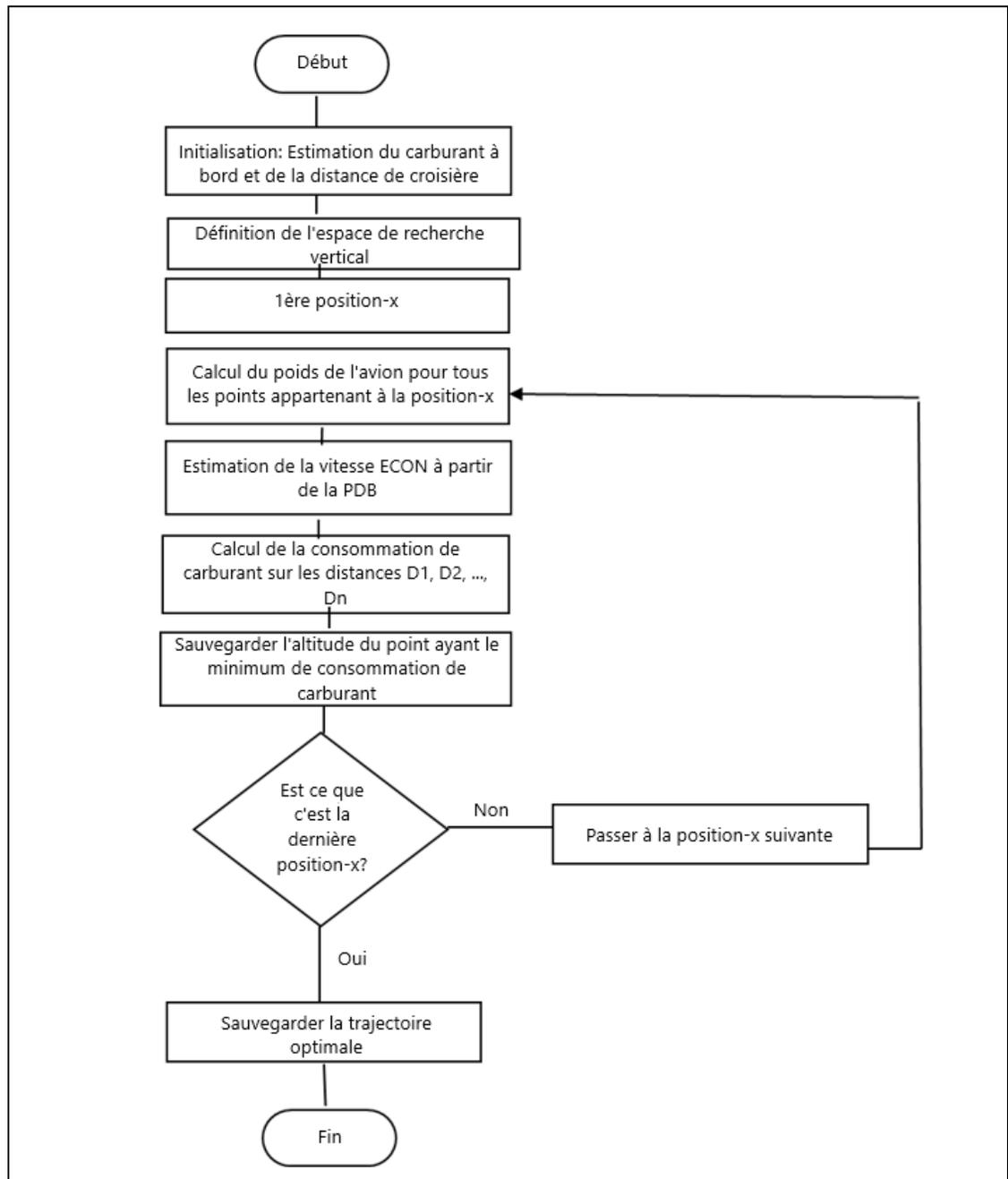


Figure 3. 17 L'organigramme de l'algorithme de calcul de la fonction CEMC

### - L'interface de l'utilisateur graphique de la fonction CEMC

L'étape suivante consiste dans la création d'une interface de l'utilisateur graphique de la fonction croisière en montée continue CEMC. Dans ce qui suit, on explique les spécifications

pour la conception du logiciel de démonstration de croisière en montée continue. On vise à fournir une vue unifiée du projet pour un vol parfait. Le logiciel en lui-même peut être mis à jour ultérieurement pour incorporer ses modifications possibles au cours de son développement.

- conception de l'interface graphique

L'interface graphique de l'utilisateur de l'application aura la forme d'une application exécutable, avec toutes ses fonctionnalités regroupées visuellement et logiquement.

Une attention particulière a été accordée à l'ergonomie de l'application pour fournir un effort minimal en termes d'actions de l'utilisateur.

La conception de l'interface graphique de l'utilisateur a été réalisée à l'aide du logiciel Matlab©.

- page de planification de vol

Cette section décrit la « flight planning page ». Cette page permet de fournir les paramètres de vol pour la croisière en montée continue de la manière suivante :

OSGUIREQ-001 : Une entrée doit être configurable pour permettre le changement d'aéronef, et ainsi du système de gestion de vol (FMS).

