

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA
MAÎTRISE EN GÉNIE
M. Ing.

PAR
Radu Ioan DANCILA

ALGORITHME D'OPTIMISATION DU PROFIL VERTICAL POUR UN SEGMENT DE
VOL EN CROISIÈRE AVEC UNE CONTRAINTE D'HEURE D'ARRIVÉE REQUISE

MONTREAL, LE 26 AOÛT 2013

©Tous droits réservés, Radu Ioan Dancila, 2013

©Tous droits réservés

Cette licence signifie qu'il est interdit de reproduire, d'enregistrer ou de diffuser en tout ou en partie, le présent document. Le lecteur qui désire imprimer ou conserver sur un autre media une partie importante de ce document, doit obligatoirement en demander l'autorisation à l'auteur.

PRÉSENTATION DU JURY
CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ
PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

Mme Ruxandra BOTEZ, directrice de mémoire
Département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

Mme Lyne WOODWARD, président du jury
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

M. Marc PAQUET, membre du jury
Département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 08 AOÛT 2013

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Je tiens à adresser mes remerciements à ma directrice de recherche, Professeur Ruxandra Botez, pour m'avoir accordé l'opportunité de travailler et de réaliser ma recherche au sein de son laboratoire, le Laboratoire de Recherche en Commande Active, Avionique et Aéroserveoélasticité (LARCASE). Cette opportunité m'a donné l'occasion de travailler et d'entrer en contact avec des projets et des sujets de recherche d'actualité dans le domaine d'aviation. Je souhaiterais également exprimer ma reconnaissance pour son support académique et financier accordé pendant mes études.

Je voudrais remercier aussi à M. Rex Hygate de CMC Electronics - Esterline et à M. Sylvain Cofsky de Green Aviation Research and Development Network pour avoir apprécié mes résultats académiques et de recherche et m'avoir accordé deux fois les prix annuel Student Green Award de GARDN. Cette appréciation a été un encouragement et une motivation de plus pour continuer le programme de maîtrise.

Je voudrais aussi remercier à M. Claude Provencal et à M. Steven Ford de CMC Electronics - Esterline pour leurs conseils pratiques offerts sur les projets réalisés en collaboration avec LARCASE.

Je souhaiterais remercier à M. Dominique Labour de CMC Electronics - Esterline pour sa collaboration et sa contribution à la bonne compréhension de la modélisation et du fonctionnement de la plate-forme FMS.

Enfin je remercie à ma famille pour leur support constant et leur encouragement de poursuivre le programme de maîtrise.

ALGORITHME D'OPTIMISATION DU PROFIL VERTICAL DE NAVIGATION POUR UN SEGMENT DE VOL EN CROISIÈRE AVEC UNE CONTRAINTE D'HEURE D'ARRIVÉE REQUISE

Radu Ioan DANCILA

RÉSUMÉ

Ce mémoire présente le développement d'un algorithme qui détermine le profil optimal de navigation verticale (VNAV) pour un segment de vol en croisière, au long d'un profil donné de navigation latérale (LNAV), ayant une contrainte d'heure d'arrivée requise (RTA). L'algorithme est destiné à être implémenté dans un Système de Gestion de Vol (FMS) en tant que nouvelle fonctionnalité offrant des informations consultatives sur le profil optimal de VNAV. L'objectif de l'optimisation est la minimisation du coût total associé au vol sur le segment de croisière alors que l'heure d'arrivée à la fin du segment se trouve dans un intervalle de temps imposé. Pour les profils verticaux de navigation ayant l'heure d'arrivée dans les limites imposées le degré de réalisation de la contrainte de RTA est quantifié par un coût proportionnel à la valeur absolue de la différence entre l'heure d'arrivée réelle et la RTA.

Les profils de VNAV évalués dans ce mémoire sont caractérisés par des altitudes identiques au début et à la fin du profil, ils contiennent au maximum un pas d'altitude relatif à l'altitude au point de début du profil et le vol est réalisé à une vitesse constante. Les segments d'accélération et de décélération ne sont pas pris en compte. Les gammes d'altitudes et de vitesses à utiliser pour les profils de VNAV sont fournies comme des paramètres à l'appel de l'algorithme.

L'algorithme présenté dans ce mémoire est développé en MATLAB. À chaque altitude, dans la gamme d'altitudes à utiliser pour les profils de VNAV, une recherche binaire est effectuée pour identifier le domaine de vitesses qui rendent une heure d'arrivée compatible avec la contrainte de RTA et le profil ayant le coût total minimal est retenu.

Les paramètres de performance qui déterminent le coût total pour le vol au long d'un profil de VNAV, la consommation de combustible et le temps de vol, sont calculés à partir des tableaux de performance et de la configuration de l'avion, de son profil de montée et de descente, de l'altitude initiale au début du profil VNAV, des profils de VNAV et de LNAV, et des conditions atmosphériques. Ces calculs ont été validés avec des données générées par une plate-forme FMS produite par CMC Electronics - Esterline pour un avion Airbus A310.

Les performances de l'algorithme ont été évaluées avec deux modèles d'avion, l'Airbus A310 et le Sukhoi RRJ, trois profils de LNAV et trois profils de vents.

Mots clé : Système de Gestion de Vol, profil optimal de navigation verticale, segment de croisière, heure d'arrivée requise

VERTICAL NAVIGATION PROFILE OPTIMISATION ALGORITHM FOR A CRUISE FLIGHT SEGMENT WITH A REQUIRED TIME OF ARRIVAL CONSTRAINT

Radu Ioan DANCILA

ABSTRACT

This thesis presents the development of an algorithm that determines the optimal vertical navigation (VNAV) profile for an aircraft flying a cruise segment, along a given lateral navigation (LNAV) profile, with a required time of arrival (RTA) constraint. The algorithm is intended for implementation into a Flight Management System (FMS) as a new feature that gives advisory information regarding the optimal VNAV profile. The optimization objective is to minimize the total cost associated with flying the cruise segment while arriving at the end of the segment within an imposed time window. For the vertical navigation profiles yielding a time of arrival within the imposed limits, the degree of fulfillment of the RTA constraint is quantified by a cost proportional with the absolute value of the difference between the actual time of arrival and the RTA.

The VNAV profiles evaluated in this thesis are characterized by identical altitudes at the beginning and at the end of the profile, they have no more than one step altitude and are flown at constant speed. The acceleration and deceleration segments are not taken into account. The altitude and speed ranges to be used for the VNAV profiles are specified as input parameters for the algorithm.

The algorithm described in this thesis is developed in MATLAB. At each altitude, in the range of altitudes considered for the VNAV profiles, a binary search is performed in order to identify the speed interval that yields a time of arrival compatible with the RTA constraint and the profile that produces a minimum total cost is retained.

The performance parameters that determine the total cost for flying a particular VNAV profile, the fuel burn and the flight time, are calculated based on the aircraft's specific performance data and configuration, climb/descent profile, the altitude at the beginning of the VNAV profile, the VNAV and LNAV profiles and the atmospheric conditions. These calculations were validated using data generated by a FMS platform produced by CMC Electronics - Esterline for an Airbus A310 aircraft model.

The performance of the algorithm was evaluated using two aircraft models, Airbus A310 and Sukhoi RRJ, three LNAV profiles and three wind profiles.

Keywords: Flight Management System, optimal vertical navigation profile, cruise segment, minimal cost, required time of arrival

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LA LITTÉRATURE	5
CHAPITRE 2 CONCEPTS THÉORIQUES	11
2.1 L'atmosphère	11
2.1.1 L'atmosphère standard	12
2.1.2 Le vent	17
2.2 Les vitesses IAS, MACH, TAS et GS	18
2.3 Éléments de navigation aérienne.....	26
2.3.1 Le profil de la navigation latérale	26
2.3.2 Le profil de la navigation verticale	27
2.3.3 L'heure d'arrivée requise	29
2.4 Le calcul des paramètres de performance pour le profil de vol	30
2.4.1 Le temps de vol	31
2.4.2 La consommation de combustible	33
2.5 Le coût total	33
2.6 L'algorithme de recherche binaire.....	36
CHAPITRE 3 LA PRÉSENTATION DE L'ALGORITHME D'OPTIMISATION	39
3.1 La description des données utilisées dans l'algorithme.....	39
3.1.1 Les données de sortie	39
3.1.2 Les données d'entrée	41
3.2 Le développement de l'algorithme	43
CHAPITRE 4 LA VALIDATION DE L'ALGORITHME	57
4.1 Les résultats des tests de la fonction MATLAB pour les calculs des paramètres de performance de vol	64
4.2 Les résultats des tests de l'algorithme pour l'Airbus A310	68
4.3 Les résultats des tests de l'algorithme pour le Sukhoi RRJ.....	80
CONCLUSION	87
RECOMMANDATIONS	91
ANNEXE I L'ORGANIGRAMME DE L'ALGORITHME.....	93
ANNEXE II L'AMÉLIORATION DE LA GAMME DE RTA DISPONIBLE EN VNAV PAR RAPPORT AU VOL EN CROISIÈRE POUR LES CAS DE TEST DE L'AIRBUS A310.....	101

ANNEXE III	LES RÉSULTATS DES TESTS POUR L'AIRBUS A310	105
ANNEXE IV	L'AMÉLIORATION DE LA GAMME DE RTA DISPONIBLE EN VNAV PAR RAPPORT AU VOL EN CROISIÈRE POUR LES CAS DE TEST DU SUKHOI RRJ	141
ANNEXE V	LES RÉSULTATS DES TESTS POUR LE SUKHOI RRJ	145
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....		181

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 4.1	Les paramètres de configuration pour les cas de test de validation de la fonction de calcul des paramètres de performance de vol66
Tableau 4.2	Le sommaire des résultats de la validation de la fonction de calcul des paramètres de performance de vol pour la conformité en ce qui concerne l'enveloppe de vol de l'avion67
Tableau 4.3	Les résultats de l'évaluation des différences entre les valeurs des paramètres de performance de vol des profils VNAV calculés par le PTT et par la fonction MATLAB68
Tableau 4.4	L'amélioration des valeurs de RTA réalisables (le profil VNAV optimal versus le profil optimal en croisière) pour l'A31069
Tableau 4.5	Les résultats de la comparaison des profils optimaux déterminés par l'algorithme avec ceux déterminés par les recherches exhaustive et celle linéaire, pour l'A31075
Tableau 4.6	Le nombre de profils calculés par l'algorithme pour déterminer le profil VNAV optimal pour l'A31076
Tableau 4.7	La différence entre le nombre de profils calculés par l'algorithme et par la recherche linéaire pour trouver le profil VNAV optimal pour la RTA, pour l'A31078
Tableau 4.8	L'amélioration des valeurs réalisables de RTA (le profil VNAV optimal versus le profil optimal en croisière) pour le RRJ81
Tableau 4.9	Les résultats de la comparaison des profils optimaux déterminés par l'algorithme avec ceux déterminés par les recherches exhaustive et celle linéaire, pour le RRJ83
Tableau 4.10	Le nombre de profils calculés par l'algorithme pour déterminer le profil VNAV optimal, pour le RRJ84
Tableau 4.11	La différence entre le nombre de profils calculés par l'algorithme et par la recherche linéaire pour trouver le profil VNAV optimal pour la RTA pour le RRJ85

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 2.1	La variation de la température de l'air en fonction d'altitude, dans l'atmosphère standard13
Figure 2.2	La variation de la pression statique avec l'altitude, dans l'atmosphère standard.....16
Figure 2.3	La variation de la densité de l'air avec l'altitude, dans l'atmosphère standard.....16
Figure 2.4	Le calcul de la valeur du vent à une altitude d'intérêt.....18
Figure 2.5	La variation de la TAS en fonction de la valeur d'IAS et l'altitude de vol.....21
Figure 2.6	La variation de la TAS en fonction de la valeur du MACH et l'altitude de vol.....23
Figure 2.7	La variation de la vitesse TAS en fonction de la valeur du couple [IAS, MACH] et l'altitude de vol23
Figure 2.8	Exemple de triangle des vents.....26
Figure 3.1	Les profils de vol d'un sous-ensemble de profils de VNAV caractérisés par la même altitude de croisière.....46
Figure 3.2	Exemple de limitation imposée par l'enveloppe de vol de l'avion sur les profils de vol utilisables49
Figure 3.3	Les étapes de l'algorithme proposé dans le mémoire.....52

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ADC	Ordinateur des données de l'air (Air Data Computer)
AIC	L'altitude initiale de croisière
ATC	Contrôleur de la circulation aérienne (Air Traffic Control)
ATM	Gestion de la circulation aérienne (Air Traffic Management)
FCU	Unité de control du vol (Flight Control Unit)
FMS	Système de gestion de vol (Flight Management System)
GARDN	Green Aviation Research and Development Network
GS	La vitesse au sol (Ground Speed)
IAS	La vitesse indiquée (Indicated Air Speed)
ISA_DEV	La déviation de la température par rapport à l'atmosphère standard (ISA Deviation)
LNAV	La navigation latérale (Lateral Navigation)
MACH	Le nombre du MACH - le rapport entre la vitesse vraie et la vitesse du son
RNAV	Navigation de surface (Area Navigation)
RNP	Qualité de navigation requise (Required Navigation Performance)
RTA	Heure d'arrivée requise (Required Time of Arrival)
TAS	La vitesse vraie (True Air Speed)
VNAV	La navigation verticale (Vertical Navigation)
WPT	Point de cheminement (Waypoint)

