

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE	5
1.1 Contexte environnemental et économique.....	5
1.2 Description des concepts de l'industrie aéronautique pour réduire la consommation de carburant.....	8
1.3 L'optimisation des trajectoires.....	11
1.4 Axe de recherche	15
CHAPITRE 2 VOL CONVENTIONNEL, DONNÉES DE PERFORMANCES, COÛT DE VOL ET MÉTHODE DE CALCUL D'INTERPOLATION	17
2.1 Vol conventionnel.....	17
2.1.1 Montée	17
2.1.1.1 Montée initiale	18
2.1.1.2 Accélération.....	18
2.1.1.3 Montée en vitesse indiquée <i>Indicated Air Speed (IAS)</i>	19
2.1.1.4 Montée Mach	20
2.1.2 Croisière.....	20
2.1.3 Descente.....	22
2.2 Les données de performance des phases de vol.....	23
2.3 Coût de vol total.....	30
2.4 Méthode de calcul pour l'interpolation de données d'entrées	34
2.5 Marches de montée	38
CHAPITRE 3 OPTIMISATION DES TRAJECTOIRES PAR LA METHODE DE LA RECHERCHE DE L'HARMONIE	43
3.1 Les algorithmes métaheuristiques.....	43
3.2 La recherche de l'harmonie	45
3.3 L'algorithme de la recherche de l'harmonie	48
3.3.1 Première étape.....	48
3.3.2 Seconde étape.....	49
3.3.3 Troisième étape.....	50
3.3.4 Quatrième étape	52
3.4 Les paramètres r_{accept} et r_{pa}	54
CHAPITRE 4 RESULTATS DE LA RECHERCHE DE L'HARMONIE	63
4.1 Détermination de la valeur de HS_size et du nombre d'itération.....	63
4.1.1 Valeur de la taille de la matrice HM (HS_size).....	63
4.1.2 Valeur du nombre d'itération.....	68

4.2	Résultats obtenus par l'algorithme de la recherche de l'harmonie	72
4.2.1	Phase de croisière.....	73
4.2.2	Phase de montée et de croisière	80
4.2.3	Vol complet (montée, croisière, descente).....	85
4.2.4	Vol complet avec les marches de montée	91
4.2.4.1	Algorithme de la recherche de l'harmonie et recherche exhaustive	91
4.2.4.2	Algorithme de la recherche de l'harmonie et algorithme du FMS.....	96
4.2.4.3	Comparaison des résultats obtenus par l'algorithme de recherche de l'harmonie avec les résultats obtenus par deux autres algorithmes d'optimisation	99
4.2.4.3.1	Résultats obtenus par la recherche de l'harmonie avec les résultats obtenus par l'algorithme d'optimisation verticale d'un vol en utilisant un profil optimal de croisière.....	100
4.2.4.3.2	Résultats obtenus par la recherche de l'harmonie et par l'algorithme d'optimisation verticale d'un vol par l'utilisation d'un système de gestion de vol	102
	CONCLUSION.....	105
	BIBLIOGRAPHIE.....	109

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 4.1	Poids de l'avion et distances pour les vols entre des destinations différentes dans la phase de croisière.....76
Tableau 4.2	Résultats de l'algorithme de la recherche de l'harmonie et la recherche exhaustive pour la phase de croisière.....77
Tableau 4.3	Destinations analysées pour la phase de montée-croisière82
Tableau 4.4	Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal-Vancouver.....82
Tableau 4.5	Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal-Honolulu82
Tableau 4.6	Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal- Winnipeg83
Tableau 4.7	Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal- Thunder Bay83
Tableau 4.8	Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal-Toronto84
Tableau 4.9	Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Paris-Marseille.....84
Tableau 4.10	Destinations, poids et distance des tests87
Tableau 4.11	Algorithme vs la recherche exhaustive pour un vol complet.....87
Tableau 4.12	Algorithme vs algorithme du FMS pour un vol complet.....89
Tableau 4.13	Nombres des marches de montée pour les destinations des tests du vol complet.....92
Tableau 4.14	Résultats obtenus par l'algorithme et la recherche exhaustive d'un vol complet avec marches de montée92
Tableau 4.15	Résultats obtenus par l'algorithme et par la recherche exhaustive sans marches de montée.....94
Tableau 4.16	Résultats obtenus par l'algorithme et par la recherche exhaustive avec marches de montée95

Tableau 4.17	Vol pour les tests de l'algorithme et du FMS avec marches de montée ...	96
Tableau 4.18	Résultats de la consommation de carburant pour l'algorithme et le FMS avec marches de montée.....	97
Tableau 4.19	Comparaison des résultats de l'algorithme avec et sans marches de montées	98
Tableau 4.20	Comparaison des résultats obtenus par la recherche de l'harmonie vs l'algorithme de pré-croisière.....	100
Tableau 4.21	Comparaison des résultats obtenus par l'algorithme de la recherche de l'harmonie avec les résultats obtenues par l'algorithme développé par Jocelyn Gagné[60]	103

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Évolution du nombre en milliards de passagers aériens mondiaux5
Figure 1.2	Acteurs de l'industrie aéronautique.....7
Figure 2.1	Caractéristiques de la montée17
Figure 2.2	Phase de croisière.....21
Figure 2.3	Phase de descente.....22
Figure 2.4	Atmosphère standard international de variation de température24
Figure 2.5	Données d'entrées et de sortie de la montée en IAS25
Figure 2.6	Données d'entrées et de sorties de la phase d'accélération de l'avion.....26
Figure 2.7	Détail de la phase d'accélération.....27
Figure 2.8	Données d'entrées et de sorties de la phase de montée en Mach27
Figure 2.9	Données d'entrées et de sorties pour la phase de croisière28
Figure 2.10	Données des entrées et des sorties de la phase de descente en Mach.....29
Figure 2.11	Entrées et sorties des données de performances pour la phase de descente en IAS.....29
Figure 2.12	Entrées et sorties des données de performance de la phase de décélération29
Figure 2.13	Méthode de calcul pour l'interpolation de Lagrange36
Figure 2.14	Schéma d'interpolation de la phase d'accélération.....38
Figure 2.15	Marche de montée.....39
Figure 2.16	Calcul du coût sans marche de montée.....40
Figure 2.17	Calcul du coût avec la première marche de montée40
Figure 2.18	Troisième marches de montée41
Figure 3.1	La recherche de l'harmonie53

Figure 3.2	Détail du processus d'attribution des valeurs par la recherche de l'harmonie entre le point A et B	56
Figure 3.3	Méthode aléatoire.....	57
Figure 3.4	Harmonie de mémoire (1 ^{er} stade).....	58
Figure 3.5	Ajustement de fréquence.....	59
Figure 3.6	Harmonie de mémoire.....	60
Figure 3.7	Processus de la méthode de recherche de l'harmonie de mémoire	60
Figure 4.1	Variation du coût total avec la taille de la matrice HM pour la destination Montréal- Honolulu	65
Figure 4.2	Variation du coût total avec la taille de la matrice HM pour la destination Montréal-Winnipeg	66
Figure 4.3	Variation du coût total avec la taille de la matrice HM pour la destination Montréal-Toronto	67
Figure 4.4	Détermination du nombre d'itérations pour le vol à destination de Montréal- Honolulu (long-courrier).....	69
Figure 4.5	Variation du coût de vol total en fonction du nombre d'itérations pour le vol à destination de Montréal-Winnipeg (moyen-courrier).....	70
Figure 4.6	Variation du coût de vol total en fonction du nombre d'itérations pour le vol à destination de Montréal-Toronto (court-courrier)	71
Figure 4.7	Détails de la phase de croisière	74
Figure 4.8	Variation de la consommation de carburant pour un vol long-courrier entre l'algorithme et la recherche exhaustive	77
Figure 4.9	Variation de la consommation de carburant pour un vol moyen-courrier entre l'algorithme et la recherche exhaustive	78
Figure 4.10	Variation de la consommation de carburant pour un vol court-courrier entre l'algorithme et la recherche exhaustive	79
Figure 4.11	Phase de montée ajoutée à la phase de croisière.....	80
Figure 4.12	Vol complet de l'avion.....	85
Figure 4.13	Comparaison de la consommation de carburant obtenue par l'algorithme et la recherche exhaustive	88

Figure 4.14	Comparaison de la consommation de carburant en kg entre l'algorithme et le FMS sans pas de montée.....	90
Figure 4.15	Résultats exprimés sous forme de variation de la consommation de carburant obtenus par l'algorithme et la recherche exhaustive pour les vols à destination long-courriers avec marches de montée.....	93
Figure 4.16	Résultats exprimés sous forme de variation de la consommation de carburant obtenus par l'algorithme et la recherche exhaustive pour les vols à destination moyen-courriers avec marches de montée.....	93
Figure 4.17	Variation de la consommation de carburant pour 5 vols avec des pas de montée.....	98
Figure 4.18	Variation de la consommation de carburant pour deux vols avec des pas de montée.....	99
Figure 4.19	Consommation de carburant obtenue par la recherche de l'harmonie et par l'algorithme de pré-croisière d'Alejandro Murrieta [6].....	101
Figure 4.20	Consommation de carburant obtenue par la recherche de l'harmonie et par l'algorithme développé par Jocelyn Gagné[60].....	103

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ATC	Air Traffic Control
ATM	Air Traffic Management
BL-NCE	Business Led Network Center of Excellence
BBJ	Boeing Business Jet
CARATS	Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic Systems
CI	Cost Index
CO2	Dioxyde de Carbone
D	Distance horizontale
EoM	Equation of Motion
FAA	Federal Aviation Administration
FF	Carburant consommé (Fuel Flow)
FiT	Fischer-Tropsch
FMS	Flight Management System
GARDN	Green Aviation Research and Development Network
GS	Ground Speed

XX

HC Hydrocarbones

HM Harmonie Memory

HS Harmonie Search

HS_size Taille de la matrice Harmony Memory

HVO Hydrotreated Vegetable Oil

IAS Indicated Air Speed

ISA International Standard Atmosphere

LNAV Latéral NAVigation

MIT Massachusetts Institute of Technology

Next-Gen Next Generation Air Transport System

NOx Oxyde d'azote

OACI Organisation de l'Aviation Civile Internationale

RTA Required Time of Arrival constraint

SESAR Single European Sky ATM Research

TAS True Air Speed

TOC	Top of Climb
TOD	Top of Descent
V	Vitesse requise
VNAV	Vertical NAVigation

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

UNITÉS GÉOMÉTRIQUES

ft	pieds (= 0.3048m)
Km	kilomètre
Nm	Nautique mile (=1852m)
m	mètre

UNITÉS DE BASES

\$	dollars
Kg	kilogramme (unité de masse)

UNITÉ CALORIFIQUE

°C	Degré Celsius
----	---------------

UNITÉS MÉCANIQUES

Kts	nœuds (=1.825Km/h)
Mach	Vitesse Mach

UNITÉS BAROMÉTRIQUES

γ	Coefficient isentropique de l'air
P_0	Pression de stagnation dans le tube Pitot
P_1	Pression statique à un altitude donnée
P_s	Pression au niveau du sol

UNITÉS DE TEMPS

min	minute
h	heure

INTRODUCTION

Plus d'avions, moins de pollution, l'incroyable pari de l'aéronautique [1], voici le nouveau défi de l'industrie aéronautique au 21^{ème} siècle. Le nombre de passagers dans le monde ainsi que la demande est en constante hausse et l'industrie doit pouvoir y répondre. Cependant, depuis plusieurs années un problème majeur vient à l'encontre de cette ascension: Le réchauffement climatique. Ainsi, l'industrie doit concevoir et fabriquer des avions plus performants tout en réduisant la consommation de carburant.

Nous pouvons donc nous demander comment réussir à concilier la demande de tels avions tout en respectant l'environnement et en réduisant les effets de gaz à effet de serre (les émissions de CO₂) et la quantité du carburant. Plusieurs solutions ont été proposées à l'industrie afin de réduire la consommation de carburant. Ces solutions peuvent être décomposées en 3 grandes catégories :

1. L'amélioration de performances motrices.
2. L'utilisation de carburant moins polluant, comme le bio-carburant, et donc plus écologique.
3. L'amélioration de l'organisation du trafic aérien et des opérations aériennes [2].

Dans le cas de ce mémoire nous nous intéresserons à la 3^{ème} catégorie. Le trafic aérien est devenu de plus en plus complexe à cause du nombre croissant d'avions dans l'espace aérien. Une bonne gestion du trafic permet d'économiser de grandes sommes d'argent puisque l'on optimise les trajectoires en termes de consommation de carburant mais également en termes de temps. L'optimisation des trajectoires est une des solutions proposées afin de permettre une meilleure gestion du trafic aérien tout en cherchant à réduire les coûts d'opération pour les avions.

Afin d'optimiser une trajectoire, il est important de définir 2 types de navigations :

« La navigation verticale » et « la navigation horizontale ». Dans ce mémoire, par choix et par simplification pour une première étude de l'algorithme présenté au cours de ce mémoire

dans le domaine aéronautique, seulement la navigation verticale est prise en compte. Ce qui veut dire que nous nous intéresserons aux vitesses et altitudes que l'avion doit suivre pour réduire au maximum la consommation de carburant.

Le « Flight Management System » (FMS) est un instrument d'avionique présent dans la cabine de pilotage de l'avion qui permet au pilote d'indiquer la route à suivre. Il a, en autres, un rôle de guidance et de contrôle de la trajectoire d'un avion. En effet, à l'aide d'un algorithme d'optimisation implémenté dans le FMS, cet instrument nous donne la meilleure route à suivre où « la trajectoire optimale » afin de réduire au maximum la consommation de carburant.

De nombreux algorithmes d'optimisations dont certains sont énumérés dans la revue de littérature, ont été développés afin d'améliorer le système de gestion de vol (FMS). La majorité de ces algorithmes donnent de très bons résultats mais présentent également des limitations.

Des algorithmes ont été développés en se basant sur le comportement animalier comme le comportement des fourmis, le comportement des oiseaux ou le comportement de la musique. Ces types d'algorithmes sont itératifs et convergent généralement vers un bon optimal local. On les appelle métaheuristiques. C'est pourquoi, dans ce mémoire, ce type d'algorithme a été choisi pour la recherche et plus particulièrement sur le comportement de la musique par élimination des algorithmes d'optimisations déjà étudiés et par choix.

Le sujet de ce mémoire traite le développement d'un algorithme d'optimisation se basant sur le comportement de la musique. On cherche ainsi à déterminer à quelle altitude et à quelle vitesse l'avion doit voler afin de réduire son coût total.

Afin de déterminer le coût total d'un vol, nous avons eu besoin des données de performances, qui modélisent le comportement de l'avion. Ces données nous fournissent la consommation de carburant de l'avion pour chaque phase (montée-croisière-descente). Le coût de vol total

d'un avion pour une destination étant étroitement relié à la consommation du carburant, ces données de performances nous ont été ainsi très précieuses.

Un vol complet est défini par une montée initiale démarrant à 2,000 ft (d'après les règlements de la FAA), puis par une phase d'accélération au besoin, suivit d'une phase de montée jusqu'à ce que l'avion atteigne la phase de croisière. La phase de croisière peut avoir des «marche de montée » caractérisées par des montées lors de la phase de croisière ayant des effets bénéfiques sur la consommation de carburant, puis la phase de descente.

L'ordre des chapitres dans ce mémoire est le suivant: Dans un premier temps, une revue de littérature sera réalisée afin de mettre le sujet dans son contexte. Dans le chapitre 2, plusieurs notions indispensables seront développées comme la définition d'un vol conventionnel, la définition et le rôle des données de performances, la définition du coût total d'un vol, la description des méthodes de calcul du coût ainsi que la définition des «marches de montées ».

Le chapitre 3 mettra en lumière l'algorithme qui a été développé lors de cette maîtrise, à savoir « la recherche de l'harmonie ». L'algorithme se base sur la recherche de la meilleure harmonie lors d'un concert de musique, ce qui signifie la recherche de la meilleure combinaison de notes lorsque plusieurs musiciens jouent une mélodie ensemble. En termes d'optimisation, cela équivaut à chercher le meilleur vecteur solution, définie dans la suite du mémoire, qui possède le coût de vol total le plus petit, soit, le vecteur solution permettant de réduire au maximum la consommation de carburant lors d'un vol.

Dans le chapitre 4, les résultats de la recherche de l'harmonie sont présentés. Ces résultats ont été obtenus pour plusieurs poids et plusieurs destinations différents et ont été comparés aux résultats obtenues par une recherche exhaustive, d'après des données de performances, qui combine toutes les solutions possibles et fournit ainsi l'optimal global.

Le but est que les résultats de l'algorithme développé se rapproche le plus possible des résultats de la recherche exhaustive.

Une comparaison entre les résultats de la recherche de l'harmonie qui est un algorithme métaheuristique et les résultats de l'algorithme implémenté dans le FMS qui est un

algorithme déterministe sera fait. Le but étant que le nouvel algorithme donne de meilleurs résultats que ceux données par le FMS afin de mettre en avant une évolution du nouvel algorithme par rapport à ce qui existe actuellement.

Enfin, une dernière comparaison sera faite entre les résultats de l'algorithme de la recherche de l'harmonie et les résultats d'autres algorithmes d'optimisations développés au laboratoire afin d'analyser l'efficacité et la robustesse de l'algorithme.

Cette maîtrise a été réalisée dans le cadre du projet « Flight Management Performance Optimization II » financé par GARDN (Green Aviation Research and Development Network) et Business Led Network Center of Excellence (BL-NCE). Ce projet est effectué en collaboration avec Esterline-CMC electronics.

CHAPITRE 1

REVUE DE LITTÉRATURE

1.1 Contexte environnemental et économique

L'aviation n'a cessé d'évoluer au cours du dernier siècle pour en devenir un des moyens de transport le plus important en termes de nombres de passagers déplacés pendant un vol. En effet, en 2014, plus de trois milliards de passagers ont utilisé ce moyen de transport, que ce soit pour le tourisme ou pour les affaires [1]. L'avion étant la façon la plus rapide pour se déplacer d'un point du globe à un autre, il est devenu un moyen de transport essentiel à notre quotidien et nécessaire pour l'avancement économique. Chaque jour, on compte 8,6 millions de passagers sur 99,700 vols et environ 17,5 milliards de dollars de marchandises transportées [1]. Le nombre de passagers n'a cessé de croître au cours des 60 dernières années comme le montre la figure 1.1 ci-dessous [2].

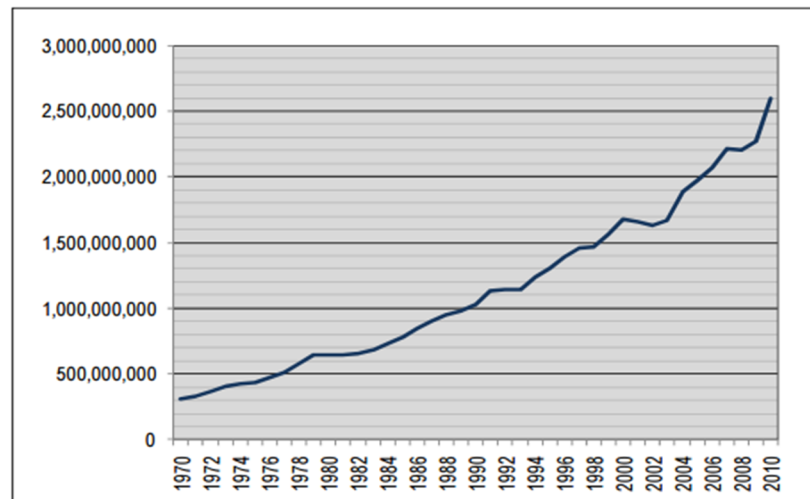


Figure 1.1: Évolution du nombre en milliards de passagers aériens mondiaux

Selon Monsieur Jim Quick, Président du Conseil d'Administration de GARDN (Groupement Aéronautique et Développement en eNvironnement); « Dans les vingt prochaines années, la

flotte aérienne mondiale augmentera de 58% et nécessitera quelque 37 000 nouveaux aéronefs pour répondre à la demande » [3]. GARDN est un réseau d'excellence qui vise à promouvoir le développement de technologies vertes pour l'industrie aérospatiale canadienne.

Même si la première fonction de l'aviation fût pour des raisons militaires et le transport de personnes, il n'en reste pas moins de nos jours un élément clé pour le transport de marchandises. Le transport aérien facilite le commerce mondial en favorisant l'accès au marché international avec près de 50 millions de tonnes de fret en 2012 et la valeur totale des marchandises transportées par voie aérienne représente 35% du commerce international [3]. Le tourisme est également un facteur important dans la croissance économique des pays puisque l'économie de certains de ces pays dépend en grande partie du tourisme.

L'impact économique global de l'aviation est estimé à 2.4 trillion de dollars, ce qui représente l'équivalent de 3.4% du produit intérieur brut mondial et qui génère un total d'environ 58.1 millions d'emplois [2]. Enfin, on estime qu'en 2032, il y aura plus de 6.5 billions de passagers, l'aviation supportera 103 millions d'emplois et générera en terme d'activité économique 5.8 trillions de dollars. La figure 1.2 fait un résumé des principaux acteurs de l'industrie aéronautique de nos jours [2].

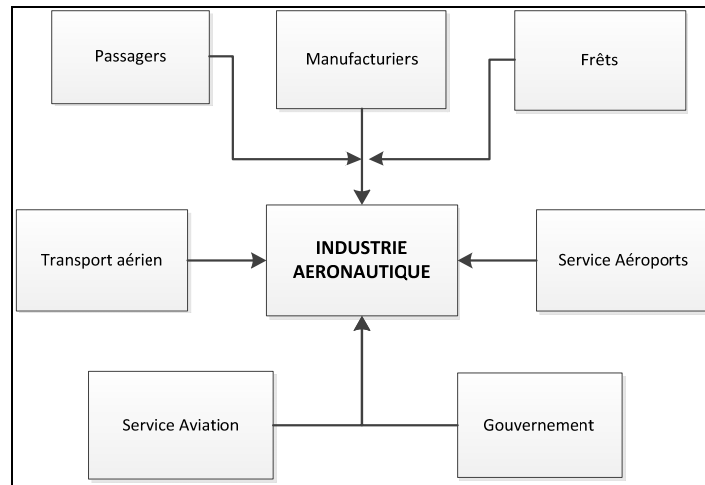


Figure 1.2 : Acteurs de l'industrie aéronautique

Ces exemples nous montrent ainsi l'importance de l'industrie aéronautique et la nécessité d'améliorer ce secteur pour répondre à ses besoins grandissants.

L'impact environnemental reste un problème pour l'industrie aéronautique puisque le réchauffement climatique est devenu un problème majeur du 21^{ème} siècle. Selon l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI), le volume total d'émissions de dioxyde de carbone (CO₂) produite par l'aviation en 2006 serait d'environ 600 millions de tonnes [4] et serait responsable de 2% du dioxyde de carbone total rejeté dans l'atmosphère [5]. La plupart de ces émissions sont libérées directement dans la troposphère supérieure et stratosphère inférieure où ils sont soupçonnés d'avoir un impact sur la composition atmosphérique et donc sur le réchauffement climatique [4]. Cependant, le CO₂ n'est pas le seul composant nocif relâché dans l'atmosphère car l'oxyde d'azote (NO_x) et les hydrocarbures (HC) sont eux aussi responsables de cette pollution [6].

Même si 2% reste un nombre faible, il n'en reste pas moins suffisamment important pour que les entreprises en tiennent compte et cherchent des solutions afin de réduire ce pourcentage.

Consciente de l'impact environnemental de l'aviation, l'industrie aéronautique c'est fixé plusieurs objectifs tels que ceux mentionnés en [7] :

- Une amélioration moyenne de l'efficacité énergétique de 1,5 % par an jusqu'en 2020,
- Un plafond sur les émissions de CO₂ à partir de 2020,
- Une réduction de 50% des émissions de CO₂ d'ici 2050 par rapport aux niveaux de 2005.

Pour le faire, l'industrie aéronautique a fourni de grands efforts ces dernières années afin de réduire l'impact environnemental et continu d'investir dans la recherche.

1.2 Description des concepts de l'industrie aéronautique pour réduire la consommation de carburant

Face aux problèmes environnementaux menaçant notre planète, l'industrie aéronautique à réagit dans plusieurs domaines; Par exemple, les dépenses de l'aéronautique civile en recherche et développement avoisine les 20 milliards de dollars par année dont 70% des dépenses sont consacrés sur les technologies de réduction de carburant [1] .Parmi les efforts mises en place par l'industrie aéronautique, différentes études ont été portés sur les moteurs. L'efficacité des moteurs a été augmentée grâce à leurs modèles plus légers fabriqués en différents types de matériaux reconnus pour leurs légèretés [8]. L'efficacité énergétique des turbomachines a été augmentée par l'augmentation de leur taux de compression [9]. L'étude de carburant à base de propane a été réalisée pour réduire les émissions des moteurs [10].

À titre d'exemple, Air Transat a mis en place plusieurs règlements afin de réduire la consommation de fuel tels que le lavage fréquent des moteurs afin d'améliorer leurs efficacité en éliminant les hydrocarbures, la saleté, les insectes, *etc.* Les pneus ont été allégés, le poids des appareils a été réduit, les plans de vol et les opérations au sol ont été optimisés [11].

Bien d'autres moyens ont été mis en place comme l'installation progressive d'ailettes au bout d'aile pour réduire la consommation de carburant. Plusieurs observations et tests ont révélé que ces ailettes amélioraient les performances de l'avion au décollage en réduisant la trainée et en augmentant la poussée au décollage permettant ainsi d'obtenir moins d'émissions, moins de consommation et moins de bruit [12]. Selon [13], une réduction de 20% de trainée sur les avions amènerait une réduction d'environ 18% de carburant. De plus, ces ailettes sont composées majoritairement en fibre de carbone ce qui permet d'économiser sur le carburant puisqu'elles réduisent la trainée, et donc sur les émissions rejetées dans l'atmosphère [12].

En tenant compte de ces observations, plusieurs manufacturiers tels que Boeing et Airbus se penchent sur le développement de ces ailettes sur leurs flottes aériennes [14] [15]. En effet, Boeing avait commencé à équiper ses avions d'affaires de type « Boeing Business Jet (BBJ)» ainsi que les générations d'avions civils 737-800 en 2001 avec ces ailettes [12]. A titre d'exemple, pour le B767, l'ajout de ces ailettes permet d'économiser un demi-million de gallons américains de carburant par année ce qui équivaut à une réduction de 4,790 tonnes de CO₂ par avion par année [12].

Le développement des ailes déformables, dans le but de réduire le coût de vol des avions, attirent aussi l'attention des chercheurs. Une technique d'aile déformable a été développée sur un ATR-42 afin de réduire sa trainée aérodynamique. Le but a été d'augmenter la zone d'écoulement laminaire sur l'extrados de l'aile qui représente sa partie supérieure. Ce procédé a permis la réduction du coefficient de trainée jusqu'à 26 % ce qui lui a conféré le grand avantage de réduire la consommation de carburant [16].

D'autres méthodes ont été proposées afin de réduire la trainée de l'aile comme celles montrées dans [17] qui ont été appliquées pour l'optimisation des surfaces aérodynamiques en régime subsonique incompressible en ayant pour objectif d'améliorer la finesse de l'aile. En [18], une méthode numérique d'optimisation est utilisé pour réduire la trainée aérodynamique totale incluant la trainée d'onde due à la présence d'une onde de choc dans un écoulement transsonique.

Enfin, un autre exemple de recherche mis en place pour réduire la consommation de carburant est l'utilisation des biocarburants. En effet, le type de carburant utilisé actuellement est un dérivé du pétrole qui reste polluant, nocif pour l'environnement et dont les ressources ne sont pas inépuisables ; c'est pourquoi la proposition de biocarburant est une alternative essentielle compte tenu de la situation environnementale actuelle [19]. En effet, des tests de vol sur plusieurs avions ont mis en évidence le fait que l'utilisation de biocarburant donne des résultats très prometteurs [20].

Un certain nombre de type de carburant plus écologique que le type de carburant actuel peut être considéré pour l'aviation : Ce carburant plus écologique serait moins polluant mais aurait les caractéristiques similaires au type de carburant actuel à base de pétrole afin de conserver ses performances connues [19]. En 2012 il existait 2 types de carburants certifiés pour l'aviation : Le HVO et le F-T. Le HVO (*Hydrotreated Vegetable Oil*) est une huile végétale traitée hydrauliquement provenant de plantes qui est disponible commercialement mais en petite quantité et dont son prix est très compétitif par rapport aux prix des autres carburants. Le kérosène F-T (Fischer-Tropsch) est un dérivé de matières lignocellulosique qui sera sur le marché entre 2017 et 2022 et qui est certainement plus cher que le HVO mais dont la matière première est moins chère et a un meilleur « profil environnemental » que la matière première du HVO [19].

Hendricks, Bushnell et Shouse [21] ont étudié le fait que l'utilisation des biocarburants permettait non seulement d'améliorer la condition environnementale à des coûts raisonnables et qu'il était possible de créer ces biocarburants de façon massive.

Enfin, certaine compagnie aérienne comme « Porter » a déjà testé en vol le concept d'une aviation plus « verte » en testant en vol un mélange de 50-50 de biocarburant /Kérosène [22].

Ces exemples montrent en quoi l'industrie aéronautique prend conscience de l'urgence d'investir dans la réduction des effets nocifs de la pollution créée par les avions sur l'environnement. Cependant certaines méthodes peuvent s'avérer difficile à mettre en place.

1.3 L'optimisation des trajectoires

Un autre moyen de réduire la consommation de fuel qui est en pleine expansion et relativement facile à implémenter concerne l'optimisation des trajectoires de vol des avions. Les autorités de contrôle du trafic aérien (ATC) sont en train d'améliorer la qualité de la circulation aérienne compte tenu de l'encombrement de l'espace aérien du au nombre croissant de vols. Dans ce but, plusieurs programmes ont été proposés afin d'améliorer la gestion du trafic aérien (ATM) permettant une meilleure sécurité, une gestion de la capacité du trafic et une meilleure efficacité des trajectoires de vol.

Parmi ces programmes, nous pouvons nommer le programme NextGen (*Next Generation Air Transport System*) en Amérique du Nord, le SESAR (*Single European Sky ATM Research*) en Europe et le CARATS (*Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic Systems*) au Japon [23].

Il a été remarqué que les avions ne volaient pas nécessairement à leurs trajectoires optimales en terme de réduction de carburant [24]. En effet, des études provenant du MIT (*Massachusetts Institute of Technology*) ont démontré qu'aux États-Unis, certains avions ne volaient pas à leurs vitesses et altitudes optimales ([25] ,[26]). D'autres études ont démontré dans le cas de vols intérieurs en Turquie que de nombreuses occasions d'épargner du carburant ne sont pas prise en compte [27]. Pourtant, il est d'une grande importance de voler aux altitudes optimales afin de réduire au maximum la consommation de carburant. L'optimisation des trajectoires étant une des solutions innovantes pour réduire la consommation, il est ainsi, d'un grand intérêt de porter une attention sur ce sujet.

Il existe 2 types de trajectoires : le premier type est la LNAV (Latéral NAVigation) qui détermine l'ensemble des points de repères appelés « point de repère » à suivre en croisière : Un point de repère (ou waypoint) est un point fictif que l'on détermine pour séparer la croisière en plusieurs segments pour faciliter les calculs d'optimisation en croisière. Ces points de repères sont donnés par leurs coordonnées Latitude-Longitude.

Le deuxième type de trajectoire est la VNAV (Vertical NAVigation) qui s'intéresse à l'altitude et la vitesse que doit respecter l'avion pour une trajectoire donnée. Dans le cas de cette thèse, seulement le profil vertical VNAV sera étudié pour le vol d'un avion.