OSGUIREQ-002 : Une entrée doit être configurable pour changer la distance de croisière (du sommet de la montée TOC au sommet de la descente TOD).

OSGUIREQ-003 : Une entrée doit être configurable pour permettre le changement de carburant à bord au sommet de la montée TOC.

OSGUIREQ-004 : Une entrée doit être configurable pour permettre le changement du carburant de poids zéro de l'aéronef (ZFW).

OSGUIREQ-005 : Une entrée doit être configurable pour permettre le changement de la vitesse de croisière initiale au sommet de la montée TOC.

OSGUIREQ-006 : Un bouton permettra d'accéder à la page « details page ».

OSGUIREQ-007 : Un bouton doit permettre de démarrer le calcul des altitudes optimales et de mettre les résultats sur la page « results page ».

La figure 3.18 suivante montre l'interface de la page de planification de vol :

The image shows a software interface titled "Flight Planning". It contains several input fields on the left side, each with a label and a text box:

- Aircraft: Type of aircraft
- End of cruise
- Fuel on board
- Zero weight fuel
- Cruise speed

To the right of these fields is a large, solid blue rectangular area. At the bottom right of the interface, there are two blue buttons: "Details" and "Run".

Figure 3.18 Page de planification de vol sur l'interface graphique de la fonction CEMC

Afin de tester l'efficacité de la fonction de croisière en montée continue, plusieurs scénarios de tests en vol ont été réalisés. Le départ de l'avion s'effectue toujours à partir de l'aéroport de Montréal vers 3 destinations différentes : Paris, La Havane et Los Angeles. Pour chaque vol, différents scénarios de changement d'altitude ont été testés. On a commencé par un vol de croisière avec une altitude constante pour les premiers tests de vol, puis on a réalisé des changements d'altitudes en utilisant la fonction « STEP PRED » du FMS.

Pour chaque test et chaque altitude, la quantité de carburant consommé a été calculée et ensuite elle a été comparée à celle obtenue à partir de la fonction CEMC. Le pourcentage de gain obtenu suite à cette comparaison représente l'efficacité de notre fonction.

Les conditions de vol pour nos tests sont présentées dans le tableau 10 suivant :

Tableau 3.4 Description des conditions des tests en vol

<b>Vol</b>	<b>Montréal – La Havane</b>	<b>Montréal – Los Angeles</b>	<b>Montréal - Paris</b>
<b>Altitude de croisière (ft)</b>	34000	34000	34000
<b>Distance entre le lâcher des freins et le TOC (NM)</b>	81.8	106.1	84.3
<b>Distance entre le lâcher des freins et le TOD (NM)</b>	1317.5	2075.01	2935.25
<b>Distance de croisière</b>	1235.7	2000	2850.95

### **3.3 Les résultats**

#### **3.3.1 La qualification de la PDB**

##### **- résultats des tests automatisés en utilisant le FMS**

Suite au chargement de la PDB sur le CMA-9000 FMS dans les laboratoires de CMC Electronics, les 7 scénarios de vol expliqués auparavant ont été exécutés grâce au compilateur Eclipse®. Les résultats ont été obtenus sous formats \*.txt et \*.csv comme montré sur les figures 3.19 et 3.20 suivantes :

```

Capturing Current FMS status to file 04.04.01 FMS pages.txt
-----

      :-----:
      : ACT      FUEL    1/1 :
      : DEST      EFOB/BURN :
[1L]-: CYQB      427/ 1573 :-[1R]
      : ALTN      :
[2L]-: ----      :-[2R]
      :          FINAL RSV :
[3L]-:          0/00+00 :-[3R]
      : BLOCK  FOB  TOTAL RSV :
[4L]-: 2000      0/00+00 :-[4R]
      : TAXI      CONT RSV :
[5L]-: 0         0/  0% :-[5R]
      : TO/LDG WT  EXTRA :
[6L]-: 95000/ 93427 427/00+08 :-[6R]
      :-----:

```

Figure 3.19 Exemple d'une partie des résultats obtenus sous format \*.txt par des tests automatisés sur le FMS

Procedure was executed					
TEST_4_4_1 Case 1					
Capture FMS Info to file 04.04.01 results.csv					
>PDB					
POLICY					
Capture profile (distance T/C and T/D) to file 04.04.01 results.csv					
(T/C):12.3NM from PPOS					
(T/D):73.3NM from (T/C)					
Capture LEGS page DATA to file 04.04.01 results.csv					
>IDENT	,SPEED	,ALT	,DIST	,ETE	,EFA
CYUL	250	294	,0.15	,00+00,	1993
CYQB	, 240	244	126	00+26,	427

Figure 3.20 Exemple des résultats obtenus sous format \*.csv des tests automatisés sur le FMS

Les résultats obtenus représentent les données de performance de l'avion pendant le vol simulé. Parmi ces résultats, on distingue les vitesses, les altitudes, les distances, les estimées d'arrivées aux différents points de cheminement et les quantités de carburant à bord.