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

a	la vitesse du son (m / s ou pi / s)
α_D	l'angle de dérive (deg)
$\alpha_{\text{sous_segment}}$	l'angle de montée ou de descente d'un sous-segment (deg)
α_W	l'angle entre la direction du vent et la direction du segment de vol (deg)
CI	index de coût (kg de combustible / minute)
Coût _{total}	le coût total pour le vol (kg de combustible)
$d_{\text{sous_segment}}$	la longueur d'un sous-segment de croisière (n.m)
$\Delta\text{altitude}_{\text{sous_segment}}$	la différence d'altitude entre les limites d'un sous-segment de montée ou de descente (pi)
Δt_a	la tolérance acceptable pour l'heure d'arrivée (s)
g_0	l'accélération gravitationnelle au niveau de la mer (m / s ² ou pi / s ²)
Gs	la vitesse au sol (Kts)
$G_{\text{sous_segment}}$	la vitesse au sol pour un sous-segment (Kts)
γ	la constante adiabatique du gaz idéal (sans dimension)
h	l'altitude (pi)
$H_{\text{stratosphère}}$	l'altitude de la limite inférieure de la stratosphère (pi)
Ias	la vitesse indiquée (Kts)
ISADEV	la déviation de température par rapport à l'atmosphère standard (°K ou °R)
°K	Kelvin
kg	kilogramme
Km	kilomètre
Kts	noeuds

XX

lb	livre
m	mètre
Mach	le nombre MACH (sans dimension)
MMO	la valeur opérationnelle maximale pour le nombre MACH (sans dimension)
N	Newton
Nm	Newton mètre
n.m.	mile nautique
p	la pression de l'air (N / m^2 ou lb / pi^2)
pi	pieds
p_s	la pression statique de l'air (N / m^2 ou lb / pi^2)
p_{s0}	la pression statique de l'air au niveau de la mer (N / m^2 ou lb / pi^2)
$p_{s0_stratosphère}$	la pression statique de l'air à la limite inférieure de la stratosphère (N / m^2 ou lb / pi^2)
p_T	la pression totale de l'air (N / m^2 ou lb / pi^2)
$Q_{\text{combustible}}$	la quantité de combustible consommé pendant le vol (kg)
R	la constante du gaz idéal ($\text{N m} / \text{kg} \text{ } ^\circ\text{K}$ ou $\text{pi lbf} / \text{slug } ^\circ\text{R}$)
$^\circ\text{R}$	Rankine
RCI	index de coût associé à la différence entre l'heure d'arrivée et celle de la contrainte de RTA (kg de combustible / s)
rta	l'heure d'arrivée requise assignée (h:m:s)
ρ	la densité de l'air (kg / m^3 ou $\text{slug} / \text{pi}^3$)
ρ_0	la densité de l'air au niveau de la mer (kg / m^3 ou $\text{slug} / \text{pi}^3$)
$\rho_{0_stratosphère}$	la densité de l'air à la limite inférieure de la stratosphère (kg / m^3 ou $\text{slug} / \text{pi}^3$)

q_c	la pression dynamique de l'air (N / m^2 ou lb / pi^2)
s	seconde
slug	unité de mesure du poids
T	la température de l'air ($^{\circ}K$ ou $^{\circ}R$)
T_0	la température de l'air au niveau de la mer ($^{\circ}K$ ou $^{\circ}R$)
$T_{stratosphère}$	la température de l'air dans la stratosphère ($^{\circ}K$ ou $^{\circ}R$)
Tas	la vitesse vraie (Kts)
Tas_H	la composante horizontale de la vitesse Tas (Kts)
Tas_V	la composante verticale de la vitesse Tas (Kts)
t_{actuel}	l'heure actuelle, l'heure d'arrivée de l'avion au point de début du segment optimisé (h:m:s)
$t_{arrivée}$	l'heure d'arrivée (h:m:s)
$t_{sous_segment}$	le temps de vol sur un sous-segment (minutes)
t_{vol}	le temps total de vol (minutes)
$t_{vol_à_RTA}$	la différence de temps entre l'heure d'arrivée requise et l'heure actuelle, au moment de calcul de la fenêtre de RTA (minutes)
V	la vitesse de l'air (m / s ou pi / s)
V_w	la vitesse du vent (Kts)
VMO	la valeur opérationnelle maximale pour la vitesse IAS (Kts)

INTRODUCTION

L'augmentation constante du trafic aérien pose plusieurs défis importants à l'industrie de transport aérien. Un de ces défis est l'impact sur l'environnement causé par les émissions à effet de serre produites par les moteurs d'aéronefs. Un autre défi est la nécessité de réduire les coûts d'exploitation. Enfin, le nombre croissant d'aéronefs qui volent dans le même espace aérien, lesquels nécessitent l'accès aux mêmes ressources - des aéroports, des voies aériennes ou des points de cheminement (Waypoint -WPT), exigent une augmentation de la capacité de transit de ces ressources.

Les premiers deux défis sont interdépendants. Ils sont accomplis par une optimisation du profil de navigation, le profil latéral et le profil vertical de la trajectoire de vol, pour trouver celui qui conduit à un coût total minimal (un optimum entre la consommation de combustible et le temps de vol). L'augmentation de la capacité de transit des voies aériennes, des points de cheminement et des aéroports est accomplie par un ensemble de moyens et de mesures. Premièrement, il est nécessaire d'utiliser des systèmes de navigation plus précis pour mieux connaître la position courante et mieux prédire et contrôler les positions futures de l'avion. Deuxièmement, ayant une meilleure saisie sur les positions des avions, il est possible de réduire de façon sécuritaire l'espacement entre les avions et augmenter le débit du trafic. Enfin, la négociation et l'allocation de contraintes de temps pour des points dans les plans de navigation, entre le système de gestion du trafic aérien et les avions, permettent une meilleure gestion et l'optimisation du flux aérien.

Dans la phase de création du plan de navigation pour le vol, ou pendant chaque modification de celui-ci, à chaque point de cheminement avec des possibilités de conflit il lui est assigné une heure d'arrivée, dénommée heure d'arrivée requise (Required Time of Arrival - RTA), négociée avec le système de gestion de la circulation aérienne (Air Traffic Management System - ATM). Les aéronefs sont obligés à respecter ces heures d'arrivée et doivent être équipés avec des systèmes de gestion du vol (Flight Management System - FMS) capables de

faire le guidage de l'avion au long du plan de navigation en respectant les contraintes de RTA.

Ce mémoire présente le développement d'un algorithme d'optimisation du profil de la navigation verticale (Vertical Navigation - VNAV) pour un segment de vol en croisière ayant un profil de la navigation latérale (Lateral Navigation - LNAV) imposé et une contrainte de RTA à son WPT final. Le résultat obtenu par l'algorithme d'optimisation, le profil de VNAV, est constitué par le couple de vitesse et d'altitude de vol qui produisent un coût total minimal et un temps de vol compatible avec la contrainte de RTA. Cet algorithme est destiné à être implémenté dans les systèmes de gestion de vol.

Dans la phase de développement un ensemble de limitations ont été imposées à l'algorithme :

- Le segment optimisé est un segment de vol en croisière;
- L'optimisation du profil de vol est faite seulement pour la VNAV. Le plan de LNAV est considéré fixé et donné comme paramètre d'entrée;
- Le profil latéral est spécifié par une succession de WPT qui déterminent des sous-segments de vol. Chaque sous-segment de vol est caractérisé par une longueur et une direction, déterminées par les deux WPT délimitant le segment;
- Les altitudes de l'avion au début et à la fin du segment optimisé sont identiques, elles sont spécifiées comme paramètre d'entrée;
- Les profils de VNAV considérés ont une seule altitude de croisière. Si cette altitude est différente de celle au début du segment de VNAV alors le profil commence, dans le point initial, avec une montée/descente vers l'altitude de croisière et finit avec une descente/montée qui atteint la fin du profil à l'altitude initiale.
- La vitesse de l'avion est considérée constante, les sous-segments d'accélération et de décélération ne sont pas pris en compte;
- La vitesse de vol est définie par le couple vitesse indiquée (Indicated Air Speed - IAS) et nombre du MACH. Aux altitudes inférieures à l'altitude de croisement, l'altitude au quelle la vitesse vraie (True Air Speed - TAS) calculée à partir d'IAS est égale à celle calculée à partir de MACH, la vitesse vraie est calculée en utilisant

l'IAS. Aux altitudes plus hautes que l'altitude de croisement la valeur du MACH est utilisée pour calculer la TAS;

- Les gammes de vitesses et d'altitudes utilisées pour les profils de VNAV à évaluer sont spécifiées comme paramètres d'entrée dans l'algorithme;
- Les altitudes de vol pour la phase de croisière des profils de VNAV sont situées à un multiple de 1 000 pieds;
- Les vitesses de vol utilisées pour les profils de VNAV sont des multiples de 1 noeud pour l'IAS et 0,001 pour le MACH. Les valeurs des éléments de la paire de vitesses [*Ias*, *Mach*] sont liées, à une valeur d'*Ias* (ou de *Mach*) il lui correspond une seule paire [*Ias*, *Mach*];
- Pour une configuration d'avion et une altitude de vol, si les vitesses inférieure, supérieure et celle située au milieu de la gamme de vitesses utilisée pour les profils de VNAV ne sont pas des vitesses valides, l'avion n'est pas capable de voler à une telle altitude et vitesse, il est considéré que l'avion n'est pas capable de voler à cette altitude pour aucune des vitesses dans la gamme;
- Le vent est défini par sa structure - sa vitesse et sa direction à quatre altitudes. La valeur du vent à une altitude d'intérêt est calculée par une interpolation linéaire. Une structure de définition du vent est associée à chaque WPT du profil de LNAV. Cette structure décrit le vent pour le segment commençant à ce WPT. Le vent est considéré constant sur chaque segment du LNAV;
- La valeur de l'heure d'arrivée requise (RTA) est fournie comme paramètre d'entrée pour l'algorithme. Un profil de VNAV satisfait la contrainte de RTA si l'heure d'arrivée au WPT situé à la fin du segment à optimiser se trouve dans un domaine de temps autour de la RTA;
- Les paramètres de performance d'un profil de VNAV (la consommation de combustible et le temps de vol), qui déterminent le coût total pour le vol, sont calculés, comme dans le cas du FMS, en utilisant les méthodes de calcul et les modèles de performance des avions basées sur des tableaux d'interpolation linéaire;
- La fonction de calcul des paramètres de performance pour un profil de VNAV ne fait pas partie de l'algorithme présenté dans le mémoire. Cette fonction est spécifique

pour le modèle d'avion, le profil de vol etc., et elle est différente pour chaque modèle de FMS;

- Les critères de performance pour l'algorithme d'optimisation consistent dans le fait qu'il trouve toujours le profil de VNAV optimal (qui rend le coût total minimal et respecte la contrainte de RTA), si ce profil existe, et que le nombre de profils de VNAV nécessaires à calculer pour le trouver est le minimum;
- L'algorithme doit être déterministe, c'est-à-dire que pour les mêmes données d'entrée on doit obtenir les mêmes résultats : les mêmes profils optimaux de VNAV et les mêmes temps de calcul.

Dans le premier chapitre est effectuée une revue de la littérature en ce qui concerne l'optimisation des trajectoires de vol des avions. Le deuxième chapitre contient une analyse des concepts théoriques utilisés. La description de l'algorithme proposé dans ce mémoire et les résultats obtenus sont présentés dans le troisième et le quatrième chapitre. Enfin, les conclusions et des recommandations pour des travaux à venir sont présentées.

CHAPITRE 1

REVUE DE LA LITTÉRATURE

L'optimisation des trajectoires de vol des avions est une préoccupation constante pour l'industrie de transport aérien. La croissance constante du nombre de vols a accentué le besoin d'effectuer une telle optimisation non seulement au niveau de chaque vol mais aussi au niveau global, pour l'ensemble de l'espace aérien. Les avancements dans le domaine d'avionique et particulièrement l'apparition du FMS, avec ses fonctionnalités et capacités, ont permis l'implémentation des stratégies d'optimisation impossibles à faire auparavant.

Une ample présentation de l'historique, de l'évolution du FMS et de ces fonctionnalités est faite par Liden [1]. Parmi les fonctionnalités présentées se retrouvent celles de planification du vol, de navigation et de guidage. Ces fonctionnalités ont permis une croissance de la précision de navigation, une automatisation des tâches liées au suivi du plan de vol et de ces contraintes de navigation, et, en conséquence, une diminution de la charge de travail des pilotes. La fonctionnalité de prédiction fait une évaluation des paramètres de performance pour le vol au long du profil planifié, en respectant toutes les contraintes imposées et les limites de performance de l'avion. La fonctionnalité d'optimisation détermine la vitesse et le profil de VNAV qui, en respectant toutes les contraintes imposées, produisent un vol optimal selon le critère utilisé (minimisation de la consommation de combustible, du temps de vol ou du coût total).

Dans la phase de planification du vol, le FMS est configuré avec des données décrivant la configuration de l'avion (le poids brut, la quantité de combustible, le centre de gravité etc.), l'état de l'atmosphère (la structure des vents et la déviation de température), le plan de la navigation latérale (la liste de points de cheminement) et le plan de la navigation verticale (les vitesses de vol, les altitudes de vol, les vitesses de montée et de descente, les contraintes de vitesse et d'altitude etc.). À partir de ces données et du modèle de performance de l'avion

le FMS construit les trajectoires de vol dans le plan latéral et vertical. Une vue d'ensemble sur la construction et le calcul des trajectoires de vol est présentée par Schreur [2].

Le modèle de performance de l'avion est un élément important du FMS car il est à la base de tous les calculs. Il détermine non seulement la précision des résultats mais aussi les ressources et le temps nécessaires pour effectuer les calculs. Une modélisation possible pour les paramètres de performance de l'avion est celle décrite par des équations d'énergie et d'état, qui demande la résolution des équations différentielles - Sorensen et al [3], Liden [4] et Sorensen [5]. Une autre modélisation possible est celle faite avec des tableaux d'interpolation linéaire (Liden [1]), la précision d'estimation des résultats est moins élevée mais la complexité des calculs est diminuée.