Le système de gestion de vol FMS (*Flight Management System*), qui est un ordinateur embarqué faisant partie de l'équipement avionique dans le cockpit d'un avion, permet au pilote de planifier et maintenir la route de l'avion lors de son vol. Le FMS a été développé dans les années 70 et implémenté dans les années 80 par Lidén [28]. Parmi les tâches principales du FMS, nous pouvons énumérer le guidage en vol, le contrôle des trajectoires latérales et verticales ainsi que le suivi des vitesses « optimales pour chaque phase de vol » [29].

Différents algorithmes d'optimisation ont été étudiés et conçus afin de résoudre le problème de réduction de la consommation de carburant pendant le vol d'un avion. Parmi eux, des techniques de programmation dynamique ont été présentées afin de déterminer des trajectoires optimales. La programmation dynamique s'appuie sur le principe de Bellman où les solutions sont obtenues des sous problèmes. On obtient dans un premier temps les solutions des problèmes des sous-ensembles pour ensuite déduire progressivement les solutions de l'ensemble. La programmation dynamique a été appliquée dans l'optimisation de trajectoires de vol des avions en utilisant un algorithme appelé « Moving Search Space algorithm ». Cet algorithme a pris en compte des contraintes de temps d'arrivée appelées « Required Time of Arrival constraint » (RTA) et des contraintes d'espace entre les avions environnants [30]. Une méthode basée sur la programmation dynamique a été présentée dans [31] pour générer des trajectoires optimales en utilisant la technique des réseaux de neurones en présence de contraintes de temps.

Même si cette technique a donné des résultats prometteurs, elle nécessite d'utiliser des équations de mouvement [*EoM- Equation of Motion*] dont nous devons avoir à disposition pour l'implémenter. De plus, la résolution de ces équations pour trouver la trajectoire optimale nécessiterait l'utilisation d'un ordinateur embarqué disposant d'une puissance de

calcul assez grande, ce qui n'est pas le cas du FMS. Pour cette raison, un autre type de modèle est préférable pour le FMS qui sera plus adaptable à sa capacité de calcul.

Le logiciel du FMS a besoin d'un modèle mathématique dans le but d'estimer le coût total de vol et de prédire la meilleure trajectoire de vol afin de réduire au maximum la consommation de carburant de l'avion. La façon la plus habituelle de décrire le comportement d'un avion est par les équations du mouvement. Par contre, tel qu'expliqué ci-dessus, le logiciel du FMS n'a pas la puissance nécessaire pour intégrer ces équations généralement complexes. Plutôt que d'utiliser ces équations, le logiciel du FMS utilise des bases de données de performances qui modélisent numériquement le comportement d'un avion donné par le constructeur. Ces données sont basées sur des tests de vol de l'avion.

Plusieurs recherches ont été effectuées en utilisant les données de performances. Parmi de nombreux travaux nous pouvons citer Liden [32] qui est un des premiers à avoir étudié l'influence du vent sur le régime de croisière de l'avion. Il a étudié le profil vertical optimal de croisière dépendamment du vent, ainsi que l'importance des « marches de montées » ou « step climbs » qui sont des changements d'altitude permettant de réduire la consommation de carburant.

Sibin [33] a décrit une méthode pour obtenir des données de performances d'un avion pour le FMS en utilisant des données de vol d'un simulateur. Même si cette méthode a donné de très bons résultats, ils en restent pas moins difficile de se procurer des données de vol fournies par les manufacturiers pour la construction des données de performances pour des raisons de confidentialité des données de vol.

Murrieta *et al.* [34] ont créé une base de données pour la phase de croisière de l'avion d'affaire Cessna Citation X. Après la création de la base de données, un algorithme a été implémenté en les utilisant afin de pouvoir calculer le coût total de vol de l'avion en croisière. Les résultats ont été prometteurs mais n'ont pas permis d'étudier le comportement de l'avion dans les autres phases (montée et descente).

Felix *et al.* [35] ont implémenté un algorithme génétique en phase de croisière pour le profil latéral de l'avion en se basant sur la théorie de Darwin. L'algorithme étant capable de sélectionner la meilleure trajectoire en tenant compte du vent en un temps minimum. Cette optimisation du profil latéral a permis de réduire le coût de vol par 0,5%. Le vent étant une variable aléatoire, les routes ont été optimisées par rapport à la ligne géodésique. Une optimisation est valide si l'itinéraire a été différent de l'itinéraire donné par la géodésique.

Dancila *et al.* [36] ont implémenté un algorithme permettant de définir l'altitude de croisière optimale pour le vol de l'avion à vitesse fixe. Cet algorithme n'a pas considéré la décomposition de la croisière en plusieurs segments comme la majorité des algorithmes d'optimisation, mais ils ont considérés une méthode basée sur la variation du poids de carburant qui était plus précise et nécessite moins de calculs. Cependant, dans cet algorithme, beaucoup d'hypothèses ont été émises afin de réduire les contraintes. Parmi ces hypothèses, le coût de la montée et de la descente n'a pas été pris en compte, il n'y a pas de contraintes de temps, *etc.*

Felix *et al.* [37] ont implémenté un algorithme permettant d'optimiser le profil vertical pour un vol complet (montée-croisière-descente). Le but a été de trouver la meilleure combinaison entre les altitudes et les vitesses en utilisant la méthode de « Golden Section Method » pour des distances inférieures à 500 nm; pour des plus grandes distances, les « marches de montée » ont été considérées. Malgré de très bons résultats, cette méthode a nécessité l'évaluation de toutes les combinaisons de vitesses IAS (*Indicated Air Speed*) et Mach de la montée et de la descente ce qui a augmenté considérablement le temps de calcul de l'algorithme.

D'autres recherches ont été effectuées afin de coupler et optimiser les trajectoires de vol pour les profils verticaux et horizontaux de l'avion.

Murrieta [6] a évalué le profil latéral optimal en croisière de l'avion en tenant compte du coût de vol dans sa montée et sa descente. Après la détermination de la trajectoire verticale

optimale de l'avion, différentes trajectoires latérales ont été évaluées en tenant compte des conditions météorologiques.

Felix *et al.* [38] ont calculé la trajectoire optimale de l'avion en couplant le profil vertical et latéral de vol sous l'influence des vents, en utilisant l'algorithme génétique.

1.4 Axe de recherche

L'axe de recherche considéré dans ce mémoire c'est tourné vers l'optimisation de trajectoires afin de réduire le coût total de vol de l'avion qui dépend directement du carburant consommé. Seulement la navigation verticale a été étudiée : ainsi le but a été de trouver l'altitude et la vitesse pour lesquelles le coût de vol était le plus bas. Les trois phases de vol ont été étudiées, à savoir : montée-croisière-descente. La raison d'étudier cet algorithme est non seulement par élimination des algorithmes d'optimisations utilisant le comportement de la nature déjà étudiés auparavant et par choix personnelle.

« L'harmony search » ou « la recherche de l'harmonie » est un algorithme inspiré par l'observation musicale qui a été utilisé pour trouver la « meilleure harmonie », ou autrement dit en terme d'optimisation, a été utilisé pour trouver l'optimal. De nombreuses implémentations de cet algorithme dans des problèmes d'optimisations ont été réalisées dans des domaines variés tels que la conception de réseau de canalisations ou la conception de châssis en acier, ou il a été prouvé que l'algorithme donnait de très bons résultats, rapides, et faciles à utiliser [39]. L'explication en détail de l'algorithme ainsi que les recherches déjà faites sur cet algorithme sera faite lors du chapitre 3.

La première étape a été d'adapter cet algorithme pour la résolution d'un problème d'optimisation de trajectoire. La phase de croisière a été étudié dans un premier temps en ne considérant ni la météo ni les « marches de montée ». Les résultats obtenus par l'algorithme ont été comparé aux résultats obtenus par une recherche exhaustive qui a donné « l'optimal global » à l'aide de données de performances, puisque elle a considérée toutes les

combinaisons de vitesses et d'altitudes possibles. La phase de montée puis la phase de descente ont été rajoutées afin de constituer un vol complet et les résultats obtenus par cet algorithme ont été comparés aux résultats obtenus par la recherche exhaustive. Plus d'une dizaine de destinations avec plusieurs poids ont été testées.

Enfin, les « marches de montée » ont été rajoutées en phase de croisière afin de vérifier leur impact sur la consommation de carburant de trajectoires de vol pour les avions.

Les tests effectués pour un vol complet avec les pas de montée ont été comparées aux résultats des tests de l'algorithme implémenté dans le FMS et aux résultats d'algorithmes d'optimisation fait auparavant par des étudiants du laboratoire.

CHAPITRE 2

VOL CONVENTIONNEL, DONNÉES DE PERFORMANCES, COÛT DE VOL ET MÉTHODE DE CALCUL D'INTERPOLATION

2.1 Vol conventionnel

Un vol se décompose en plusieurs phases : La montée, la croisière et la descente. Chacune de ces phases peut être divisée en « sous phases » qui sont détaillées ci-dessous.

Le but de cette recherche est de trouver, la meilleure combinaison altitude/vitesse de chaque phase pour laquelle le coût total du vol est le moins dispendieux.

2.1.1 Montée

Ci-dessous, on peut voir la phase de montée détaillée [6] :

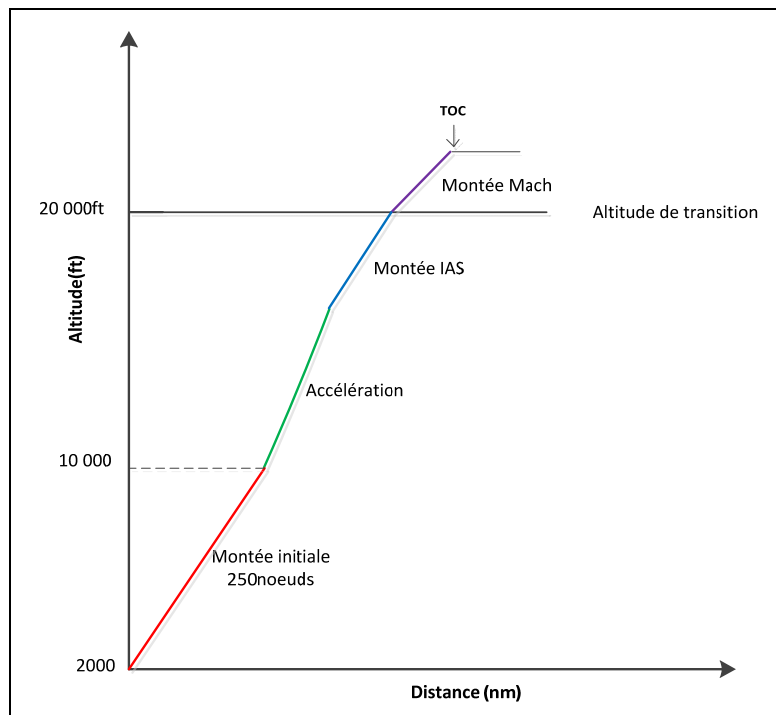


Figure 2.1 : Caractéristiques de la montée [6]

La montée est la première phase de vol qui peut être elle-même divisée en plusieurs sous-phases qui sont représentées dans la figure 2.1. Ces sous phases sont détaillées dans les sous sections suivantes.

2.1.1.1 Montée initiale

Dans cette sous-phase, l'altitude de départ est de 2 000ft ; la raison de ce choix est que l'altitude minimale considérée dans les bases de données dont nous avons à disposition est de 2,000ft, ainsi on ne se soucie pas des procédures de décollage et d'atterrissage car elles ne peuvent être optimisées puisqu'elles sont imposées.

La vitesse est imposée par certains règlements comme le 14^{ième} règlement de l'Administration de l'Aviation Fédérale des États-Unis (*FAA : Federal Aviation Administration*) dans la Section 91.117 qui stipule que : « Unless otherwise authorized by the Administrator, no person may operate an aircraft below 10 000 feet MSL at an Indicated Air Speed of more than 250 knots » [40]. Ainsi une vitesse maximale de 250kts est requise entre 2 000ft et 10 000ft à partir de laquelle une phase d'accélération est possible. Dans le cas de notre algorithme d'optimisation, la vitesse de montée sera fixée à 250kts par choix et pour être dans les règles de la FAA.

2.1.1.2 Accélération

La phase d'accélération commence à 10 000ft si elle est nécessaire. En effet, l'algorithme d'optimisation détermine si une phase d'accélération doit être effectuée. Si cette phase est nécessaire, l'algorithme d'optimisation indiquera à quelle vitesse l'avion doit voler pour accéder à la phase suivante de la montée qui est la phase de montée en IAS. Si l'algorithme indique que la phase de montée IAS pour optimiser le vol en terme de réduction de carburant doit être supérieur à 250kts, alors une phase d'accélération devra être effectué pour pouvoir atteindre cette vitesse requise. Si la phase de montée en IAS doit être égale à 250kts, étant donné que la phase de montée initiale est de 250kts, dans ce cas une phase d'accélération ne sera pas nécessaire.

2.1.1.3 Montée en vitesse indiquée *Indicated Air Speed (IAS)*

Après la phase d'accélération, il y a la phase de montée en vitesse indiquée (IAS) qui correspond à la vitesse de l'avion indiquée. Dans cette phase, l'avion évolue à une vitesse constante IAS jusqu'à l'altitude de croisement (cross-over).

L'altitude de croisement est l'altitude pour laquelle :

$$TAS_{Mach} = TAS_{IAS} \quad (2.1)$$

Où *TAS* (True Air Speed) représentant la vitesse vraie de l'avion ou la vitesse de l'avion par rapport à la masse d'air dans laquelle il évolue, *Mach* étant le nombre de Mach et *IAS* (*Indicated Air Speed*) étant la vitesse indiquée par l'instrument de mesure d'un aéronef appelé l'anémomètre ou badin.

La vitesse vraie de l'avion (*TAS*) est défini pour une vitesse donnée en Mach comme suit [6] :

$$TAS_{Mach} = Mach * a_h \quad (2.2)$$

Où a_h est la vitesse du son en nœuds à une altitude donnée h .

La vitesse vrai de l'avion exprimée en « vitesse indiquée (IAS) » est donnée par [6]:

$$TAS_{IAS} = \sqrt{\frac{2a_h^2}{\gamma-1} * \left[\left(\frac{P_0}{P_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right]} \quad (2.3)$$

Où γ est le coefficient isentropique de l'air égal à 1.4, P_1 est la pression statique à une altitude donnée et P_0 est la pression de stagnation dans le tube Pitot définie comme suivi [6] :

$$P_0 = P_s \left[\left(\frac{V^2}{2a_h^2} \right) + 1 \right] + P_1 \quad (2.4)$$

Où P_s est la pression au niveau du sol.

Une fois l'altitude de croisement atteinte, soit, quand $TAS_{Mach} = TAS_{IAS}$, l'avion passe de la vitesse indiquée IAS à la vitesse Mach.

2.1.1.4 Montée Mach

Pendant la dernière phase de la montée, qui commence de l'altitude de croisement et qui finit au début de la phase de croisière appelée « Top of Climb » (TOC), la montée se fait à vitesse Mach constante jusqu'à l'altitude optimale.

Le calcul du coût qui correspond au carburant consommé (cette notion sera expliquée dans un des sous chapitres suivants) sera calculé à tous les 1 000ft durant toute la phase de montée.

Cette restriction nous est donnée par les données de performances expliquées dans le sous chapitre suivant qui permet de calculer le coût de vol où les résultats fournis sont tous les 1 000ft.

2.1.2 Croisière

La croisière commence à la fin de la phase de montée appelée « Top Of Climb » (TOC) jusqu'au début de la phase de descente appelé « Top of Descent » (TOD) et s'effectue à la vitesse mach constante. Le schéma de la croisière est représenté à la figure 2.2 :

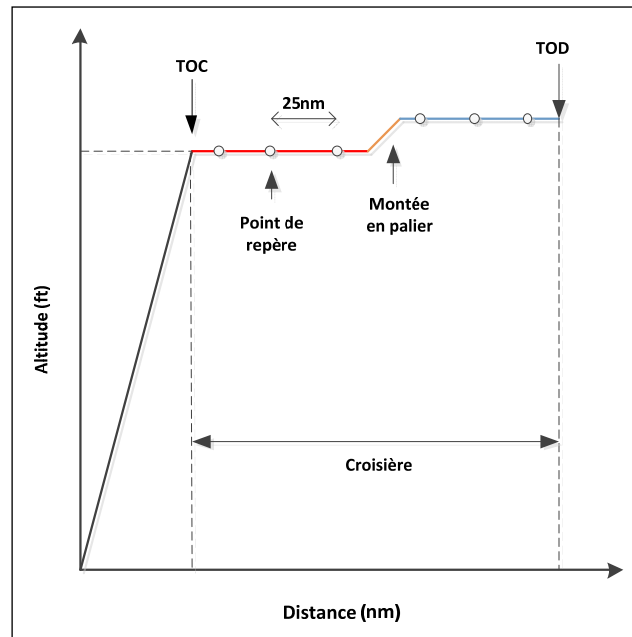


Figure 2.2: Phase de croisière

La croisière est divisée en plusieurs points de repères (waypoints) espacés entre eux par 25nm [6]. À chaque point de repère, le carburant consommé est calculé puis soustrait au poids total de l'avion. La connaissance du poids de l'avion à chaque point de repère est nécessaire puisque les bases de données de performances ont besoin notamment de ces données d'entrées comme le poids, la vitesse et l'altitude. (Cette notion sera expliquée dans le prochain sous-chapitre) pour déterminer le carburant consommé.

Les montées en palier qui considèrent des changements d'altitudes, ont dans des études antérieures, prouvées leurs efficacités par rapport à la réduction de consommation de carburant [32].

Dans le cas de l'algorithme d'optimisation utilisé dans ce mémoire, à chaque heure de vol, on pourra évaluer si une montée en palier serait bénéfique pour réduire la consommation de carburant.

Si elle s'avère être bénéfique, l'avion devra monter de l'altitude à laquelle il se trouve à une altitude supérieure de 2 000ft.

2.1.3 Descente

La descente commence à la fin de la croisière (TOD) jusqu'à 2 000ft ou l'avion doit se trouver au-dessus de l'aéroport d'arrivée. Du début de la descente jusqu'à l'altitude de transition, la vitesse de l'avion est exprimée en Mach. À l'altitude de croisement, la vitesse exprimée en Mach change en vitesse indiquée (IAS). Une phase de décélération peut ou pas être réalisée dépendamment de la vitesse de descente optimale; Viens ensuite la descente finale de 10 000ft jusqu'à 2 000ft.

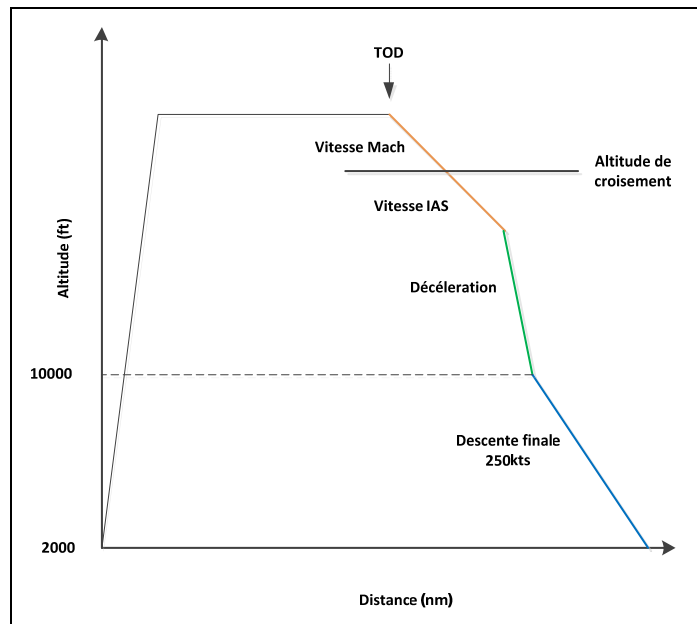


Figure 2.3: Phase de descente

La phase de descente dépend indirectement de la phase de croisière. Si l'avion n'est pas au point de destination (aéroport d'arrivée) à cette altitude (2 000ft), alors la distance entre l'endroit où l'avion se trouve à 2 000ft et le point de l'aéroport d'arrivée sera ajoutée ou retranchée dépendamment de si l'avion arrive avant ou après le point de destination finale (aéroport d'arrivée), à la phase de croisière.

Un nouveau calcul pour la phase de croisière ainsi que la phase de descente sera alors recalculé jusqu'à ce que la phase finale de descente permette à l'avion de se trouver au-dessus de l'aéroport d'arrivée à 2 000ft.

Une marge de -500m est acceptée; ce qui signifie que l'avion peut être, à l'altitude de 2 000ft, à 500m avant ou après l'aéroport d'arrivée. En effet, plusieurs facteurs tels que la météo, le trafic aérien, *etc*, peuvent influencer le fait que l'avion n'arrive pas exactement à l'endroit désiré, d'autant plus qu'au niveau des calculs de consommation de carburant, on considère qu'une différence de 500 m sur un vol complet n'a pas grande influence sur la consommation totale de carburant consommé.

2.2 Les données de performance des phases d'un vol

Le modèle mathématique utilisé par le logiciel du « Flight Management System » a la forme de données de performances modélisant numériquement le comportement de l'avion afin de calculer sa consommation de carburant. Pour calculer le coût de vol de l'avion en terme de carburant consommé de chaque phase, ce modèle a besoin de données d'entrées et de données de sorties. Les données d'entrées sont déterminées selon le vol désiré et sont par exemple, le poids de l'avion, la vitesse initiale. Les données de sorties nous sont fournies grâce aux bases de données.

Ces données de performances sont présentées dans des tableaux définissant les performances réelles de l'avion validées par des essais en vol et fournies par notre partenaire industriel.

La déviation de température est une des données d'entrées pour les bases de données, il est ainsi intéressant d'expliquer ce qu'elle représente.

La déviation de température correspond à la différence entre la température réelle mesurée à l'altitude considérée et la température de l'atmosphère internationale standard ISA (*International Standard Atmosphere*) correspondant à cette altitude. L'atmosphère standard internationale de variation de température est définie comme une « norme » pour laquelle la température au niveau de la mer est de 15°C pour une pression de 1 013.25hPa. Dans la troposphère (de 0 km à 11 km), la température baisse de 0.65°C à chaque 100 m jusqu'à une

température -56.5°C . À l'altitude de 11km apparait la tropopause qui est la frontière entre la troposphère et la stratosphère. Entre l'altitude de 11 km et 20 km, la température est une constante égale à -56.5°C . De 20 km à 32 km, la température croît de 1°C à tous les 1 000 m [41]. La figure 2.4 met en évidence l'atmosphère standard internationale de variation de température.

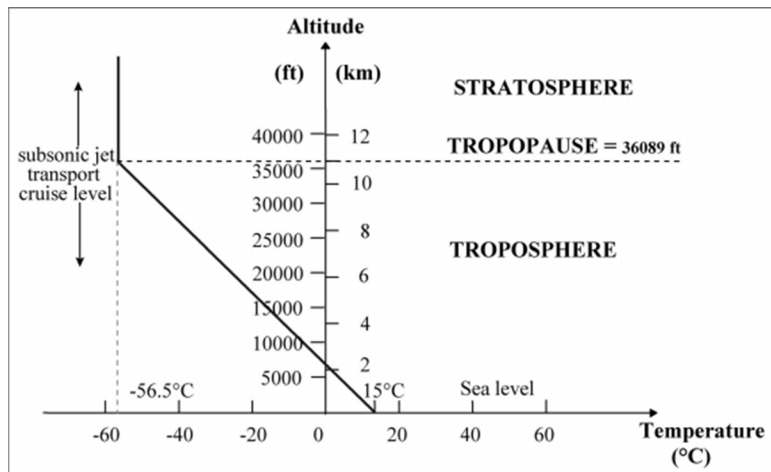


Figure 2.4: Atmosphère standard international de variation de température

Pour chaque phase de vol (montée, croisière et descente), des données de performances sont fournies.

Trois bases de données pour la phase de montée, une base de données pour la phase de croisière et trois bases de données pour la phase de descente sont fournies. Les bases de données sont donc divisées en sept sous bases de données.

Ci-dessous en figure 2.5, on peut visualiser les entrées et les sorties de la base des données de performances pour la phase de montée initiale [6] :



Figure 2.5: Données d'entrées et de sortie de la montée en IAS

Les données d'entrées sont des « variables discrètes » c'est-à-dire des variables ayant des valeurs bien définies dont on dispose. Lorsque les données d'entrées sont déterminées en fonction du vol que l'on souhaite faire, la base des données va fournir dans le cas de la montée en IAS le carburant consommé en kg qui nous permettra de calculer directement le coût de vol et la distance horizontale parcourue en miles nautiques.

Dans la phase d'accélération de l'avion, certaines données d'entrées et de sorties changent par rapport à la phase de montée *IAS*. En effet, dans la phase d'accélération, il est important de connaître l'altitude du début de la phase d'accélération qui correspond à 10 000ft;

En effet, d'après le 14^{ème} règlement de l'Aviation Fédérale des États-Unis (FAA), Section 91.117, en dessous de 10 000ft, la vitesse de l'avion ne doit pas être supérieure à 250kts. À partir de cette altitude, une accélération est possible. Par choix, l'altitude d'accélération est à 10 000ft. Une autre donnée d'entrée nécessaire est la variation de vitesse pour accélérer exprimée en nœuds doit être donnée.

Si la vitesse initiale de l'avion est de 250kts et si sa vitesse doit atteindre 300kts pour continuer sa montée, la variation de vitesse sera alors de 50kts. L'avion devra donc effectuer une accélération pour passer d'une vitesse de 250kts à 300kts.

Les données de performance de la phase d'accélération de l'avion fournissent, tel montré dans la figure 2.6, le carburant consommé, la distance parcourue ainsi que l'altitude finale de la phase d'accélération [42].



Figure 2.6 : Données d'entrées et de sorties de la phase d'accélération de l'avion

La phase d'accélération peut être divisée en 2 étapes : Dans la première étape, à partir de 250kts, qui est la vitesse initiale, jusqu'à la vitesse désirée (nous prenons comme exemple 310kts), les données de performance de la phase d'accélération sont utilisées. Quand la vitesse voulue est atteinte, l'altitude ne sera généralement pas un multiple de 1 000ft. Or le calcul du coût de vol se fait à chaque 1 000ft d'après les bases de données dont nous avons à notre disposition. Ainsi, à partir de l'altitude pour laquelle la vitesse est égale à la vitesse voulue (310kts) jusqu'à l'altitude supérieure multiple de 1 000ft le calcul du coût de vol se réalisera en utilisant les données de performance de la montée en IAS. La figure 2.7 met en évidence ce processus. Pour cet exemple, la vitesse IAS désirée sera considérée égale à 310kts, la fin de l'accélération à 12 000ft et l'altitude de 11 250ft pour laquelle la vitesse de l'avion est égale à 310kt.

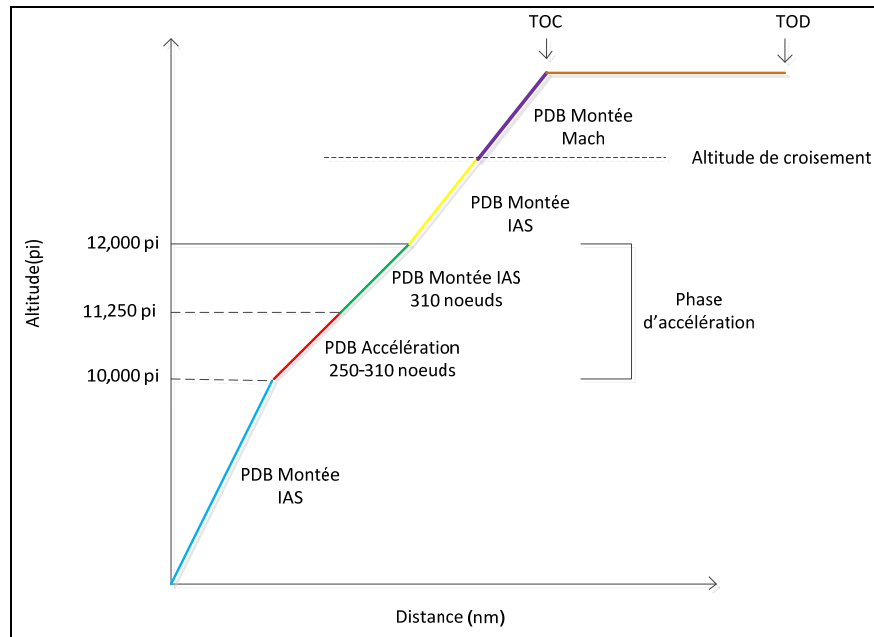


Figure 2.7 : Détail de la phase d'accélération

Après la phase d'accélération, les données de performance utilisées sont celles de la montée en IAS jusqu'à l'altitude de croisement. À l'altitude de croisement, la vitesse de l'avion change en vitesse Mach. La montée en vitesse Mach est la dernière partie constituant la phase de montée. Les données d'entrées pour la phase de montée en Mach sont les mêmes que pour la phase de montée en IAS à l'exception de la vitesse qui doit être fournie en Mach [42].



Figure 2.8: Données d'entrées et de sorties de la phase de montée en Mach

La phase de croisière est la phase dans laquelle les données de performances ne vont pas fournir directement le carburant consommé, mais le débit de carburant exprimé en kg/hr tel

montré dans la figure 2.9. Le carburant consommé en kg est déduit par une formule que nous détaillerons plus tard. Ci-dessous, les données d'entrées et de sorties sont illustrées pour la phase de croisière [42] :



Figure 2.9: Données d'entrées et de sorties pour la phase de croisière

Le calcul du coût dans la phase de croisière se réalisera à chaque point de repère soit à chaque 25 nm. En effet, suite aux recherches de Murrieta-Mendoza [43], la distance choisie entre chaque segment consécutif de la croisière a une influence au niveau du calcul du coût moyen de vol. Ainsi, une distance entre les points de repères comprise entre 20 et 50 nm semble être un bon compromis tant au niveau du calcul du coût qu'au niveau du temps d'exécution. En effet, il est évident que plus la distance entre chaque point de repère est grande, plus le temps de calcul devient plus long.

Lorsque la phase de croisière se termine, c'est-à-dire au « Top Of Descent » (TOD), la phase de descente commence en vitesse Mach. Les données de performances utilisées sont celles de la descente en Mach expliquées dans la figure 2.10 [42] :



Figure 2.10: Données des entrées et des sorties de la phase de descente en Mach

A l'altitude de croisement, la vitesse de l'avion passe de la vitesse exprimée en Mach à la vitesse exprimée en IAS. Les données de performance utilisées sont celles de la descente en IAS jusqu'à l'altitude de début de décélération.



Figure 2.11: Entrées et sorties des données de performances pour la phase de descente en IAS

Lors de la phase de décélération, les bases de données utilisées sont :



Figure 2.12: Entrées et sorties des données de performance de la phase de décélération

Enfin la dernière phase de la descente, c'est-à-dire de la fin de la décélération jusqu'à 2 000ft, les données de performances utilisées sont celles de la descente en IAS. Tout comme pour la montée, le calcul du coût de vol pour la descente de l'avion se fait à tous les 1 000ft d'après les bases de données.

Les bases de données sont d'une grande importance puisqu'elles nous permettent d'obtenir le carburant consommé qui, par une formule détaillée dans la section suivante, nous permet de calculer le coût de vol de l'avion à partir du carburant consommé. Pour la phase de croisière, le débit de carburant est directement relié au carburant consommé par une équation présentée dans la section suivante. Les bases de données sont donc un élément essentiel pour déterminer le coût total de vol des avions.