### - **comparaison des résultats**

Les résultats obtenus des tests FMS automatisés et les tests sur l'outil de simulation de performance de « Airbus » sont introduits dans un tableau de calcul « Excel » comparateur comme montré sur la figure dans l'annexe I.

La comparaison des résultats s'effectue selon les phases de vol selon les 4 types des paramètres suivants :

- les vitesses et les altitudes de croisière.
- les distances.
- les temps (durée de chaque phase de vol).
- les informations de carburant.

Dans les colonnes vertes, les valeurs calculées automatiquement à partir des résultats des tests sont montrées en utilisant l'outil de simulation de « Airbus ». Par contre, dans les colonnes oranges, les valeurs obtenues à partir des tests FMS automatisés sont montrées. Elles sont entrées par l'opérateur qui effectue les tests.

Afin de valider les résultats de ces tests des critères doivent être respectés. Ces critères sont évalués par un ingénieur de systèmes avioniques de la compagnie CMC. Il évalue la différence des valeurs des paramètres de performances entre les tests FMS et les tests de l'outil de simulation de performance de « Airbus ».

Les critères à respecter pendant la comparaison sont :

- 1 nœuds pour les vitesses.
- 30 pi pour les altitudes.
- 100 kg pour le carburant.
- 1 mile nautique pour la distance.
- 1 minute pour le temps de vol.

L'ingénieur responsable de l'évaluation des tests utilise la dernière colonne (Pass/Fail) pour valider une PDB. En effet, il inscrit « PASS » si les différences entre les deux tests respectent les critères de comparaison cités auparavant le message « FAIL » dans le cas contraire.

Comme montré sur la figure 3.22, notre PDB a été validée du moment qu'on a obtenu que des messages affirmatifs « PASS » dans toutes les comparaisons entre les résultats des tests FMS automatisés avec les tests de l'outil de simulation de performance de « Airbus ».

### 3.3.2 La fonction croisière en montée continue CEMC

En utilisant la PDB qu'on venait de valider, l'algorithme a été exécuté et il nous a permis d'obtenir pour chaque altitude et chaque point de distance dans l'espace vertical de recherche, une valeur d'altitude optimale. En utilisant la fonction « fit » de Matlab on a réalisé la courbe de trajectoire passant par les points de meilleur altitude optimale calculée. La trajectoire obtenue a été la suivante :

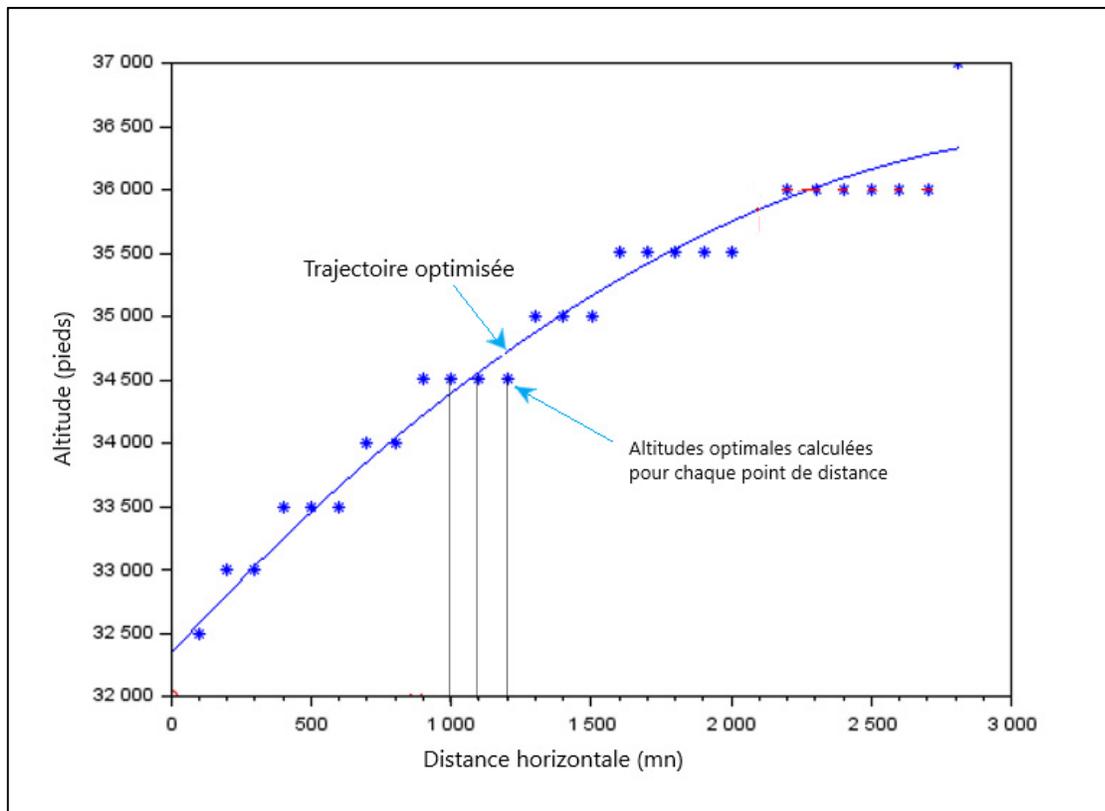


Figure 3.22 Trajectoire optimisée avec la fonction CEMC

L'algorithme a calculé les altitudes optimales dans tout l'espace de recherche durant la croisière (les points étoilés) puis une fonction « fit » a permis de lisser ces altitudes en créant la trajectoire optimale la plus proche de ces altitudes.