Herndon et al. [6] ont réalisé une analyse des trajectoires de vol générées par des FMS produits par divers constructeurs, pour un plan de vol (un profil de LNAV et de VNAV) et des conditions atmosphériques identiques. Les auteurs ont remarqué des différences entre les résultats obtenus et ont identifié parmi les causes : des différences dans l'interprétation des procédures de navigation et leurs implémentation dans le FMS, les variations des paramètres de performance et des limitations pour les divers modèles ou versions d'avion, et des différences dans les procédures opérationnelles spécifiques pour les compagnies aériennes. Les variations entre les trajectoires de vol générées par les divers FMS ont déterminé des valeurs différentes pour les paramètres de performance associés au vol au long de ces trajectoires : la consommation de carburant, le temps de vol et, en conséquence, le coût total.

Le critère d'optimisation utilisé dans ce mémoire est la minimisation du coût total. Dans le cas des profils de vol sans contrainte d'heure d'arrivée le coût total a deux composants : un coût déterminé par la quantité de combustible consommé et un coût opérationnel qui est obtenu en multipliant le temps de vol avec un coefficient appelé index de coût (Cost Index - *CI*). L'index de coût est calculé en divisant les coûts opérationnels proportionnels avec le temps de vol au prix spécifique du carburant pour le vol. Robertson [7], Robertson et al. [8] et DeJonge et al. [9] décrivent les éléments contribuant aux coûts proportionnels avec le

temps de vol (ex. les salaires de l'équipage, des coûts de maintenance etc.), la formule de calcul de l'index de coût et la signification des valeurs d'index de coût dans le contexte de calcul des coûts totaux, ainsi que l'utilisation de l'index de coût pour déterminer le profil optimal. Liden [4] présente le cas d'optimisation pour un vol avec contrainte d'heure d'arrivée requise à la destination. Dans ce contexte il ajoute au coût total un composant proportionnel à l'erreur de temps d'arrivée, ce composant étant un coût supplémentaire qui représente les coûts opérationnels déterminés par les salaires supplémentaires de l'équipage, les retards propagés sur les vols ultérieurs et les pertes de connexions pour les passagers.

Les valeurs de la vitesse de vol programmables dans l'interface du FMS ou dans le panneau de l'unité de control du vol (Flight Control Unit - FCU) sont des valeurs discrètes. En conséquence, le temps de vol réalisable, pour une trajectoire d'une longueur donnée, a lui aussi des valeurs discrètes. Pour les profils de vol ayant des contraintes d'heure d'arrivée requise il est donc nécessaire de définir un domaine d'heures d'arrivée pour lesquelles la contrainte de temps est considérée satisfaite. Ballin et al. [10] présentent un modèle de fonction pour déterminer le domaine de temps d'arrivée et les limites maximales et minimales acceptables en fonction de la phase de vol (approche, arrivée ou croisière). Un modèle de calcul similaire, pour le domaine de temps d'arrivée acceptable dans la phase de vol de croisière, est présenté par Wichman et al [11].

Sorensen et al [3] ont réalisé une étude sur l'application des principes d'optimisation des trajectoires et ont présenté un algorithme, basé sur le calcul variationnel, pour déterminer le profil vertical de vol (le profil d'altitudes, les vitesses et les régimes du moteur) qui minimise le coût total.

L'étude présentée par Liden [4] contient une analyse des relations de dépendance entre les valeurs de la vitesse de vol, du vent, de la consommation de combustible, du temps de vol et de l'index de coût pour le vol d'un avion au long d'un profil de LNAV et à une altitude de croisière données. Une procédure d'optimisation du vol est proposée, pour obtenir le coût total minimal, ayant comme variable de contrôle l'index de coût. L'auteur constate que le coût

total a une sensibilité réduite par rapport à la variation de l'index de coût autour de la valeur optimale.

Liden [12] a fait une analyse de la problématique de l'optimisation de performance pour des vols ayant une contrainte de RTA. L'auteur a utilisé la valeur de l'index de coût, qui détermine la vitesse de vol optimale et en conséquence un temps de vol, pour modifier le temps de vol et obtenir une valeur compatible avec la contrainte de RTA. Il a constaté que dans le cas des profils de vol ayant des pas d'altitude de croisière, pour lesquels le changement de la vitesse de vol a déterminé des changements dans la position de points de pas d'altitude, cette méthode de modification du temps de vol a pu généré des discontinuités. Il est possible que, pour certaines valeurs de RTA, il n'y ait pas des valeurs d'index de coût, et en conséquence des vitesses de vol, qui rendent un temps de vol acceptable. L'article a proposé une méthodologie pour détecter et éliminer ces discontinuités.

L'algorithme présenté dans ce mémoire détermine le profil vertical de vol optimal pour un segment de croisière où le critère d'optimisation est la minimisation du coût total et la conformité du temps de vol avec la contrainte de RTA. La configuration de l'avion, son altitude initiale, le profil de LNAV, les conditions atmosphériques, la contrainte de RTA et les gammes de vitesses et d'altitudes de croisière qui définissent les profils de VNAV sont spécifiées comme paramètres d'entrée pour l'algorithme.

Par rapport aux méthodologies d'optimisation analysées dans la littérature, cet algorithme contient des différences importantes. Premièrement, en plus du changement de la vitesse de vol, il considère aussi des changements d'altitude de croisière - donc de VNAV. Ce changement d'altitude permet de profiter de la variation avec l'altitude de la vitesse au sol et de la consommation spécifique de combustible. Une autre différence est le fait que, par rapport à la définition et l'utilisation classique de l'index de coût, présentées par Robertson [7], Robertson [8] et autres, l'index de coût est considéré fixe et il est fourni comme paramètre d'entrée. Enfin, l'algorithme utilise un coût proportionnel à la différence entre l'heure d'arrivée requise et l'heure d'arrivée réelle. Ce coût est calculé en multipliant un

facteur fourni comme paramètre d'entrée, dénommé index de coût de RTA (RTA Cost Index - *RCI*), avec la valeur absolue de la différence entre l'heure d'arrivée requise et l'heure d'arrivée réelle. L'index de coût de RTA permet de quantifier l'importance accordée à la précision de satisfaction de la contrainte de RTA.

CHAPITRE 2

CONCEPTS THÉORIQUES

Ce chapitre contient la présentation des concepts théoriques utilisés dans le mémoire. Les premiers éléments théoriques analysés, dans la section 2.1, sont ceux qui concernent l'atmosphère : l'atmosphère standard et la modélisation des vents. Les relations entre la vitesse indiquée (IAS), le nombre du MACH, l'altitude de croisement, la vitesse vraie (True Air Speed - TAS) et la vitesse au sol (Ground Speed - GS) ainsi que l'influence du vent sur la valeur de la vitesse au sol sont présentées dans la section 2.2. La section 2.3 contient les concepts théoriques liés à la navigation aérienne : le profil de la navigation latérale (LNAV), le profil de la navigation verticale (VNAV) et l'heure d'arrivée requise (RTA). La section 2.4 décrit les paramètres utilisés pour caractériser les performances de vol de l'avion et leur mode de calcul. Le calcul des coûts totaux associés au vol d'un segment en croisière ayant une contrainte de RTA est présenté dans la section 2.5. Finalement, la section 2.6 présente l'algorithme de recherche binaire, qui est à la base de l'algorithme décrit dans le mémoire.

2.1 L'atmosphère

Les performances de vol d'un avion sont fortement influencées par les caractéristiques de la masse d'air dans laquelle il se déplace. La poussée des moteurs, les forces aérodynamiques (la portance et la traînée) ainsi que la valeur de la vitesse vraie sont dépendantes des valeurs de la pression (p), de la température (T) et de la densité spécifique de l'air (ρ). Le vent, sa vitesse et sa direction par rapport à l'orientation de la trajectoire de vol, influence la vitesse par rapport au sol et, en conséquence, le temps de vol.

La section 2.1.1 contient une analyse de la modélisation de l'atmosphère standard. Le modèle de vent utilisé dans ce mémoire est décrit dans la section 2.1.2.

2.1.1 L'atmosphère standard

Pour un gaz idéal la relation entre les valeurs de la pression, de la température et de la densité est définie par la loi du gaz parfait. Son expression est décrite dans la littérature, par Botez [13], Nelson [14] et autres auteurs, par l'équation :

$$p = \rho RT \quad (2.1)$$

où R est la constante du gaz parfait, égale à 287,05 Nm/kg°K ou 1 718 pieds-lb/slug°R, et p est la pression totale dans son point de mesure.

La pression totale de l'air a deux composantes : la pression statique (p_s), qui correspond au poids de la colonne d'air située au-dessus du point considéré, et la pression dynamique (q_c), ou pression d'impact, déterminé par l'énergie cinétique de l'air en mouvement. Ainsi, la valeur de la pression totale peut être exprimé par l'équation :

$$p_T = p_s + q_c \quad (2.2)$$

Les paramètres qui caractérisent la masse d'air ont un caractère dynamique, leurs valeurs changent en fonction du moment en temps et la place dans laquelle ils sont mesurés. Le concept et le modèle d'atmosphère standard, un modèle statique, ont été adoptés comme des références qui permettent de déterminer les paramètres de performance aérodynamique des aéronefs dans des conditions identiques dans le but de pouvoir les comparer.

Le modèle d'atmosphère standard est présenté dans la littérature, par Botez [13], Nelson [14] et autres auteurs. Le modèle a été développé à partir des observations faites sur l'atmosphère réelle et il est caractérisé par un air :

- considéré un gaz idéal,
- sec (sans humidité),
- en repos,

- ses valeurs de la température, de la pression et de la densité spécifique sont exprimées en fonction de l'altitude par rapport à un niveau de référence, le niveau de la mer, considérée 0 mètres ou 0 pieds.

Dans l'atmosphère standard la pression dynamique est zéro, une conséquence de l'hypothèse que la masse d'air est un fluide en repos (sa vitesse est zéro). Ainsi, dans l'atmosphère standard, la pression totale est égale à la pression statique.

$$p_T = p_s \quad (2.3)$$

La variation de la température de l'air avec l'altitude (Figure 2.1) a déterminé la séparation de la gamme d'altitudes utilisées dans le régime normal de vol dans deux régions :

- La troposphère, de 0 pieds jusqu'au 36 089 pieds (ou 11 Km), où la température de l'air a une variation linéaire avec l'altitude;
- La stratosphère, de 36 089 pieds jusqu'au 70 000 pieds (ou 21 Km), où la température est constante.

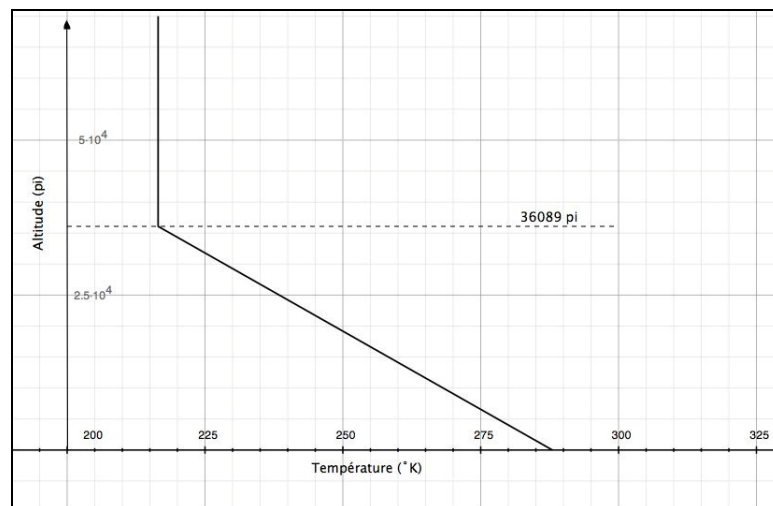


Figure 2.1 La variation de la température de l'air en fonction d'altitude, dans l'atmosphère standard

Dans la troposphère la température décroît avec l'altitude. La dépendance entre la température de l'air et l'altitude est décrite par l'équation :

$$T(h) = T_0 - Lh \quad (2.4)$$

(Botez [13], p. 4-5)

où T_0 est la température de l'air au niveau de la mer (288 °K ou 518,69 °R), L est la pente de la variation de la température avec l'altitude ($6,5 \times 10^{-3}$ °K/m ou 0,00356 °R/pi) et h est l'altitude par rapport au niveau de la mer.

Dans la stratosphère la température, $T_{stratosphère}$, est constante et égale à la température à l'altitude de la limite supérieure de la troposphère (à l'altitude de 36 089 pi). Sa valeur est 216,66 °K ou 390 °R (Botez [13], p. 4-4).

Les dépendances de la pression atmosphérique et de la densité de l'air avec l'altitude sont obtenues à partir de l'équation (2.1) en utilisant la relation de dépendance entre la température et l'altitude et en considérant, pour la gamme d'altitudes analysées, l'accélération gravitationnelle constante et égale à sa valeur au niveau de la mer (g_0). Dans les deux régions de l'atmosphère les expressions sont :

- pour la région de la troposphère :

$$p_s(h) = p_{s0} \left(\frac{T(h)}{T_0} \right)^{\frac{g_0}{RL}} \quad (2.5)$$

(Nelson [14], p. 17)

$$\rho(h) = \rho_0 \left(\frac{T(h)}{T_0} \right)^{\left(\frac{g_0}{RL} - 1 \right)} \quad (2.6)$$

(Nelson [14], p. 17)

- pour la région de la stratosphère :

$$p_s(h) = p_{s0_stratosphère} * e^{\frac{-g_0(h-H_{stratosphère})}{RT_{stratosphère}}} \quad (2.7)$$

(Nelson [14], p. 17)

$$\rho(h) = \rho_{0_stratosphère} * e^{\frac{-g_0(h-H_{stratosphère})}{RT_{stratosphère}}} \quad (2.8)$$

(Nelson [14], p. 18)

où :

- $p_{s0} = 101.3 \text{ kPa}$;
- $p_{s0_stratosphère} = 22.7 \text{ kPa}$;
- $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$;
- $\rho_{0_stratosphère} = 0.365 \text{ kg/m}^3$;
- $g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$.