2.3 Coût de vol total

Le but de cette recherche est de déterminer la trajectoire verticale optimale d'un avion lors d'un vol, c'est-à-dire de trouver la combinaison altitude/vitesse qui permet de réduire au maximum la consommation de carburant. La trajectoire optimale est en effet, la trajectoire pour laquelle la valeur du coût total global est la plus petite. Afin de déterminer l'équation du coût global, deux autres équations doivent être détaillées au préalable. La première équation détermine le coût de carburant consommé et la seconde équation détermine le coût des opérations.

La première équation définit le coût de carburant consommé comme suit [44]:

$$\text{Coût de carburant consommé} = \text{Prix du carburant} * \Sigma \text{Carburant consommé} \quad (2.5)$$

Où le coût de carburant consommé est exprimé en \$, le prix du carburant est exprimé en \$/kg et la quantité du carburant consommé est exprimée en kg.

La seconde équation donne la valeur du coût des opérations qui est liée à plusieurs facteurs indépendants du carburant consommé tels que les coûts de maintenance, le salaire des employés, etc, définie comme suit [44] :

$$\text{Coût des opérations} = \text{Prix du carburant} * \text{Cost Index (CI)} * \text{Temps de vol} * 60 \quad (2.6)$$

Avec le coût des opérations exprimé en <\$>, le Cost Index en <kg/min> et le temps de vol en <h>.

Le Cost Index (CI) est une variable définie par le rapport au coût lié à la durée de fonctionnement de l'avion exprimé en <\$/hr> et le coût du carburant exprimée en <lb/cent> soit[45] :

$$CI = \text{Coût de temps} / \text{Coût du combustible} \quad (2.7)$$

La valeur du CI permet donc de traduire le coût de temps (le temps est un facteur influant sur le coût d'un vol) en termes de coût de carburant consommé. Cette valeur du CI peut varier de 0 à 999. On ne tient pas compte de la phase de roulage au sol et du décollage. En effet, lors de ces phases, de nombreuses contraintes dépendent des aéroports et de l'ATC (*Air Traffic Control*). Une autre raison est que les données de performances dont nous avons à disposition nous fournissent des données seulement à partir de 2 000ft.

La valeur du CI est définie par le pilote au début du vol. Dépendamment de la volonté des compagnies aériennes, s'il souhaite économiser du carburant ou gagner du temps, la valeur du CI peut être plus ou moins grande.

Une valeur élevée de la valeur du CI donnera la priorité au temps par rapport à la réduction de consommation de carburant. Ces valeurs seront utilisées lorsque l'avion souhaitera se rendre rapidement d'un point A à un point B.

Au contraire, une valeur faible de la valeur du CI donnera la priorité à la réduction de consommation de carburant et ne tiendra que peu d'intérêt à maximiser le temps de vol.

Une fois les équations du coût de carburant consommé et le coût des opérations, le coût global peut être défini comme suit [44]:

$$\text{Coût Global} = \text{Coût de carburant consommé} + \text{Coût des opérations} \quad (2.8)$$

Si on remplace les équations (2.5) et (2.6) dans l'équation (2.8), on obtient [44] :

$$\text{Coût global} = \text{Prix du carburant} * [\Sigma \text{Carburant consommé} + CI * \text{Temps de vol} * 60] \quad (2.9)$$

Le coût global du carburant est exprimé en dollars.

Le prix du carburant étant une valeur variant dépendamment du prix du litre de kérosène, pour des raisons de simplification le coût global sera défini comme [44] :

$$\text{Coût global} = \Sigma \text{Carburant consommé} + CI * \text{Temps de vol} * 60 \quad (2.10)$$

Le coût global est alors exprimé en kg lorsque que l'on néglige le prix du carburant.

La quantité de carburant consommée est calculée directement grâce aux données de performances expliquées dans le sous-chapitre ci-dessus excepté pour la phase de croisière dont les bases de données nous fournissent le débit de carburant exprimé en kg/hr.

Le carburant consommé lors de la phase de la croisière à partir du débit de carburant est défini comme [46] :

$$\text{Carburant consommé en croisière} = \text{Débit de carburant} * \text{Temps de vol} \quad (2.11)$$

Avec le carburant consommé exprimé en <kg>, le débit de carburant exprimé en <kg/hr> et le temps de vol en <heures>.

Pour calculer le temps de vol, la vitesse de l'avion par rapport au sol (*Ground Speed GS*) doit être définie par l'équation suivante [42] :

$$GS = TAS + \text{Vitesse du vent} \quad (2.12)$$

Où la vitesse vraie de l'avion (*True Air Speed, TAS*) est définie dans le sous-chapitre (2.1.1.3). Dans ce mémoire, on ne considère pas les effets du vent donc de la météo. Ainsi, la vitesse du vent sera nulle et l'équation (2.12) devient :

$$GS = TAS \quad (2.13)$$

Dépendamment si la vitesse est exprimée en vitesse IAS ou en vitesse Mach, sa valeur *TAS* change. Ainsi, nous avons :

$$\text{Temps de vol} = \text{Distance horizontale parcourue} / TAS \quad (2.14)$$

La distance horizontale parcourue est obtenue à partir des données de performances pour la phase de montée et la phase de descente. Dans le cas de la croisière, la distance horizontale parcourue est définie par l'utilisateur par des segments de 25nm entre deux points de repère.

Dans le cas de la recherche, le but étant de réduire au maximum la consommation de carburant aussi bien au niveau économique qu'environnemental, la valeur du CI sera égale à zéro. Ainsi la formule du coût global sera définie comme :

$$\text{Coût Global} = \Sigma \text{Carburant consommé} \quad (2.15)$$

Comme expliqué dans le sous-chapitre précédent, les données de performances nous permettent pour chacune des phases exceptée pour la phase de croisière, d'obtenir la valeur du carburant consommé. Pour la phase de croisière, la quantité du carburant consommé est définie par l'équation (2.11).

Le coût global sera donc en fait composé par la somme des valeurs des carburants consommés dans chaque phase puisque nous ne tenons pas compte de la météo et nous considérons le CI égal à zéro.

2.4 Méthode de calcul pour l'interpolation de données d'entrées

Le calcul du coût de vol total d'un avion est donc directement lié, d'après le sous-chapitre précédent, à la valeur du carburant total consommé pendant son vol. Les données de performances permettent, tel qu'expliqué dans le sous-chapitre 2.2, de fournir comme données de sorties la valeur du carburant consommé ainsi que la distance horizontale pour la phase de montée et de descente, et, le débit de carburant pour la phase de croisière. Pour le faire, des données d'entrées doivent être fournies comme l'altitude, la vitesse, le poids de l'avion et la température. Pour l'altitude, les données de performances fournissent le carburant consommé à chaque 1 000ft parcouru. Pour la vitesse, seules les vitesses fournies dans les données de performances sont considérées. Pour le poids et la température, une interpolation linéaire de Lagrange est requise. En effet, le poids et la température sont des valeurs qui changent constamment tout au long du vol. Le choix de ce type d'interpolation est dû au fait que certains algorithmes d'optimisations cités dans la revue de littérature utilisent cette méthode d'interpolation et donnent de très bons résultats finaux.

L'interpolation linéaire de Lagrange est définie comme suit :

$$p_1(x) = \frac{x - x_1}{x_0 - x_1} J_0 + \frac{x - x_0}{x_1 - x_0} J_1 \quad (2.16)$$

Où x est la valeur désirée, x_1 et x_0 sont les données d'entrées permettant d'encadrer la valeur désirée, f_0 et f_1 sont les données de sorties à savoir le carburant consommé et la distance horizontale pour la phase de « montée » et la phase de « descente », et le débit de carburant pour la phase de « croisière ».

Prenons comme exemple le fait que nous souhaitons calculer pour la phase de montée, le carburant consommé (FF) ainsi que la distance horizontale (D) pour le poids de l'avion égal à $W=125,000\text{kg}$ et la déviation de température égale à $ISA_{dev}=5.2^{\circ}\text{C}$. Les données de performances nous fournissent le carburant consommé et la distance horizontale pour le poids de l'avion égal à $W_1=120,000\text{kg}$ et $W_2=130,000\text{kg}$ et pour une déviation de température $ISA_{dev1}=5^{\circ}\text{C}$ et $ISA_{dev2}=10^{\circ}\text{C}$.

FF_1 et D_1 correspondent à la quantité de carburant consommé et à la distance horizontale pour le couple (W_1, ISA_{dev1}) , FF_2 et D_2 au couple (W_1, ISA_{dev2}) qui nous sont fournis grâce aux données de performances; FF_3 et D_3 au couple (W_1, ISA_{dev}) calculée grâce à l'interpolation entre FF_1/D_1 et FF_2/D_2 .

FF_4 et D_4 correspondent à la quantité de carburant et la distance horizontale du couple (W_2, ISA_{dev1}) , FF_5 et D_5 correspond au couple (W_2, ISA_{dev2}) fournis par les données de performances et FF_6 et D_6 sont la quantité de carburant et la distance horizontale correspondantes au couple (W_2, ISA_{dev}) .

L'interpolation va se faire premièrement pour la déviation de température. Nous recherchons ainsi la quantité de carburant consommé et la distance horizontale pour la déviation de température recherchée (5.2°C) pour deux poids de l'avion disponibles dans les données de performances ($120,000\text{kg}$ et $130,000\text{kg}$). Puis, une seconde interpolation est réalisée entre les résultats de l'interpolation précédente (FF_3/D_3 et FF_6/D_6). Ainsi la quantité de carburant et la distance horizontale sont déterminées pour le poids recherché ($125,000\text{kg}$ et la déviation de température égale à 5.2°C).

Le schéma représentant la méthode d'interpolation est montré ci-dessous [47] :

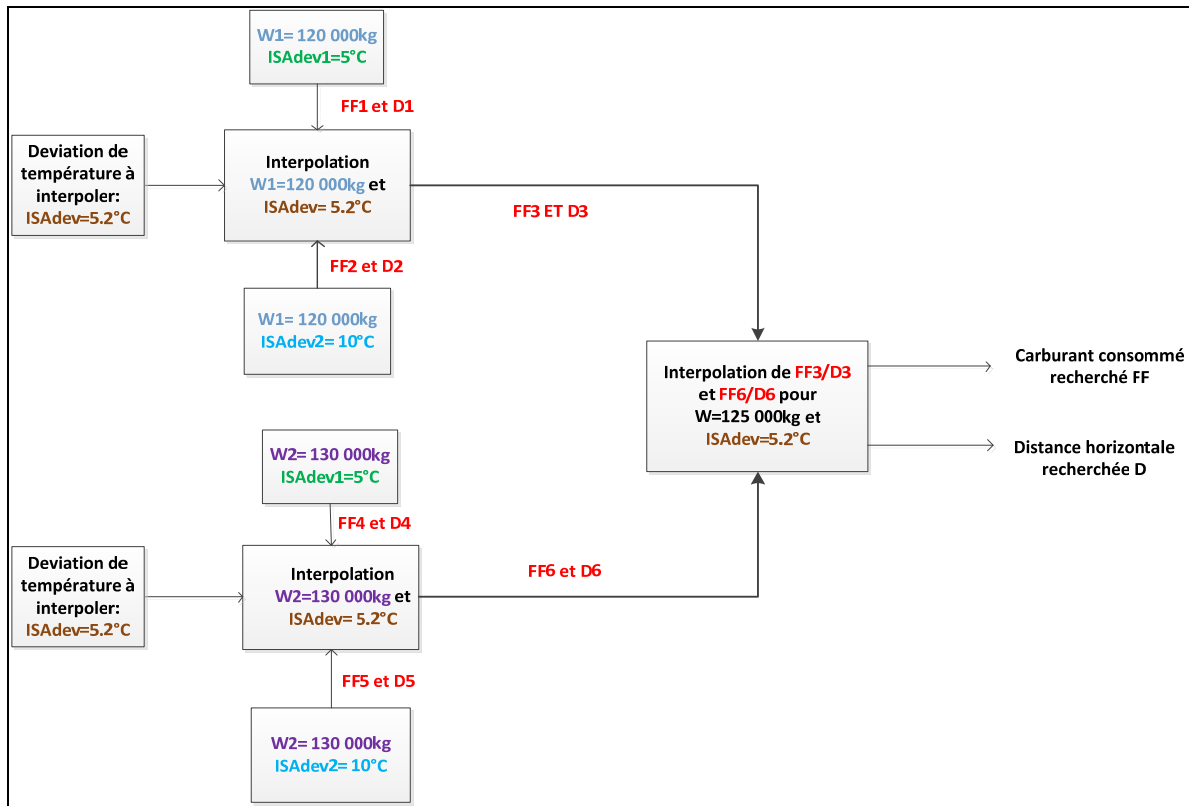


Figure 2.13: Méthode de calcul pour l'interpolation de Lagrange

Cette méthode est utilisée pour la phase de montée et la phase de descente de l'avion. Pour la phase de croisière, la méthode restera la même, mais les données de sorties ne seront pas la quantité de carburant consommé et la distance horizontale parcourue, mais le débit de carburant.

Pour la phase d'accélération et la phase de décélération de l'avion, le schéma d'interpolation est différent de la phase de montée, de la phase de croisière et de la phase de descente. En effet, les données d'entrées qui nécessitent une interpolation sont le poids et la vitesse que doit acquérir l'avion à la fin de la phase d'accélération/décélération pour entamer la montée en IAS ou la descente en IAS, ainsi que la variation de vitesses pour la phase d'accélération/décélération (cette notion a été expliquée dans le sous-chapitre 2.2).

Contrairement aux phases de montée, de descente et de croisière, les vitesses dans les phases d'accélération de décélération ne sont pas fournies dans les bases de données.

En effet, nous disposons seulement de 3 vitesses pour chaque phase (accélération et décélération) dans les bases de données ce qui donne peu de chances que la vitesse recherchée fasse partie de l'une de ces trois vitesses.

Les données de sorties pour ces phases sont la quantité de carburant consommé, la distance horizontale et l'altitude de début d'accélération/décélération.

Nous cherchons dans le cas de la phase d'accélération (la phase de décélération est présentée de la même manière), la quantité de carburant consommé, la distance horizontale et l'altitude de début d'accélération pour un poids $W=125,000$ kg, une vitesse requise de 265kts et une variation de vitesse de 35kts.

La première interpolation est réalisée pour la variation de vitesse, la seconde pour la vitesse requise et la troisième pour le poids de l'avion. Les trois interpolations sont de couleur violette pour simplifier la lecture du schéma présenté dans la figure 2.15, où FF représente le carburant consommé, D la distance horizontale et V la vitesse requise.

Les calculs seront effectués pour deux poids différents à savoir 120,000 kg et 130,000 kg encadrant le poids recherché (125,000 kg) et pour deux vitesses différentes à savoir 200kts et 300 kts dans le cas de cet exemple en encadrant 265kts.

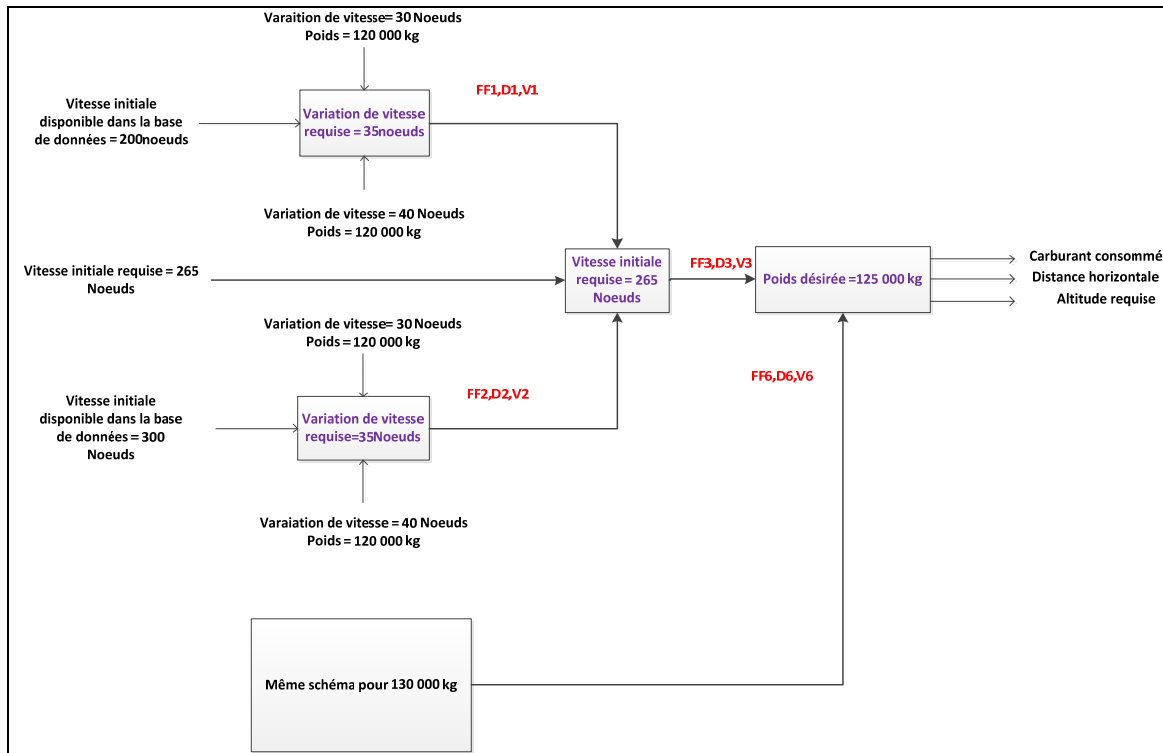


Figure 2.14: Schéma d'interpolation de la phase d'accélération [47]

L'interpolation de Lagrange nous permet dans le cas où nous ne disposons pas des valeurs désirées, de les calculer. Ainsi, on peut calculer la quantité de carburant et la distance horizontale dans le cas de la phase de montée et de descente, le débit carburant dans la phase de croisière et de la quantité de carburant, la distance horizontale ainsi que l'altitude requise dans les phases d'accélération et de décélération.

2.5 Marches de montée

Les « step climb » autrement dit des « marches de montée », sont des gains d'altitude lors de la phase de croisière afin de réduire la consommation de carburant. En effet, plus l'altitude augmente, plus l'air devient « mince » et moins dense ce qui entraîne une diminution de la consommation de carburant car non seulement la traînée de l'avion est moins forte en altitude mais aussi, tout au long du vol le poids de l'avion diminue et va donc nécessiter moins de consommation de carburant pour parcourir une distance.

L'avion devient donc plus rapide car moins lourd et peut ainsi avoir de sérieux gain de consommation de carburant. Les marches de montée peuvent donc être un des moyens de réduire la consommation d'un avion durant un vol.

Dans le cas de cette étude, à chaque heure, l'algorithme va évaluer si une marche de montée est bénéfique ou non dans la phase de croisière.

La figure 2.15 met en évidence une marche de montée.

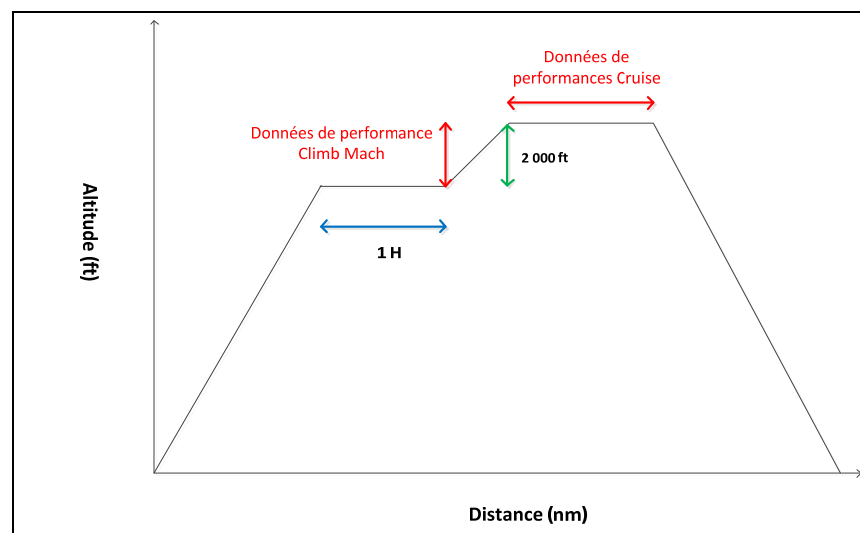


Figure 2.15: Marche de montée

Comme montré sur la figure 2.15, pour effectuer une marche de montée, l'avion devra automatiquement effectuer une montée de 2 000ft pour le calcul du coût (d'après la réglementation aérienne) et ce à chaque heure de vol lors de la phase de croisière. Pour la montée lors de la marche de montée, le calcul du coût se fera en utilisant les données de performances de la montée en Mach et la croisière avec les données de performance de la croisière. Si le coût avec une marche de montée est meilleur que sans, alors l'algorithme va retenir la trajectoire avec la marche de montée et va donc étudier si une deuxième marche de montée n'améliorerait pas encore plus la consommation de carburant sur le vol total. On aurait donc :

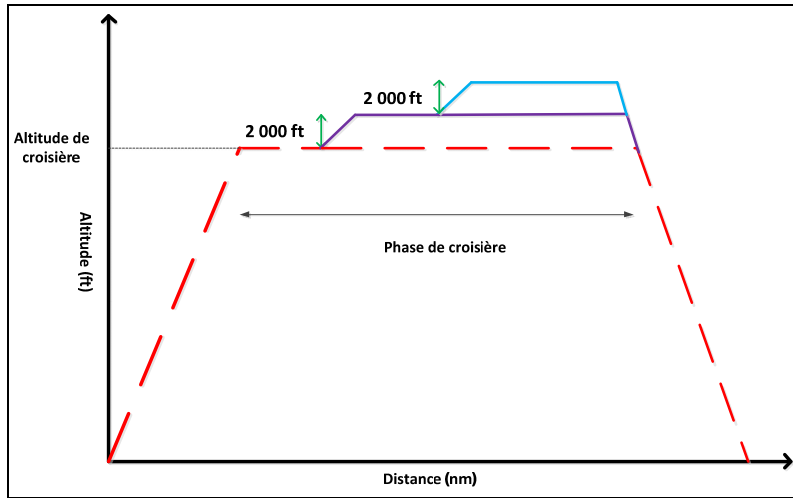


Figure 2.16: Calcul du coût sans marche de montée

Sur la figure 2.16, nous pouvons voir deux pas de montée. L’algorithme va donc calculer le coût total de vol pour la première trajectoire en rouge/pointillé (sans marche de montée), puis il refait un calcul de coût pour la trajectoire avec une première marche de montée (courbe violette/pointillé, figure 2.17) :

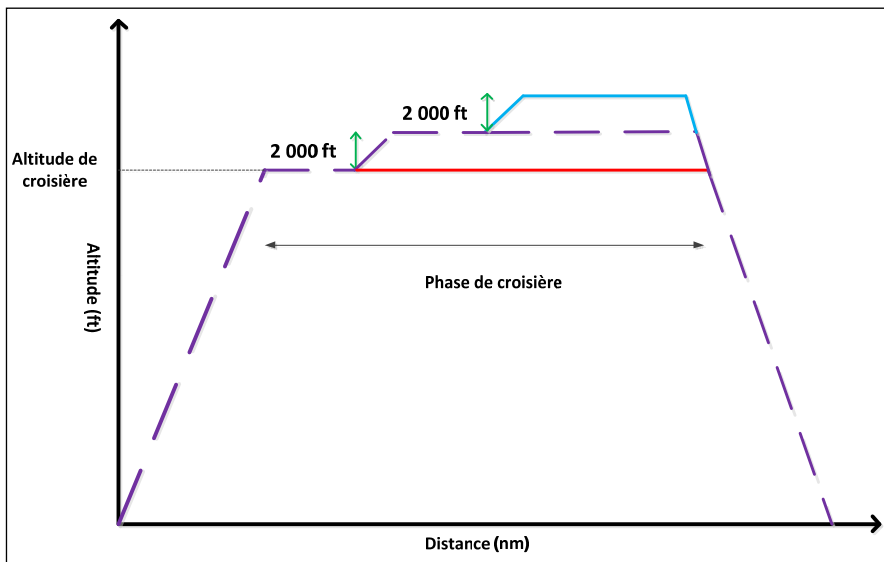


Figure2.17: Calcul du coût avec la première marche de montée

L'algorithme va donc évaluer si le coût total du vol est plus économique avec ou sans marche de montée de montée. Si le coût est moins cher avec une marche de montée, alors il va effectuer une deuxième marche de montée (figure 2.18) à 1h après la première marche de montée et faire une seconde évaluation du coût.

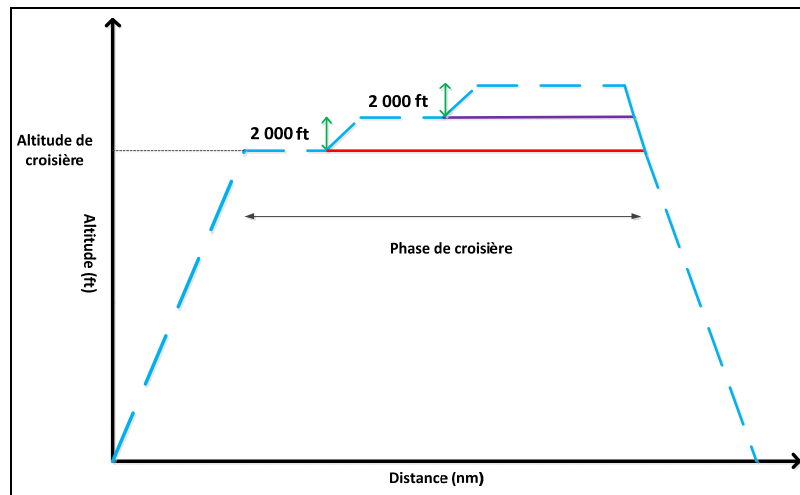


Figure 2.18: Troisième marches de montée

Dans le chapitre des résultats, nous pourrons évaluer l'importance de ces marches de montée et l'influence qu'elles peuvent avoir sur la réduction de carburant.

CHAPITRE 3

OPTIMISATION DES TRAJECTOIRES PAR LA METHODE DE LA RECHERCHE DE L'HARMONIE

3.1 Les algorithmes métaheuristiques

Depuis de nombreuses années, l'industrie aéronautique tente d'optimiser les trajectoires des avions afin de réduire les coûts liés à un vol mais aussi afin de réduire les émissions de CO₂. Pour cela, de nombreux algorithmes d'optimisation ont été développés pour répondre à ces besoins. La majeure partie de ces algorithmes se basent sur des méthodes mathématiques comme la programmation linéaire, la programmation non linéaire et la programmation dynamique afin de résoudre des problèmes d'optimisation. Même si ces méthodes sont prometteuses et permettent de fournir un « optimum global » ce qui veut dire la solution optimale, ces méthodes ont des limitations.

En effet, dans le cas de la résolution d'un problème d'optimisation, l'utilisation de la méthode mathématique par une programmation linéaire, reste très limitée car les types de problèmes auxquels nous sommes confrontés dans la vie sont généralement très complexes et sont des problèmes non-linéaires. Cependant, ce type de méthode mathématique peut permettre de se faire une idée quant à l'ordre d'une solution mais beaucoup d'hypothèses de simplifications sont émises ce qui éloigne grandement les résultats d'un programme linéaire à la réalité.

Les limitations de la programmation dynamique ont été expliquées dans le chapitre 1 où ce type de programmation nécessite une grande capacité de calcul et un calculateur suffisamment puissant, ce qui n'est pas le cas du système de gestion de vol du FMS.

Enfin, concernant la programmation non linéaire, dans le cas de notre étude nous disposons de boîte noire, ce qui signifie que nous n'avons pas à disposition les équations. Hors, si l'on veut utiliser une programmation non linéaire les fonctions doit être différentiables ce qui veut dire qu'on puisse calculer la dérivée. Pour le faire, la connaissance des équations est nécessaire ce qui écarte ce type de programmation dans notre étude. De plus si la fonction que l'on souhaite étudier possède de nombreuses discontinuités et contraintes, il devient très

difficile d'effectuer une recherche par le gradient. Un autre point qui limite ce type de programmation est qu'il faut être très prudent quant aux valeurs initiales des paramètres. En effet, ce programme va chercher une solution dans le voisinage d'un paramètre initial, donc s'il y a plus qu'un optimal local dans le problème, il est possible de ne jamais trouver l'optimal global dépendamment des valeurs données aux paramètres initiaux.

Les inconvénients de ces méthodes mathématiques ont ainsi poussé les chercheurs à explorer d'autres types d'algorithmes d'optimisation comme les algorithmes métaheuristiques que l'on utilise en autre, pour la mise en équation et la simulation de phénomène naturel.

Parmi les algorithmes métaheuristiques, nous pouvons énumérer les algorithmes utilisant le processus d'évolution biologique dont l'algorithme génétique proposé par Holland [48] et Goldberg [49] ainsi que les algorithmes se basant sur le comportement des insectes comme celles des abeilles [50, 51].

Les métaheuristiques sont généralement itératifs et progressent vers un optimum locale. Cependant la solution donnée n'est pas forcément l'optimal global.

Il existe un grand nombre d'algorithmes métaheuristiques différents, se basant sur la recherche locale.

Ces algorithmes ont l'avantage de converger vers des optimaux locaux puisqu'ils évaluent plusieurs solutions possibles dans un grand espace de recherche pour sélectionner une solution qui sera la « meilleure solution ». Un autre avantage est que ce type d'algorithme ne nécessite pas d'avoir des connaissances particulières sur le problème; en effet, l'algorithme ne nécessite pas de définir un grand nombre de paramètres pour lequel nous devons attribuer des valeurs initiales.

Dans le cas de l'algorithme qui sera présenté dans ce mémoire, pour chaque valeur de variable (vitesse et altitude) nous choisissons un intervalle qui correspond à une marge de valeurs.

Pour les paramètres, nous devons attribuer une seule valeur à seulement quatre d'entre eux.

Les algorithmes métaheuristiques sont divisés en deux grands groupes de méthodes de recherches : « La méthode de recherche locale » et la « méthode basée sur une population d'individus » [52].

La méthode par la recherche locale considère une solution par une solution [53]. Cette méthode est itérative ce qui veut dire que la recherche est effectuée pour trouver une solution, et ensuite, une fois le calcul terminé et si la solution n'est pas trouvée, le programme cherchera à trouver une autre solution. Ce type de recherche cherche souvent les solutions voisines pour créer une nouvelle solution; le problème est donc que l'espace de recherche entre ces solutions est souvent très proche. Même si cette méthode donne des solutions plus structurées et plus rapides que la méthode basée sur la population d'individus, le problème est que cette recherche des solutions a la tendance de se limiter dans le même espace de recherche assez étroit. Ce type de méthode se concentre plus sur l'exploitation de la solution que sur son exploration [52].

La seconde méthode basée sur la définition d'une population constituée de plusieurs individus considère plusieurs solutions en même temps. Cette recherche recombine les anciennes solutions trouvées au début de la recherche pour en obtenir des nouvelles solutions [52]. L'avantage de cette méthode est que l'espace de recherche est beaucoup plus grand que l'espace de recherche considéré dans la méthode précédente, ce qui lui donne un très grand avantage sur la qualité d'exploration mais par contre il lui donne une moins bonne qualité sur l'exploitation de la solution puisque les nouvelles solutions sont des recombinaisons des anciennes solutions.

3.2 La recherche de l'harmonie

Un nouveau type d'algorithme métaheuristique a été développé par Geem et al. [54], et faisant partie des algorithmes dit d'évolution, appelé « Harmony Search (HS) » où « la recherche de l'harmonie », a été développée. Cet algorithme se base sur le processus musical (la musique) pour chercher la meilleure harmonie, ce qui signifie la mélodie la plus joyeuse lorsqu'un musicien joue une partition. Si l'on associe la résolution de cet algorithme à un problème d'optimisation, on peut considérer que « l'harmonie » correspond au « vecteur

solution » et que l'improvisation du musicien correspond à la recherche locale et globale de l'algorithme.