Afin de valider ces résultats, cette trajectoire a été comparé à la trajectoire issue du même vol. C'est-à-dire, on a considéré les mêmes aéroports de destination et départ, altitudes, vitesses, distances et points de passage « waypoints ». Les résultats obtenus par les tests en vol pour les différentes destinations et conditions (altitudes et distances de croisière) sont présentés dans le tableau montré dans l'annexe II.

On constate, à partir de ce tableau, que les gains en carburant varient selon les propriétés de chaque vol telles que la distance de la croisière, la distance du début et de fin de la croisière par rapport au point de lâcher des freins. En effet, on a obtenu un gain maximal de 6.2% (vol Montréal Paris sans « step climb », tableau 14) et un gain minimal de 0,11% (vol Montréal La Havane avec 3 « step climb » de 2000 pieds, tableau 12). Cette différence de gains s'explique par la position de l'avion par rapport à l'altitude optimale durant les comparaisons entre tests en vol et les résultats obtenus par la fonction CEMC. Plus l'avion est proche de l'altitude optimale calculée par le FMS, plus la consommation est proche de celle calculée par notre fonction CEMC. Dans certains cas l'avion atteint l'altitude maximale permise à laquelle le FMS ne permet pas un autre « STEP CLIMB », ce qui explique les cellules « indisponibles » dans notre tableau de résultats.

Les figures 3.24, 3.25 et 3.26 suivantes montrent les courbes de trajectoire de croisière pour chaque scénario de vol et interposées avec celle obtenue à partir de notre fonction CEMC (figure 3.23) :

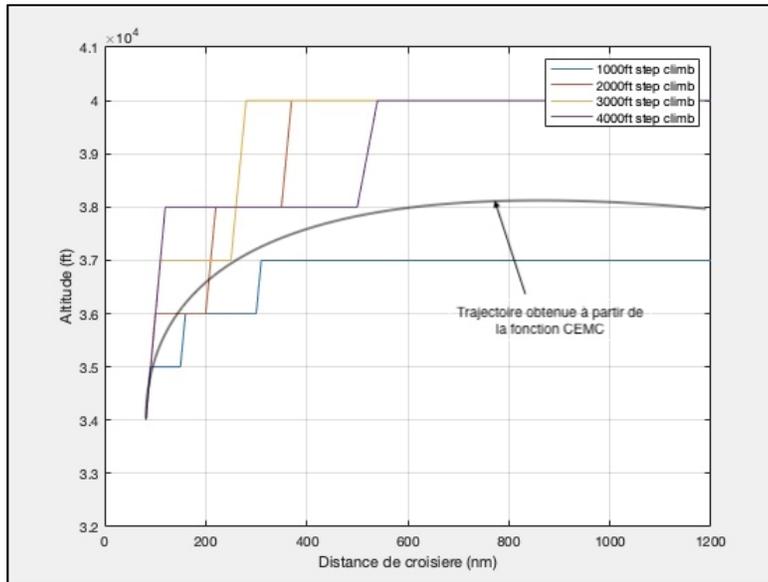


Figure 3.23 Trajectoires des différents scénarios de vol entre Montréal - La Havane

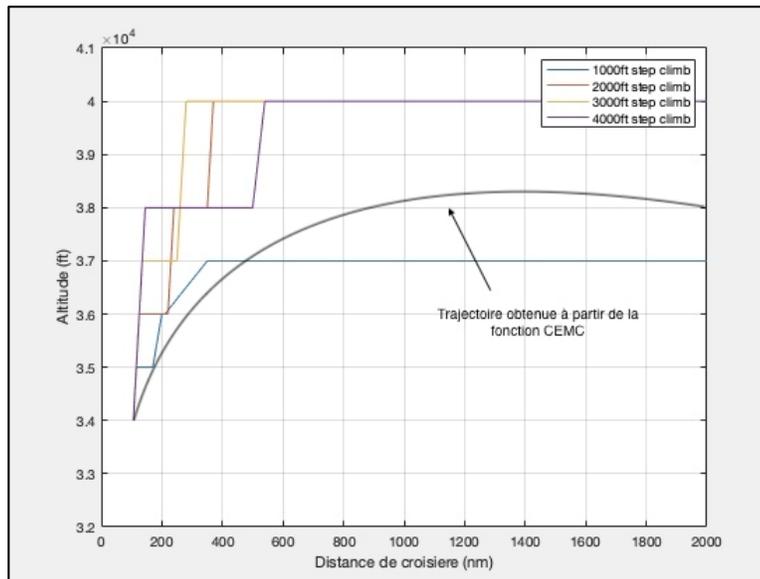


Figure 3.24 Trajectoires des différents scénarios de vol entre Montréal - Los Angeles