Les représentations graphiques de la variation avec l'altitude pour la pression statique et la densité de l'air, dans l'atmosphère standard, sont illustrées dans la Figure 2.2 et la Figure 2.3.

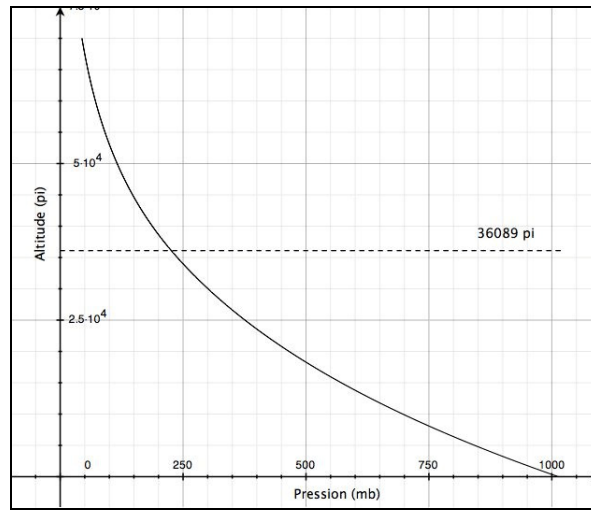


Figure 2.2 La variation de la pression statique avec l'altitude, dans l'atmosphère standard

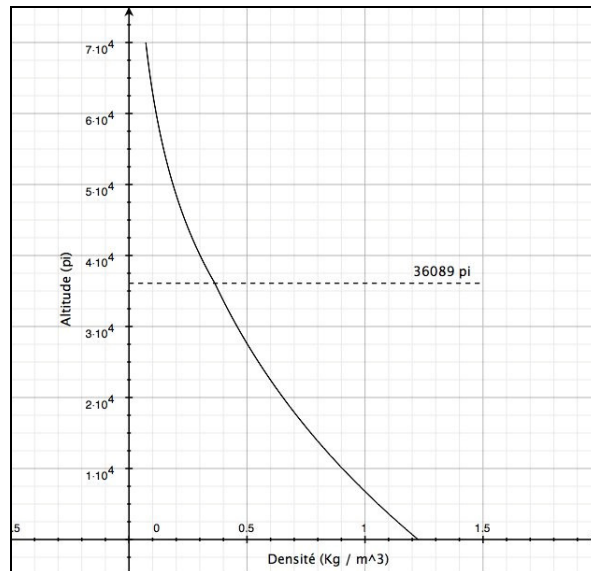


Figure 2.3 La variation de la densité de l'air avec l'altitude, dans l'atmosphère standard

Dans les paragraphes précédents les paramètres de l'atmosphère standard, la pression et la densité de l'air, ont été exprimées en fonction de la température de l'air. La température de l'air à une altitude donnée est exprimée en fonction de sa valeur au niveau de la mer. Les valeurs des paramètres de la masse d'air (la pression, la densité et la température) déterminent les performances de vol de l'avion.

L'atmosphère réelle comporte des différences par rapport à l'atmosphère standard. Une de ces différences est la valeur de la température de l'air au niveau de la mer, qui n'a pas la valeur standard. Cette déviation de température, par rapport à l'atmosphère standard, est indiquée par un paramètre nommé ISA_DEV. Il permet d'exprimer et de comparer les performances de vol des avions en tenant compte de cette variation de la température.

2.1.2 Le vent

Dans l'atmosphère réelle l'air n'est pas en repos. La dynamique de la masse d'air dans un point de l'atmosphère, à une altitude à la verticale d'un point géographique, est décrite par un vecteur vent caractérisé par une vitesse (le module du vecteur) et une direction (l'angle du vecteur par rapport au nord géographique).

Le modèle de vent utilisé dans ce mémoire est un modèle linéaire similaire à celui utilisé dans les FMS et mentionné par Liden [15]. La définition de la structure des vents dans un point de la trajectoire de vol est réalisée en spécifiant la valeur du vecteur vent, la vitesse et la direction du vent, au maximum quatre altitudes.

La valeur du vecteur vent à une altitude d'intérêt est obtenue par une interpolation linéaire entre les valeurs des vecteurs vent définis pour les deux altitudes de la structure de définition des vents qui délimitent l'intervalle d'altitudes contenant l'altitude d'intérêt (Figure 2.4). Aux altitudes plus élevées que la plus haute altitude de définition de la structure des vents, le vent est considéré constant et égal à la valeur à la plus haute altitude de définition. La valeur du

vent au niveau de la mer est considérée par défaut zéro, si la valeur du vent à cette altitude n'est pas définie dans la structure du vent.

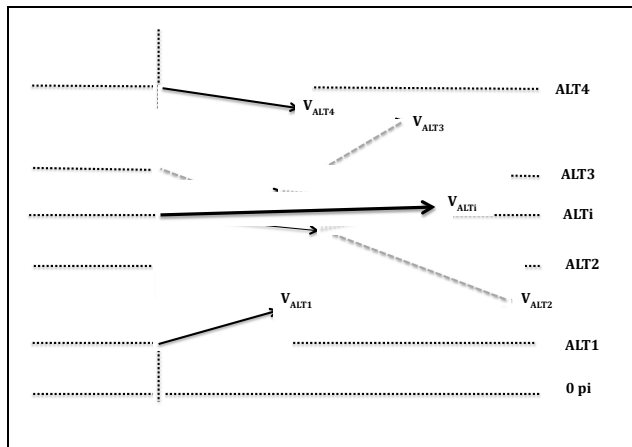


Figure 2.4 Le calcul de la valeur du vent à une altitude d'intérêt

Dans ce mémoire, la structure du vent est considérée constante au long d'un segment de vol. Pour les segments de vol délimités par des points de définition de la structure de vents, dans lesquels les structures des vents sont différentes, le vent est caractérisé par la structure de vents définie au point de début de ces segments.

2.2 Les vitesses IAS, MACH, TAS et GS

Dans cette section sont présentés les concepts théoriques liés aux relations entre les valeurs des vitesses utilisées dans le mémoire.

La vitesse d'un avion est un paramètre de vol important. La précision de mesure de la vitesse est décisive car elle est liée non seulement aux caractéristiques de performance du vol mais permet aussi de garder l'avion dans un régime sécuritaire, à l'intérieur de son enveloppe de vol.

La vitesse de vol est mesurée soit avec un anémomètre, qui l'affiche en valeurs de la vitesse indiquée (IAS), soit par un ordinateur de données de l'air (Air Data Computer - ADC) qui fait le calcul et l'affichage des valeurs de la vitesse IAS, le nombre MACH et la vitesse vraie (TAS). Ces vitesses sont déterminées à partir des valeurs de pression mesurées par les capteurs de pression statique et de pression totale (le tube Pitot).

La vitesse indiquée (IAS) est la vitesse affichée par l'anémomètre et elle ne tient pas compte de la variation de la pression et de la densité de l'air avec l'altitude (Botez [13], p. 6-38 et 6-39). En conséquence, l'IAS est égale à la TAS seulement au niveau de la mer. L'ADC fait le calcul de l'IAS, du MACH et de la TAS à partir des valeurs de la pression statique et de la pression totale mesurées par les capteurs de pression.

Dans un écoulement adiabatique de l'air et dans la région de compressibilité la relation entre la valeur de la pression et celle de la densité de l'air est :

$$\frac{p}{\rho^\gamma} = \text{constant} \quad (2.9)$$

(Botez [13], p. 22)

ou $\gamma = 1,4$ est la constante adiabatique du gaz idéal.

L'équation de Bernoulli décrit la relation entre les pressions totale, statique et dynamique :

$$p_T = p_s + \rho \frac{V^2}{2} \quad (2.10)$$

(Botez [13], p. 17)

où p_T est la pression totale, p_s est la pression statique, ρ est la densité de l'air et V est la vitesse de l'air.

À partir de l'équation de Bernoulli, l'expression de la vitesse de l'air en fonction de la densité de l'air et des pressions mesurées peut être écrite :

$$V = \sqrt{\frac{2(p_T - p_s)}{\rho}} \quad (2.11)$$

(Botez [13], p. 18)

À partir de la relation entre la pression et la densité de l'air pour un écoulement adiabatique et de l'équation de Bernoulli on obtient :

$$\frac{p_T}{p_s} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \frac{\rho}{p_s} V^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.12)$$

(Botez [13], p. 25)

d'où la vitesse TAS est :

$$\begin{aligned} Tas &= \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p_s}{\rho} \left[\left(\frac{p_T}{p_s} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p_s}{\rho} \left[\left(\frac{p_T - p_s}{p_s} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} = \\ &\quad \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p_s}{\rho} \left[\left(\frac{q_c}{p_s} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \end{aligned} \quad (2.13)$$

(Asselin [16], page 323)

où q_c est la pression dynamique, p_s et ρ sont la pression statique et la densité de l'air à l'altitude de mesure.

Pour exprimer la valeur de la Tas en fonction d'une valeur d' Ias il est premièrement nécessaire de déterminer la valeur de la pression dynamique q_c correspondante à cette valeur d' Ias au niveau de la mer. Cette valeur de la pression dynamique est ensuite utilisée dans l'équation (2.13).

Au niveau de la mer $Tas = Ias$, $p_s = p_{s0}$ et $\rho = \rho_0$. La valeur de la q_c peut être obtenue à partir de l'équation (2.13), en exprimant la valeur de la q_c en fonction de Tas , p_s et ρ . Ensuite, la valeur de la q_c , correspondante à l' Ias au niveau de la mer, est calculée avec les valeurs de $Tas = Ias$, $p_s = p_{s0}$ et $\rho = \rho_0$. La variation de la TAS en fonction de la valeur d'IAS et l'altitude de mesure est présentée dans la Figure 2.5.

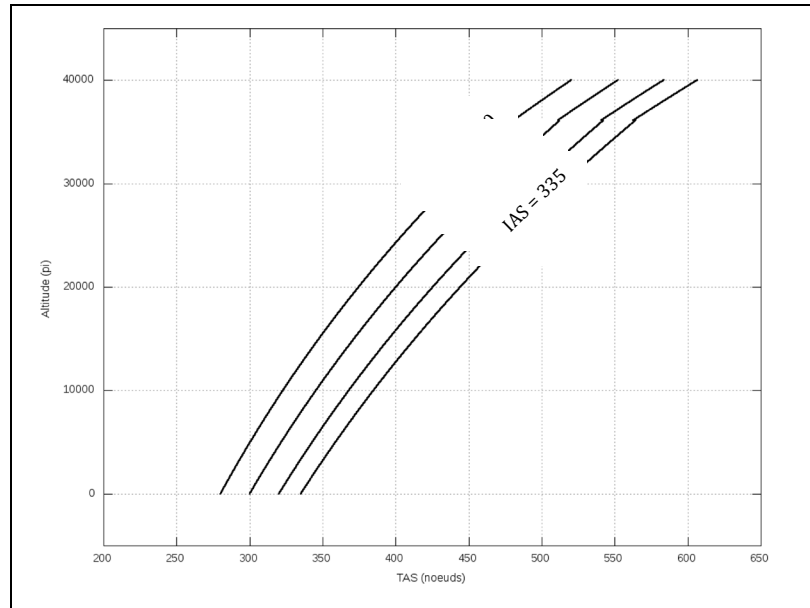


Figure 2.5 La variation de la TAS en fonction de la valeur d'IAS et l'altitude de vol

La valeur du nombre du MACH est définie comme le rapport entre la TAS et la vitesse du son à l'altitude de mesure de la TAS.

La valeur de la vitesse du son a est dépendante de la température de l'air T dans le point de mesure. L'expression de la valeur de la vitesse du son en fonction de la température est décrite par Botez [13] et Nelson [14] par l'équation :

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.14)$$

Dans la troposphère, la variation de la vitesse du son avec l'altitude est une conséquence de la variation de la température de l'air avec l'altitude (voir l'équation (2.4)).

Pour une valeur donnée du *Mach*, la valeur de la *Tas* est calculée en multipliant la valeur du *Mach* par la vitesse du son à l'altitude considérée (Figure 2.6).

$$Tas(h) = Mach * a(h) \quad (2.15)$$

Les vitesses de vol sont spécifiées par des couples de vitesses [*Ias*, *Mach*]. À chaque couple de vitesses [*Ias*, *Mach*] il lui est associé une altitude de seuil, dénommée altitude de croisement. L'altitude de croisement est définie comme l'altitude à laquelle la *Tas* calculée à partir de l'*Ias* est égale à la *Tas* calculée à partir du *Mach*. L'*Ias* est utilisée à des altitudes au-dessous de l'altitude de croisement et le *Mach* à des altitudes au-dessus de l'altitude de croisement (Figure 2.7). La raison de ce changement de vitesse de référence à l'altitude de croisement est le mode de variation avec l'altitude pour les valeurs de la *Tas* calculées à partir de l'*Ias* et du *Mach*. Une montée à IAS constant au-dessus de l'altitude de croisement ou une descente à MACH constant au-dessous de l'altitude de croisement peut conduire au dépassement des limites opérationnelles pour les vitesses de vol, spécifiées en valeurs d'IAS (la vitesse *VMO*) ou de MACH (*MMO*).