Ce type d'algorithme a été utilisé dans plusieurs domaines et il a donné de très bons résultats [55-59]. L'avantage de cet algorithme est qu'il ne nécessite que très peu d'exigences au niveau mathématique et qu'il ne nécessite pas de fournir des valeurs initiales aux variables. Un autre avantage est que cet algorithme n'a pas besoin de calculer de gradient (de dérivée), ce qui simplifie grandement le processus de définition et de résolution du problème. La recherche de l'harmonie utilise une recherche aléatoire puisqu'un nombre aléatoire *rand* est défini, et, l'algorithme va être dirigé en fonction de deux principaux paramètres que nous détaillerons par la suite au 3.4.

Cet algorithme combine les avantages de la méthode de recherche basée sur une population et ceux de la méthode de recherche locale [60]. La recherche de l'harmonie recombine de façon itérative les caractéristiques de plusieurs solutions pour trouver une seule solution [52]. Il explore ainsi de façon itérative l'espace de recherche comme suit : Pour chaque solution, il calcule le coût de vol, et, fait des combinaisons de solutions, ce qui lui permet d'explorer plusieurs espaces de recherches de plusieurs régions afin de converger vers une seule région.

Lorsque des musiciens jouent une partition, ils cherchent évidemment à obtenir le meilleur son et la meilleure mélodie possible pour leur auditoire; cette mélodie est déterminée par la meilleure « norme esthétique ». Dans un problème d'optimisation, « l'harmonie parfaite » serait la solution optimale déterminée par une fonction objective (fonction servant de critère pour déterminer la meilleure solution dans un problème d'optimisation) qui est représenté, dans le cas de ce mémoire par le coût total du vol [60].

La qualité esthétique d'un instrument de musique est déterminée par sa « fréquence », son « timbre » et son « amplitude ». La fréquence reste l'élément essentiel pour obtenir un son parfait [61]. Ainsi, la fréquence de chaque instrument détermine la qualité du son.

Prenons l'exemple de trois musiciens qui jouent trois instruments de musiques différents. Dans le cas d'une improvisation, chaque joueur va effectuer un son ayant une certaine fréquence prise dans une marge ou dans la gamme de sons disponibles que l'on peut exécuter

avec l'instrument. L'intérêt est que les trois musiciens arrivent à se coordonner pour obtenir un « vecteur harmonie » ou un son qui couplera les fréquences des trois instruments, pour qu'une note plaisante soit obtenue. Si les trois fréquences réalisées par les instruments fournissent une belle note, alors cette note sera conservée dans leur mémoire.

Dans le cas d'un problème d'optimisation, chaque variable (qui représente la fréquence d'un son d'un des trois instruments de musique) prends une valeur dans un intervalle (range) pré définit au début de la définition de l'algorithme, et forme un vecteur solution lorsque les variables sont regroupées. Lorsque plusieurs vecteurs solutions sont formées de manière aléatoire, ces vecteurs vont être stockés dans une matrice nommée la mémoire de l'harmonie (Harmony Memory, HM) [60]. Lorsque plusieurs vecteurs solutions sont formées, on va les comparer afin de ne retenir que le meilleur qui représente l'optimal soit le meilleur son.

L'algorithme de la recherche de l'harmonie peut donc être expliqué de la façon suivante :

Lorsqu'un musicien joue de la musique, trois possibilités s'offre à lui :

- I. Jouer exactement la même mélodie que celle d'une chanson connue,
- II. Jouer une mélodie similaire à celle d'une chanson connue avec quelques modifications (ajustement de fréquence),
- III. Composer une nouvelle mélodie.

Si on traite ce problème musical par un problème d'optimisation nous pouvons traduire ces trois choix par :

- I. Utiliser une harmonie de mémoire que l'on nommera « HM » (Harmony Memory),
- II. Utiliser un ajustement de fréquence (« Pitch adjusting »),
- III. Utiliser une randomisation équivalente à une nouvelle mélodie (« Randomization »).

Deux paramètres sont définis : Le premier paramètre, afin d'utiliser correctement la mémoire de l'harmonie (HM), est définit comme $r_{accept} \in [0,1]$. Ce paramètre correspond au taux de considération ou l'acceptation de la mémoire de l'harmonie. L'intérêt de l'utilisation de ce paramètre sera expliqué dans le sous chapitre suivant.

Un second paramètre à prendre en compte est le paramètre $r_{pa} \in [0,1]$ qui est le taux d'ajustement de fréquence. Les valeurs de ces paramètres permettent à l'algorithme de prendre un chemin plutôt qu'un autre dans le but de trouver sa solution. Plus de détails seront donnés dans la sous-section 3.4.

3.3 L'algorithme de la recherche de l'harmonie

Le but de cet algorithme est de déterminer à quelle altitude et à quelle vitesse l'avion doit voler pour atteindre une certaine destination afin de réduire au maximum sa consommation de carburant et ainsi le coût total de vol. Les variables utilisées dans cet algorithme seront : La vitesse lors de la phase de montée exprimée en IAS (Indicated Air Speed) que l'on nommera IAS_{Climb} , l'altitude de croisière que l'on nommera $Altitude$, la vitesse de croisière exprimée en Mach que l'on nommera $Mach$ et enfin la vitesse de descente exprimée en IAS que l'on nommera $IAS_{Descent}$.

L'algorithme sera résolu en quatre grandes étapes consécutives que nous allons détailler ci-dessous.

3.3.1 Première étape

La première étape est d'initialiser le problème, ainsi on cherche à :

$$\begin{aligned} & \text{Minimiser } f(x) && (3.1) \\ & \text{Avec } x_i \in X_i, i = 1, 2, \dots, N \end{aligned}$$

Où $f(x)$ est la fonction objective, soit « la fonction coût » ; x_i représente une des quatre variables soit IAS_{Climb} soit $Altitude$, soit $Mach$, soit $IAS_{Descent}$. X_i représente l'intervalle des valeurs attribué pour chaque variable et N le nombre de variables [60], dans notre cas $N = 4$.

Une fois le problème initialisé, nous devons définir les paramètres de l'algorithme de l'HS (Harmony Search) nécessaires pour résoudre le problème d'optimisation, à savoir :

- r_{accept} que l'on prendra égal à 0.7 (la raison sera expliquée dans le sous-chapitre 3.4)
- r_{pa} que l'on prendra égale à 0.5 (la raison sera expliquée dans le sous-chapitre 3.4)
- Taille de la matrice HM : HS_size que l'on prendra égal à 600. (La raison de ce choix de valeur sera expliquée dans le dernier chapitre à l'aide de plusieurs courbes faites à partir de plusieurs tests).
- Le critère considéré pour la fin à savoir le nombre d'itérations de l'algorithme sera pris égal à 200. (La raison sera expliquée dans le dernier chapitre).

3.3.2 Seconde étape

Après avoir défini un nombre aléatoire $rand \in [0,1]$, la seconde étape est de créer la matrice Harmony Memory (HM) qui est constituée de plusieurs vecteurs solutions. L'Harmony Memory (HM) aurait donc 600 vecteurs solutions (HS_size); un vecteur solution était défini comme : $[IAS_{Climb}, Altitude, Mach, IAS_{Descent}]$. Pour créer cette matrice, les valeurs de chacune des variables sont choisies aléatoirement dans les bases de données dont nous avons à disposition.

Ainsi, HM est exprimé sous la forme suivante:

$$HM = \begin{bmatrix} \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ IAS_{Climb_{HS}} & Alt_{HS} & Mach_{HS} & IAS_{Descent_{HS}} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Cette matrice est un élément essentiel dans le bon déroulement de l'algorithme car elle va être un point de référence pour la suite.

Suite à la détermination de cette matrice HM, une nouvelle matrice est définie qui représente la matrice HM_{best} et qui donne le coût associé à chaque vecteur solution constituant la matrice HM. Ainsi, nous avons :

$$HM_{best} = \begin{bmatrix} : \\ Coût_{HS} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

3.3.3 Troisième étape

La troisième étape est de créer indépendamment de la matrice HM, un vecteur solution défini par $X' = [IAS'_{Climb}, Altitude', Mach', IAS'_{Descent}]$ et basé sur « l'harmony Search ».

Il y a trois façons possibles de créer ce vecteur défini dans la sous-section précédente :

1. Utilisation de l'Harmonie de Mémoire
2. Utilisation de la seconde méthode, à savoir l'ajustement de fréquence
3. Utilisation de la méthode aléatoire.

Le choix d'utiliser l'une de ces trois méthodes dépend en grande partie de la valeur de r_{accept} et de r_{pa} . Un schéma dans la sous-partie 3.4 expliquera en détails à quel moment dans l'algorithme ces paramètres interviennent ainsi que leur importance.

Pour chaque variable constituant ce vecteur solution, l'algorithme va évaluer laquelle des trois méthodes il va prendre pour lui assigner une valeur.

1. Soit la valeur de la variable est prise directement dans l'une des valeurs de la matrice HM aléatoirement (ce qui veut dire que si nous cherchons la valeur de l'altitude, si l'algorithme utilise cette première option, alors il prendra une des valeurs de l'altitude dans la matrice HM aléatoirement).
2. Soit la valeur de la variable est « ajustée », ce qui veut dire qu'elle prend la valeur prise dans la matrice HM aléatoirement et ajouté à un coefficient. Soit :

$$x_{new} = x_{old} + b_p(2rand - 1) \quad (3.4)$$

Où x_{new} est la nouvelle valeur de la variable, x_{old} est la valeur choisie dans la matrice HM, $rand$ est une valeur aléatoire comprise entre 0 et 1 et b_p est la bande passante de l'ajustement pour lequel on définit une valeur arbitraire.

Une grande valeur de $b_p(2rand - 1)$ favorisera une recherche plus élargie dans le sens où l'algorithme va aller chercher une valeur de x_{new} plus ou moins loin de la valeur de x_{old} .

Dans le cas d'une petite valeur de $b_p(2rand - 1)$, la valeur de x_{new} dans l'espace de recherche sera obtenue proche de la valeur de x_{old} .

b_p est définie comme suit :

(3.5)

Où $x_{max}(i)$ est la valeur maximale de la variable $x(i)$, $x_{min}(i)$ est la valeur minimale de la variable $x(i)$ et $p_{a_range}(i)$ est l'intervalle (le range) de l'ajustement associé à la variable $x(i)$.

Dans ce cas, le paramètre d'ajustement de fréquence r_{pa} aura un impact que l'on expliquera par la suite.

3. La troisième possibilité est d'utiliser la méthode aléatoire qui permet d'augmenter la diversité des solutions. Même si l'ajustement de fréquence permet également une certaine diversification des solutions, la recherche reste quand même considérée comme une recherche locale puisque que la valeur de x_{old} reste relativement proche de la valeur de x_{new} . L'avantage de cette troisième méthode est donc que l'espace de recherche va être plus grand que pour les autres méthodes [61].

La valeur de la variable $x(i)$ dans le cas de la troisième possibilité est donc calculée en utilisant l'équation (3.6):

$$x(i) = p_{lowerlimit} + p_{range} * rand \quad (3.6)$$

Où $x(i)$ est la variable, $p_{lowerlimit}$ est la valeur minimale de la marge de valeurs de la variable, $p_{range} = p_{upperlimit} - p_{lowerlimit}$ et $p_{upperlimit}$ est la valeur maximale de la marge des valeurs de la variable.

Suite à la détermination du vecteur solution X' , nous allons calculer le coût associé à ce vecteur. On définit ainsi $HM_{solbest}$ comme suit :

$$HM_{solbest} = \text{Coût}(X') \quad (3.7)$$

3.3.4 Quatrième étape

La quatrième étape est une étape de comparaison. En effet, on compare le coût associé au nouveau vecteur solution X' avec le coût le plus cher provenant d'un vecteur solution de la matrice HM. Si la valeur du coût du nouveau vecteur solution est meilleure (ce qui veut dire dans notre cas d'étude que le coût serait moins cher) que le coût le plus cher associé à un vecteur solution de la matrice HM, alors ce nouveau vecteur est remplacé dans la matrice HM et le vecteur solution de la matrice HM dont le coût est plus cher est éliminé. Cette méthode est répétée jusqu'à ce que le nombre d'itérations (200) qui est le critère de fin, soit atteint.

Dans la page suivante, un schéma de la recherche de l'harmonie a été réalisé avec l'aide de [60].

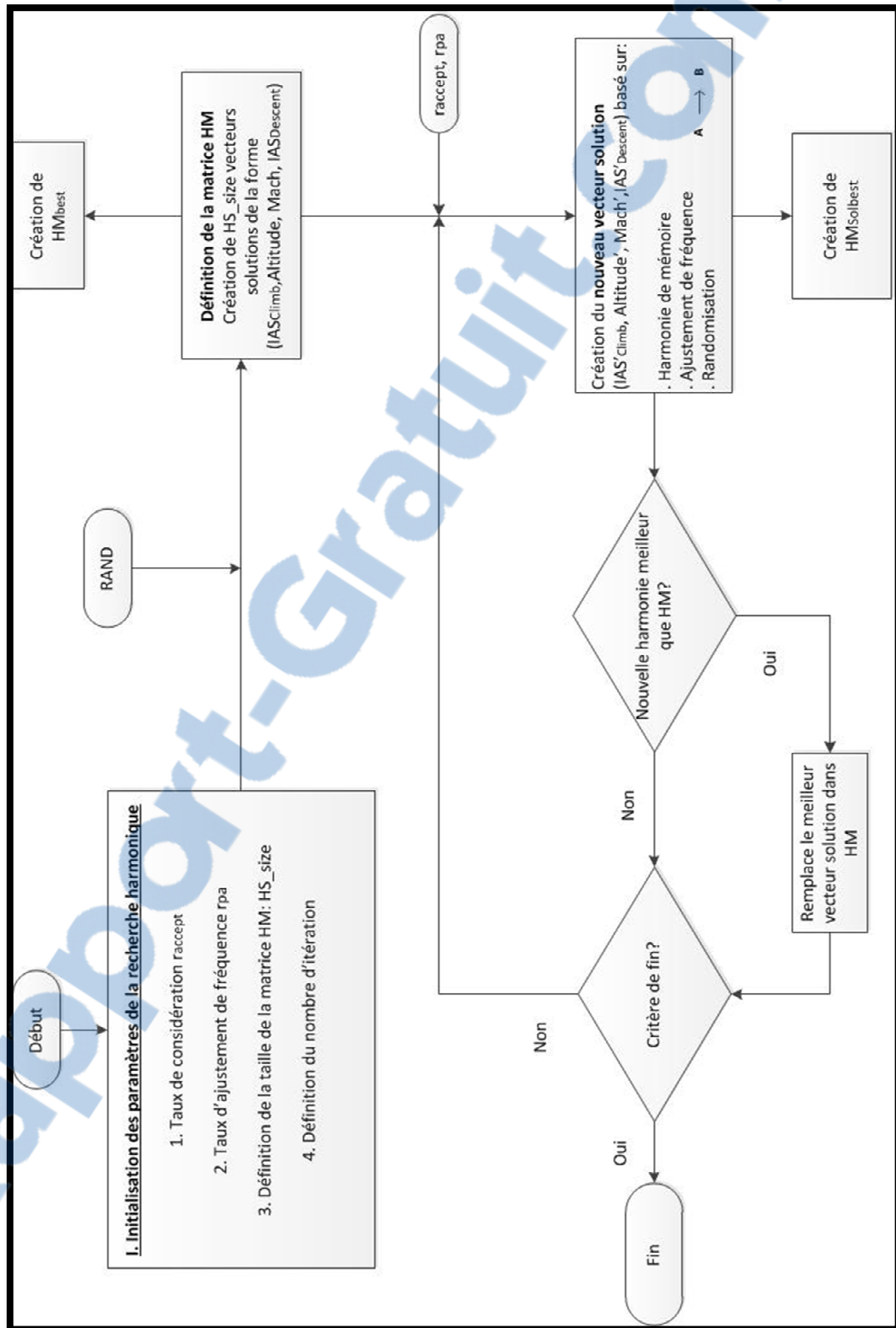


Figure 3.1: La recherche de l'harmonie

3.4 Les paramètres r_{accept} et r_{pa}

Comme nous l'avons dit précédemment dans la sous-section, les paramètres r_{accept} et r_{pa} ont un rôle déterminant dans le déroulement de l'algorithme. r_{accept} est associé à l'harmonie de mémoire, alors que r_{pa} est associé à l'ajustement de fréquence. Ces paramètres apparaissent lors de la création du nouveau vecteur solution défini par $[IAS''_{climb}, Altitude', Mach', IAS'_{Descent}]$.

Chaque variable (IAS'_{climb} , $Altitude'$, $Mach'$ et $IAS'_{Descent}$) devra être évaluée par l'algorithme pour choisir une des trois méthodes présentées auparavant dans le but de déterminer le vecteur solution qui réduira au maximum la consommation de carburant lors d'un vol. Chacun de ces paramètres r_{accept} et r_{pa} a une valeur comprise entre 0 et 1. Le choix des valeurs de ces paramètres est important.

Si la valeur de r_{accept} est trop proche de 0, l'algorithme va choisir la méthode aléatoire (voir figure 3.3), et choisira pour la détermination de la valeur de la première variable IAS'_{climb} , une valeur totalement aléatoirement et ne va utiliser que très rarement des valeurs prises dans la matrice HM. L'avantage de choisir la méthode aléatoire plutôt qu'une autre est qu'elle permet, comme nous l'avons expliqué auparavant de diversifier les solutions et ainsi d'étendre l'espace de recherche. L'inconvénient est que l'algorithme va converger plus lentement vers une solution car sa recherche est globale et non locale donc moins précise.

Si la valeur de r_{accept} est proche de 1, ceci veut dire que les valeurs des variables seront dans la plupart du temps choisies parmi les valeurs de la matrice HM (figure 3.4); ce choix n'a pas grand un intérêt puisque nous connaissons déjà grâce à HM_{best} , le coût associé aux vecteurs solutions de la matrice HM (HM_{best}). D'après [61], le coefficient r_{accept} aurait les valeurs suivantes :

$$r_{accept} \sim 0.7 - 0.95.$$

Dans le cas de ce mémoire, la valeur du r_{accept} a été choisie égale à 0.7; cette valeur a été choisie de façon à respecter la condition ci-dessus ($r_{accept} \sim 0.7-0.95$) et de façon à ne pas être trop proche de la valeur 1. De plus, plusieurs tests ont été effectués avec différentes valeurs

de r_{accept} afin de déterminer pour quelle valeur nous avons les meilleurs résultats. $r_{\text{accept}} = 0.7$ est un bon compromis pour remplir les trois conditions précédentes.

Concernant le paramètre r_{pa} , si sa valeur est trop petite, l'algorithme va converger trop lentement, autrement dit on limite la valeur de la bande passante. Ainsi, la différence entre le x_{new} et le x_{old} sera trop petite, et donc l'algorithme sera limité dans l'exploration de la solution puisqu'il cherchera dans la même zone que x_{old} dans le cas où l'algorithme choisit l'ajustement de fréquence. Si la valeur de r_{pa} est faible, l'algorithme prendra le choix non pas de l'ajustement de fréquence mais prendra une valeur de la matrice HM (figure 3.6).

Si la valeur de r_{pa} est trop élevée, ainsi il aura une large bande passante, l'algorithme effectuera toujours des ajustements de fréquences; le fait que la bande passante soit large, l'algorithme peut ainsi rater l'optimal local. Les solutions peuvent alors être trop éparpillées et l'optimal global ne sera pas obtenu; la solution ne va pas converger [62].

Dans son ouvrage [61], Yang définit r_{pa} comme étant :

$$r_{pa} = 0.1 \sim 0.5 \quad (3.8)$$

Dans ce mémoire, afin de donner une chance égale à l'algorithme de choisir une des méthodes expliquées auparavant, nous avons choisi $r_{pa} = 0.5$. De plus, comme pour le r_{accept} , différentes valeurs de r_{pa} ont été étudiées pour déterminer la valeur qui nous donnait les meilleurs résultats.

Ci-dessous, on peut voir un schéma expliquant le passage de A à B (voir figure 3.2) qui détaille comment l'algorithme attribue les valeurs des variables constituant le nouveau vecteur solution.

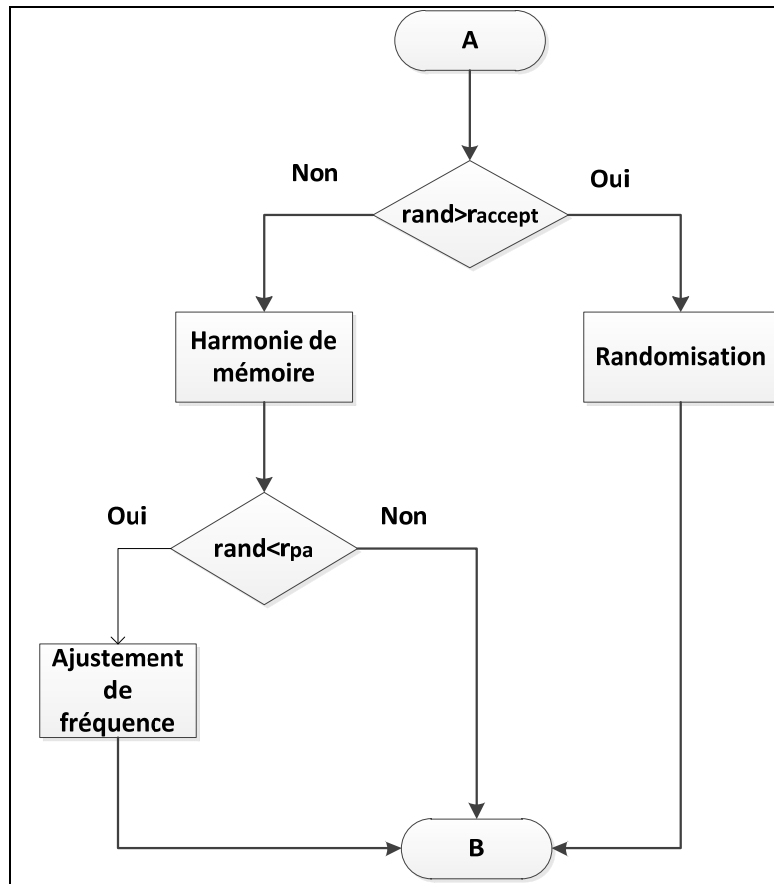


Figure 3.2: Détail du processus d'attribution des valeurs par la recherche de l'harmonie entre le point A et B

Considérons le vecteur solution de la matrice $HM = [IAS_{Climb}, Altitude, Mach, IAS_{Descent}]$ et $X' = [IAS'_{Climb}, Altitude', Mach', IAS'_{Descent}]$ le nouveau vecteur solution créée par la recherche de harmonie.

Pour déterminer la première valeur de X' , soit IAS'_{Climb} , l'algorithme va commencer avec une première condition :

- Si $rand > r_{accept}$, l'algorithme prendra le chemin indiqué ci-dessous:

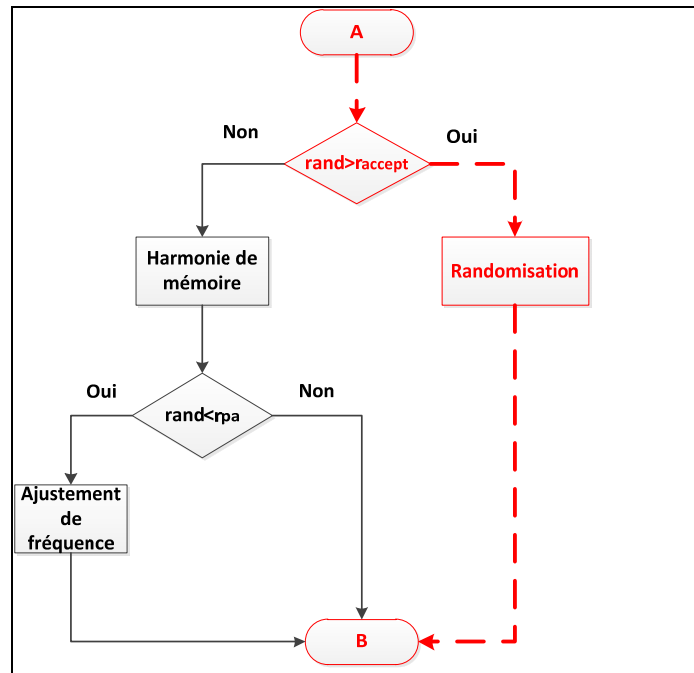
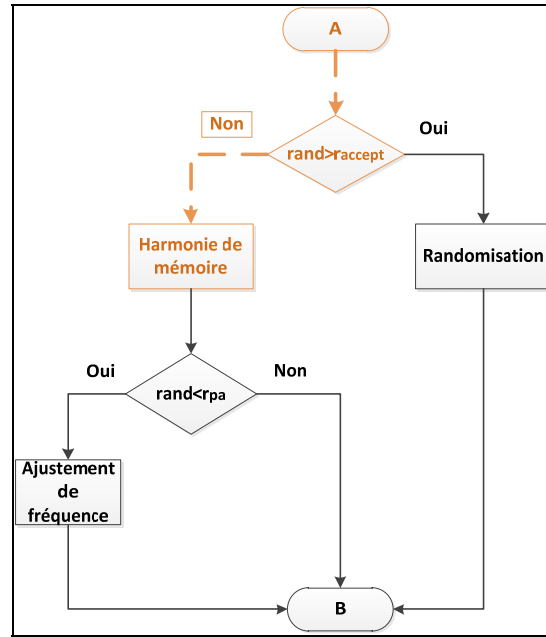


Figure 3.3: Méthode aléatoire

La valeur de la première variable IAS'_{Climb} , sera prise aléatoirement dans l'intervalle des valeurs pour la vitesse de montée exprimée en vitesse IAS que l'on définit au début de l'algorithme (les valeurs seront données dans le chapitre résultats).

- Si la condition $rand > r_{accept}$ est fausse, l'algorithme va suivre le chemin ci-dessous sur la figure 3.4.

Figure 3.4: Harmonie de mémoire (1^{er} stade)

On a donc à partir de [60] :

$$x'_i \leftarrow \begin{cases} x'_i \in \{x_i^1, x_i^2, \dots, x_i^n\} \text{ avec une probabilité } r_{accept} \\ x'_i \in X_i \text{ avec une probabilité } (1 - r_{accept}) \end{cases} \quad (3.9)$$

Où x'_i représente la variable associée au vecteur solution X' (dans cet exemple IAS'_{Climb}), X_i est l'intervalle associé à la variable et x_i^1 représentant IAS_{Climb} (première variable de la matrice HM).

Le paramètre r_{accept} représente donc une probabilité.

Si $r_{accept}=0.70$, l'algorithme a 70% de chance de choisir comme valeur de la première variable, une valeur dans la matrice HM; il y a 30 % de chance, de choisir cette valeur aléatoirement dans l'intervalle défini pour cette valeur.

Si la variable est obtenue par la méthode de l'harmonie de mémoire, autrement dit si l'algorithme choisit le chemin de la figure 3.4, cette variable sera automatiquement étudiée

par l'algorithme pour savoir si elle peut prendre le chemin de l'ajustement de fréquence [63] (figure 3.5).

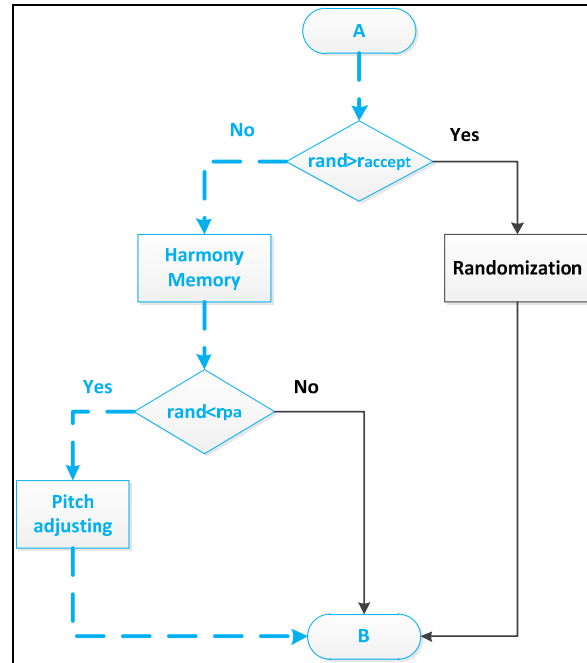


Figure 3.5: Ajustement de fréquence

On a ainsi, d'après [52] :

$$\text{Ajustement de fréquence } x'_i \leftarrow \begin{cases} \text{Oui} & \text{probabilité de } r_{pa} \\ \text{Non} & \text{probabilité de } (1 - r_{pa}) \end{cases} \quad (3.10)$$

Prenons comme exemple que $r_{pa} = 0.4$, ce qui signifie qu'à 40% la valeur de la première variable sera ajustée et à 60% l'algorithme choisira définitivement une valeur dans la matrice HM. Nous allons obtenir ainsi le chemin suivant :

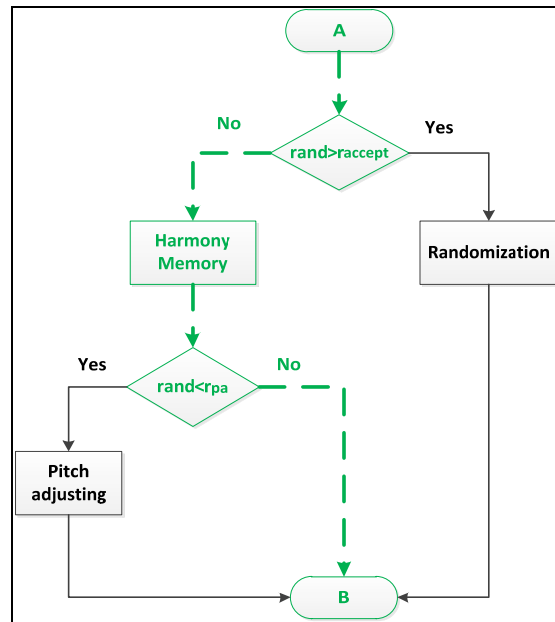


Figure 3.6: Harmonie de mémoire

Le schéma représenté sur la figure 3.7 résume le concept d’attribution d’une valeur pour le nouveau vecteur solution.

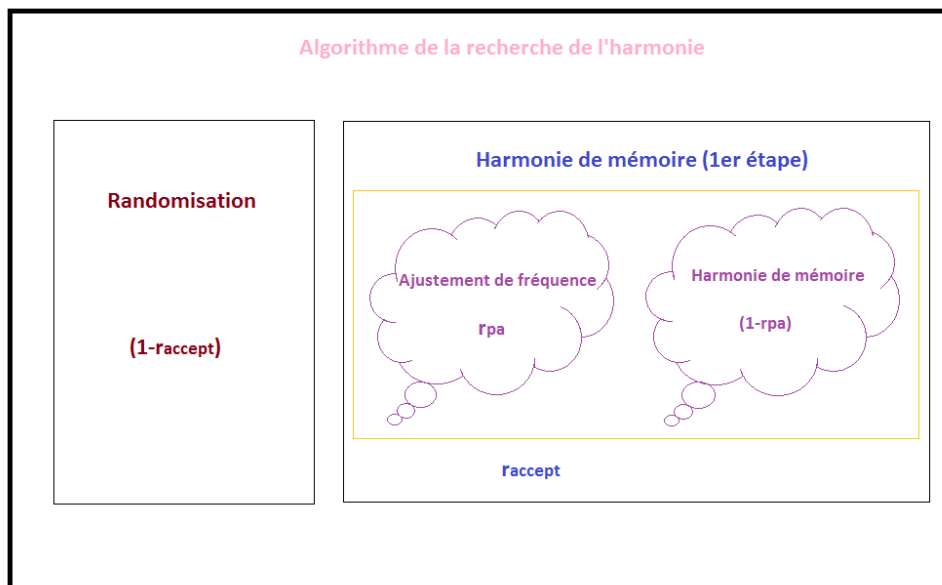


Figure 3.7: Processus de la méthode de recherche de l'harmonie de mémoire

L'algorithme de la recherche harmonique est donc un algorithme aléatoire puisque nous avons déterminé un nombre de randomisation « rand ». Cet algorithme, comme nous l'avons dit précédemment, utilise une combinaison de la méthode de recherche basée sur une population et la méthode de recherche locale. Cet algorithme présente une caractéristique intéressante qui le différencie des autres métaheuristiques : il explore itérativement l'espace de recherche en combinant différentes régions d'espace de recherche pour visiter une seule et unique région d'espace [52].