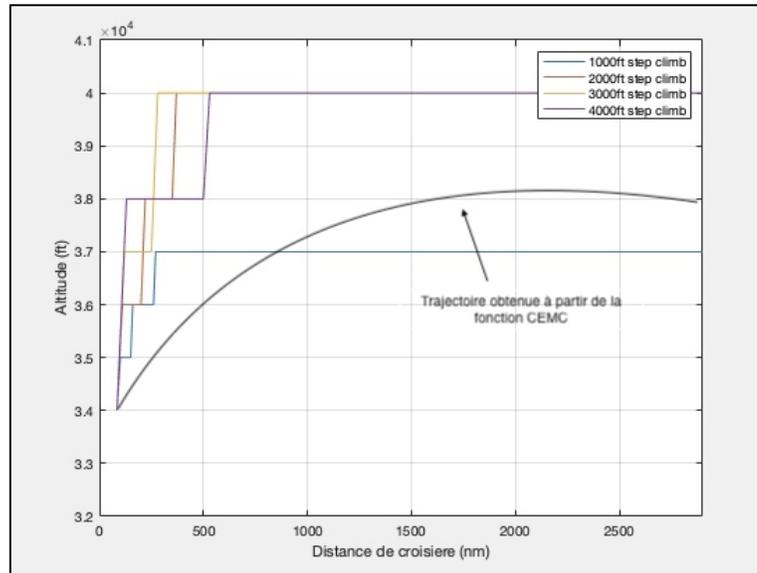


Figure 3.25 Trajectoires des différents scénarios de vol entre Montréal – Paris

Les 4 courbes (jaune, rouge, bleu et vert) représentent les trajectoires obtenues à partir des tests en vol réalisés sur FMS. Ces figures ont été interposées avec celle obtenue à partir de la fonction CEMC.

On peut observer clairement les résultats exprimés en différences de trajectoires. Les trajectoires de référence, pour chaque scénario, reposent essentiellement sur des marches (pas) de montées avec des changements de régime (montée suivie par la croisière) afin d'atteindre l'altitude optimale et d'économiser ainsi du carburant. Par contre, la trajectoire optimisée de notre algorithme suit une trajectoire continue avec un faible changement de régime pour rester proche du taux de montée de 300ft/min et suivre l'altitude optimale de façon permanente.

Les tableaux 12, 13 et 14 suivants présentent les moyennes de pourcentages de gains obtenus pour chaque scénario de vol et chaque destination:

Tableau 3.5 Tableau des moyennes des pourcentages de gains en carburant pour le vol entre Montréal et La Havane

<b>Scénario de vol</b>	<b>Moyennes des gains (%)</b>
Sans « STEP CLIMB »	3.06
1000 ft « STEP CLIMB »	1.08
2000 ft « STEP CLIMB »	0.78
3000 ft « STEP CLIMB »	0.85
4000 ft « STEP CLIMB »	0.9
Moyenne générale	1.33

Tableau 3.6 Tableau des moyennes des pourcentages de gains en carburant pour le vol entre Montréal et Los Angeles

<b>Scénario de vol</b>	<b>Moyennes des gains (%)</b>
Sans « STEP CLIMB »	4.21
1000 ft « STEP CLIMB »	1.9
2000 ft « STEP CLIMB »	1.64
3000 ft « STEP CLIMB »	1.78
4000 ft « STEP CLIMB »	1.52
Moyenne générale	2.21

Tableau 3.7 Tableau des moyennes des pourcentages de gains en carburant pour le vol entre Montréal et Paris

<b>Scénario de vol</b>	<b>Moyennes des gains (%)</b>
Sans « STEP CLIMB »	6.2
1000 ft « STEP CLIMB »	3.72
2000 ft « STEP CLIMB »	3.54
3000 ft « STEP CLIMB »	3.65
4000 ft « STEP CLIMB »	2.82
Moyenne générale	3.98

Les moyennes de gains en carburant obtenues en utilisant la fonction CEMC pour la prédiction de la trajectoire de croisière varie entre 0.77% et 3.05% pour le vol Montréal La Havane, 1.51% et 4.2% pour le vol Montréal Los Angeles et 2.81% et 6.19% pour le vol Montréal Paris. Ces moyennes de gains sont soit au voisinage soit supérieure à la valeur de gain souhaitée qui est de 1.17% pour toutes les phases du vol, estimée par les hypothèses mise en place, par CMC et Bombardiers. En effet, le compromis est d'avoir un pourcentage de gain minimum de 1.17%, durant tout le vol (décollage, croisière, atterrissage), entre les résultats obtenus à partir des tests en vol sur FMS et ceux obtenus à partir de la fonction CEMC. Donc, plus la fonction sera proche du 1.17% de gains de consommation de carburant, plus elle sera efficace.

On a constaté que la distance de croisière est un facteur important dans notre étude. Plus la distance de croisière est grande, plus notre fonction CEMC est efficace. Pour le vol Montréal-Paris qui a une distance de croisière de 2850.95 nm, on a obtenu un maximum de gain de 6.2% et un minimum de gain de 2.68%. Par contre, pour le vol Montréal-La Havane qui a distance de croisière de 1235.7 nm, on a obtenu un maximum de gain de 3.05% et un minimum de gain de 0.1%.