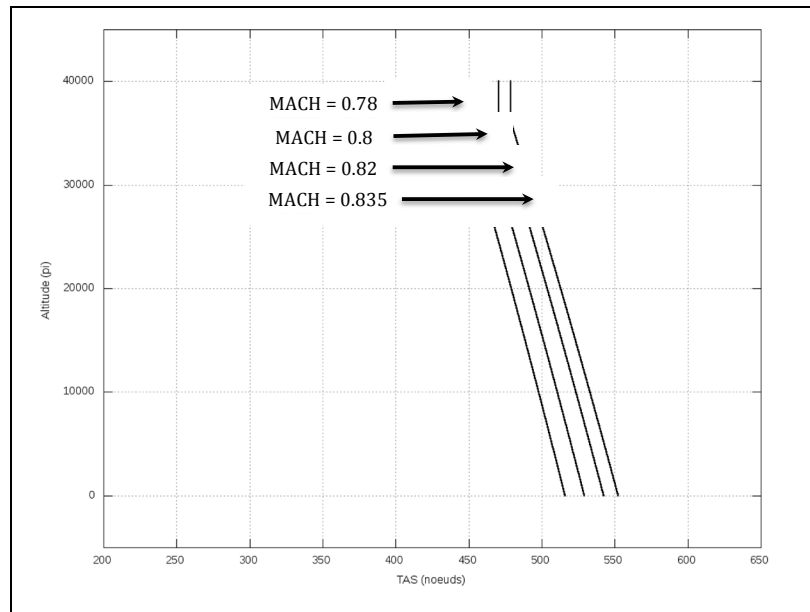


Figure 2.6 La variation de la TAS en fonction de la valeur du MACH et l'altitude de vol

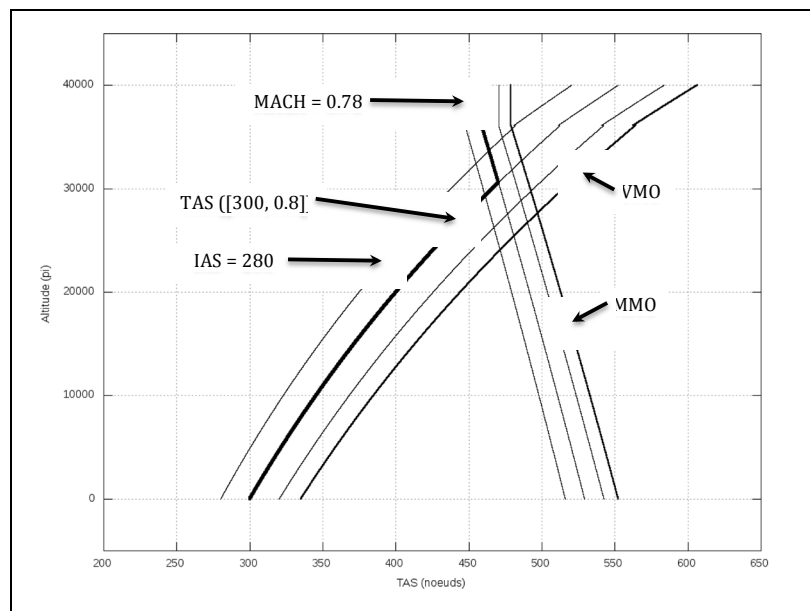


Figure 2.7 La variation de la vitesse TAS en fonction de la valeur du couple [IAS, MACH] et l'altitude de vol

Les vitesses IAS, MACH et TAS expriment la vitesse de l'avion relative à la masse d'air dans laquelle il se déplace et elles permettent de calculer les performances de vol de l'avion. La position de l'avion et sa trajectoire par rapport au sol sont déterminées par sa vitesse relative au sol, appelée la vitesse au sol (GS). Il est donc nécessaire d'exprimer la vitesse G_s en fonction de la vitesse relative à la masse d'air (Tas).

En absence du vent, dans une masse d'air stationnaire, les vecteurs G_s et la composante horizontale de la TAS (Tas_H) sont identiques. En présence du vent, la G_s est le résultat de la sommation vectorielle de la vitesse du vent et de la Tas_H .

Pendant leurs vols, à partir des points de départ jusqu'aux points d'arrivée, les avions doivent suivre des voies aériennes définies par des segments de vol et leurs trajectoires de vol doivent se trouver au long de ces voies aériennes. Pour satisfaire cette contrainte il est nécessaire que la direction du vecteur de la vitesse GS, exprimée par son angle relatif au nord géographique, soit identique à l'orientation du segment de vol relatif au nord géographique.

L'orientation du segment de vol, le vecteur vent et la valeur de la Tas_H étant données, le seul moyen d'obtenir une vitesse au sol colinéaire avec le segment de vol est de modifier la direction de la Tas_H par rapport à la direction du segment de vol. L'angle de correction entre la direction du segment de vol et le vecteur de la Tas_H s'appelle l'angle de dérive (α_D).

Les éléments qui déterminent l'angle de dérive α_D et la valeur de la G_s peuvent changer au long du segment de vol. Pour un couple de vitesses de vol [Ias , $Mach$], la valeur de la Tas_H est influencée par l'altitude de vol et le régime de vol (montée, descente ou croisière). Le vecteur vent, sa vitesse et sa direction, peut changer avec l'altitude et la position au long de la trajectoire du vol. En conséquence, l'angle de dérive α_D et la G_s ne sont pas nécessairement constants au long d'un segment de vol.

Les valeurs de la G_s et de l' α_D sont calculées avec l'algorithme de triangle des vents présenté par Botez [17] :

Si le vecteur vent est colinéaire avec le segment de vol, l'angle entre la direction du vecteur vent et la direction du segment de vol α_W est 0° ou 180° , l'angle de dérive α_D est 0° . La valeur de la vitesse au sol est :

$$Gs = Tas_H \pm V_W \quad (2.16)$$

(Botez [17], p. 28)

ou Tas_H est la composante horizontale du vecteur Tas , V_W est la vitesse du vent, le signe «+» est utilisé si la direction du vent est identique à la direction du segment et «-» si la direction est contraire.

Si l'angle α_W , entre la direction du vent et la direction du segment de vol, est différent de 0° ou 180° l'angle de dérive est :

$$\alpha_D = \arcsin\left(\frac{V_W}{Tas_H} \sin \alpha_W\right) \quad (2.17)$$

(Botez [17], p. 28)

et l'équation qui décrit la vitesse au sol est :

$$Gs = Tas_H \frac{\sin(\alpha_W - \alpha_D)}{\sin \alpha_W} \quad (2.18)$$

(Botez [17], p. 29)

La Figure 2.8 contient une représentation graphique d'un exemple de cas de calcul de la vitesse au sol en utilisant l'algorithme de triangle des vents.

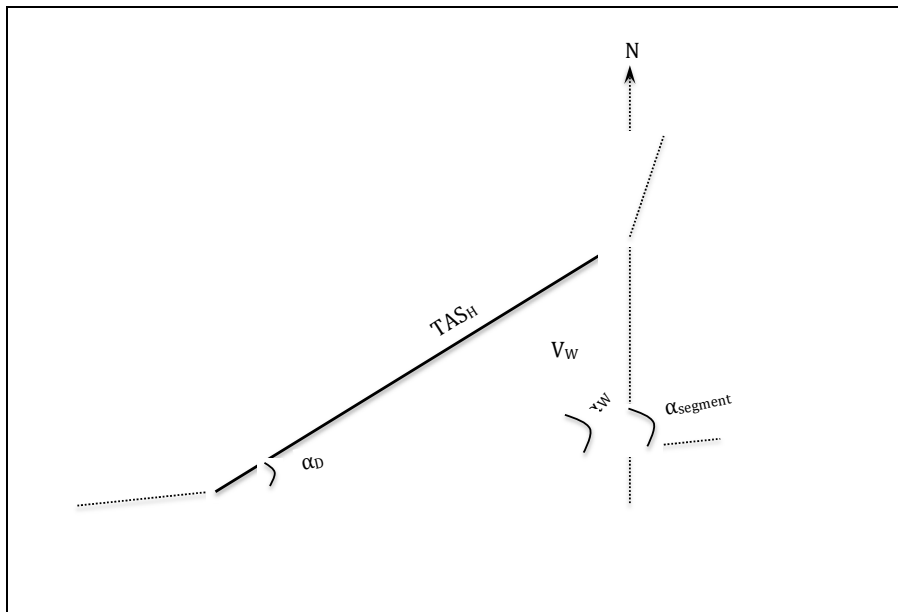


Figure 2.8 Exemple de triangle des vents

2.3 Éléments de navigation aérienne

Cette section traite des concepts de navigation aérienne utilisés dans le mémoire. Les premiers éléments présentés concernent le profil de la navigation latérale, suivies par ceux du profil de la navigation verticale. Enfin, les notions associées à l'heure d'arrivée requise seront précisées.

2.3.1 Le profil de la navigation latérale

Dans l'espace aérien contrôlé, sous l'autorité du contrôle du trafic aérien (Air Traffic Controller - ATC), la trajectoire de l'avion suit des voies aériennes. Ces voies aériennes sont formées par un ou plusieurs segments de vol, chaque segment de vol étant délimité par des points de cheminement (WPT). Chaque point de cheminement est défini par ses coordonnées géographiques, exprimées en termes de longitude et de latitude.

Le profil de la navigation latérale est la trajectoire de vol suivie par l'avion dans le plan horizontal. Il est spécifié comme une liste de WPT selon leur séquence d'apparition, en suivant la succession des voies aériennes utilisées, à partir du point de départ jusqu'à la destination.

Pour chaque segment de vol, les paramètres utilisés par le FMS pour les calculs de performance sont la distance de vol et l'angle par rapport au nord géographique. Les coordonnées géographiques des WPT sont utilisées par la fonction de guidage du FMS.

L'algorithme présenté dans ce mémoire est dédié au calcul des performances de vol et à l'optimisation de la trajectoire de vol et n'est pas concerné par la problématique de guidage et de suivie de la trajectoire de vol. Ainsi, le profil latéral de vol est défini comme une succession de segments de vol caractérisés par une longueur (la distance de vol) et une orientation (l'angle du segment par rapport au nord géographique).

Une valeur prévue pour les vents, la vitesse du vent et son orientation en fonction de l'altitude, définie par une structure des vents comme celle décrite dans la section (2.1.2), est associée à chaque segment de la LNAV. Cette information est utilisée pour le calcul de la vitesse au sol et du temps de vol sur le segment.

2.3.2 Le profil de la navigation verticale

Le profil de la navigation verticale décrit la trajectoire de l'avion dans le plan vertical, plus précisément : les altitudes de vol sur les segments de LNAV, les pentes de montée ou de descente entre ces altitudes, les points de début et/ou de fin pour les sous-segments de montée ou de descente et les vitesses de vol (les couples [I_{as} , $Mach$] et les vitesses verticales).

Les valeurs de ces paramètres de la trajectoire verticale de vol sont soit le résultat des contraintes de navigation imposées par les procédures de navigation ou par l'ATC soit le

résultat des choix de navigation faites par la compagnie aérienne ou par l'équipage. Chacun de ces paramètres a une influence sur les paramètres de performance d'intérêt pour le vol : la consommation de combustible et le temps de vol.

En général, le profil de LNAV entre le point de départ et la destination n'offre pas beaucoup de flexibilité (il est toujours souhaitable d'emprunter le profil ayant la plus courte distance totale de vol) et, normalement, ne change pas pendant le vol. En conséquence, le profil de VNAV est celui qui détermine les paramètres de performance pour le vol et son coût total.

Le profil de la navigation verticale est composé de trois phases de vol : la montée, la croisière et la descente. Chaque phase de vol est à son tour composée par une succession de segments. Ces segments peuvent être de trois types : montée, vol horizontal ou descente. Les trois types de segments sont eux aussi divisés en trois sous-types : segment de vol à vitesse constante, segment d'accélération ou segment de décélération. Les segments de montée et de descente peuvent être en plus caractérisés par la procédure de montée et respectivement de descente utilisée : standard, à une vitesse verticale constante ou à un angle de montée/descente constant.

Le nombre de segments, leur type et sous-type, et leur ordre d'enchaînement sont déterminés par le nombre de changements d'altitude et les valeurs de ces altitudes, le nombre de changements de vitesse et leurs valeurs, les points sur la trajectoire où ces changements d'altitude et de vitesse commencent, ainsi que la procédure de montée / descente.

Le modèle de construction et de calcul des paramètres de performance pour un profil vertical est présenté par Schreur [2]. La construction et le calcul du profil vertical commencent avec la phase de montée, à partir du point initial et jusqu'à l'altitude de croisière, suivie par la construction et le calcul du profil de la phase de croisière et finit avec la construction et le calcul de la phase de descente. La construction et le calcul de la phase de descente sont faites dans l'ordre inverse, à partir du point final de la descente (la piste d'atterrissage) jusqu'au point final de la phase de croisière.

2.3.3 L'heure d'arrivée requise

L'augmentation constante du nombre de vols et la capacité limitée des ressources de navigation existantes, des voies aériennes et des points de cheminement, demandent une meilleure gestion de ces ressources et une optimisation du trafic aérien.

Le partage en temps de l'accès aux ressources de navigation permet une augmentation de façon sécuritaire du nombre d'aéronefs qui peuvent les emprunter. Dans la phase de planification du vol, et à chaque modification de celui-ci, chaque aéronef qui nécessite l'utilisation d'une ressource de navigation ayant une possibilité de conflit d'accès établit un temps d'accès à cette ressource. Ce temps d'accès est le résultat d'une négociation avec le système de gestion du trafic aérien (ATM) et s'appelle heure d'arrivée requise (RTA).

Les aéronefs doivent respecter cette contrainte de temps, leur heure d'arrivée doit s'encadrer dans une fenêtre de temps autour de l'heure allouée. Pour une heure d'arrivée assignée (rta), la valeur de l'heure d'arrivée ($t_{arrivée}$) acceptable pour respecter la contrainte de RTA est :

$$t_{arrivée} = rta \pm \Delta rta \quad (2.19)$$

où Δrta est la valeur de la tolérance acceptable pour l'heure d'arrivée.