Le prochain chapitre mettra en lumière les résultats obtenus pour plusieurs destinations et plusieurs poids d'un avion en particulier en utilisant cet algorithme.

CHAPITRE 4

RESULTATS DE LA RECHERCHE DE L'HARMONIE

4.1 Détermination de la valeur de HS_size et du nombre d'itération

Lors de la définition de l'algorithme dans le chapitre 3, nous avons initialisé certains paramètres comme la taille de la matrice de l'harmonie de mémoire (HM), le nombre d'itérations ainsi que les valeurs de r_{accept} (taux de considération ou acceptation de la mémoire de l'harmonie) et de r_{pa} (taux d'ajustement). Les choix des valeurs de ces deux derniers paramètres ont été expliqués dans le chapitre précédent.

Afin de déterminer la valeur de la taille de la matrice HM et du nombre d'itérations, plusieurs tests ont été effectués pour des vols avec plusieurs destinations.

4.1.1 Valeur de la taille de la matrice HM (HS_size)

Pour déterminer la valeur de la taille de la matrice HM, nous avons choisi d'effectuer une série de tests pour trois destinations différentes :

- Une destination dite long courrier : Montréal-Honolulu.
- Une destination moyen-courrier : Montréal- Winnipeg.
- Une destination court courrier : Montréal-Toronto.

Ainsi, la taille de la matrice HM que l'on choisira sera adaptée aux trois types de destination. Nous avons calculé la valeur du coût total de vol à l'aide de la recherche de l'harmonie pour des valeurs de HS_{size} allant de 20 à 900. La raison de l'arrêt des calculs à $HS_{size} = 900$ est non seulement par choix mais également pour ne pas avoir un calcul trop long étant donné que plus on augmente la taille de la matrice HM, plus on augmente le nombre de combinaisons à effectuer et donc un calcul plus long. On cherche ainsi un bon compromis entre une bonne qualité de solution (le plus proche possible de la recherche exhaustive) et un calcul qui va nous donner une solution rapidement. Nous avons aussi calculé le coût de vol

total pour ces destinations avec la recherche exhaustive afin d'évaluer le coût de vol optimal global. L'intérêt est donc de savoir à partir de quelle valeur l'algorithme commence à converger vers une valeur de coût total proche de la valeur donnée par la recherche exhaustive. Car, rappelons-le, nous cherchons à ce que les résultats de notre algorithme soient le plus proches possibles des résultats fournis par la recherche exhaustive. On trouve ci-dessous les résultats pour la destination Montréal-Honolulu pour un avion d'un poids égale à 200 000 kg et pour les valeurs de $r_{accept} = 0.7$ et $r_{pa} = 0.5$. La raison de ces choix de valeurs a été expliquée dans un chapitre précédent. Le nombre d'itérations est de 200 (suite aux résultats qui seront présentés en 4.1.2) et la valeur du CI égale à 0.

Les valeurs des coûts pour la recherche de l'algorithme ont été déterminées en faisant rouler l'algorithme 10 fois pour chaque valeur de HS_{size} puis une moyenne a été faite. En d'autres termes, si nous prenons comme exemple une valeur de $HS_{size} = 300$, les tests ont permis de déterminer la valeur du coût total de vol égale à 63,588 Kg. Cette valeur a été déterminée en effectuant 10 fois le même test avec l'algorithme, puis une moyenne de ces 10 valeurs a été calculée.

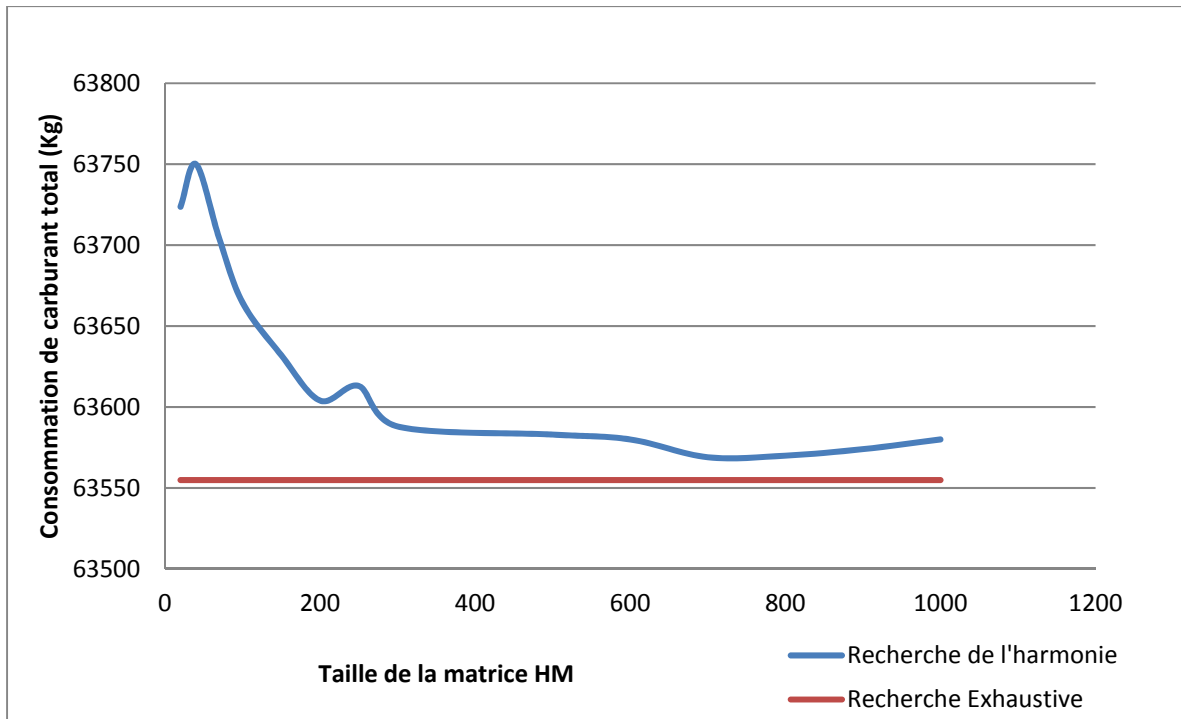


Figure 4.1 : Variation du coût total avec la taille de la matrice HM pour la destination Montréal- Honolulu

Sur la figure 4.1, nous pouvons voir qu'à partir d'une valeur de $HS_{size} = 400$, l'algorithme (courbe bleu) converge pour obtenir une valeur du coût de vol totale comprise entre [63,550 kg- 63,600 kg]. De plus, à partir de $HS_{size} = 400$, la valeur du coût total de vol donné par l'algorithme et la valeur du coût par la recherche exhaustive (courbe rouge) sont proches avec une différence de coût variant de 32,6 Kg pour une valeur de $HS_{size} = 400$ à 14 kg pour une valeur de $HS_{size} = 700$. Ces valeurs de différences de coût sont négligeables par rapport à la valeur du coût total d'une telle destination. Ainsi, dans le cas de cette destination, nous pouvons considérer qu'à partir de $HS_{size} = 400$, la recherche de l'harmonie commence à converger. Aussi, nous pouvons noter une irrégularité ou « bosse » à $HS_{size} = 250$, ceci pourrait s'expliquer par le fait que l'algorithme prend un nombre aléatoire *rand* en compte. Ainsi, pour un vecteur solution donné, la solution (coût de vol total) proposé par l'algorithme peut être très proche de la solution donnée par la recherche exhaustive et le calcul suivant (nouveau vecteur solution donc nouveau coût de vol) l'algorithme peut donner une valeur éloignée de la solution proposée par la recherche exhaustive. Cependant, l'algorithme va petit

à petit, à la suite des calculs restreindre son espace de recherche vers l'espace de recherche où se trouve la solution.

La seconde étape a été d'effectuer les mêmes tests pour une destination qualifiée de moyen-courrier. Le choix pour cette destination a été Montréal-Winnipeg pour un poids de l'avion égal à 160,000 kg. Ci-dessous, sur la figure 4.2, on trouve les résultats pour cette destination exprimés sous forme de variation du coût de vol total (ou consommation totale de carburant) avec la taille de la matrice HM, en utilisant les mêmes valeurs de r_{accept} et de r_{pa} (respectivement 0.7 et 0.5) que pour la destination Montréal-Honolulu et un nombre d'itération égale à 200 et un CI=0.

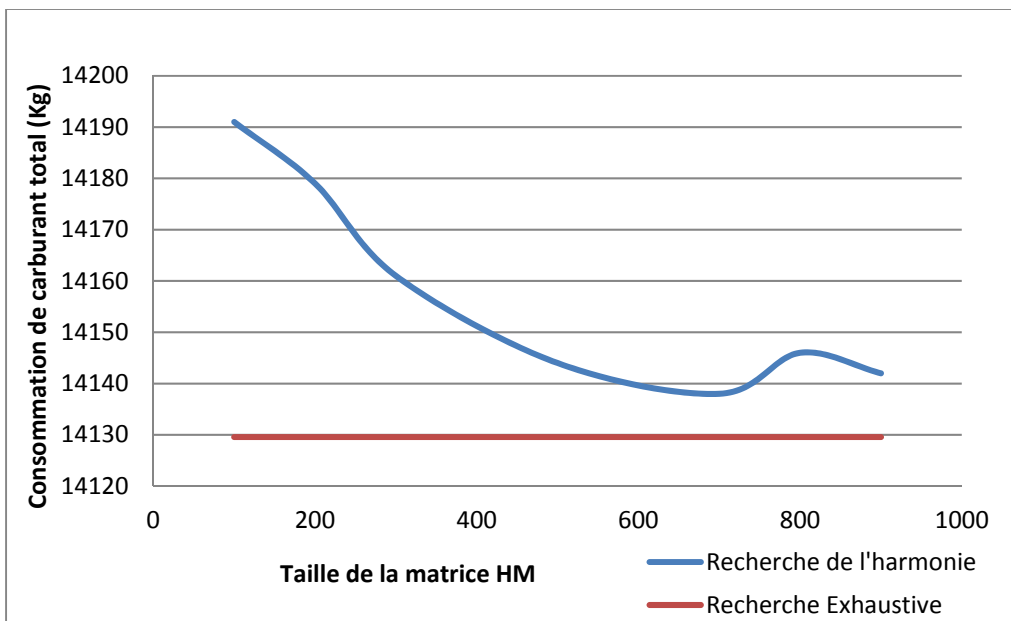


Figure 4.2 : Variation du coût total avec la taille de la matrice HM pour la destination Montréal-Winnipeg

Dans le cas de cette destination, la convergence de l'algorithme de la recherche de l'harmonie (courbe bleue) est moins claire que celle montrée dans la figure 4.1. Cependant, à partir d'une taille de la matrice HM égale à 600, l'algorithme donne des valeurs de coûts de vol totaux comprises entre 14,135 kg et 14,145 kg, soit une différence de 10 kg, ce qui représente une valeur négligeable. Ainsi, dans le cas d'une destination dite moyen-courrier,

nous pouvons considérer qu'à partir de $HS_{size} = 600$, l'algorithme converge. Encore une fois, nous voyons une « bosse » sur la courbe bleue à la fin des tests; ceci pourrait s'expliquer par le nombre aléatoire $rand$ intégré dans l'algorithme qui peut, dans certains cas, donner des valeurs de coût total éloignées de la valeur du coût total de la recherche exhaustive. On s'intéresse ainsi plus à la tendance ou l'aspect général de la courbe.

Enfin, le dernier test est réalisé pour une destination court-courrier : Montréal-Toronto pour un poids d'avion égal à 150,000 kg, $r_{accept} = 0.7$ et $r_{pa} = 0.5$ et un nombre d'itération égale à 200. Ci-dessous, on peut trouver les résultats obtenus sous la forme de variation du coût total avec la taille de la matrice HM pour la destination Montréal-Toronto.

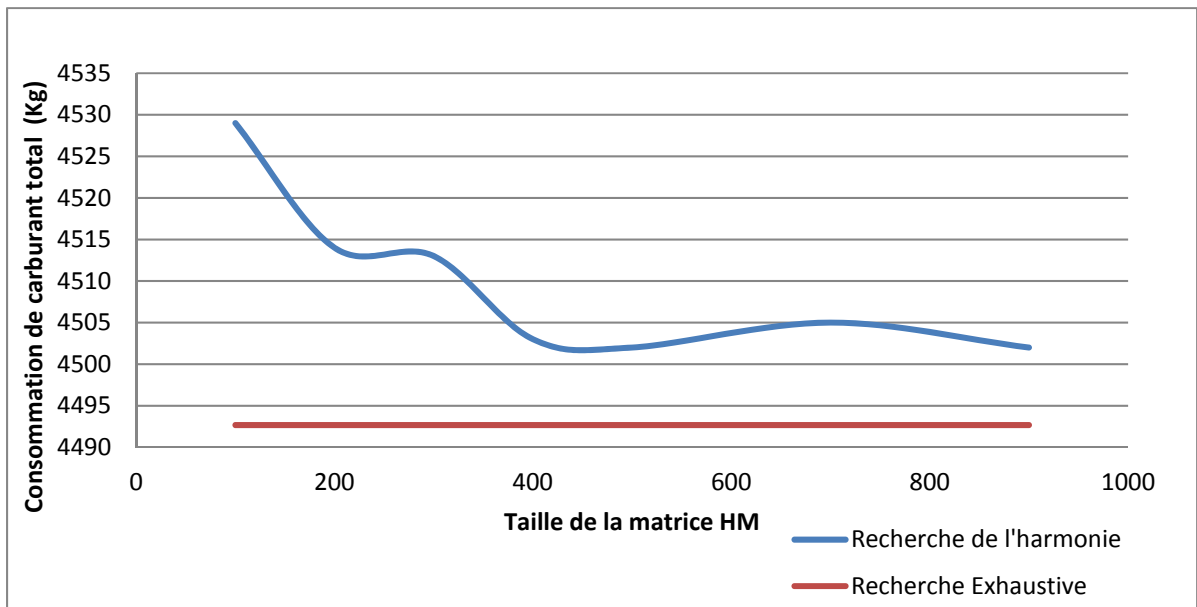


Figure 4.3 : Variation du coût total avec la taille de la matrice HM pour la destination Montréal-Toronto

Pour cette destination, d'après la figure 4.3, l'algorithme converge (courbe bleue), et on obtient une valeur de coût total de vol étant comprise entre 4,505 kg et 4,500 kg pour des valeurs de HS_{size} comprises entre 400 et 800. Ainsi, dans ce cas de destination, nous pouvons considérer qu'à partir d'une valeur de $HS_{size} = 400$, l'algorithme converge. On retrouve encore des irrégularités dans cette courbe; comme nous l'avons dit précédemment,

l'étude de la recherche de l'harmonie étant nouvelle dans le domaine aéronautique, nous avons dû faire des hypothèses/simplifications et nous avons considéré, dans ce cas de tests, plus la tendance de la courbe pour émettre une conclusion que sur le détail précis de la courbe de la variation de coût total de vol en fonction de la taille de la matrice HM. Des améliorations sur cette partie pourront être faites dans des études futures.

On peut ainsi conclure, suite aux résultats obtenus dans cette sous-section, que pour une destination longue, l'algorithme commence à converger pour une valeur de $HS_{size} = 400$; pour une destination moyen-courrier, l'algorithme converge à partir de $HS_{size} = 600$ et pour une destination court-courrier l'algorithme converge à partir de $HS_{size} = 400$. Ainsi, afin d'obtenir la convergence de l'algorithme pour les trois type de destinations, nous choisissons la valeur de $HS_{size} = 600$.

4.1.2 Valeur du nombre d'itérations

Après avoir défini la valeur de la taille de la matrice HM, un autre paramètre qui doit être initialisé est le nombre d'itérations qui est lié au critère de fin de l'algorithme de recherche de l'harmonie. Nous avons donc effectué les mêmes tests, c'est à dire nous avons testé les trajectoires correspondantes aux mêmes destinations (Montréal-Honolulu, Montréal-Winnipeg, Montréal-Toronto) en utilisant les même poids que ceux considérés pour les tests précédents et pour une valeur de $HS_{size} = 600$. Les tests ont été effectués pour des valeurs de nombre d'itérations variant de 50 à 2 000 par choix et par limitation du nombre de calculs.

Ci-dessous, on trouve les résultats obtenus pour chaque destination. Ces résultats seront exprimés sous la forme de la variation du coût de vol total (ou consommation total de carburant) avec le nombre d'itérations.

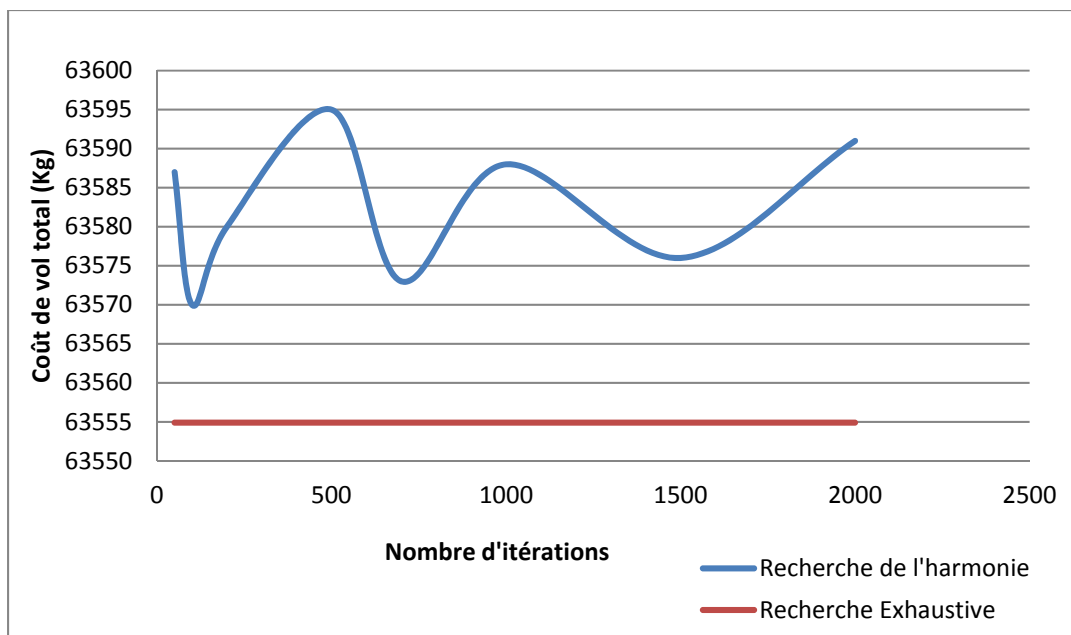


Figure 4.4 : Détermination du nombre d'itérations pour le vol à destination de Montréal- Honolulu (long-courrier)

Dans le cas du vol pour la destination de Montréal-Honolulu, nous remarquons qu'il est difficile de parler de la convergence du coût de vol total vers une valeur. En effet, nous pouvons remarquer de nombreuses discontinuités. Comme nous l'avons dit précédemment, le fait qu'un nombre aléatoire *rand* entre en jeu dans la définition de l'algorithme peut amener à ce type de courbe où l'algorithme cherche dans plusieurs directions.

Cependant, les valeurs du coût total de vol varient dans l'intervalle [63,570 kg- 63,595 kg], ce qui représente une différence de 25 kg qui est négligeable. De plus, la différence de coût total de vol entre 63,570 kg (qui est le minima sur la figure 4.4) et la recherche exhaustive (courbe rouge) est seulement de 15 kg et la différence de coût total de vol entre 63,595 kg (qui est le maxima de la figure 4.4) et la recherche exhaustive est de 40 kg. Ces dernières valeurs sont négligeables pour une telle destination.

Il est ainsi judicieux de trouver un bon compromis entre le nombre d'itérations que l'on souhaite le plus petit possible afin de prouver la rapidité et ainsi l'efficacité de l'algorithme, et une valeur raisonnable de ce nombre d'itération permettant à l'algorithme de faire tout de

même une recherche étendue. Avant de déterminer une valeur, on peut analyser les figures suivantes pour deux autres vols avec d'autres destinations.

Ci-dessous, on trouve les résultats pour le vol à destination de Montréal-Winnipeg. Ces résultats sont exprimés sous la forme de la variation du coût de vol total en fonction du nombre d'itérations.

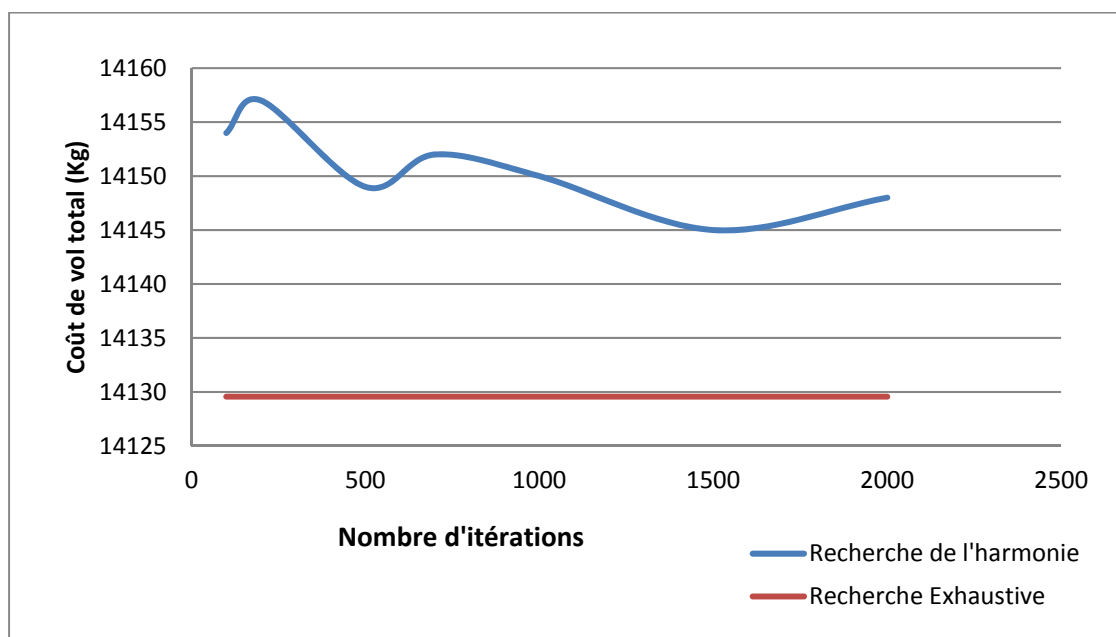


Figure 4.5 : Variation du coût de vol total en fonction du nombre d'itérations pour le vol à destination de Montréal-Winnipeg (moyen-courrier)

Dans le cas de la destination Montréal-Winnipeg la différence entre le coût de vol maximal (pour un nombre d'itérations égal à 200) et le coût de vol minimal (pour un nombre d'itérations égal à 1,500) est de 11.6 kg ce qui est encore une fois négligeable par rapport au coût total de vol de ce vol qui est d'environ 14,150 kg. La différence entre les valeurs de coût de vol obtenue par notre algorithme (courbe bleu) et la recherche exhaustive (courbe rouge) varie donc de 27 kg pour un nombre d'itérations de 200 à 15 kg pour un nombre d'itération égale à 1,500. Encore une fois, des irrégularités apparaissent. Il est important de noter qu'à chaque fois, les résultats de l'algorithme (en bleu) seront « au-dessus ou supérieurs » à la courbe en rouge qui représente les solutions de la recherche exhaustive. En effet, les résultats

de la consommation de carburant total de la recherche exhaustive nous fournissent l'optimal global, autrement dit la solution. Comme nous l'avons dit précédemment, l'étude de la recherche de l'harmonie dans le domaine aéronautique étant nouvelle, de nombreuses hypothèses et simplifications ont été faites. Il est donc très difficile de trouver l'optimal global avec l'algorithme mais nous pouvons essayer de nous en rapprocher le plus possible.

Enfin, la figure 4.6 représente le coût total de vol en fonction du nombre d'itérations pour le vol à destination de Montréal- Toronto.

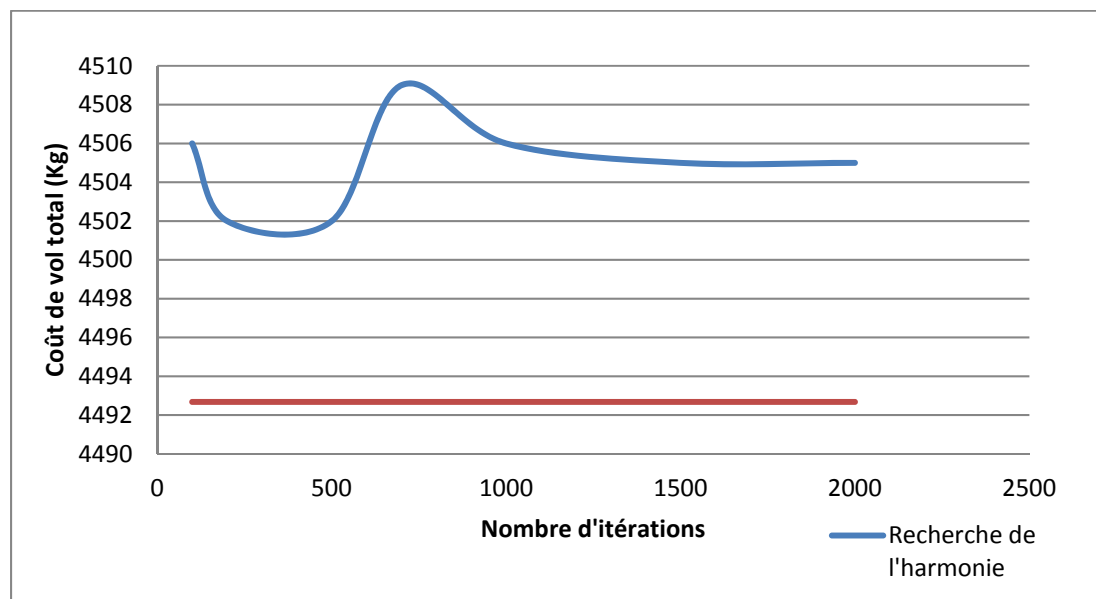


Figure 4.6 : Variation du coût de vol total en fonction du nombre d'itérations pour le vol à destination de Montréal-Toronto (court-courrier)

Pour le vol à cette destination atteinte par un court-courrier, la différence entre les coûts de vol maximal et minimal est de 7 kg. Le coût de vol minimal est obtenu pour 200 itérations et le coût de vol maximal est obtenu pour 700 itérations.

La différence entre le coût de vol minimal obtenu pour 200 itérations par l'algorithme de la recherche de l'harmonie et la recherche exhaustive est de 9 kg et la différence entre le coût de vol maximal obtenu pour 700 itérations par l'algorithme de la recherche de l'harmonie et la recherche exhaustive est de 16 kg.

Pour résumer, nous avons obtenu pour chacune des destinations, des petites différences (de l'ordre du dizaine de kilogrammes) entre le coût de vol maximal et le coût de vol minimal obtenues par l'algorithme de la recherche de l'harmonie ainsi que des différences entre le coût de vol obtenu par l'algorithme et le coût de vol obtenu par la recherche exhaustive du même ordre de grandeur (dizaine de kilogrammes). Comme nous l'avons dit précédemment, il faut trouver un bon compromis entre une petite valeur du nombre d'itérations impliquant ainsi que l'algorithme donne des résultats très semblables à la recherche exhaustive en peu de temps; toutefois, une valeur trop petite du nombre d'itérations limiterait la recherche de l'algorithme puisqu'il ne ferait qu'un petit nombre d'itération.

Ainsi, pour le vol destination long-courrier, nous avons obtenu un coût de vol minimal pour un nombre d'itérations égales à 100, pour le vol à destination moyen-courrier nous avons obtenu un coût minimal de vol pour un nombre d'itérations égale à 500 et pour le vol à destination court courrier, un nombre d'itérations égal à 200 a été obtenus pour un coût de vol minimal.

Nous choisirons ainsi une valeur égale à 200 afin de trouver un juste milieu entre les valeurs des coûts de vol minimaux de chaque destination et ainsi, approcher le nombre d'itérations du vol à destination court-courrier aux valeurs du nombre d'itérations des vols aux destinations long courrier et moyen-courrier tout en n'affectant pas la valeur de coût total de vol. En effet, comme nous l'avons expliqué précédemment, même si pour un moyen-courrier le coût de vol minimal se trouve pour 500 itérations, le fait que nous choisissons une valeur égale à 200 itérations n'influera pas de façon non négligeable la valeur du coût total de vol.

4.2 Résultats obtenus par l'algorithme de la recherche de l'harmonie

Afin de prouver l'efficacité de l'algorithme, une série de tests a été effectuée pour des vols de plusieurs destinations. La première étape lors de ce mémoire, a été de choisir un type d'algorithme d'optimisation. La raison du choix de l'algorithme de la recherche de l'harmonie a été expliqué dans le chapitre 3 section 3.2. Puis, après une recherche détaillée sur l'intérêt, le but et l'implémentation de l'algorithme, il a fallu réfléchir sur son implémentation et comment l'adapter d'un monde musical à un domaine aéronautique.

Suite à l'adaptation du problème, l'étape suivante a été de développer l'algorithme dans la phase de croisière, puis, les phases de montée et de descente ont été ajoutées à la phase de croisière, afin d'avoir un vol dit « complet ». Des « marches de montée » ont été ajoutées au vol « complet » afin de mettre en évidence leurs intérêts. Les résultats fournis par l'algorithme ont été comparés dans un premier temps aux résultats obtenus par la recherche exhaustive, le but de cette comparaison a été de montrer que les résultats de l'algorithme soient proches de ceux obtenus par la recherche exhaustive qui fournit l'optimal global.

Puis, pour le vol complet avec les marches de montées, les résultats de cet algorithme ont été comparés aux résultats obtenus par la recherche exhaustive ainsi qu'aux valeurs données par l'algorithme du FMS.

Le but de ces comparaisons ont été de montrer, par rapport à la recherche exhaustive, que notre algorithme est proche de l'optimal global, et, par rapport au FMS, que notre algorithme permet de réduire encore plus la consommation de carburant par rapport à ce qui existe et donc d'améliorer l'optimisation d'une trajectoire.

Les résultats de la recherche de l'harmonie ont également été comparés aux résultats obtenus par d'autres algorithmes développés par l'équipe du laboratoire LARCASE à savoir l'algorithme d'optimisation verticale d'un vol en utilisant un profil optimal de croisière développé par Alejandro Murrieta [6] et l'algorithme d'optimisation verticale d'un vol par l'utilisation d'un système de gestion de vol développé par Jocelyn Gagné [64] afin de comparer leurs efficacités.

4.2.1 Phase de croisière

La phase de croisière est, dans le cas d'un vol long et moyen-courrier, la phase la plus longue et surtout la plus coûteuse. Comme dit précédemment, une fois l'algorithme traduit et adapté à un problème d'optimisation des trajectoires des avions, la première étape a été de choisir une phase de vol (dans ce cas, la phase de vol de la croisière, a été choisie).