Tous ces résultats et les constatations obtenues à partir d'eux nous mènent à conclure que la fonction CEMC réalise l'objectif principal de la maîtrise, qui est de permettre l'obtention un

gain important dans la consommation de carburant, donc une diminution de l'émission des gaz à effet de serre par l'avion.

## CONCLUSION

L'enjeu environnemental et climatique est l'enjeu principal de notre projet de mémoire. En effet, la recherche dans ce mémoire, qui a été divisée en deux parties, a été étudiée dans le cadre de deux projets environnementaux du gouvernement du Québec : GARDN et SA<sup>2</sup>GE.

Le Groupement Aéronautique de Recherche et Développement en Environnement GARDN est une association gouvernementale qui vise à investir des ressources humaines, matérielles et financières dans des projets qui ont le but de réduire l'empreinte climatique du domaine de l'aéronautique. Notre première partie de la thèse de maîtrise a été réalisée du projet rentre dans le cadre du sous-projet CMC 21. Ce sous-projet s'intéresse principalement à l'optimisation des performances des systèmes de gestion de vol.

Notre approche dans cette partie est de réaliser une optimisation des performances de l'avion en vol afin de réduire la consommation de carburant et l'émission du gaz à effet de serre par les moteurs. On a commencé, dans la première étape, par la création d'une table de performances du coefficient de portance ( $CL$ ) à partir de la base de données de référence disponible.

La deuxième étape a consisté dans la réalisation des mises à jour locales des données sur la table de performances en croisière créée à partir des tests en vol. Cette mise à jour se base sur l'étude de la table de  $CL$  graduée en balayant chaque point, et sur l'analyse des différences des valeurs du débit de carburant entre cette table et la table de référence.

L'étude de l'erreur de comparaison entre les données des deux tables met en évidence la mise à jour de la table de performances. Ceci se traduit par le changement des anciens points de la table par de nouveaux points présentant un débit de carburant plus faible que celui issu de la base de données de référence. Ces nouveaux points sont devenus les nouveaux paramètres de la base de données (et se trouvent sous forme de « pics » dans la table). Ils permettent ainsi un nouveau calcul du débit de carburant qui permet une consommation de carburant plus faible

d'où la réduction de l'émission de substances polluantes par les moteurs de l'avion. En effet, les résultats obtenus présentent une erreur relative de débit de carburant inférieure à 1%.

La fin du projet GARDN marque le début de la deuxième partie de ma thèse de maîtrise. Cette partie rentre dans le cadre d'un des projets gouvernementaux de SA<sup>2</sup>GE. Le Système Aéronautique d'Avant-garde pour l'Environnement SA<sup>2</sup>GE est une organisation québécoise qui vise à trouver des solutions innovatrices en aéronautique afin de réduire la pollution issue des avions. La deuxième partie de la thèse fait partie de la phase 2 de ce projet. Cette phase concerne la création d'un algorithme permettant de prédire une trajectoire de « vol parfait » par le système de gestion de vol FMS.

L'idée qu'on a développée, en partenariat avec la compagnie CMC Electronics, dans les locaux de celle-ci, a été de créer une nouvelle fonction capable de prédire la trajectoire de « vol parfait » en l'intégrant dans le FMS. Cette fonction a été intitulée la « fonction de Croisière en Montée Continue ».

Cette fonction se base sur les calculs des paramètres présents dans la base de données de performance (PDB). Afin d'utiliser la PDB dans nos calculs, la première étape consiste dans sa qualification. Cette étape a le but de vérifier l'authenticité de la PDB et le respect des normes de création des bases de données mises en place par CMC Electronics.

L'étape suivante a consisté dans le calcul de la consommation de carburant via le poids de l'avion pour chaque point de l'espace vertical de recherche. Cette étape a le but de diviser l'espace de vol de l'avion en différents points. Chaque point présente une altitude et une distance de croisière bien spécifique à lui. L'algorithme de la fonction calcule la consommation de carburant en fonction de l'altitude et emmagasine les résultats sous forme « poids-altitude ».

Les altitudes présentant la meilleure consommation de carburant sont considérées comme les altitudes optimales que l'avion devrait suivre pour avoir la consommation de carburant et par conséquent les émissions de gaz à effet de serre les plus faibles. Notre algorithme réalise un lissage de ces valeurs d'altitudes optimales sous forme d'une « trajectoire de montée continue ».

Afin de valider les résultats de notre fonction, une comparaison a été réalisée entre les valeurs de consommation de carburant issues de notre fonction et celles issues en utilisant la fonction « STEP PRED » déjà présente dans le FMS sur les scénarios de 3 vols de distances de croisière différentes.

Ces résultats montrent une grande efficacité de notre fonction. En effet, elle nous permet d'obtenir un maximum de gain de carburant, pendant la croisière, allant jusqu'à 6%. Ceci présente un gain important par rapport à l'objectif principal du projet qui, est de réaliser un minimum de gain de 1.17% pour toutes les phases du vol et non seulement pour la croisière.