Les valeurs des tolérances pour l'heure d'arrivée (la largeur de la fenêtre de temps) sont différentes en fonction de la phase de vol. Dans la phase de croisière, qui est la phase de vol d'intérêt dans ce mémoire, les valeurs limite pour la tolérance du temps d'arrivée ainsi que sa relation de calcul en fonction de la valeur de la RTA sont présentées par Ballin et al. [10] et Wichman et al. [11]. Ainsi, la valeur minimale de la tolérance de l'heure d'arrivée est de 30 secondes, la valeur maximale est de 120 secondes et la pente d'une seconde pour chaque minute de différence entre l'heure d'arrivée requise et l'heure courante, au moment de calcul.

Si $t_{vol_à_RTA}$ est défini comme le temps, en minutes, donné par la différence entre l'heure d'arrivée requise rta , et l'heure à laquelle l'avion se trouve au point initial du segment à optimiser, t_{actuel} , son expression est :

$$t_{vol_à_RTA} = rta - t_{actuel} \quad (2.20)$$

La relation de calcul pour la valeur, en secondes, de la tolérance acceptable pour l'heure d'arrivée, conformément au modèle de calcul proposé par Ballin et al. [10] et Wichman et al. [11], est :

$$\Delta rta = \min \left[120 \text{ s}, \max \left(30 \text{ s}, \frac{t_{vol_à_RTA}}{60} \right) \right] \quad (2.21)$$

2.4 Le calcul des paramètres de performance pour le profil de vol

Les paramètres de performance intervenant dans le calcul du coût total sont la consommation totale de combustible et le temps total de vol. La valeur totale de chacun de ces deux paramètres est obtenue par la sommation des valeurs calculées pour les segments de la trajectoire de vol.

Les valeurs des paramètres de performance pour un segment de la trajectoire de vol sont calculées à partir des données des tableaux de performance de l'avion, des paramètres de configuration de l'avion, des paramètres du segment de vol et des conditions atmosphériques.

Les tableaux de performance de l'avion, des tableaux d'interpolation linéaire qui contient la modélisation des paramètres de performance de l'avion, sont déterminants pour le mode de calcul du profil de vol. Un tableau de performance est caractérisé par :

- la liste des paramètres d'entrée, incluant leurs gammes de valeurs et leurs domaines de linéarité;
- la liste des paramètres de sortie.

Les valeurs des paramètres de sortie sont obtenues par des interpolations linéaires. Il résulte qu'ils ont une variation linéaire sur des domaines des variables d'entrée, une linéarité déterminée par les domaines de linéarité des tableaux d'interpolation.

Chacun des paramètres utilisés dans les calculs des données de performance a ces propres domaines de linéarité ou des domaines sur lesquels leurs lois de variation ne changent pas. Dans les calculs des données d'intérêt et dans le calcul des données intermédiaires interviennent plusieurs de ces paramètres et les relations de calcul sont non linéaires. Il est donc nécessaire de diviser les segments de vol dans des sous-segments sur lesquels les variables utilisées dans chaque relation de calcul, leurs types et lois de variation ne changent pas.

2.4.1 Le temps de vol

Le mode de calcul du temps de vol est différent en fonction du type de segment. Pour un sous-segment de vol en croisière le vecteur TAS est constant et en plan horizontal. Puisque la structure du vent est considérée constante sur les sous-segments de vol, il résulte que la valeur de la vitesse au sol, calculée avec l'algorithme de triangle des vents, est aussi constante sur le sous-segment. En connaissant la longueur du sous-segment $d_{\text{sous_segment}}$, la distance en plan horizontal, le temps de vol sur le sous-segment est calculé avec l'équation :

$$t_{\text{sous_segment}} = \frac{d_{\text{sous_segment}}}{Gs_{\text{sous_segment}}} \quad (2.22)$$

Sur les sous-segments de montée et de descente, pour lesquels l'altitude de vol change au long du sous-segment :

- Si le sous-segment est dans la zone de la troposphère, la vitesse vraie change au long du sous-segment dû à sa relation de variation avec l'altitude;

- Le vent (la direction et la vitesse du vecteur vent) peut changer avec l'altitude, dépendamment de la définition de la structure du vent sur le segment et la gamme d'altitudes du sous-segment de vol;
- L'angle de montée ou de descente peut changer en fonction du type de sous-segment (standard, vitesse verticale constante ou angle constant).

Un sous-segment de montée ou de descente standard, correspondant au modèle définis dans les tableaux de performances, a un angle de montée ou de descente constant, causé par les domaines de linéarité dans les tableaux. Dans ce cas, et similairement pour les sous-segments de montée ou de descente à un angle constant, la variation de la composante horizontale de la Tas (Tas_H), la composante qui détermine la vitesse au sol Gs , a une variation avec l'altitude déterminé seulement par la variation de la Tas avec l'altitude. Ainsi, l'expression de la Tas_H est :

$$Tas_H(h) = Tas(h) \cos \alpha_{\text{sous_segment}} \quad (2.23)$$

où $\alpha_{\text{sous_segment}}$ est l'angle de montée ou de descente sur le sous-segment.

En connaissant les limites d'altitude du sous-segment et les valeurs de la Tas_H , de l'angle et du module du vecteur vent, et en conséquence les valeurs moyennes de la Gs et de la vitesse verticale, il est possible de calculer le temps de vol sur le sous-segment.

Dans le cas des sous-segments de montée / descente à une vitesse verticale constante, la composante verticale de la Tas (Tas_V) a une valeur constante, égale à la valeur imposée à la vitesse verticale. En conséquence, dû à la variation avec l'altitude de la TAS , l'angle de montée ou de descente sur le sous-segment est variable :

$$\alpha_{\text{sous_segment}}(h) = \arcsin \frac{Tas_V}{Tas(h)} \quad (2.24)$$

Puisque la valeur de la vitesse verticale est constante et la gamme d'altitudes du sous-segment est connue, le temps de vol est calculé avec l'équation :

$$t_{\text{sous_segment}} = \frac{\Delta \text{altitude}_{\text{sous_segment}}}{Tas_V} \quad (2.25)$$

où $\Delta \text{altitude}_{\text{sous_segment}}$ est la différence d'altitude entre les limites du sous-segment.

La valeur de la composante horizontale de la vitesse Tas est :

$$Tas_H(h) = \sqrt{Tas(h)^2 - Tas_V^2} \quad (2.26)$$

En connaissant les valeurs de la composante horizontale de la TAS (Tas_H) et du vecteur vent pour le sous-segment, il est possible de déterminer la valeur moyenne de la vitesse au sol (Gs). La distance horizontale parcourue sur le sous-segment est calculée à partir du temps de vol et la valeur moyenne de la Gs .

2.4.2 La consommation de combustible

La consommation de combustible pour le vol sur un sous-segment est calculée à partir des tableaux de performance spécifiques pour l'implémentation de FMS. Les paramètres utilisés et les procédures de calcul sont spécifiques pour la modélisation de l'avion et les procédures de navigation.

2.5 Le coût total

Le critère d'optimisation utilisé dans ce mémoire est la minimisation du coût total pour le vol en croisière au long du profil de LNAV donné, en respectant la contrainte de RTA.

La revue de la littérature a relevé que la modalité de calcul du coût total pour un vol, utilisée par les FMS, tient compte de coûts associés à la consommation de combustible et de coûts opérationnels proportionnels au temps de vol. Suite au fait que le prix du combustible est variable, et qu'une partie importante du coût total est due à la consommation de combustible, le coût total est exprimé en kilogrammes de combustible. La formule de calcul est :

$$Coût_total = Q_{combustible} + CI * t_{vol} \quad (2.27)$$

(Liden [15], p. 257, équation 6)

où :

- $Q_{combustible}$ est la quantité totale de combustible consommé pendant le vol, exprimée en kilogrammes;
- CI est un coefficient nommé index de coût, exprimé en kilogrammes de combustible per l'unité de temps (minute ou heure);
- t_{vol} est le temps total de vol, exprimé dans les mêmes unités de temps que le CI .

Robertson [7], Robertson et al. [8] et DeJonge et al. [9] présentent le mode de calcul du CI , la signification de ses valeurs et son utilisation dans le contexte de la minimisation du coût total pour des vols réguliers, sans une contrainte de RTA. Le CI est un paramètre calculé en divisant les coûts opérationnels proportionnels au temps de vol par le coût spécifique du combustible pour le vol :

$$CI = \frac{\text{Coûts_opérationnels (\$/unité de temps)}}{\text{Prix spécifique du combustible (\$/Kg)}} \quad (2.28)$$

(Liden [15], p. 254, équation 2)

Le CI permet de changer, dans le coût total, le rapport entre la contribution du coût du combustible et les coûts opérationnels. Dans le contexte d'optimisation du coût total, pour

une trajectoire de vol donnée, la modification du CI détermine l'obtention d'un profil optimal (pour lequel le coût total est minimal) caractérisé par une vitesse de vol différente. Un $CI = 0$ signifie que le critère d'optimisation est la minimisation de la consommation de carburant (la vitesse optimale). Un CI très grand signifie que le critère d'optimisation est la minimisation du temps de vol (la vitesse maximale).

Dans le cas des vols sans contrainte de RTA, le but de l'optimisation est de trouver la valeur du CI , donné par le rapport entre la consommation de combustible et le temps de vol, qui correspondrait à un coût total minimal.

Dans le contexte d'un vol avec une contrainte de RTA, la valeur du CI est modifiée pour obtenir un temps de vol compatible avec la contrainte de RTA.

Liden [4] propose, dans le cas des vol avec une RTA à l'arrivée, d'ajouter un coût supplémentaire proportionnel au dépassement du temps prévu d'arrivée. Ce coût supplémentaire représente les coûts opérationnels déterminés par les salaires supplémentaires pour l'équipage, les retards propagés sur les vols ultérieurs et les pertes de connexions pour les passagers.

Les éléments de coût pris en compte dans ce mémoire sont ceux associés à la consommation de combustible, aux couts opérationnels et aux coûts déterminés par la différence entre l'heure d'arrivée réelle et l'heure d'arrivée requise. La formule de calcul utilisée pour le calcul du coût total est :

$$Coût_total = Q_{combustible} + CI * t_{vol} + RCI * abs(rta - t_{arrivée}) \quad (2.29)$$

où :

- $Q_{combustible}$ est la quantité totale de combustible consommé pendant le vol, exprimée en kilogrammes;

- CI est un coefficient nommé index de coût, exprimé en kilogrammes de combustible par minute;
- t_{vol} est le temps total de vol, exprimé en minutes;
- RCI est un coefficient nommé index de coût de RTA, exprimé en kilogrammes de combustible par seconde;
- rta est l'heure d'arrivée requise;
- $t_{arrivée}$ est l'heure d'arrivée réelle.

Les valeurs de CI et de RCI sont considérées fixes et elles sont fournies comme paramètres à l'appel de l'algorithme. La valeur du RCI permet de modifier l'importance accordée à la déviation de l'heure d'arrivée par rapport à l'heure d'arrivée requise. Le $RCI = 0$ signifie que la valeur de la déviation de l'heure d'arrivée par rapport à l'heure d'arrivée requise n'est pas importante à condition qu'elle se trouve dans la fenêtre de temps acceptable, déterminé avec l'équation (2.19). Une valeur très grande de RCI signifie que l'heure d'arrivée doit être le plus proche possible de l'heure d'arrivée requise.

2.6 L'algorithme de recherche binaire

L'algorithme de recherche binaire est très efficace pour la recherche d'un élément dans une liste ordonnée de éléments de même type. Il est basé sur la comparaison de la valeur de l'élément recherché avec les valeurs des éléments de la liste.

Knuth [18] fait une présentation de l'algorithme de recherche binaire (avec ses variantes - l'algorithme B, l'algorithme U et l'algorithme C) et de sa représentation avec un arbre binaire.

L'algorithme de recherche binaire est basé sur le fait que les éléments de la liste dans laquelle la recherche est effectuée sont ordonnés. Suite à une comparaison entre la valeur de l'élément recherché et un élément de la liste il est possible de savoir si l'élément recherché se trouve à la position courante dans la liste, s'il est à sa gauche ou à sa droite. La recherche commence par la comparaison de la valeur recherchée avec la valeur de l'élément qui se trouve au milieu

de la liste. Suite à cette comparaison, si l'élément qui se trouve dans la liste à la position courante n'est pas celui recherché, la recherche est reprise sur la sous-liste qui se trouve à la gauche ou à la droite de la position courante, en fonction du résultat de la comparaison. Ainsi, à chaque étape de la recherche, le domaine d'éléments de la liste qui sont retenus pour le pas suivant de la recherche est réduit à la moitié. En conséquence, pour une liste ayant N éléments, la recherche finit après un maximum de $\log_2 N$ pas de l'algorithme (comparaisons).

L'algorithme décrit dans le paragraphe précédent correspond à la version B de l'algorithme de recherche binaire (l'algorithme B). La différence entre les trois versions de l'algorithme de recherche binaire est le mode de gestion de la liste ou de la sous-liste dans laquelle la recherche est effectuée. Dans la version B de l'algorithme, il est nécessaire d'utiliser trois pointeurs dans la liste ou sous-liste, deux vers les limites de la liste et un autre vers la position courante (au milieu de la liste). Dans la version U, il est nécessaire d'utiliser juste deux pointeurs, un pointeur vers la position courante dans la liste (au milieu de la liste) et une variable ϕ égale à la partie entière de la moitié de la dimension de la liste ou sous-liste pour le pas courant de l'algorithme. À chaque pas de l'algorithme, si l'élément recherché ne se trouve pas à la position courante, la valeur de ϕ est actualisée avec la partie entière de la moitié de sa valeur. Ensuite, le pointeur de la position courante est déplacé vers la gauche ou vers la droite avec la nouvelle valeur du ϕ . Les itérations de l'algorithme finissent si l'élément recherché est trouvé ou si ϕ est égal à zéro, quand l'élément recherché ne se trouve pas dans la liste.