Cette phase de croisière est détaillée dans la figure 4.7 suivante :

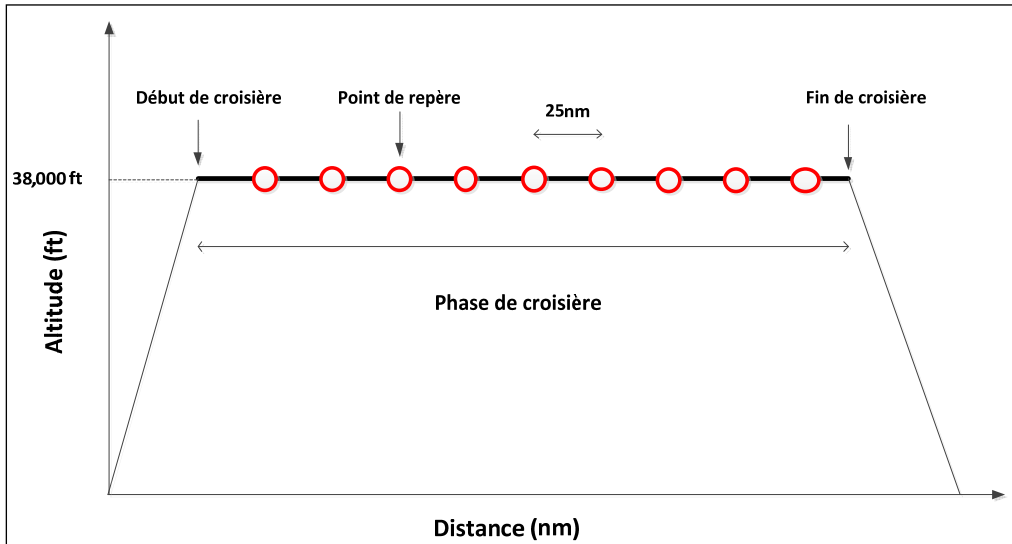


Figure 4.7 : Détails de la phase de croisière

La phase de croisière est séparée en plusieurs points de repère séparés entre eux de 25nm chacun. L'algorithme effectuera le calcul du coût de vol à chaque point de repère, soit à chaque 25nm.

Pour la phase de croisière, les tests ont été effectués sur le Lockheed L-1011 qui est un triréacteur à usage civil et militaire et construit dans les années 1970-1980. Nous n'avons pas considéré de météo.

Nous avons, dans le cas de la phase de croisière, choisi six destinations : deux vols dites long-courriers (Edmonton-Houston et Phoenix-Baltimore), deux vols moyen-courriers (Montréal-Winnipeg et Edmonton-Winnipeg) et deux vols court-courriers (Montréal-Toronto et Paris-Marseille).

Les résultats obtenus par notre algorithme ont été comparés aux résultats obtenus par la recherche exhaustive qui donne l'optimal global en effectuant toutes les combinaisons vitesse/altitude possibles. Ainsi, plus l'algorithme donne des résultats proches des résultats obtenus par la recherche exhaustive, meilleur sera l'algorithme puisqu'il donnera des résultats proches de l'optimal global.

Les paramètres nécessitant un choix de valeurs sont les suivants :

- ✚ Le « Cost index » est pris égal à 0 afin de se concentrer seulement sur la consommation de carburant, ainsi la valeur du coût total de vol d'un avion est égale à la valeur de carburant consommé (cette notion a été expliquée dans le chapitre 2).
- ✚ Le poids de l'avion est attribué dépendamment de la destination.
- ✚ L'intervalle (range) pour l'altitude est de [28,000ft – 40,000ft] avec un pas de 2,000ft d'après les données de performances dont nous avons à disposition et un intervalle de vitesses Mach égal à [0.78-0.84] avec un pas de 0.005.
- ✚ Une valeur de r_{accept} (taux de considération) et r_{pa} (taux d'ajustement de fréquence) égale à 0.7 et 0.5 (la motivation du choix de ces valeurs a été expliquée dans le chapitre 3 section 3.4).

Concernant le nombre d'itérations et la taille de la matrice un petit changement de valeurs a été effectué. En effet, lors du sous-chapitre précédent, nous avons démontré les raisons de notre choix de valeurs pour ces deux paramètres, à savoir le nombre d'itérations égal à 200 et la taille de la matrice HM égale à 600. Or, lorsque nous effectuons les tests pour la phase de croisière avec ces valeurs, l'algorithme trouve le coût de vol optimal soit exactement la même valeur que la recherche exhaustive, ce qui nous donne la confirmation que l'algorithme peut trouver l'optimal global. Cependant, la recherche exhaustive trouve la solution en 91 combinaisons (7 altitudes différentes et 13 vitesses différentes) alors que l'algorithme a besoin de 800 combinaisons (600 + 200). Le but étant que l'algorithme trouve les mêmes valeurs que la recherche exhaustive mais avec un nombre de combinaisons beaucoup plus petites. On pourrait à ce moment-là, trouver un réel intérêt à développer la recherche de l'harmonie dans le futur.

C'est pourquoi, nous avons choisi comme valeurs pour la phase de croisière :

- ✚ Nombre d'itérations = 20.
- ✚ Taille de la matrice HM = 20.

L'algorithme donne ainsi les résultats qui sont présentés ci-dessous en 40 combinaisons, ainsi l'algorithme est plus rapide en termes de nombres de combinaisons que la recherche

exhaustive. Cependant, il faut que la différence entre les résultats obtenus par l'algorithme et la recherche exhaustive soit la plus petite possible afin de prouver que l'algorithme est non seulement plus rapide, mais il donne aussi des résultats très proches de la recherche exhaustive et donc proches de l'optimal global.

Le tableau 4.1 montre les détails (poids de l'avion et la distance) pour chacune des 6 destinations choisies.

Tableau 4.1: Poids de l'avion et distances pour les vols entre des destinations différentes dans la phase de croisière

Destinations	Poids de l'avion (Kg)	Distance (nm)
Edmonton- Houston	192700	1611
Phoenix-Baltimore	175000	1742
Montréal-Winnipeg	160000	984
Edmonton-Winnipeg	179000	640
Montréal-Toronto	150000	274
Paris-Marseille	160000	357

Le choix des destinations a été fait afin de diversifier les distances de vol et ainsi d'étudier les résultats de l'algorithme proposé pour toutes types de destinations (long, moyen et court courriers). Les résultats pour toutes les destinations sont montrés dans le tableau 4.2. La valeur des résultats obtenus correspond à la consommation de carburant.

Tableau 4.2: Résultats de l'algorithme de la recherche de l'harmonie et la recherche exhaustive pour la phase de croisière

Destination	Consommation de carburant (Kg)		Différence (Kg)	Différence (%)
	Algorithme	Recherche Exhaustive		
Edmonton- Houston	21,216	21,126	-90	-0.43
Phoenix- Baltimore	22,784	22,754	-30	-0.13
Montréal-Winnipeg	13,154	13,107	-47	-0.36
Edmonton- Winnipeg	8,746	8,698	-48	-0.55
Montréal-Toronto	3,708	3,682	-26	-0.71
Paris-Marseille	4,844	4,815	-29	-0.60
		Moyenne	-45	-0.46
		Ecart Type		0.19

Afin d'obtenir une meilleure visualisation des écarts entre l'algorithme et la recherche exhaustive, les figures suivantes présentent les résultats montrés dans le tableau 4.2 en séparant les destinations longs courriers des moyen-courriers et des court courriers. Les pourcentages sur les figures représentent le pourcentage de différence entre la recherche de l'harmonie et la recherche exhaustive.

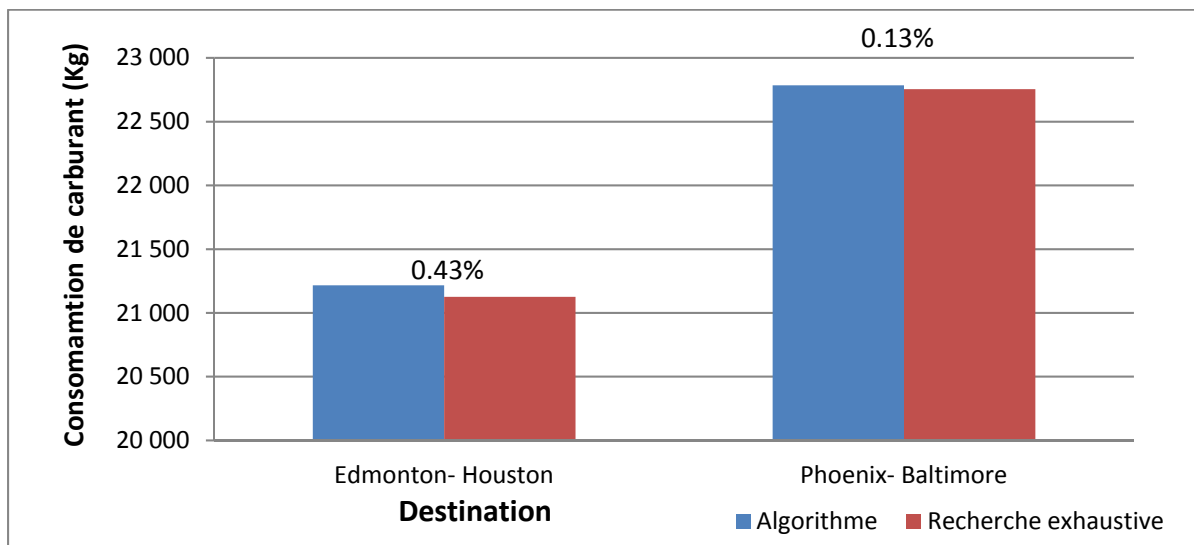


Figure 4.8 : Variation de la consommation de carburant pour un vol long-courrier entre l'algorithme et la recherche exhaustive

Pour le vol de ces deux destinations, nous remarquons que la différence en pourcentage est en dessous des 0.45% avec 0.43% de différence pour le vol à destination d'Edmonton-Houston, ce qui équivaut à une différence de 90 kg et de 0.13% de différence pour Phoenix-Baltimore, ce qui correspond à 30 kg. Ces valeurs sont négligeables comparées au 21 216 kg et 22 784 kg consommés lors des vols à ces destinations. Ainsi, dans le cas des vols à destinations long-courriers, l'algorithme nous donne des valeurs très proches de l'optimal global.

Le même type de figure est montré pour des vols moyen-courriers : Montréal-Winnipeg et Edmonton-Winnipeg.

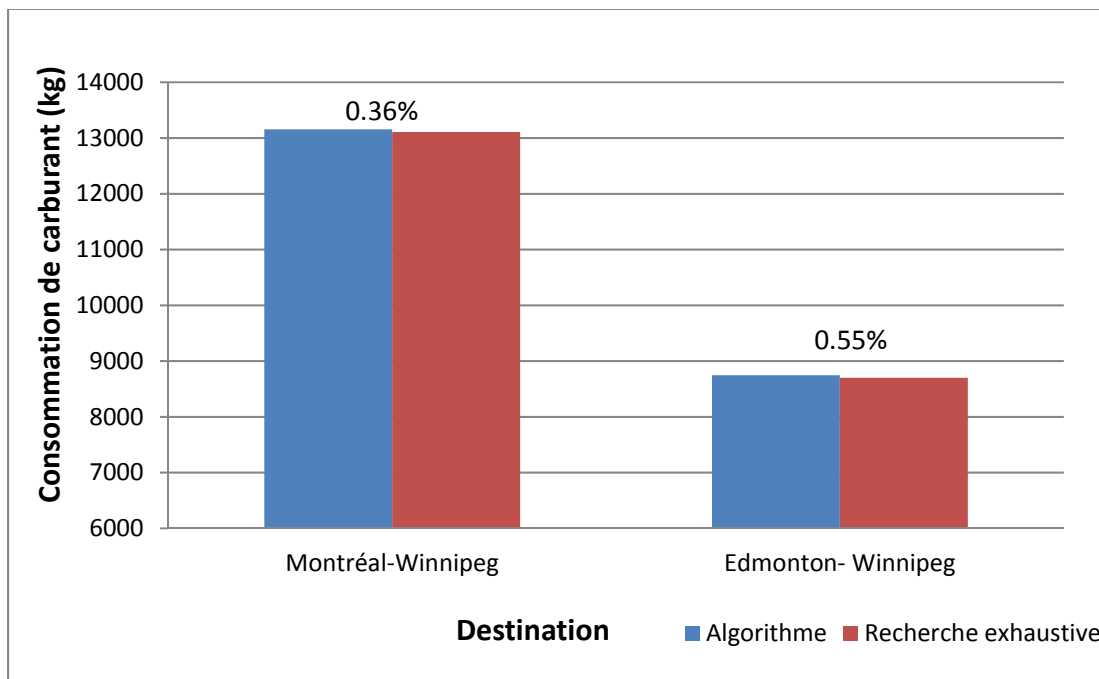


Figure 4.9: Variation de la consommation de carburant pour un vol moyen-courrier entre l'algorithme et la recherche exhaustive

Encore une fois, nous avons obtenu un pourcentage d'erreur, pour les deux destinations, inférieur à 0.6 %, avec 0.36% d'erreur pour le vol à destination de Montréal-Winnipeg ce qui correspond à 47 kg de différence et 0.55 % soit 48 kg de différence pour le vol à destination d'Edmonton-Winnipeg. L'algorithme donne donc d'excellents résultats, proches de la solution optimale en termes de consommation de carburant et il est plus

rapide que la recherche exhaustive. Il est important de noter que la notion de rapidité dans ce mémoire ne fait pas référence au temps en seconde à proprement parler. On considère que le nombre de combinaisons correspond à la rapidité. Plus l'algorithme a besoin de faire de combinaisons pour donner un résultat, plus on considèrera qu'il est long.

Les résultats pour les vols court-courrier sont montrés dans la figure 4.10 ci-dessous:

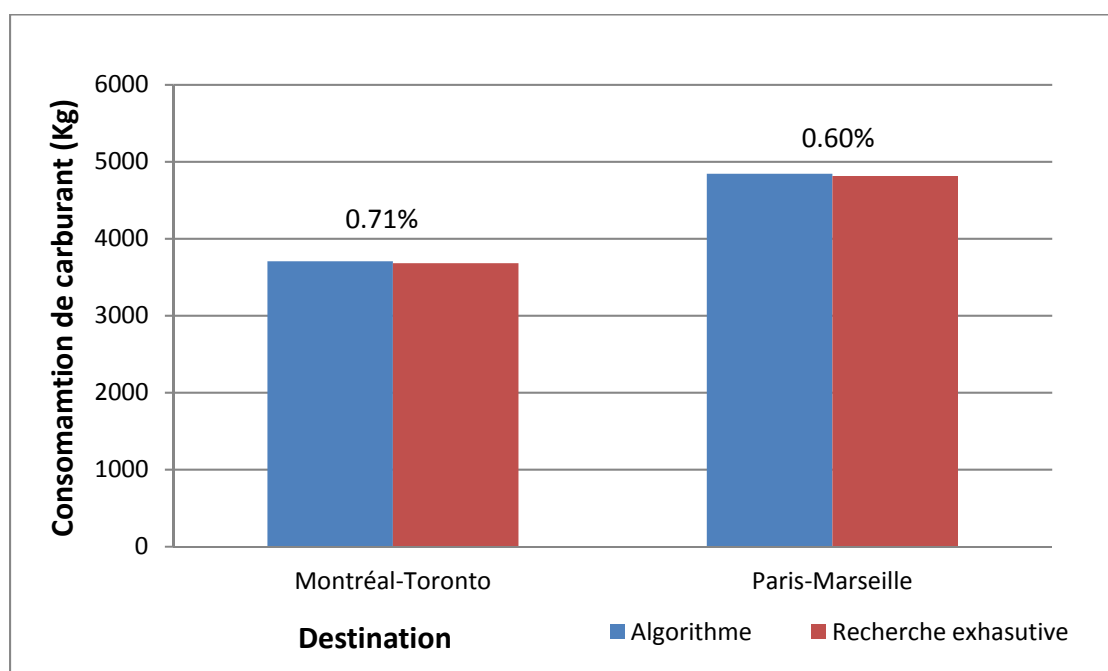


Figure 4.10: Variation de la consommation de carburant pour un vol court-courrier entre l'algorithme et la recherche exhaustive

L'algorithme donne d'excellents résultats pour les destinations court courriers en phase de croisière la phase de croisière avec 0.71%, d'erreur soit 26 Kg de différence en carburant entre l'algorithme et la recherche exhaustive pour le vol à destination de Montréal-Toronto et 0.60% d'erreur soit 29 Kg pour le vol à destination de Paris-Marseille.

En conclusion, pour la phase de croisière, l'algorithme nous donne d'excellents résultats avec moins de 0.6 % d'erreur avec la recherche exhaustive et il est aussi plus rapide en termes de nombres de combinaisons à effectuer pour fournir un résultat. D'autant plus que la valeur du

nombre d'itération (20 au lieu de 200) et de la taille de la matrice HM (20 au lieu de 600) ont été largement réduites par rapport à leurs valeurs optimales. L'avantage de prendre ces valeurs est par rapport aux nombres d'itérations que l'algorithme va faire (40) pour trouver la solution contre 91 combinaisons pour la recherche exhaustive. Cependant, il est vrai que l'on limite beaucoup la taille de la matrice HM et le nombre d'itérations qui peut empêcher l'algorithme de trouver la solution optimale en réduisant l'espace de recherche.

Cependant, ces résultats nous donnent bon espoir pour la suite de l'étude, à savoir l'ajout de la phase de montée et la phase de descente, ainsi que l'analyse des résultats obtenues pendant ces phases.

4.2.2 Phase de montée et de croisière

La seconde étape a été d'inclure la phase de montée à la phase de croisière; nous avons obtenu le schéma suivant :

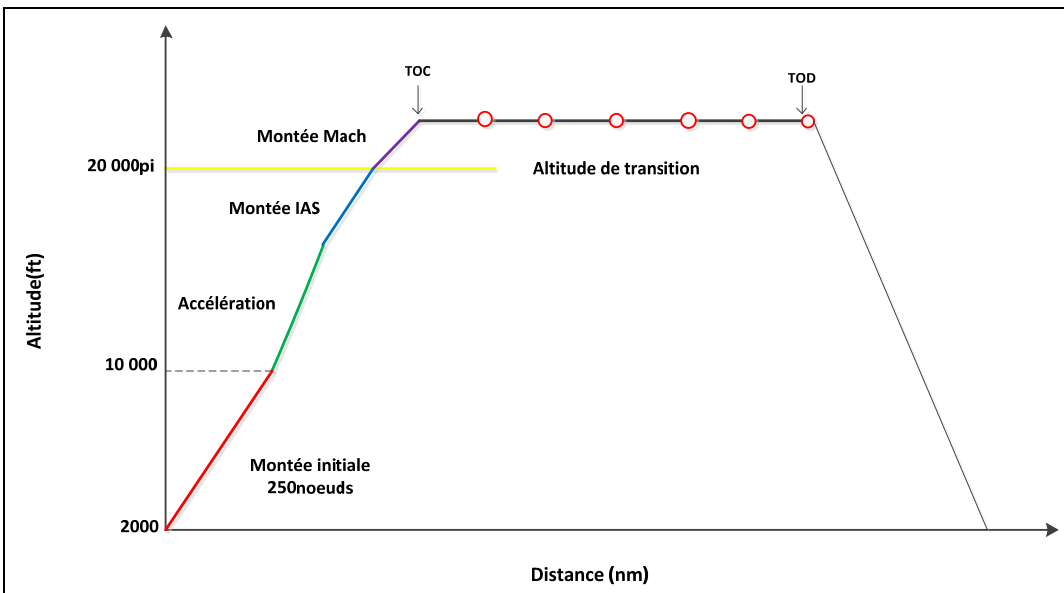


Figure 4.11: Phase de montée ajoutée à la phase de croisière

Comme nous pouvons le voir sur la figure 4.11, la phase de montée se décompose en plusieurs étapes. Les détails de cette phase ont été développés lors du chapitre 2 ainsi que l'explication du calcul du coût de cette phase.

Pour l'analyse des résultats, les paramètres sont les mêmes que pour la phase de croisière :

- ✚ Le « Cost index » égal à 0.
- ✚ La plage des altitudes est [28,000ft – 40,000ft] avec un pas de 2,000ft, la plage des vitesses mach est [0.78-0.84] avec un pas de 0.005 en croisière et la plage des vitesses de montée est [250kts – 360kts] avec un pas de 10kts.
- ✚ Une valeur de r_{accept} et r_{pa} égale à 0.7 et 0.5 respectivement.
- ✚ Le nombre d'itérations égal à 200 (Valeur optimisée).
- ✚ La taille de la matrice HM égale à 100.

En incluant la phase de montée à la phase de croisière nous avons donc ajouté 12 nouvelles vitesses de montée, la recherche exhaustive fournira ainsi le coût de vol optimal en 1092 combinaisons (12 vitesses de montée * 7 altitudes de croisière* 13 vitesse Mach) par rapport à 300 combinaisons pour l'algorithme.

Le but au final est de faire les tests de vol avec une valeur de la taille de la matrice HM égale à 600 et un nombre d'itérations égale à 200. Nous avons décidé de prendre la valeur optimisée en termes de nombre d'itérations (200) et nous avons choisis une taille de la matrice HM égale à 100. Si nous avions choisi une valeur de la taille de la matrice égale à 600 nous aurions 800 combinaisons à faire par la recherche de l'harmonie afin d'avoir des résultats contre 1092 combinaisons pour la recherche exhaustive ce qui n'est pas une grosse différence et donc il n'y aurait pas vraiment d'intérêt. C'est pourquoi nous avons choisi une valeur de la taille de la matrice HM égale à 100.

Pour les tests, encore une fois, nous avons choisi les mêmes vols qu'avant, pour deux destinations dites long-courriers, deux destinations moyen-courriers et deux destinations court-courriers. Cette fois-ci, pour chaque destination, nous avons fait varier les poids et calculer la différence du coût de vol entre la recherche de l'harmonie et la recherche

exhaustive. La raison de tester plusieurs poids est simplement pour diversifier les tests par rapport aux tests faits précédemment dans la phase de croisière.

Le tableau 4.3 répertorie les destinations pour lesquels les séries de tests ont été effectués.

Tableau 4.3: Destinations analysées pour la phase de montée-croisière

Destination	Distance (nm)
Montréal-Vancouver	1990
Montréal-Honolulu	4266
Montréal-Winnipeg	981
Montréal-Thunder Bay	663
Montréal-Toronto	274
Paris-Marseille	357

Les résultats obtenus pour les deux destinations long-courriers, Montréal-Vancouver et Montréal-Honolulu sont illustrés dans les tableaux 4.4 et 4.5.

Tableau 4.4: Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal-Vancouver

Poids	Recherche Exhaustive (Kg)	Recherche de l'harmonie (Kg)	Différence (Kg)	Différence (%)
W₁= 160 000 Kg	27367	27443	-76	-0.28
W₂= 200 000 kg	33381	33418	-37	-0.11
W₃= 240 000 Kg	39437	39474	-37	-0.09

Tableau 4.5: Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal-Honolulu

Poids	Recherche Exhaustive (Kg)	Recherche de l'harmonie (Kg)	Différence (Kg)	Différence (%)
W₁= 190 000 Kg	61373	61421	-48	-0.08
W₂= 200 000 kg	64207	64272	-65	-0.1
W₃= 240 000 Kg	76006	76066	-60	-0.08

Pour les vols à destinations de Montréal-Vancouver et Montréal-Honolulu, nous pouvons remarquer que la différence de consommation de carburant pour chaque poids entre l'algorithme et la recherche exhaustive est inférieure à 0.3 %. L'algorithme de la recherche de l'harmonie fourni donc des différences de valeurs de la consommation de carburant très faibles et beaucoup plus rapides avec une réduction d'environ 72,5% de combinaisons (1092 pour la recherche exhaustive versus 300 pour l'algorithme de la recherche de l'harmonie).

Les résultats sont montrés pour les vols à destinations moyen-courriers : Montréal-Winnipeg et Montréal-Thunder Bay.

Tableau 4.6: Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal- Winnipeg

Poids	Recherche Exhaustive (Kg)	Recherche de l'harmonie (Kg)	Différence (Kg)	Différence (%)
W₁= 160 000 Kg	14896	14921	-25	-0.17
W₂= 190 000 kg	17304	17323	-19	-0.11
W₃= 230 000 Kg	20487	20524	-37	-0.18

Tableau 4.7: Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal- Thunder Bay

Poids	Recherche Exhaustive (Kg)	Recherche de l'harmonie (Kg)	Différence (Kg)	Différence (%)
W₁= 160 000 Kg	10721	10739	-18	-0.17
W₂= 190 000 kg	12401	12418	-17	-0.14
W₃= 230 000 Kg	14625	14647	-22	-0.15

Les résultats pour les vols à destinations moyen-courriers donnent moins de 0.2% d'erreur avec 300 combinaisons par rapport à contre 1092 combinaisons nécessaires pour la recherche exhaustive.

Enfin, les résultats ci-dessous, montrés dans les tableaux 4.8 et 4.9 sont pour les vols aux destinations court-courrier : Montréal-Toronto et Paris-Marseille.

Tableau 4.8: Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Montréal-Toronto

Poids	Recherche Exhaustive (Kg)	Recherche de l'harmonie (Kg)	Différence (Kg)	Différence (%)
W₁= 150 000 Kg	5170	5188	-18	-0.35
W₂= 180 000 kg	5953	5972	-19	-0.32
W₃= 210 000 Kg	6730	6756	-26	-0.39

Tableau 4.9: Comparaison de la consommation de carburant pour le vol à destination de Paris-Marseille

Poids	Recherche Exhaustive (Kg)	Recherche de l'harmonie (Kg)	Différence (Kg)	Différence (%)
W₁= 150 000 Kg	6304	6328	-24	-0.38
W₂= 160 000 kg	6642	6655	-13	-0.20
W₃= 170 000 Kg	6967	6981	-14	-0.20

À la lumière des résultats, pour les destinations court-courriers, même si la différence en pourcentage entre la recherche exhaustive et l'algorithme est plus élevée pour les vols à destinations court-courriers que pour les destinations moyens et longs courriers, nous avons obtenu une différence de moins de 0.4% avec un maximum de 26 Kg de différence, ce qui est négligeable par rapport au 5 000 kg ou 6 000 kg de carburant consommé.

En termes d'impact sur les émissions de CO₂, nous pouvons dire que plus la solution (coût total de vol) de l'algorithme se rapproche de la solution de la recherche exhaustive, plus l'algorithme est capable de trouver un vecteur solution proche de l'optimal global qui correspond au vecteur solution permettant de réduire la consommation de carburant au maximum. Dans d'autres termes, plus la solution de l'algorithme est proche de celle de la recherche exhaustive plus l'algorithme est capable de déterminer le meilleur vecteur solution pour réduire au maximum la consommation de carburant et donc les émissions de CO₂ rejetés dans l'atmosphère.

À ce stade de la recherche, nous cherchons à prouver que l'algorithme donne des résultats exprimés sous forme de coût de vol, pour plusieurs destinations et poids, très proches de

l'optimal global et beaucoup plus rapidement que la recherche exhaustive. La suite de la recherche nous permettra d'étudier plus en profondeur les résultats obtenus par la recherche de l'harmonie.

Les résultats ont montré que l'algorithme avait besoin de 792 moins de combinaisons que la recherche exhaustive et avec un pourcentage maximum d'erreur de 0.4%. L'algorithme est très prometteur pour la suite de l'étude, à savoir pour le rajout de la phase de descente où l'on pourra étudier un vol dit « complet » et pour avoir une idée plus réelle de la quantité de carburant « gagné » grâce à la méthode de recherche de l'harmonie.

4.2.3 Vol complet (montée, croisière, descente)

Une fois la phase de montée et de croisière étudiée, nous avons ajouté la phase de descente, ce qui permet d'avoir un vol complet et ainsi d'avoir une idée plus concrète de la consommation de carburant lors d'un vol.

La figure ci-dessous montre les différentes étapes du vol d'un avion.

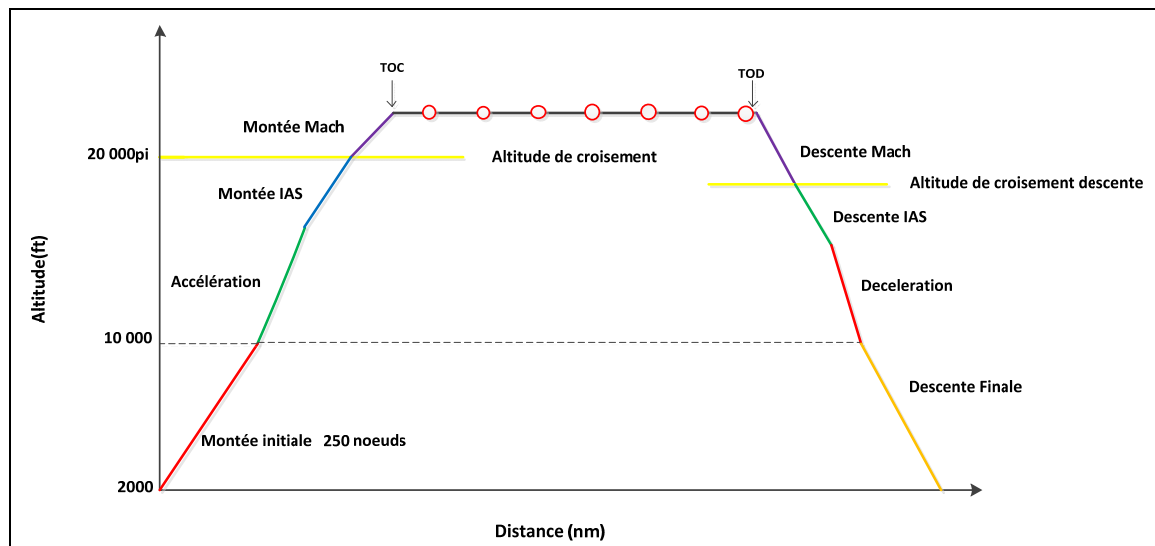


Figure 4.12: Vol complet de l'avion



Comme nous pouvons le voir sur la figure 4.12, beaucoup d'éléments doivent être pris en compte lors d'un vol.

Pour les tests, nous avons considéré :

- ✚ Le « Cost index » est égal à 0.
- ✚ La plage des variables est [28,000ft–40,000ft] pour les altitudes avec un pas de 2,000ft, une plage de [0.78-0.84] avec un pas de 0.005 pour la vitesse Mach en croisière, une plage de [250kts–360kts] avec un pas de 10kts pour la vitesse de montée et une plage de [240kts-360kts] avec un pas de 20kts pour les vitesses de 240kts à 280kts et un pas de 10kts pour les vitesses allant de 280kts à 360kts.
- ✚ Les valeurs de r_{accept} et r_{pa} sont égales à 0.7 et 0.5 respectivement.
- ✚ Le nombre d'itérations est égal à 200.
- ✚ La taille de la matrice HM est égale à 600.

Avec 12 vitesses de montée, 7 altitudes de croisière, 13 vitesses Mach et 11 vitesses de descente, la recherche exhaustive nous donne donc l'optimal en terme de consommation de carburant en 12 012 combinaisons contre 800 combinaisons pour la recherche de l'harmonie soit une économie de 93%! L'intérêt est donc que la recherche de l'harmonie donne des résultats les plus proches possibles de l'optimal global.

Les tests ont, dans un premier temps, été réalisés avec l'algorithme et la recherche exhaustive pour avoir une idée de savoir si l'algorithme nous donne des résultats proches de la recherche exhaustive et donc de l'optimal global; puis, nous avons comparé les résultats de l'algorithme sans considérer les marches de montée avec les résultats du FMS qui ne prend pas non plus en compte les marches de montée. Les tests récupérés du FMS ont été réalisés par plusieurs étudiants au cours des dernières années.