Pour conclure, on peut affirmer que nos algorithmes conçus pour les deux parties de la maîtrise, présentent des résultats prometteurs contribuant à la réduction de l'empreinte environnementale du domaine de l'aéronautique.

L'étape suivante consiste dans l'étude opérationnelle, économique et dans son application, dans les nouveaux espaces NextGen et Sesar afin de finaliser l'intégration de ce genre de fonction de « croisière en montée continue » dans le FMS.

## **RECOMMANDATIONS**

La première partie de notre projet a été contrainte de se limiter à l'étude sans prendre en compte des facteurs externes pouvant altérer les performances d'un avion en vol. En plus, on s'est contenté de la phase de croisière du fait qu'on était appelés à rejoindre les locaux de CMC Electronics afin de commencer la deuxième partie de mon projet dans le cadre du projet SA2GE. Il a été donc nécessaire de tester l'algorithme obtenu avec présence de perturbations externes et sur toutes les autres phases de vol.

Le problème rencontré dans la deuxième partie de mon projet a été la réalisation de l'étude opérationnelle, financière et sécuritaire selon la norme DO-160 afin de pouvoir intégrer l'algorithme réalisé dans le système de gestion de vol – cette étude a été retardée à cause du covid-19, mais elle sera réalisée bientôt.

## ANNEXE I

### LES RÉSULTATS OBTENUS DES TESTS FMS AUTOMATISÉS ET LES TESTS SUR L'OUTIL DE SIMULATION DE PERFORMANCE DE « AIRBUS »

Comparison sheet						
	WinPEP	FMS	Delta	% Delta		
Speed and Cruise Altitude	SPD (MACH or CAS)	SPD (MACH or CAS)	SPD CAS	SPD CAS	This step	Pass/Fail
SPD from 10000ft to end of climb (T/C)	313	313	313	0	0,0%	PASS
SPD during cruise (see latitude below)	313	313	313	0	0,0%	PASS
SPD from begin of descent to 1000ft (T/D)	240	240	240	0	0,0%	PASS
Altitude at cruise	200	200	200	0	0,0%	PASS
Processed Distance	NM	NM	NM	NM	This step	Pass/Fail
CLB POF (TAKEOFF and INITIAL CLIMB and CLIMB)	27	27	27,5	-0,5	-1,9%	PASS
CRZ POF (CRUISE (1st flight level))	40	40	39,9	0,1	0,3%	PASS
DES POF (DESCENT to DESTINATION AIRPORT)	59	59	58,3	0,7	1,2%	PASS
<b>Total</b>	<b>126</b>	<b>126</b>	<b>125,7</b>	<b>-0,3</b>	<b>-0,2%</b>	<b>PASS</b>
Processed Time info	ETA minutes at end of POF	Pass/Fail				
T/C (TAKEOFF and INITIAL CLIMB and CLIMB)	5	5	4	1	20,0%	PASS
T/D (CRUISE (1st flight level))	11	11	10	1	9,1%	PASS
Destination (DESCENT to DESTINATION AIRPORT)	22	22	21	1	4,5%	PASS
Processed FUEL info	EFA Kg at end of POF	Pass/Fail				
T/C (TAKEOFF and INITIAL CLIMB and CLIMB)	969	969	963	6	0,6%	PASS
T/D (CRUISE (1st flight level))	508	508	489	19	3,7%	PASS
Destination (DESCENT to DESTINATION AIRPORT)	296	296	277	19	6,4%	PASS
<b>Total</b>	<b>1773</b>	<b>1773</b>	<b>1729</b>	<b>44</b>	<b>2,2%</b>	<b>PASS</b>

Figure A.1 La comparaison entre les résultats des tests obtenus sur le FMS avec ceux obtenus par des tests de l'outil de simulation de performance de « Airbus »

## ANNEXE II

### RÉSULTATS DES TEST EN VOL

Tableau B.1 Résultats des tests en vol

Vol		Montréal – La Havane	Gains (kg)	%	Montréal – Los Angeles	Gains (kg)	%	Montréal - Paris	Gains (kg)	%
Altitude de croisière (ft)		34000			34000			34000		
Distance TOC (nm)		81.8			106.1			84.3		
Distance TOD (nm)		1317.5			2075.01			2935.25		
Distacne de croisière (nm)		1235.7			2000			2850.95		
Carburant consommé en croisière (kg)	Sans step climb	11295	345	3.06	18062	759	4.21	25627	1587	6.2
	1 1000 ft step climb	11095	145	1.31	17699	396	2.24	25088	1048	4.18
	2 1000 ft step climb	11072	122	1.11	17626	323	1.84	24960	920	3.69
	3 1000 ft step climb	11040	90	0.82	17588	285	1.62	24856	816	3.29
	1 2000 ft step climb	11104	154	1.39	17622	319	1.63	25088	1048	4.18
	2 2000 ft step climb	11041	91	0.83	17560	257	1.47	24859	819	3.3
	3 2000 ft step climb	10962	12	0.11	Indisponible			24816	776	3.13
	1 3000 ft step climb	11103	153	1.38	17650	347	1.97	24978	938	3.76
	2 3000 ft step climb	10984	34	0.31	17583	280	1.6	24920	880	3.54
	1 4000 ft step climb	11088	138	1.25	17600	297	1.69	24771	731	2.96
	2 4000 ft step climb	11009	59	0.54	17538	235	1.34	24701	661	2.68
	La fonction CEMC	10950			17303			24040		

## LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- S.P. Lidèn, (1994), *The Evolution of Flight Management Systems*, AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference. 13<sup>th</sup> DASC, 157-169 p.
- GADN, (2014-2019), *CMC-21 Flight Management Optimization II* Repéré à < <https://www.gardn.org/project/flight-management-performance-optimization-ii/> >.
- SA<sup>2</sup>GE, (2019), *SA<sup>2</sup>GE - Phase 2 : Avionique Modulaire Intégrée Pour Éconavigation* Repéré à < <https://www.sa2ge.org/sous-projet-phase-2-cmc> >.
- Alonso-Portillo, Atkins, (2001), *Adaptive Trajectory Planning for Flight Management Systems*, AAI Technical Report, USA, 2 p.
- FAA, (2019), *Modernization of US Airspace*, Repéré à < <https://www.faa.gov/nextgen/> >.
- EUROCONTROL, (2019), *European ATM Master Plan*, Brussels, Belgium, Repéré à < <https://www.atmmasterplan.eu> >.
- ICAO, (2012), *Next Generation Air Transportation System (NextGen) Overview*, The Twenty-Second Meeting of the APANPIRG ATM/AIS/SAR Sub-Group (ATM/AIS/SAR/SG/22), Bangkok, Thailand, Repéré à < [https://www.faa.gov/nextgen/what\\_is\\_nextgen/](https://www.faa.gov/nextgen/what_is_nextgen/) >.
- Ghazi, Botez, 2015, *Cessna Citation X Engine Model Identification from Flight Tests*, SAE International Journal of Aerospace 8(2), 3 p.
- Ghazi, Botez, 2015, *Performance Database Creation for Cessna Citation X Aircraft in Climb Regime using an Aero-Propulsive Model developed from Flight Tests*, International Conference on Environmental Sustainability in Air Vehicle Design and Operations of Helicopters and Airplanes, Montréal, Canada. 4-5 p.
- Mattingly, Heiser, Pratt, 2002, *Aircraft Engine Design, Second Edition*, Aerospace Research Central Journal.
- Pressdee, A(1987), *Flight Management System, Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 59 No. 6, pp. 4-5
- Bardela, Botez, 2016, *Cessna Citation X Engine Model Experimental Validation, Modelling, Identification and Control*. Modelling, Identification and Control Conference, Algiers, Algeria, 1 p.

- Bardela, Botez, 2017, *Identification and Validation of the Cessna Citation X Engine Component Level Modeling with Flight Tests*, AIAA Modelling and Simulation Technologies Conference, Texas, United States of America, 1 p.
- Baarspul, 1990, *A Review of Flight Simulation Techniques*, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol: 27, pp. 1-120
- Nelson, 1998, *Flight Stability and Automatic Control*, New York: McGraw-Hill.
- Murietta, Botez, 2019, *Commercial Aircraft Trajectory Optimization to Reduce Flight Costs and Pollution: Metaheuristic Algorithms*, *Advances in Visualization and Optimization Techniques for Multidisciplinary Research*, 33-62 p.
- Murietta, Botez, 2017, *Vertical and Horizontal Flight Reference Trajectory Optimization for a Commercial Aircraft*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Texas, United States of America, 5-6 p.
- Murietta, Botez, 2015, *New Methodology for VNAV Flight Trajectory Cost Calculation Using an FMS Performance Database*, *Journal of Aerospace Information Systems* 12(8), 6-7 p.
- Airbus, 2002, *Getting to Grips with Aircraft Performance*, pp. 51.
- Murrieta Mendoza, Alejandro & Ruiz, Hugo & Botez, Ruxandra, 2020, *Horizontal flight trajectory optimization considering RTA constraints*. MATEC Web of Conferences, 5 p.
- Airbus, 2002, *A310 Airplane Characteristics for airport planning AC*, pp.23.
- Zaag, M, 2017, *Identification des paramètres du moteur de l'avion Cessna Citation X pour la phase de croisière à partir des tests en vol et à base de réseaux de neurones* (Mémoire en génie de la production automatisée, École de technologie supérieure, Montréal).
- The Blueprints, 2019, [www.the-blueprints.com/vectordrawings/show/3685/cessna\\_citation\\_x/](http://www.the-blueprints.com/vectordrawings/show/3685/cessna_citation_x/).
- Beulze, B, 2017, *Développement d'un modèle mathématique permettant de générer des données de performance pour un système de gestion de vol* (Mémoire en génie aérospatial, École de technologie supérieure, Montréal).
- Federal Aviation Administration, 1993, *Airplane Simulator Qualification*, U.S. Department of transportation, Georgia, United States of America, pp.3-25.