La version C de l'algorithme est similaire avec l'algorithme U, la différence étant le fait que les valeurs de ϕ ne sont pas calculées à chaque pas de l'algorithme. Elles sont calculées au début de l'algorithme et gardées dans un tableau; l'index d'accès au tableau est le numéro du pas courant dans l'algorithme.

Suite à l'analyse des performances de l'algorithme de recherche binaire, Knuth [18] conclut que, pour une liste ayant N éléments, la version B de l'algorithme de recherche binaire effectuera au maximum $(\log_2 N) + 1$ itérations pour trouver l'élément recherché, quand il est

dans la liste, et $\log_2 N - 1$ itérations si l'élément recherché n'est pas dans la liste. Il affirme aussi que tous les algorithmes de recherche qui utilisent des comparaisons pour trouver un élément dans une liste ordonnée ont besoin d'effectuer au moins le même nombre de comparaisons que l'algorithme de recherche binaire dans sa version B (Knuth [18], p. 419).

CHAPITRE 3

LA PRÉSENTATION DE L'ALGORITHME D'OPTIMISATION

L'algorithme présenté dans ce mémoire détermine le profil vertical optimal pour un segment de vol en croisière ayant une contrainte de RTA. Ce chapitre contient le développement de l'algorithme.

Avant de procéder au développement de l'algorithme et à sa présentation il est nécessaire d'identifier les paramètres recherchés, c'est à dire les données de sortie qui caractérisent le profil optimal, et d'inventorier les données disponibles, les données d'entrée qui sont utilisées dans les calculs.

La première section détaille les données utilisées dans l'algorithme. La deuxième section présente l'algorithme lui-même, ses étapes et les choix adoptés pendant son développement.

3.1 La description des données utilisées dans l'algorithme

Les données utilisées dans l'algorithme peuvent être divisées dans deux catégories. Une première catégorie contient les données de sortie qui définissent le profil vertical optimal et les paramètres associés au vol au long de ce profil. Dans la deuxième catégorie se trouvent les données d'entrée comme les paramètres de performance et la configuration de l'avion, le profil latéral de navigation, etc. Ces paramètres sont détaillés dans les sections 3.1.1 et 3.1.2.

3.1.1 Les données de sortie

Suite à l'exécution de l'algorithme, il résulte un profil vertical qui rend un temps de vol, au long d'un profil de la navigation latérale donné, compatible avec l'heure d'arrivée requise à la fin du segment et un coût total minimal pour les indices de coût (*CI* et *RCD*) sélectionnés.

Le segment de vol soumis à l'optimisation est un segment de vol en croisière, partie de la trajectoire de vol entre le point de départ et le point de destination. Il est compris entre deux points de navigation ayant l'accès partagé, par exemple des intersections de voies aériennes, pour lesquels une contrainte d'heure d'arrivée est imposée. Ainsi, au début du segment, l'avion se trouve à une altitude et à une vitesse initiale, dans les gammes d'altitudes et de vitesses de croisière.

La structure des profils verticaux évalués, pour le segment soumis à l'optimisation, est déterminée par les limitations imposées dans le développement de l'algorithme :

- Les altitudes de l'avion au début et à la fin du profil vertical qui correspond au segment optimisé sont égales;
- La vitesse de vol sur le segment, exprimée par le couple de vitesses [*Ias*, *Mach*], est constante;
- Les segments d'accélération et de décélération ne sont pas pris en compte;
- Le profil vertical contient au maximum un pas d'altitude, l'altitude de pas étant un multiple de 1 000 pi dans la gamme d'altitudes de croisière considérées pour les profils verticaux examinés;
- Si l'altitude de vol sur le segment optimisé est différente de l'altitude au début du segment, le profil vertical commence avec une montée ou une descente vers la nouvelle altitude et finit avec une descente ou une montée qui atteint le point final du segment à son altitude initiale;
- Les paramètres de vol des sous-segments de montée et de descente sont identiques à ceux de la plate-forme de FMS (PPT). Cette plate-forme est utilisée pour la validation de la fonction de calcul des paramètres de performance pour un profil (la consommation de combustible et le temps de vol).

Les calculs des paramètres de performance pour le vol de l'avion au long d'un profil (LNAV et VNAV) produisent les valeurs de la consommation de combustible et du temps de vol. Ces paramètres sont utilisés pour déterminer si la contrainte de RTA est satisfaite, le temps de vol

sur le segment est compatible avec la contrainte de RTA au point final du segment, et pour calculer le coût total pour le vol en utilisant l'équation (2.29).

Les données d'intérêt, obtenues après l'exécution de l'algorithme sont :

- l'altitude de vol sur le segment,
- le couple de vitesses de vol,
- le temps de vol au long du profil,
- la consommation de combustible,
- la différence de temps entre la RTA et l'heure d'arrivée réelle.
- le coût total,

3.1.2 Les données d'entrée

Les données d'entrée définissent les conditions particulières selon lesquelles l'optimisation du profil vertical de vol serait effectuée. Ces données peuvent être divisées en quatre sous-catégories : la modélisation et la configuration de l'avion, les données de navigation, les conditions atmosphériques et les paramètres de configuration pour l'optimisation.

Dans la première sous-catégorie, la modélisation et la configuration de l'avion, se trouvent les données qui décrivent le modèle de performance de l'avion et sa configuration au point de début du segment à optimiser.

Les données de performance de l'avion utilisées dans le mémoire, comme dans le cas des plates-formes de FMS, sont décrites par des tableaux de performance. Ces tableaux sont spécifiques pour le modèle d'avion et l'implémentation de FMS car ils spécifient non seulement le modèle de performance de l'avion mais aussi, de façon implicite ou explicite, des paramètres de vol spécifiques pour le modèle d'avion et / ou la compagnie aérienne (exemple : le type de montée ou de descente - standard, à vitesse verticale constante, à un angle constant etc.). Le modèle de performance de l'avion, les tableaux de performance, est utilisé par la fonction de calcul des paramètres de vol (le temps de vol et la consommation de

combustible) pour une trajectoire de vol. La fonction de calcul des paramètres de performance n'est pas partie de ce mémoire. Les valeurs de la consommation de combustible et du temps de vol, pour un profil de vol évalué, seront obtenues en appelant la fonction déjà implémentée dans le FMS.

Les paramètres qui définissent la configuration de l'avion sont spécifiques pour la plateforme de FMS. Le nombre et le type de paramètres de configuration sont déterminés par la structure des tableaux de performance de l'avion car ils sont des données primaires pour les calculs à partir de ces tableaux de performance. Les paramètres utilisés dans ce mémoire pour spécifier la configuration de l'avion sont :

- le poids de l'avion chargé (sauf le poids du combustible),
- la quantité de combustible au début du segment à optimiser,
- et, pour les modèles qui tiennent compte de la position du centre de gravité, la position du centre de gravité de l'avion chargé.

Les données d'entrée comprises dans la sous-catégorie des paramètres de navigation sont :

- Le profil de la navigation latérale LNAV, spécifié comme une liste de sous-segments où chaque sous-segment est décrit par sa longueur et son orientation relative au nord géographique;
- L'altitude de l'avion dans le point initial du profil VNAV.

Les données atmosphériques nécessaires pour les calculs d'optimisation de la trajectoire sont :

- une liste contenant les structures des vents pour les sous-segments du profil de LNAV;
- la déviation de la température par rapport à l'atmosphère standard (*ISADEV*).

Chaque élément de la liste de définition des structures des vents correspond à un sous-segment dans la liste de définition du profil LNAV. Le modèle utilisé pour la définition de la structure du vent est celui présenté dans la section 2.1.2.

Les données d'entrée qui spécifient les conditions particulières de l'optimisation sont :

- La gamme des profils verticaux à évaluer, représentée par les gammes d'altitudes et de vitesses qui définissent les profils VNAV (les valeurs minimales et maximales qui délimitent ces gammes);
- La contrainte de RTA, indiqué par la valeur requise pour le temps de vol sur le segment optimisé;
- L'index de coût CI ;
- L'index de coût de RTA (RCI).

Une partie des données d'entrée (le modèle de performance et la configuration de l'avion, les conditions atmosphériques, le LNAV, l'altitude de l'avion au début du segment et le profil de VNAV défini par les valeurs de l'altitude de vol et la paire de vitesses [Ias, Mach]) sont utilisées par la fonction de calcul des paramètres de performance de vol pour déterminer le temps de vol et la consommation de combustible.

Les valeurs de la contrainte de RTA, de l'index de coût et de l'index de coût de RTA sont utilisées par l'algorithme présenté dans le mémoire pour déterminer si la contrainte de RTA (le temps de vol sur le segment) est respectée et pour calculer le coût total associé au vol au long du profil VNAV évalué.

3.2 Le développement de l'algorithme

Le développement de l'algorithme d'optimisation du profil de la navigation verticale présenté dans ce mémoire est effectué en tenant compte des contraintes imposées par son utilisation dans le domaine d'aviation (la reproductibilité des résultats et la prédictibilité du temps de calcul) et des limitations considérées pour l'enveloppe d'optimisation (présentées dans la section 3.11.).

Les profils de la navigation verticale évalués dans ce mémoire sont caractérisés par :

- Une altitude au point initial, égale à l'altitude au point final du segment et à l'altitude de croisière de l'avion avant le segment de navigation à optimiser;
- Une altitude de croisière, située à un multiple de 1 000 pieds, dans la gamme d'altitudes spécifiées comme paramètre d'entrée;
- Une vitesse de vol, définie par la paire de vitesses [*Ias*, *Mach*]. La vitesse de vol a des valeurs discrètes, des multiples d'un noeud pour l'IAS et de 0,001 pour le MACH;
- Si l'altitude de croisière pour le segment n'est pas égale à l'altitude au point de début du segment, le profil vertical commence avec une montée ou une descente à l'altitude de croisière et finit avec une descente ou une montée vers l'altitude initiale. La descente ou la montée finale atteint l'altitude initiale dans le point final du segment optimisé;
- Les caractéristiques des sous-segments de montée et de descente (standard, comme défini par les tableaux de performance, à une vitesse verticale constante ou à un angle constant) sont identiques aux celles de la plate-forme de FMS utilisée pour la validation des calculs des paramètres de performance pour un profil (la consommation de combustible et le temps de vol);

Dans le but de trouver le profil vertical optimal pour le vol sur un segment de croisière avec une contrainte de RTA il est nécessaire d'identifier les profils de VNAV, les paires d'altitudes et de vitesses de vol, pour lesquelles le temps de vol est compatible avec la contrainte de RTA et de retenir celui pour lequel la fonction d'optimisation, le coût total, a une valeur minimale.

Pour une trajectoire de vol à une altitude constante le temps de vol a une variation monotone avec la variation de la vitesse de vol, une augmentation de la vitesse de vol détermine une réduction du temps de vol. La variation de la vitesse au sol GS et, en conséquence, la variation du temps de vol, est influencée seulement par la variation de la vitesse vraie (TAS). Les autres paramètres qui influencent la valeur du GS ne changent pas; pour chaque sous-segment du profil de LNAV les valeurs des vecteurs vent, les distances de vol et les angles

entre les directions des sous-segments et des vecteurs vent sont identiques. Dans l'absence du vent, le cas où les vents ne sont pas pris en compte, la relation entre la vitesse de vol et le temps de vol est non-linéaire (causé par la dépendance de $1/Gs$ - voir l'équation (2.22)). Si le vent est pris en considération, suite à la relation non linéaire entre la vitesse vraie TAS et la vitesse au sol GS, déterminée par le calcul de la GS en utilisant l'algorithme de triangle des vents, il résulte que la relation entre la vitesse de vol et le temps de vol a une non-linéarité plus prononcée.

Pour un sous-ensemble de profils de VNAV caractérisés par une vitesse de vol [*Ias*, *Mach*] et des valeurs différentes pour le pas d'altitude de croisière, il est impossible de prédire de façon général le mode de variation du temps de vol en fonction de la valeur de l'altitude de croisière. Cette impossibilité est causée par :

- La variation du vecteur vent avec l'altitude de vol. Cette variation est linéaire sur des domaines d'altitudes mais la définition de ces domaines de linéarité (les altitudes qui les délimitent) et le mode de variation sur chaque domaine d'altitudes est spécifique pour le cas considéré;
- La variation de la vitesse vraie avec l'altitude, causée par l'utilisation de l'IAS ou du MACH en fonction de la position de l'avion relative à l'altitude de croisement et la variation de la TAS, calculé à partir de l'IAS ou de MACH, en fonction d'altitude;
- La dépendance non linéaire entre la vitesse au sol, la vitesse vraie et le vecteur vent, déterminée par l'utilisation de l'algorithme du triangle des vents (présenté dans la section 2.2), combinée avec le mode de variation de la TAS et du vecteur vent avec l'altitude causent l'impossibilité d'établir un modèle universel pour le mode de variation de la GS, et en conséquence le temps de vol, en fonction de l'altitude de croisière du profil de VNAV.

Les profils de VNAV évalués peuvent être groupés en sous-ensembles en fonction de l'altitude de croisière qui les définissent. Ainsi, la différence entre les profils appartenant à un sous-ensemble est la vitesse de vol, le couple [*Ias*, *Mach*], et en conséquence le temps de vol

et la consommation de combustible. La figure 3.1 présente les profils de vol d'un de ces sous-ensembles de profils de VNAV.