Ces tests ont été effectués dans le but de montrer que l'algorithme donne de meilleurs résultats que ceux donnés par le FMS afin de prouver l'efficacité et l'évolution de l'algorithme.

Les tests effectués pour comparer les résultats obtenus par l'algorithme et la recherche exhaustive ont été choisis dépendamment des tests faits par les étudiants sur le FMS.

Les 8 vols à destinations différentes sont montrés dans le tableau 4.10 en fonction du poids de l'avion et de la distance parcourue.

Tableau 4.10: Destinations, poids et distance des tests

Numero de vol	Destination	Poids (Kg)	Distance (nm)
1	Edmonton-Toronto	190 000	1456
2	Edmonton-Chicago	187 000	1233
3	Edmonton-Houston	192 700	1611
4	Edmonton-Vancouver	176 300	438
5	Montréal-Winnipeg	177 303	981
6	Edmonton-Winnipeg	179 300	640
7	Edmonton-Fort Mc Murray	173 000	217
8	Montréal-Toronto	175 000	274

Les résultats obtenus pour la consommation de carburant sont montrés dans le tableau 4.11 et sont visualisés sous forme graphique dans la figure 4.13.

Tableau 4.11: Algorithme vs la recherche exhaustive pour un vol complet

Destination	Consommation (Kg)		Différence (Kg)	Différence (%)
	Algorithme	Recherche Exhaustive		
Edmonton-Toronto	23460	23382	-78	-0.33
Edmonton-Chicago	19891	19832	-59	-0.3
Edmonton-Houston	26020	25965	-55	-0.21
Edmonton-Vancouver	7563	7534	-29	-0.38
Montréal-Winnipeg	15519	15471	-48	-0.31
Edmonton-Winnipeg	10699	10658	-42	-0.39
Edmonton-Fort Mc Murray	4245	4204	-41	-0.98
Montréal-Toronto	10762	10750	-12	-0.11
		Moyenne	-46	-0.38
		Ecart Type		0.24

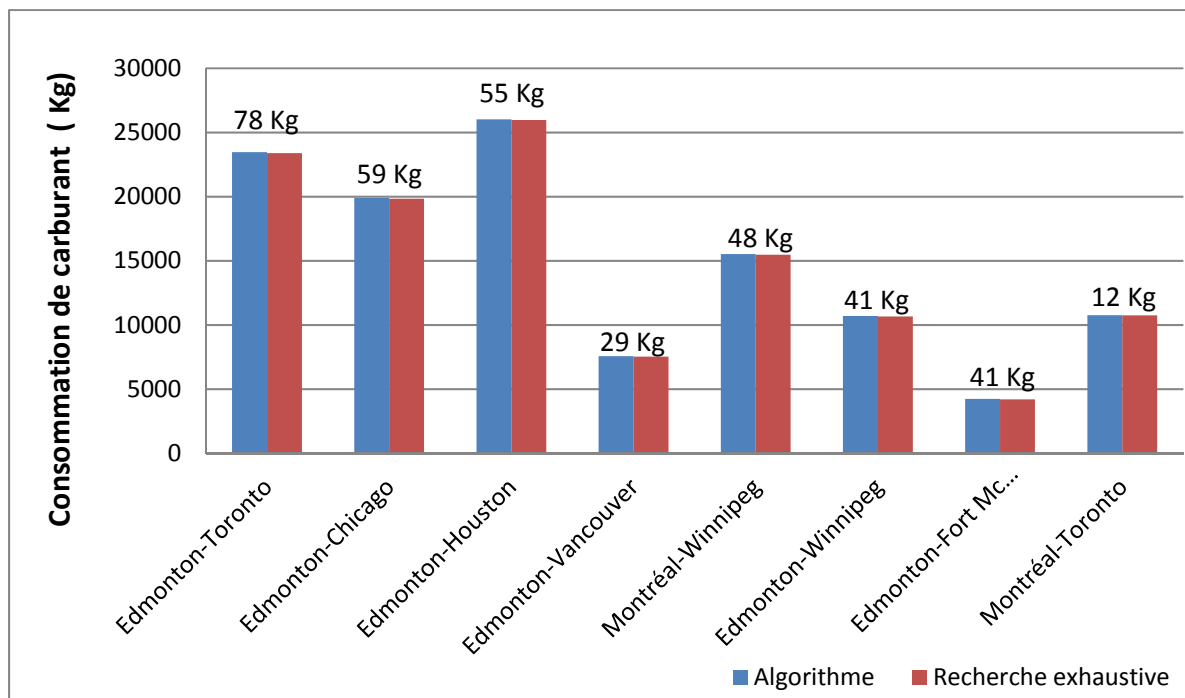


Figure 4.13 : Comparaison de la consommation de carburant obtenue par l'algorithme et la recherche exhaustive

Nous remarquons d'après le tableau 4.11 et la figure 4.13 que la différence de consommation de carburant en kilogrammes (écrit au-dessus de chaque paire de colonne) entre l'algorithme et la recherche exhaustive est très petite avec une différence en pourcentage de 0.38% ce qui confirme que la recherche de l'harmonie, en plus d'être beaucoup plus rapide (en termes de nombres de combinaisons) que la recherche exhaustive donne des résultats proches de l'optimal global en termes de consommation de carburant.

Une fois les tests entre l'algorithme et la recherche effectués effectués et après avoir vérifié que l'algorithme donnait de bons résultats, nous nous sommes intéressés à comparer les résultats de l'algorithme avec ceux du FMS. L'intérêt est de pouvoir comparer les résultats par rapport à la « réalité » et non plus par rapport à un « idéal » que représente la recherche exhaustive. En effet, le FMS donne des résultats dans des conditions réelles puisque l'industrie aéronautique utilise présentement le FMS dans le cockpit de l'avion pour fournir au pilote la meilleure route à suivre pour économiser le carburant. Comme dit précédemment,

nous avons récupéré les fichiers des étudiants du LARCASE ayant travaillé sur les tests du FMS.

La comparaison entre les résultats de l'algorithme et ceux du FMS pour un vol complet est montrée dans le tableau 4.12 et sont visualisés sous forme graphique dans la figure 4.14. Afin de pouvoir faire la comparaison entre la recherche de l'harmonie et l'algorithme du FMS, nous avons pris soin de prendre exactement les mêmes valeurs des paramètres (CI, poids de l'avion,..) entre la recherche de l'harmonie et l'algorithme du FMS.

À noter que nous n'avons pas à disposition le détail de l'algorithme d'optimisation du FMS. Ainsi, nous ne sommes pas en mesure de donner des informations sur l'algorithme du FMS.

Enfin, le temps de calcul en seconde n'est pas étudié. Il sera donc important dans des études futures, de calculer le temps d'exécution de calcul de l'algorithme de la recherche de l'harmonie. Nous pourrions ainsi, comparer le temps de calcul d'exécution en seconde de la recherche de l'harmonie avec la recherche exhaustive et/ou d'autres algorithmes d'optimisation afin d'avoir un point supplémentaire à comparer.

Par rapport au FMS, même si nous avons pris en compte le temps d'exécution de calcul de l'algorithme de la recherche de l'harmonie, n'ayant pas à disposition l'algorithme implémenté dans le FMS, nous n'aurions pas pu les comparer entre eux et conclure sur la rapidité de l'un par rapport à l'autre.

Tableau 4.12: Algorithme vs algorithme du FMS pour un vol complet

Destination	Consommation (Kg)		Economie (Kg)	Economie (%)
	Algorithme	FMS		
Edmonton-Toronto	23460	23574	114	0.48
Edmonton-Chicago	19891	19936	45	0.23
Edmonton-Houston	26019.5	26233	214	0.81
Edmonton-Vancouver	7562.9	7669	106	1.38
Montréal-Winnipeg	15518	15886	368	2.32
Edmonton-Winnipeg	10699	11316	617	5.45
Edmonton-Fort Mc Murray	4245	4438	193	4.35
Montréal-Toronto	10762	10779	17	0.16
		Moyenne	209.3	1.9
		Ecart type		1.87

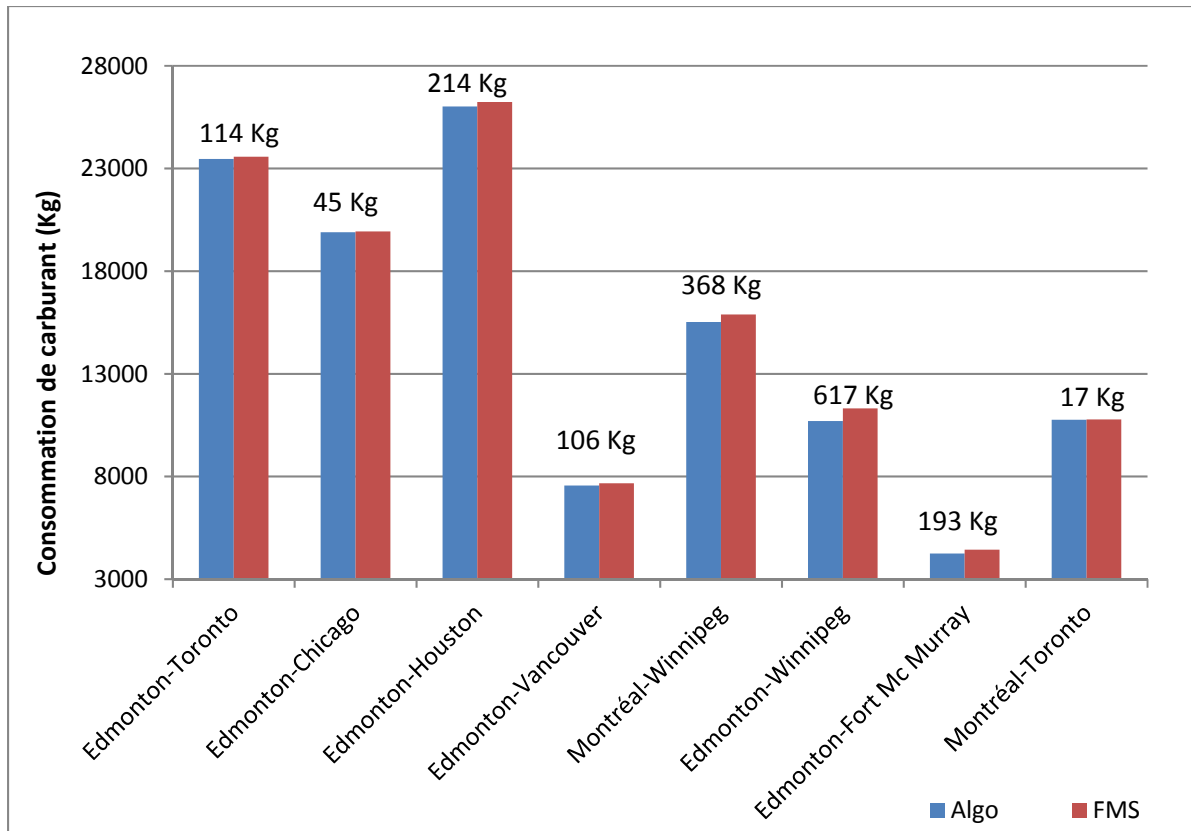


Figure 4.14: Comparaison de la consommation de carburant en kg entre l'algorithme et le FMS sans pas de montée

D'après le tableau 4.12 et la figure 4.14, nous pouvons noter que l'algorithme de la recherche de l'harmonie permet d'économiser une quantité importante de carburant par rapport au FMS. En effet, dépendamment des destinations, l'algorithme consomme 617 kg de moins pour la destination Montréal-Winnipeg et 368 kg de moins pour la destination Montréal-Winnipeg. L'algorithme permet, en moyenne sur les 8 vols, un pourcentage d'économie de 1.90% de carburant, ce qui est non négligeable et très prometteur quant au futur de cet algorithme.

Ces résultats nous permettent de valider l'efficacité de notre algorithme d'autant plus que les marches de montée ne sont pas considérées. La prochaine étude est d'inclure ces marches de montée afin de prouver leurs intérêts mais aussi dans l'espoir de réduire encore plus la consommation de carburant.

4.2.4 Vol complet avec les marches de montée

4.2.4.1 Algorithme de la recherche de l'harmonie et recherche exhaustive

Les résultats précédents ont mis en avant le fait que la recherche de l'harmonie permettrait d'effectuer de réelles économies de carburant par rapport à l'algorithme implémenté dans le FMS avec une économie moyenne de 1.90%.

Les marches de montée sont, comme nous l'avons expliqué dans un précédent chapitre, des élévations (pas) d'altitude de 2 000ft lors de la phase de croisière étant reconnue pour optimiser davantage la consommation de carburant.

L'étape finale de cette maîtrise a été d'inclure au vol complet incluant la phase de montée, la phase de croisière et la phase de descente, les marches de montée afin de réduire la consommation de carburant.

Une fois les marches de montées implémentées dans l'algorithme de la recherche de l'harmonie, nous avons tout d'abord comparé les résultats encore une fois aux résultats obtenus par la recherche exhaustive. La recherche exhaustive fournit donc les résultats toujours en 12 012 combinaisons par rapport à 800 combinaisons nécessaires par l'algorithme dans le cas du vol complet.

Le tableau 4.13 répertorie les destinations pour lequel nous avons fait les tests avec les marches de montées. Les destinations ci-dessous possèdent un ou plusieurs pas de montée :

Tableau 4.13: Nombres des marches de montée pour les destinations des tests du vol complet

Numéro de vol	Destination	Nombre de pas de montée
1	Edmonton-Toronto	1
2	Edmonton-Chicago	1
3	Edmonton-Houston	1
4	Edmonton- Ottawa	1
5	Edmonton- Montréal	1
6	Los Angeles-Minneapolis	1
7	Montréal-Vancouver	2
8	Phoenix-Baltimore	2

Les résultats obtenus par la recherche exhaustive et l’algorithme sont montrés dans le tableau 4.14 :

Tableau 4.14: Résultats obtenus par l’algorithme et la recherche exhaustive d’un vol complet avec marches de montée

Destination	Consommation (Kg)		Différence (%)	Différence (Kg)
	Algorithme	Recherche Exhaustive		
1	23057	23013	-0.19	-43.8
2	19574	19541	-0.17	-33.2
3	25594	25551	-0.17	-42.5
4	24617	24580	-0.15	-37.1
5	23465	23417	-0.21	-48.4
6	19905	19854	-0.25	-50.5
7	28466	28412	-0.19	-54.4
8	25277	25227	-0.2	-50.3
		Moyenne	-0.19	-45
		Ecart type	0.03	

Afin d’obtenir une meilleure visibilité des résultats, ci-dessous, on peut visualiser sous forme graphique les mêmes différences de consommation de carburant entre l’algorithme et la recherche exhaustive pour les destinations long-courriers et moyen-courrier.

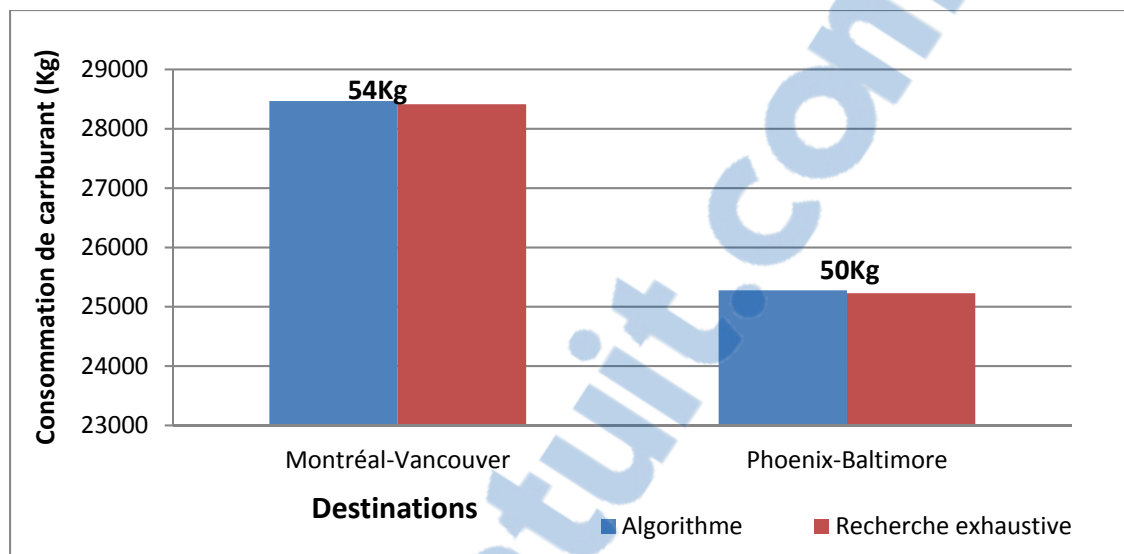


Figure 4.15 : Résultats exprimés sous forme de variation de la consommation de carburant obtenus par l'algorithme et la recherche exhaustive pour les vols à destination long-courriers avec marches de montée

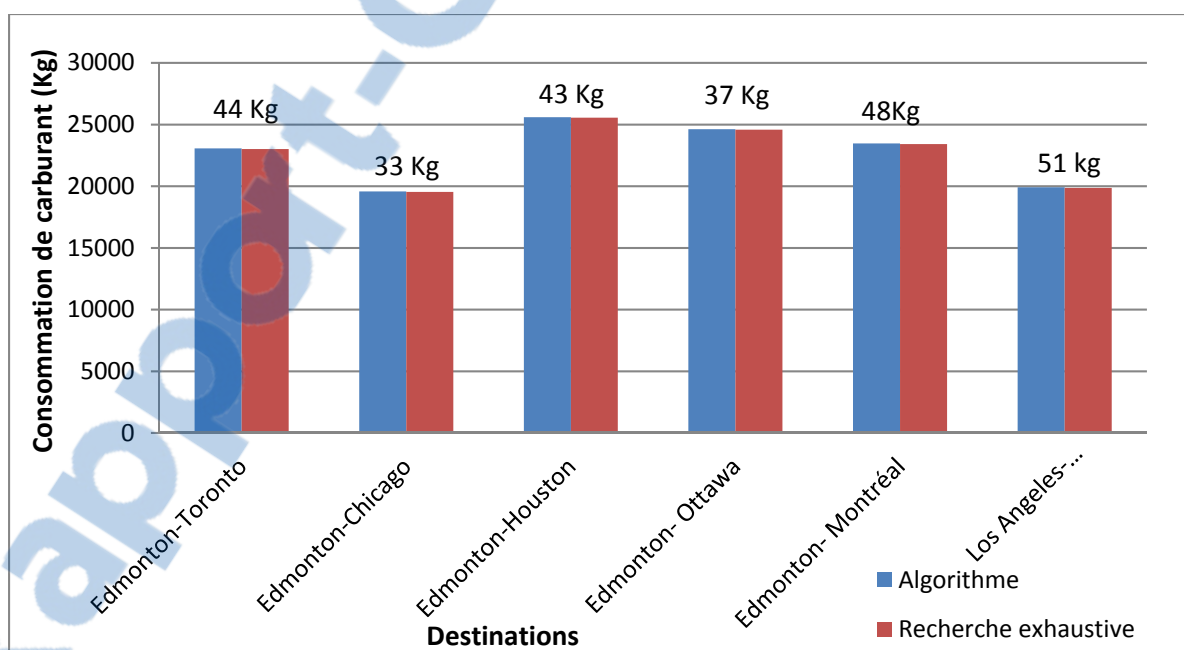


Figure 4.16: Résultats exprimés sous forme de variation de la consommation de carburant obtenus par l'algorithme et la recherche exhaustive pour les vols à destination moyen-courriers avec marches de montée

À l'aide des figures 4.15 et 4.16, nous remarquons que la différence de consommation de carburant obtenue entre l'algorithme et la recherche exhaustive est minimale avec une moyenne de 0.19% d'écart. Ce pourcentage d'écart représente une moyenne de 45 kg de différence de carburant consommé entre l'algorithme et la recherche exhaustive, ce qui est négligeable face à la consommation totale de carburant de ces types de vol à des destinations qui sont soit long ou moyen-courriers.

Encore une fois, l'algorithme donne des résultats très proches de l'optimal global et ces résultats sont obtenus beaucoup plus rapidement (en termes de nombres de combinaisons) que ceux obtenus par la recherche exhaustive.

Il est intéressant de comparer le pourcentage d'erreur obtenu entre les résultats de l'algorithme et ceux de la recherche exhaustive avec et sans marches de montée afin de voir l'influence que ces derniers peuvent avoir sur la consommation de carburant.

On peut trouver ci-dessous les résultats de la consommation de carburant obtenus par l'algorithme et par la recherche exhaustive avec et sans marches de montée pour les mêmes vols et pour les mêmes poids.

Tableau 4.15: Résultats obtenus par l'algorithme et par la recherche exhaustive sans marches de montée

Destination	Consommation (Kg)		Différence (Kg)	Différence (%)
	Algorithme	Recherche exhaustive		
Edmonton-Toronto	23460	23382	-78	-0.33
Edmonton-Chicago	19891	19832	-59	-0.3
Edmonton-Houston	26019	25965	-54	-0.21
Edmonton- Ottawa	25072	24998	-74	-0.3
Edmonton- Montréal	23802	23717	-85	-0.36
Los Angeles-Minneapolis	20185	20113	-72	-0.36
Montréal-Vancouver	29669	29604	-65	-0.22
Phoenix-Baltimore	25650	25563	-87	-0.34
		Moyenne	-72	-0.3
		Ecart type		0.06

Tableau 4.16: Résultats obtenus par l'algorithme et par la recherche exhaustive avec marches de montée

Destination	Consommation (Kg)		Différence (Kg)	Différence (%)
	Algorithme	Recherche exhaustive		
Edmonton-Toronto	23056.8	23013	-43.8	-0.19
Edmonton-Chicago	19574.2	19541	-33.2	-0.17
Edmonton-Houston	25593.5	25551	-42.5	-0.17
Edmonton- Ottawa	24617.1	24580	-37.1	-0.15
Edmonton- Montréal	23465.4	23417	-48.4	-0.21
Los Angeles-Minneapolis	19904.5	19854	-50.5	-0.25
Montréal-Vancouver	28466.4	28412	-54.4	-0.19
Phoenix-Baltimore	25277.3	25227	-50.3	-0.2
		Moyenne	-45	-0.19
		Ecart type		0.03

D'après les tableaux 4.15 et 4.16, on remarque qu'il existe effectivement une différence de consommation de carburant lorsque l'on considère les marches de montée. En effet, sans marches de montée, en moyenne l'algorithme donne 72kg de plus que la recherche exhaustive, soit 0.30% de différence par rapport à 45kg de différence (0.19%) lorsque l'on considère les marches de montée.

L'algorithme de la recherche de l'harmonie prouve que ses résultats sont proches de l'optimal global en terme de consommation de carburant avec un pourcentage de différence très bas par rapport aux résultats obtenus par la recherche exhaustive. En considérant les marches de montée, l'algorithme de la recherche de l'harmonie se rapproche plus de l'optimal global que si nous ne considérons pas les marches de montée pour le même algorithme.

L'étude de l'algorithme face à la recherche exhaustive nous permet de nous rendre compte si l'algorithme cherche dans la bonne direction. Cependant, afin de pouvoir conclure quant à la performance de l'algorithme, il est intéressant de le comparer aux algorithmes qui existent dans le domaine aéronautique et plus particulièrement à l'algorithme implémenté

actuellement dans le FMS. Ceci nous permettrait de quantifier les réelles économies que l'on pourrait faire sur un vol.

4.2.4.2 Algorithme de la recherche de l'harmonie et algorithme du FMS

Une fois l'algorithme comparé à la recherche exhaustive, nous avons comparé les résultats de l'algorithme de la recherche de l'harmonie avec les résultats fournis par le FMS.

Rappelons que le FMS ne tient pas compte des marches de montée, ainsi, nous devrions obtenir une réduction de carburant plus importante provenant de l'algorithme en prenant en compte les marches de montées.

Les résultats sont obtenus pour les vols aux destinations montrées dans le tableau 4.17 en fonction du poids de l'avion et de la distance.

Tableau 4.17: Vol pour les tests de l'algorithme et du FMS avec marches de montée

Destination	Poids (Kg)	Distance (nm)
Montreal-Vancouver	175 000	1988
Phoenix-Baltimore	175 000	1742
Edmonton-Houston	192 700	1607
Edmonton-Ottawa	192 500	1543
Edmonton -Toronto	190 000	1456
Edmonton -Chicago	187 000	1233
Los Angeles- Minneapolis	175 000	1323

Tableau 4.18: Résultats de la consommation de carburant pour l'algorithme et le FMS avec marches de montée

Destination	FMS (Kg)	Algorithme (Kg)	Economie (Kg)	Economie (%)
Montreal-Vancouver	29358	28466	892	3
Phoenix-Baltimore	26683	25277	1406	5.3
Edmonton-Houston	26233	25594	639	2.4
Edmonton-Ottawa	24900	24617	283	1.1
Edmonton -Toronto	23547	23057	490	2.1
Edmonton -Chicago	19936	19574	362	1.8
Los Angeles- Minneapolis	20371	19905	466	2.3
		Moyenne	648	2.6
		Ecart type		1.24

D'après le tableau ci-dessus, on remarque que l'algorithme donne d'excellents résultats avec une différence de 2.6% en moyenne sur 8 destinations. L'algorithme consomme en moyenne 648 kg de moins que le FMS pour les mêmes destinations et les même poids.

A l'aide des ressources internet, après avoir effectué une moyenne du prix du kérosène sur les 6 derniers mois, on a trouvé que le prix du kérosène par gallon de 1.66\$. 1 gallon correspondant à environ 3.79 kg, pour une destination comme Phoenix-Baltimore, nous économisons 1406 kg de kérosène, cela signifie en termes de monnaie que l'on économise 615\$ CA pour un simple aller.

Ces résultats donnent une idée sur le fait que l'algorithme de la recherche de l'harmonie serait un algorithme d'optimisation très prometteur qui pourrait permettre l'obtention de réelles économies de carburant lors d'un vol.

Le tableau 4.19 montre les résultats de l'algorithme de la recherche de l'harmonie avec et sans pas de montée; l'économie 1 montre la différence entre la consommation de carburant donné par le FMS et celle de l'algorithme sans prendre en compte les marches de montée et économie 2 montre la différence entre la consommation de carburant donné par le FMS et celle donnée par l'algorithme en tenant compte des marches de montées :

Tableau 4.19: Comparaison des résultats de l'algorithme avec et sans marches de montées

Destination	FMS	Algo sans pas de montée	Algo avec pas de montée	Economie 1 (Kg)	Economie 2 (Kg)
Montreal-Vancouver	29358	28866	28466	492	892
Phoenix-Baltimore	26683	25651	25277	1032	1406
Edmonton-Houston	26233	25991	25594	242	639
Edmonton-Ottawa	24900	24775	24617	125	283
Edmonton -Toronto	23547	23410	23057	137	490
Edmonton -Chicago	19936	19854	19574	82	362
Los Angeles-Minneapolis	20371	20185	19905	186	466
			Moyenne	328	648

D'après le tableau ci-dessous, nous remarquons que l'utilisation des marches de montées permet d'économiser le double de carburant pour la même destination. En effet, nous passons d'une économie moyenne de 328 kg de carburant obtenue entre les résultats du FMS et ceux de l'algorithme de la recherche de l'harmonie sans considérer les marches de montées à 648 kg de carburant économisé en considérant les pas de montée.

Les mêmes résultats sont montrés sous forme graphique dans la figure 4.17 et 4.18.

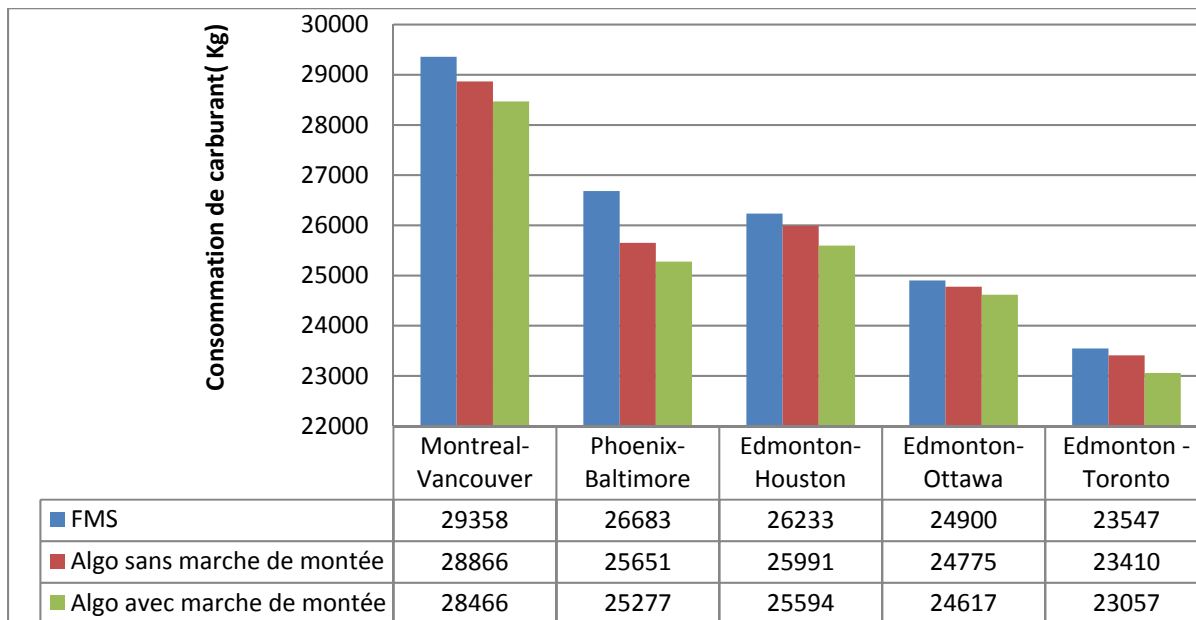


Figure 4.17 : Variation de la consommation de carburant pour 5 vols avec des pas de montée

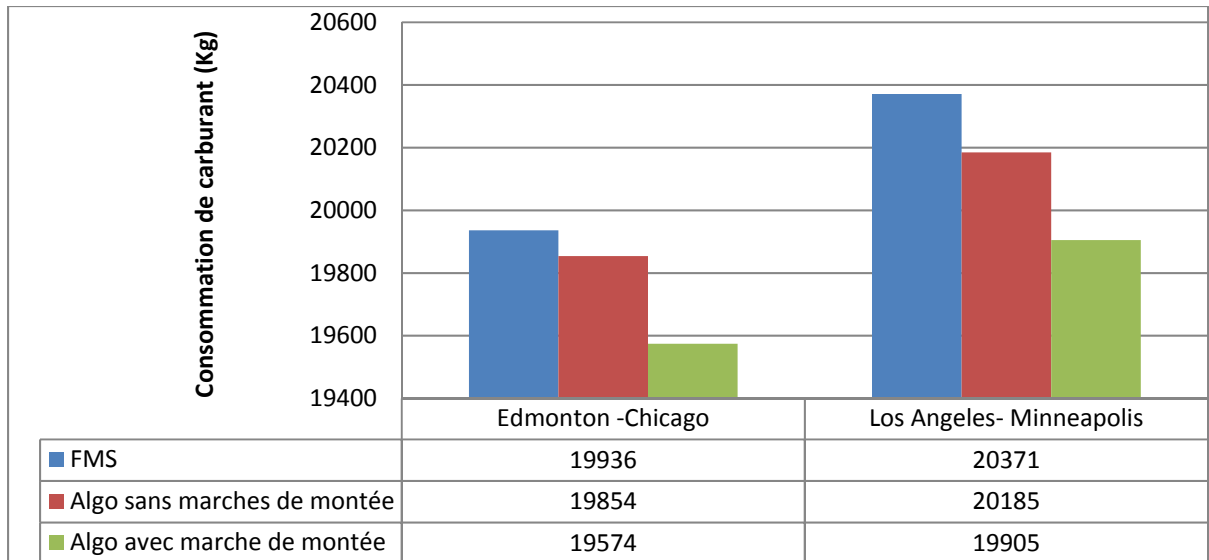


Figure 4.18: Variation de la consommation de carburant pour deux vols avec des pas de montée

A la lumière de ces résultats, nous avons mis en évidence que les marches de montées permettent une nette diminution de la consommation de carburant lors d'un vol. Il est ainsi très important d'en tenir compte et de les appliquer lors d'un vol tout dépendamment bien évidemment des conditions la météorologiques ainsi que du trafic aérien.

Une dernière étude a été de comparer les résultats obtenus par l'algorithme de la recherche de l'harmonie avec ceux obtenus par deux autres algorithmes d'optimisation développés et implémentés au LARCASE.

4.2.4.3 Comparaison des résultats obtenus par l'algorithme de recherche de l'harmonie avec les résultats obtenus par deux autres algorithmes d'optimisation

Afin de pouvoir positionner l'efficacité de la recherche de l'harmonie par rapport à d'autres algorithmes d'optimisation, nous avons effectués une série de tests comparant les résultats obtenus par l'algorithme de la recherche de l'harmonie avec ceux obtenus par deux autres algorithmes d'optimisation développés dans le passé au sein du LARCASE par deux étudiants.

4.2.4.3.1 Résultats obtenus par la recherche de l'harmonie avec les résultats obtenus par l'algorithme d'optimisation verticale d'un vol en utilisant un profil optimal de croisière

Le premier algorithme avec lequel nous avons comparé la recherche de l'harmonie est un algorithme qui, pour trouver le profil vertical optimal, va, dans un premier temps déterminer une « pré-croisière optimale » développé par Alejandro Murrieta [6]. C'est-à-dire qu'il faudra trouver le meilleur profil altitude/Mach qui réduit au maximum la consommation de carburant pendant la phase de croisière. Pour cela, toutes les combinaisons altitude/Mach possibles fournies par les données de performances sont testées, et, ainsi, pour chaque couple, le coût de vol est calculé pour trouver le couple avec le coût le moins cher.

Ainsi, la distance et le poids de la phase de montée et de descente sont déterminés en effectuant une estimation afin de les soustraire à la distance totale du vol et du poids initial de l'avion. Ceci permet ainsi d'évaluer une distance de croisière et un poids de l'avion pour calculer le coût de vol. Une fois la pré-croisière déterminée incluant les marches de montées, le calcul du coût de la montée et de la descente est recalculé afin d'affiner la valeur et trouver la trajectoire optimale.

Nous avons ainsi testé pour 4 destinations, la différence de coût total du vol obtenue entre l'algorithme de la recherche de l'harmonie et l'algorithme développé par Alejandro Murrieta [6].

Tableau 4.20: Comparaison des résultats obtenus par la recherche de l'harmonie vs l'algorithme de pré-croisière

Destination	Consommation (Kg)			
	Algorithme de la recherche de l'harmonie	Algorithme de pré-croisière [6]	Différence (Kg)	Economie (%)
Montreal-Winnipeg	15266	15425	159	1.03
Los Angeles-Minneapolis	19905	20115	210	1.04
Phoenix-Baltimore	25277	26087	810	3.1
Montreal-Vancouver	28466	29009	543	1.87
		Moyenne	430.5	1.76

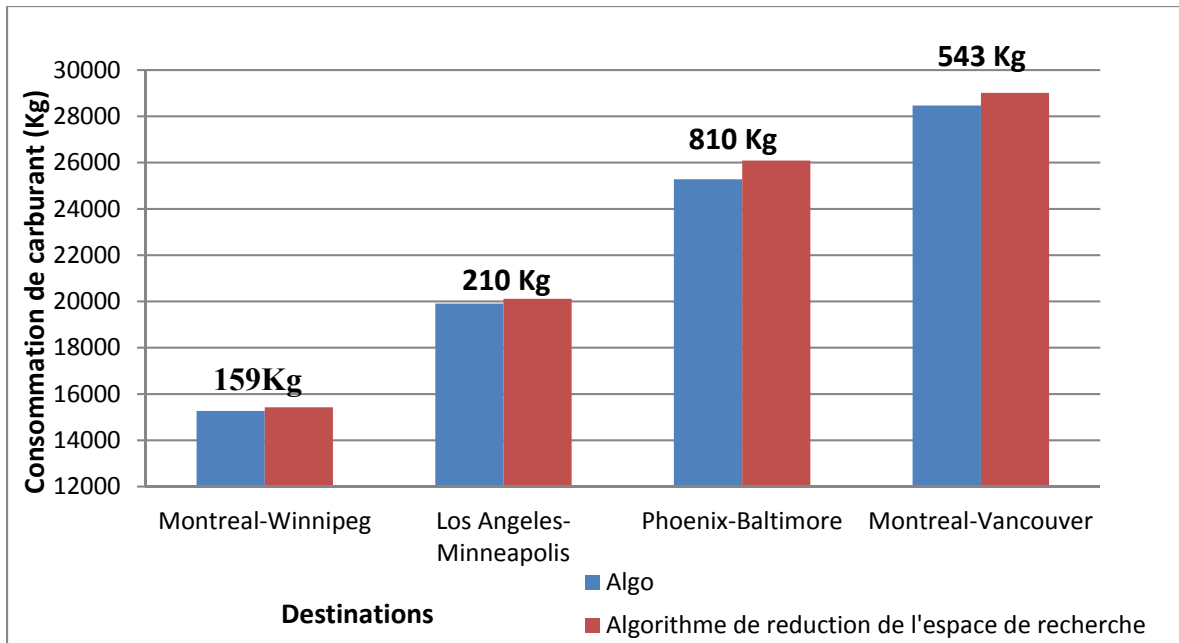


Figure 4.19: Consommation de carburant obtenue par la recherche de l'harmonie et par l'algorithme de pré-croisière d'Alejandro Murrieta [6]

D'après le tableau 4.20 et la figure 4.19, nous remarquons que l'algorithme de la recherche de l'harmonie consomme, pour la même destination et le même poids de l'avion, moins de carburant que l'autre algorithme. En effet, en moyenne, 430,5 kg de carburant est en moins consommé, soit une économie de 1.76% est obtenue. Cependant, Alejandro Murrieta a considéré non pas le nombre de combinaison faites mais à fait un calcul de temps d'exécution de calcul en seconde. Il est ainsi difficile de comparer l'algorithme de la recherche de l'harmonie et l'algorithme de Alejandro Murrieta en termes de rapidité. Un autre point à développer serait, comme nous l'avons dit précédemment de calculer le temps d'exécution de calcul pour l'algorithme de la recherche de l'harmonie pour pouvoir le comparer en termes de rapidité en seconde entre la recherche exhaustive et des algorithmes d'optimisations.

Aussi, il est important de noter que l'algorithme développé par Alejandro Murrieta considère la météo alors que la recherche de l'harmonie de la considère pas, ce qui influencerai inévitablement les résultats de la recherche de l'harmonie sur la consommation de carburant.

Après une première comparaison avec un autre algorithme d'optimisation, les résultats nous ont permis de confirmer que la recherche de harmonie nous donne de bons résultats et un certain pourcentage d'économie de carburant que ce soit par rapport aux résultats donnés par le FMS que par rapport aux résultats fournis par l'algorithme d'optimisation développé par Murrieta.

Enfin, pour conclure cette maîtrise, nous avons testé les résultats de la recherche de l'harmonie avec un autre algorithme développé par Jocelyn Gagné [64].

4.2.4.3.2 Résultats obtenus par la recherche de l'harmonie et par l'algorithme d'optimisation verticale d'un vol par l'utilisation d'un système de gestion de vol.

Le deuxième algorithme avec lequel nous allons comparer la recherche de l'harmonie est un algorithme développé par Jocelyn Gagné [64]. La première étape de cet algorithme est de calculer le coût pour la phase de montée puis, à partir d'un poids estimé, de calculer le coût pour la phase de descente permettant avec la phase de montée de déterminer la distance de la phase de croisière. La deuxième étape de l'algorithme est de déterminer le coût de vol de la phase de croisière et enfin d'ajuster la phase de descente dépendante de la phase de croisière afin que l'avion arrive au point exact d'arrivée.

Ci-dessous, les résultats de l'algorithme développé par Jocelyn Gagné [64] et l'algorithme de la recherche de l'harmonie sont montrés dans le tableau 4.21.

Tableau 4.21: Comparaison des résultats obtenus par l'algorithme de la recherche de l'harmonie avec les résultats obtenus par l'algorithme développé par Jocelyn Gagné[64]

Destination	Consommation (Kg)			Economie (%)
	Algorithme	Algorithme de Jocelyn Gagné [60]	Différence (Kg)	
Edmonton-Toronto	23057	23047	-10	-0.04
Edmonton-Chicago	19574	19616	42	0.21
Edmonton-Houston	25594	25826	232	0.9
Edmonton-San Francisco	16332	16271	-61	-0.37
Edmonton-Vancouver	7549	7491	-58	-0.77
Edmonton-Yellowknife	9283	8983	-300	-3.34
Edmonton-Ottawa	24617	24521	-96	-0.39
Edmonton-Winnipeg	10675	11041	366	3.31
Edmonton-Fort Mc Murray	4228	4203	-25	-0.59
Montreal-Thunder Bay	10691	10521	-170	-1.6
		Moyenne	-8	-0.27

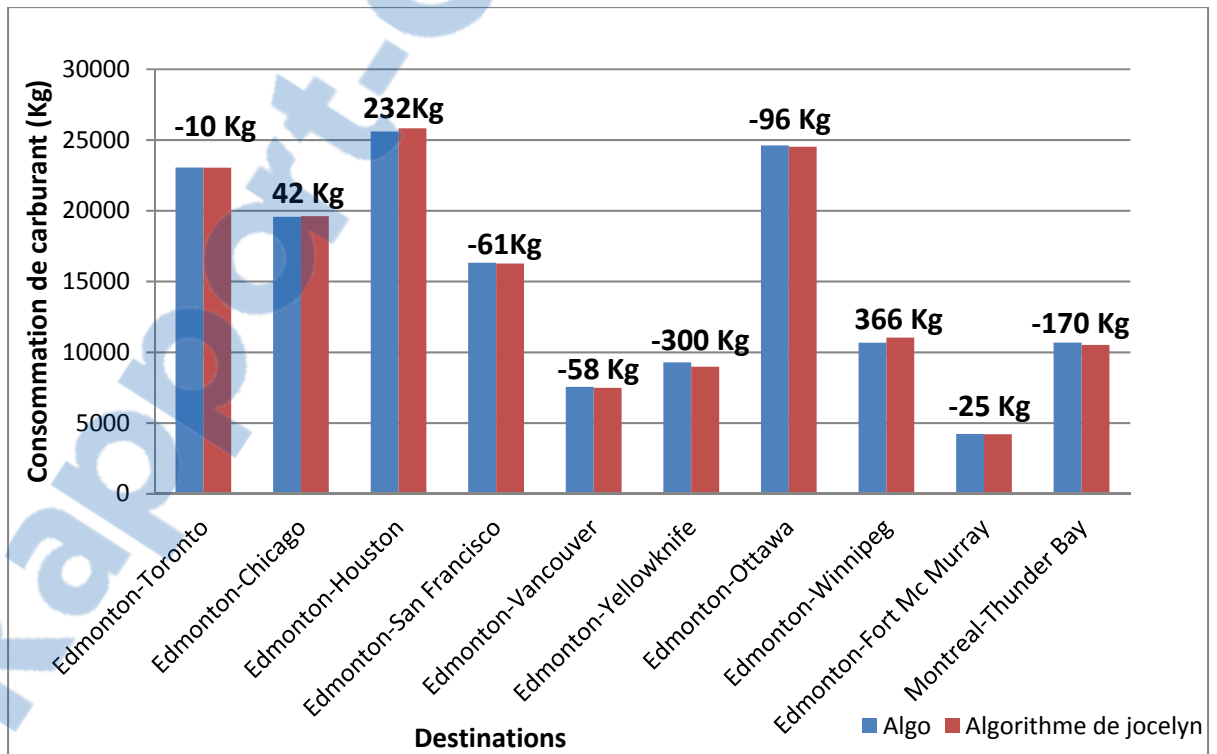


Figure 4.20: Consommation de carburant obtenue par la recherche de l'harmonie et par l'algorithme développé par Jocelyn Gagné[64]

À partir du tableau 4.21 et de la figure 4.20, nous remarquons que l'algorithme de la recherche de l'harmonie, pour les mêmes destinations et même poids que l'algorithme développé par Jocelyn Gagné, est légèrement moins économique. En effet, pour une série de tests de 10 destinations différentes, l'algorithme perd une moyenne de 8 Kg de carburant, soit 0.27%. Le pourcentage de différence obtenue entre les résultats de ces deux algorithmes reste faible et nous permet de montrer que l'algorithme de la recherche de l'harmonie donne des résultats semblables à ceux obtenus par d'autres algorithmes d'optimisation développés et implémentés au LARCASE, puis validés. L'algorithme montre une réelle économie par rapport aux résultats donnés par le FMS.

CONCLUSION

Face aux enjeux économiques et environnementaux d'aujourd'hui, il est urgent de trouver des moyens pour réduire les émissions de gaz à effet de serre et la consommation de carburant lors d'un vol.

Après avoir énuméré un certain nombre de moyens possibles pour réduire la consommation, nous nous sommes penchés sur un type de moyen, à savoir l'optimisation des trajectoires.

Le but de ce mémoire a été de déterminer la trajectoire optimale d'un vol, c'est à dire, déterminer les vitesses en phase de montée, en phase de croisière et en phase de descente ainsi que l'altitude de croisière pour lesquelles la consommation de carburant sera la plus basse et dont le coût de vol total sera le moins cher possible.

La notion de coût de vol a été défini comme une fonction dépendante de plusieurs paramètres dont la consommation de carburant. Ainsi, en sachant déterminer la consommation de carburant, nous avons calculé le coût de vol. Pour le faire, des données de performances nous ont permis de déterminer pour chaque phase de vol la consommation de carburant et ainsi le coût de vol selon des critères préalablement détaillés.

Afin d'optimiser des trajectoires, nous avons eu besoin d'algorithmes d'optimisation qui nous ont permis de déterminer la trajectoire optimale.

Nous avons choisi un type d'algorithme intitulé la « recherche de l'harmonie », la raison ayant expliquée au cours de ce mémoire, qui combinant une recherche locale avec une recherche globale. Cet algorithme se base sur la recherche de la meilleure harmonie ou de la meilleure mélodie lors d'un concert de musique ce qui équivaut, dans le domaine de l'aéronautique, à trouver les meilleures vitesses et la meilleure altitude pour consommer le moins possible lors d'un vol. Afin d'implémenter l'algorithme, nous avons définis des paramètres et effectué une série de tests.

La première étape a été d'implémenter l'algorithme pour la phase de croisière, qui est la phase la plus simple pour le développement de l'algorithme. La croisière a été divisée en

plusieurs segments de 25nm entre chaque point de repère. A chaque point, le coût du vol est calculé. Une série de tests a été effectuée en utilisant différentes destinations, du long à court courriers. L'algorithme possède un nombre aléatoire *rand*, ainsi, pour obtenir une solution, les tests pour une même destination et un même poids ont été lancés dix fois, puis, une moyenne a été calculée pour cette solution. Les résultats obtenus par l'algorithme ont été comparés aux résultats obtenus par une recherche exhaustive qui a fourni l'optimal global puisque elle a utilisée toutes les combinaisons vitesse/altitude possible. Le but est alors que les résultats de ces deux algorithmes soient assez proches. Ces résultats ont montré que l'algorithme donne ainsi en moyenne, une erreur de 0.46%, soit pour les tests effectués, l'algorithme consomme 45 kg de plus que la recherche exhaustive. Cependant, l'algorithme donne des résultats en 40 itérations par rapport aux résultats en contre 91 itérations obtenus par la recherche exhaustive.

Une fois la phase de croisière implémentée, la phase de montée a été incluse. Différentes contraintes ont été respectées comme la vitesse de montée initiale ou l'altitude minimale de début de la phase d'accélération. Pour les tests, nous avons encore une fois comparé les résultats obtenus par notre algorithme à ceux obtenus par la recherche exhaustive et nous avons choisi six vols avec deux destinations long-courriers, deux destinations moyen-courriers et deux destinations court courriers. Pour chaque destination, nous avons fait varier le poids de l'avion. Pour l'algorithme, 300 itérations ont été nécessaires par rapport à 1092 itérations nécessaire dans la recherche exhaustive soit 700 itérations de moins. Ainsi, nous avons obtenus moins de 0.3% d'erreur pour les vols aux destinations long-courriers, moins de 0.2% d'erreur pour les vols aux destinations moyen-courriers et moins de 0.4% d'erreur pour les vols aux destinations court courriers. Ces valeurs sont donc très petites et nous ont permis de valider l'efficacité de l'algorithme et ainsi de poursuivre la recherche en ajoutant la phase de descente.

La phase de descente incluse, cela nous a amené à obtenir un profil dit complet où les résultats des tests ont eu une signification plus réaliste et plus concrète. Dans un premier temps, les résultats de l'algorithme ont été comparés aux résultats de la recherche exhaustive;

Pour 8 destinations différentes, une erreur de 0.37% en moyenne, soit 45.5 kg de différence a été obtenue pour les résultats des deux algorithmes avec une économie de 93 % au niveau du nombre d'itérations. En effet, l'algorithme donne les résultats en 800 itérations alors que 12,012 itérations sont nécessaires pour la recherche exhaustive. Une fois que nous avons bien vérifié que l'algorithme donne des résultats proches de la solution optimale, nous avons comparé ses résultats avec ceux du FMS. Cette comparaison prend tout son sens car nous comparons les résultats de notre algorithme avec ce qui existe actuellement sur les avions. L'algorithme donne pour 8 destinations différentes, une économie moyenne de 1.90% soit 209 kg de carburant de moins (pour les destinations choisies) que le FMS. Ces résultats prouvent l'efficacité et l'évolution de cet algorithme par rapport au FMS.

La dernière étape a été d'inclure les marches de montée dans la phase de croisière et de prouver leurs intérêts par rapport la consommation de carburant. Par rapport à la recherche exhaustive, nous avons obtenu avec l'algorithme proposé, une moyenne de 0.19%, soit 45 kg de différence pour les destinations choisies. Ainsi, sans considérer les marches de montée, la différence de pourcentage entre l'algorithme et la recherche exhaustive est de 0.30%, soit 72 kg versus 0.19%, soit 45kg lorsque l'on considère les marches de montée.

Lorsque que nous avons comparé les résultats de l'algorithme aux résultats du FMS, nous avons une économie de 2.6% soit 648 kg de différence ce qui représente une certaine quantité et donc une certains montant d'argent économisé non négligeable. Lorsque nous ne considérons pas les marches de montée la différence est de 328 kg contre 648 kg avec les marches de montée.

Nous avons ainsi mis en lumière l'importance des pas de montée et en quoi ces marches de montée permettent une réelle économie de carburant.

Ensuite, nous avons comparé les résultats de l'algorithme avec ceux de deux autres algorithmes d'optimisation implémentés auparavant par des étudiants au LARCASE. Même si leurs méthodes sont différentes, le but de ces algorithmes est le même que celui de ce mémoire à savoir l'optimisation des trajectoires afin de réduire la consommation de carburant. Même si pour ces deux algorithmes, la météo a été considérée, on a pu avoir une

idée quant à l'efficacité de l'algorithme proposé. Ainsi, pour l'algorithme développé par Alejandro Murrieta, notre algorithme économise 1.76%, soit 430,5 kg de carburant. Et enfin, la comparaison entre les résultats obtenus avec notre algorithme et ceux avec l'algorithme de Jocelyn Gagné donne un désavantage à notre algorithme quantifiée par une différence de 0.27 kg, soit 8 kg. L'algorithme développé par Jocelyn Gagné est connu pour être un très bon algorithme d'optimisation donnant une solution très proche de la solution optimale étant donné qu'il fait une combinaison de toutes les vitesses et toutes les altitudes disponible dans les données de performances.

A travers ce mémoire, nous avons mis en évidence l'efficacité et l'intérêt que peut avoir ce nouvel algorithme de la recherche de l'harmonie par rapport à d'autres algorithmes. En plus d'être relativement facile à implémenter, il permet de donner des résultats très proches de la solution optimale et surtout il permet d'effectuer de réelles économies par rapport à l'algorithme du FMS dont les résultats nous sont fournis par notre collaborateur industriel.

Dans le futur, nous pouvons suggérer d'ajouter la météo afin de pouvoir comparer les résultats de l'algorithme avec d'autres algorithmes d'optimisation ayant inclus la météo.

Un autre point intéressant serait de considérer une valeur pour l'indice de coût afin de voir son influence sur l'optimisation des trajectoires mais aussi de considérer le temps de vol puisque le coût total de vol dépend de la consommation du carburant, de l'indice de coût et du temps de vol.

Enfin un dernier point serait d'étudier non plus seulement la trajectoire de vol en navigation verticale, mais également la trajectoire de vol en navigation horizontale.

BIBLIOGRAPHIE

1. ATAG, *Aviation Benefits Beyond Borders*. 2014.
2. ILO, *Civil aviation and its changing world of work*. The Global Dialogue Forum on the Effects of the Global Economic Crisis on the Civil Aviation Industry, 2013.
3. GARDN, *Innover S'envoler ,Pour une destination plus verte*. 2014-2015.
4. ICAO, *Aviation and Climate Change*. 2010.
5. ATAG, *Aviation Benefits Beyond Borders*. (2011), Air Transport Action Group: Singapore.
6. Murrieta-Mendoza A., *Vertical and lateral flight optimization algorithm and missed approach cost calculation*, in *Production automatisée*. 2013, Ecole de technologie supérieure: Montréal.
7. IATA, *Vision 2050*. 2011: Singapour.
8. Williams J.C. and Starke E.A., *Progress in structural materials for aerospace systems*. Acta Materialia, 2003: p. 5775-5799.
9. Salvat N., Batailly A., and Legrand M., *Modeling of Abradable Coating Removal in Aircraft Engines Through Delay Differential Equations*. Journal of engineering for gas turbines and power, 2013. **135**(10).
10. Cotton K., *A Study of the Potential of Propane Fuel to Reduce Utility Engine Exhaust Emissions*, in *International Off-Highway & Powerplant Congress & Exposition*, S.T. Paper, Editor. 1992. p. 18.
11. Transat, A. *Reducing our greenhouse gas emissions* <http://resp.transat.com/en/reducing-our-greenhouse-gas-emissions.html>. 2016.
12. Boeing. *Blended Winglets Improve Performance* http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_03_09/article_03_1.html. 2009.
13. Okamoto N.D., Rhee J., and M. N.J. *Educating students to understand the impact of engineering solutions in a global/societal context in 8th UICEE Annual Conference on Engineering Education*. 2005. Kingston, Jamaica.
14. Airbus. <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/spotlight-on-a320neo/>
15. Boeing, <http://www.boeing.com/commercial/737max/>.
16. Sugar Gabor O., Korenschi A., and Botez R.M. *Low-speed aerodynamic characteristics improvement of ATR 42 airfoil using a morphing wing approach*. in *IECON 2012 - 38th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society*. 2012. Montreal: IEEE.
17. Driver J. and Zingg D.W. *Optimized Natural-Laminar-Flow Airfoils*. in *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2006. Nevada: AIAA.
18. Zingg D.W., Diosady L., and Billing L. *Adaptive Airfoils for Drag Reduction at Transonic Speeds*. in *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference* 2006. San Francisco, California: AIAA.
19. Sandquist J. and Guell B.M., *Overview of Biofuels for Aviation*. CHEMICAL ENGINEERING TRANSACTIONS, 2012. **29**.

20. IATA. *Beginner's Guide to Aviation Biofuels*. 2009. Geneva , Switzerland International Air Transport Association.
21. Hendricks R.C., Bushnell D.M., and Shouse D.T., *Aviation Fueling: A Cleaner, Greener Approach*. International Journal of Rotating Machinery, 2011. **2011**.
22. Porter. <https://www.flyporter.com/about/News-Release-Details?id=3eb20ebc-2f82-4725-ae4c-8c05b429ea2a&culture=en-CA>. 2012.
23. Murrieta-Mendoza A., et al. *Branch & Bound-Based Algorithm for Aircraft VNAV Profile Reference Trajectory Optimization*. in *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2015. Dallas, Texas.
24. Murrieta-Mendoza A., Gagné J., and Botez R.M. *GRIB2 Weather Extraction and Use for Flight Optimization Algorithms*. in *Sustainability 2015 - An International Conference on Environmental Sustainability in Air Vehicle Design and Operations of Helicopters and Airplane*. 2015. Montreal.
25. Jensen L., et al. *Commercial Airline Altitude Optimization Strategies for Reduced Cruise Fuel Consumption*. in *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2014. Atlanta.
26. Jensen L., et al. *Commercial Airline Speed Optimization Strategies for Reduced Cruise Fuel Consumption*. in *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2013. Los Angeles.
27. Turgut E., Cavcar M., and Usanmaz O., *Fuel flow analysis for cruise phase of commercial aircraft on domestic routes*. Aerospace Science and Technology, 2014. **37**: p. 1-9.
28. Lidén S, *The evolution of Flight Management Systems*, in *13th Digital Avionics systems conference 1994 AIAA/IEEE*. p. 157-169.
29. Murrieta-Mendoza A. and Botez R.M., *Vertical Navigation Trajectory optimization algorithm for a commercial aircraft* in *AIAA/3AF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium 2014*: Atlanta, Georgia.
30. Miyazawa Y., et al. *Dynamic Programming Application to Airliner Four Dimensional Optimal Flight Trajectory*. in *AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*. 2013. Boston.
31. Hagelauer P. and Mora-Camino F., *A soft dynamic programming approach for on-line aircraft 4D-trajectory optimization*. European Journal of Operational Research, 1998. **107**(1): p. 87-95.
32. Liden S. *Optimum cruise profiles in the presence of winds*. in *Digital Avionics Systems Conference*. 1992. Seattle: IEEE/AIAA.
33. Sibin Z., Guixian L., and Junwei H. *Research and modelling on performance database of flight management system*. in *Informatics in Control, Automation and Robotics (CAR)*. 2010. Wuhan: IEEE.
34. Murrieta-Mendoza A., et al. *Performance Database Creation using a Level D Simulator for Cessna Citation X Aircraft in Cruise Regime*. in *IASTED Modelling, Identification and Control*. 2015. Innsbruck.
35. Félix Patron R., Kessaci A., and B. R.M. *Flight trajectories optimization under the influence of winds using genetic algorithm*. in *AIAA Guidance, Navigation and Control (GNC)*. 2013. Boston , USA.

36. Dancila B. and Botez R.M., *Altitude optimization algorithm for cruise , constant speed and the level flight segments*. (2011), Ecole de Technologie supérieure.
37. Félix Patron R.S., Botez R.M., and Labour D., *Vertical profile optimization for the flight Management system CMA-9000 using the golden section search method*, in *38th Annual Conference on IEEE industrial Electronics Society I*. 2012, Editor. 2012, IEEE. p. 5482-5488.
38. Félix Patron R.S., Berrou Y., and Botez R.M. *Climb, Cruise and Descent 3D Trajectory Optimization Algorithm for a Flight Management System*. in *AIAA/3AF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium*. 2014. Atlanta: AIAA.
39. Yang X.S., *Harmony Search as a Metaheuristic Algorithm*, in *Music-Inspired Harmony Search Algorithm: Theory and Application 2009*: Berlin. p. 1-14.
40. Administration, F.A. https://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/.
41. Du Puy de Goyne T, et al., *Initiation à l'aéronautique*. 1995. 176.
42. Murrieta-Mendoza A., Botez R.M., and Félix Patrón R., "*Flight Altitude Optimization Using Genetic Algorithms Considering Climb and Descent Costs in Cruise with Flight Plan Information*," S.T. Paper, Editor. 2015: Seattle, USA.
43. Murrieta-Mendoza A. and Botez R.M., *Methodology for Vertical-Navigation Flight-Trajectory Cost Calculation Using a Performance Database*. *Journal of Aerospace Information Systems*, 2015. **12**(8): p. 519-532.
44. Félix Patron R.S., Botez R.M., and Labour D., *New altitude optimization algorithm for the flight Management system CMA-9000 improvement on the A310 and L-1011 aircraft*. *Aeronautical Journal* 2013. **117**(1194): p. 787-805.
45. B., R. *Fuel Conservation Strategies: Cost Index Explained*. 2007.
46. Félix Patron R. and Botez R.M. *Flight trajectory optimization through genetic algorithms coupling vertical and lateral profiles* in *ASME International Mechanical Engineering Congress & Exposition 2014*. Montreal , Quebec.
47. Murrieta-Mendoza A. and Botez R.M. *Method to calculate aircraft VNAV trajectory cost using a performance database*. in *ASME 2014 International Mechanical Congress & Exposition*. 2014. Montreal , Quebec.
48. Holland J.H, *Adaptation in natural and artificial systems* 1975, Oxford, England: University of Michigan Press.
49. Goldberg D.E., *Genetic algorithm in search optimization and machine learning*. 1989, Boston.
50. Murrieta-Mendoza A. , Hamy A., and Botez R.M., *Lateral Reference Trajectory Algorithm Using Ant Colony Optimization*, in *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2016: Washington.
51. Dorigo M., Maniezzo V., and Colorni A., *The ant system : Optimization by a colony of cooperating agents*. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B*, 1996(1): p. 29-41.
52. Azmi Al-Betar M. and Tajudin Khader A., *A harmony search algorithm for university course timetabling*, in *Annals of Operations Research*. 2010. p. 3-31.
53. Blum C. and Roli A., *Metaheuristics in combinatorial optimization: Overview and conceptual comparison*. *ACM Computing Surveys (CSUR)*, 2003(3): p. 268-308.

54. Geem Z., Kim J.H., and Loganathan G.V., *A new heuristic optimization algorithm: Harmony Search Simulation* : Transactions of The Society for Modeling and Simulation International, 2001.
55. Geem Z., Kim J.H., and L. G.V., *Harmony Search Optimization: Application to Pipe Network Design*. International Journal of Modelling and Simulation 2002. **22**(2).
56. Geem Z., *Optimal cost design of water distribution networks using harmony search*, in *Engineering Optimization*. 2006.
57. Geem Z., *Harmony Search Algorithm for Solving Sudoku*, in *Knowledge-Based Intelligent Information and Engineering Systems*. 2007. p. 371-378.
58. Geem Z., *Optimal Scheduling of Multiple Dam System Using Harmony Search Algorithm* in *Computational and Ambient Intelligence*. 2007. p. 316-323.
59. Geem Z. and Choi J.Y., *Music Composition Using Harmony Search Algorithm*, in *Applications of Evolutionary Computing*. 2007. p. 593-600.
60. Lee K.S. and Geem Z.W., *A new meta-heuristic algorithm for continuous engineering optimization : harmony search theory and practice*, in *Computers Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2004. p. 3902-3933.
61. Yang X.S., *Nature-Inspired Metaheuristic Algorithms*. Second Edition ed. 2010, United Kingdom: Luniver Press. 73-79
62. Worasuchep C., *A Harmony Search with Adaptive Pitch Adjustment for Continuous Optimization*. International Journal of Hybrid Information Technology 2011. **4**.
63. Mahdavi M., Fesanghary M., and Damangir E., *An improved harmony search algorithm for solving optimization problems* in *Mathematics and Computation* 2007. p. 1567-1579.
64. Gagné, J., *Nouvelle méthode d'optimisation du coût d'un vol par l'utilisation d'un système de gestion de vol et sa validation sur un avion Lockheed L-1011 Tristar*. 2013, Ecole de technologie supérieure: Montréal. p. 133.