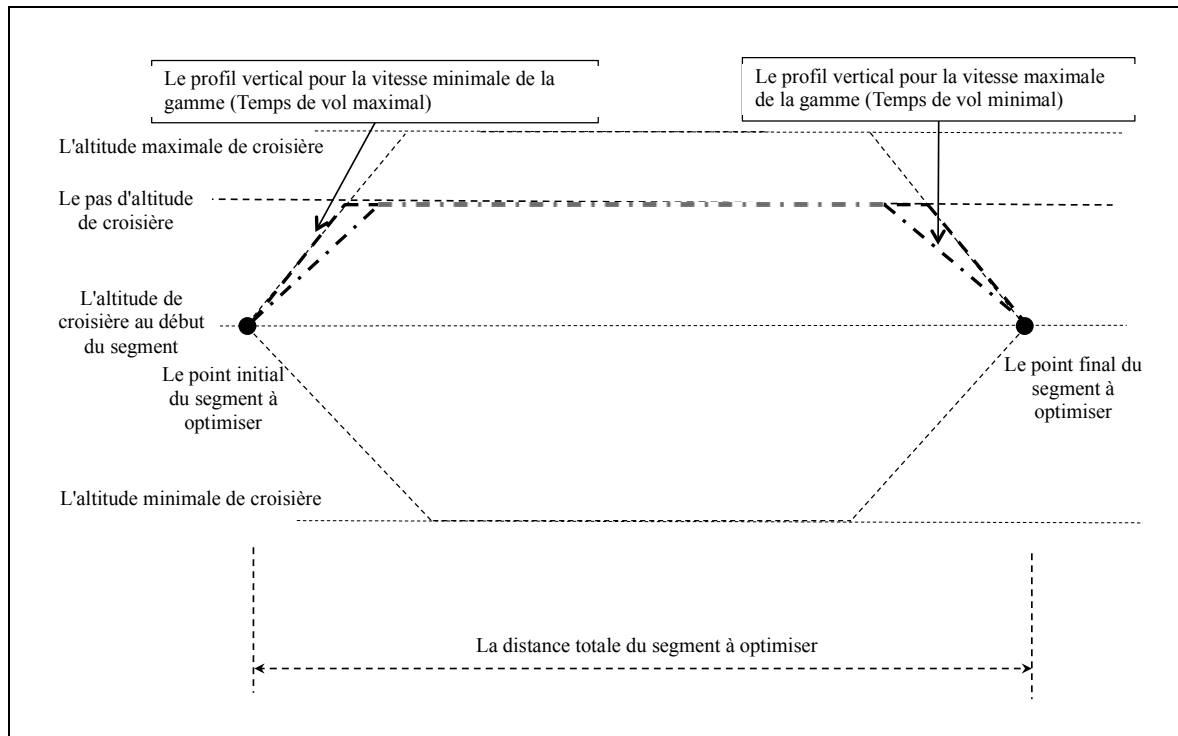


Figure 3.1 Les profils de vol d'un sous-ensemble de profils de VNAV caractérisés par la même altitude de croisière

Les profils de VNAV d'un sous-ensemble de profils ayant la même valeur pour l'altitude de pas, différente de l'altitude initiale, peuvent être divisées en trois sections :

- La section initiale, contenant la montée ou la descente jusqu'à l'altitude de pas et éventuellement un segment en croisière à l'altitude de pas;
- La deuxième section, qui consiste dans un segment de croisière commun pour tous les profils du sous-ensemble;
- La section finale, contenant la descente ou la montée jusqu'à l'altitude initiale et précédé, éventuellement, par un segment de croisière entre la fin de la deuxième section, le segment commun de croisière, et le segment de descente ou de montée.

La variation du temps de vol en fonction de la vitesse de vol, pour la section commune, est monotone. La valeur du temps de vol décroît quand la vitesse de vol est augmentée, comme décrit dans les paragraphes précédents, dans le cas d'une trajectoire de vol à une altitude constante.

Pour les sections initiales et finales, les pentes de la descente ou de la montée sont influencées par la valeur de la vitesse [Ias , $Mach$] et aussi, dans le cas de la section finale, par le poids de l'avion au début du segment de descente ou de montée. En conséquence, pour la section initiale, si les segments de montée ou de descente ne finissent pas au début de la section commune ils sont continués avec un segment de croisière d'une longueur égale à la différence entre la longueur de la section initiale et la longueur du segment de montée ou de descente. De façon similaire, le segment de descente ou de montée de la section finale peut être précédé par un segment en croisière à l'altitude de pas.

Les particularités de la section initiale (et de façon similaire pour la section finale) d'un de ces sous-ensembles de profils de VNAV (les différences entre ces profils) sont caractérisées par :

- les angles de montée ou de descente,
- les vitesses de vol différentes et, en conséquence, des vitesses Tas différentes,
- des segments de type et des longueurs différentes,
- des vecteurs vent différents, dû aux variations des longueurs des segments.

Il est impossible de déterminer à priori, pour le cas général, si la valeur de la vitesse moyenne au sol pour la section initiale (ou la section finale), et en conséquence le temps de vol, a une variation monotone avec la variation de la vitesse de vol.

Pour un sous-ensemble de profils VNAV, caractérisés par la même valeur du pas d'altitude de croisière, si la contribution du sous-segment de croisière dans la valeur du temps de vol est déterminante, par rapport à la contribution de la somme des temps de vol des sections

initiale et finale, il est estimé que le temps total de vol pour un profil de ce sous-ensemble a une variation monotone avec la vitesse de vol [*Ias*, *Mach*].

Dans ce mémoire, il est considéré que, pour un sous-ensemble de profils de vol caractérisés par la même altitude de croisière, le temps de vol a une variation monotone avec la vitesse de vol : une augmentation de la vitesse cause une diminution du temps de vol. Cette hypothèse est une limitation de l'algorithme. L'algorithme est applicable seulement pour des segments de vol pour lesquels le sous-segment de croisière du profil VNAV à la contribution principale au temps de vol (le temps de vol pour le sous-segment de croisière du profil VNAV est plus long que la somme des temps de vol des sous-segments de montée et de descente).

Étant données une configuration de l'avion et une vitesse de vol, l'altitude maximale à laquelle l'avion est capable de voler est déterminée par l'enveloppe de vol de l'avion. Cette information est contenue dans les tableaux de performances qui modélisent les performances de l'avion. Similairement, pour une configuration de l'avion, l'enveloppe de vol détermine la vitesse minimale et la vitesse maximale auxquelles l'avion serait capable de voler à une altitude donnée.

La fonction de calcul des paramètres de performance pour un profil VNAV, le temps de vol et la consommation de combustible, ne fait pas partie de l'algorithme présenté dans le mémoire. Elle est spécifique pour le modèle d'avion, le fabricant de FMS, la compagnie aérienne et l'implémentation de la plate-forme FMS. Une implémentation de l'algorithme sur une plate-forme FMS utilisera la fonction de calcul des paramètres de performance native pour la plate-forme.

Les profils VNAV évalués pour l'optimisation du segment de vol en croisière sont caractérisés par les altitudes de vol et les paires de vitesses de vol [*Ias*, *Mach*]. Dû au fait que les altitudes et les vitesses de vol ont des valeurs discrètes, les valeurs du temps de vol et de la consommation de combustible, obtenues suite au calcul des paramètres de performance, ont aussi des valeurs discrètes. Dans le cas d'un profil de vol invalide, sur lequel l'avion n'est

pas capable de voler, il est supposé que les valeurs du temps de vol et de la consommation de combustible, retournées par la fonction de calcul des paramètres de performance, sont zéro.

Un exemple de limitation, imposée par l'enveloppe de vol de l'avion, en ce qui concerne les profils de vol en VNAV utilisables est présenté dans la Figure 3.2.

!	V1!	V2!	V3!	!	!	!	Vm'2!	Vm'1!	Vm!
Altn!	0"	0"	0"	0"	0"	0"	0"	0"	0"
Altn'1!	0"	0"	T(n&1,3)," F(n&1,3)"	"	..."	"	T(n&1,m&2)," F(n&1,m&2)"	0"	0"
Altn'2!	0"	T(n&2,2)," F(n&2,2)"	T(n&2,3)," F(n&2,3)"	"	..."	"	T(n&2,m&2)," F(n&2,m&2)"	0"	0"
	..."	..."	..."	..."	..."	..."	..."	...!	...!
Alt3!	T31," F31"	T32,"F32"	T33,"F33"	"	..."	"	T(3,m&2)," F(3,m&2)"	0"	0"
Alt2!	T21," F21"	T22,"F22"	T23,"F23"	"	..."	"	T(2,m&2)," F(2,m&2)"	T(2,m&1)," F(2,m&1)"	0"
Alt1!	T11," F11"	T12,"F12"	T13,"F13"	"	..."	"	T(1,m&2)," F(1,m&2)"	T(1,m&1)," F(1,m&1)"	T(1,m)," F(1,m)"

Figure 3.2 Exemple de limitation imposée par l'enveloppe de vol de l'avion sur les profils de vol utilisables

La fonction objectif d'optimisation est la minimisation du coût total pour le vol, calculé avec l'équation (2.29). Cette fonction est non linéaire dû à sa dépendance de valeurs de la consommation de combustible, du temps de vol et de la valeur absolue de la différence entre l'heure d'arrivée requise et l'heure d'arrivée réelle, qui ont des variations non linéaires.

Une des contraintes imposées à l'algorithme, déterminée par le domaine d'application, est la reproductibilité des résultats. Ainsi, pour le même ensemble de données d'entrée les résultats obtenus par l'algorithme doivent être identiques. Cette contrainte et les caractéristiques des données et des relations de calcul utilisées pour déterminer les paramètres d'intérêt, identifiées dans les sections précédentes :

- Les paramètres utilisés ont des valeurs discrètes ayant des variations non linéaires et non monotones;
- Les limitations déterminées par l'enveloppe de vol de l'avion, l'éventuelle existence des profils VNAV invalides dans la gamme des profils VNAV évalués;
- Le nombre fini de profils VNAV à évaluer;
- Les valeurs des paramètres de performance pour les profils VNAV peuvent être calculées.

imposent l'utilisation d'un algorithme basé sur le calcul des paramètres des profils VNAV. Les algorithmes de type méta-heuristique ou les algorithmes génétiques ne sont pas appropriés.

Une première étape de l'algorithme doit être l'identification des profils VNAV, dans la gamme des profils VNAV évalués, qui rendent un temps total de vol compatible avec la contrainte de RTA. L'analyse de la variation du temps de vol pour les différents profils évalués, présentée dans les paragraphes précédents, a révélé le fait que, pour un sous-ensemble de profils de vol ayant la même altitude de croisière, le temps de vol a une variation monotone avec la variation de la vitesse de vol. Si les valeurs des vitesses considérées pour le vol sont disposées dans une liste ordonnée $[v_1, v_2, \dots, v_N]$, où $v_1 < v_2 < \dots < v_N$, la liste contenant les temps de vol correspondants à ces vitesses est aussi une liste ordonnée $[t_1, t_2, \dots, t_N]$ où $t_1 > t_2 > \dots > t_N$.

Pour ce sous-ensemble de profils VNAV, l'identification des profils pour lesquels le temps de vol est compatible avec la contrainte de RTA revient à la recherche des valeurs dans une liste ordonnée, comme mentionné dans le paragraphe précédent. L'algorithme de recherche binaire est l'algorithme qui, parmi les algorithmes de recherche d'un élément dans une liste ordonnée, basés sur la comparaison des valeurs, nécessite le nombre minimal d'évaluations des valeurs dans la liste ordonnée (voir la section 2.6). Ainsi, l'utilisation d'un algorithme basé sur l'algorithme de recherche binaire satisfait une autre contrainte imposée à l'algorithme, la minimisation du temps et des ressources de calcul nécessaires pour déterminer le profil optimal (à cause de la minimisation du nombre de profils VNAV calculés).

L'algorithme utilisé dans ce mémoire doit prendre en considération les caractéristiques des profils VNAV évalués :

- L'analyse de la variation du temps de vol en fonction des valeurs des paramètres qui définissent les profils VNAV a montré qu'il y a une seule modalité de trouver en mode analytique les profils de vol qui rendent un temps de vol compatible avec la contrainte de RTA, sans évaluer tous les profils possibles. Dans cette modalité les profils sont regroupés dans des sous-ensembles pour lesquelles l'altitude de croisière est la même et, ensuite, des recherches sont effectuées dans chacun de ces sous-ensembles;
- Pour un sous-ensemble de profils de VNAV :
 - Les valeurs recherchées pour le temps de vol sont des valeurs dans une gamme (la fenêtre de temps acceptable) autour de la valeur de RTA spécifiée (le temps de vol sur le segment);
 - Le sous-ensemble peut contenir plusieurs profils qui ont une valeur du temps de vol dans la gamme recherchée;
 - Les limitations de l'enveloppe de vol pour une configuration de l'avion peuvent déterminer qu'un, plusieurs ou tous les profils de vol du sous-ensemble de profils de VNAV sont invalides.

L'algorithme proposé est itératif et comprend plusieurs étapes. Une illustration de ces étapes est présentée dans la Figure 3.3.

Dans une première étape, la gamme des valeurs acceptables pour le temps de vol sur le segment optimisé est calculée en utilisant les équations (2.19) et (2.21). Ensuite, pour chaque sous-ensemble de profils VNAV caractérisés par la même altitude de croisière une recherche est effectuée pour identifier un profil (une vitesse de vol) qui rend un temps de vol compatible avec la valeur de la RTA. La valeur du temps de vol pour un profil est celle retournée par la fonction de calcul de performance du profil de vol implémentée dans le FMS. Cette fonction retourne les valeurs du temps de vol et de la consommation de

combustible pour le profil évalué, des valeurs utilisées pour le calcul de la différence entre l'heure d'arrivée réelle et la RTA ainsi que le coût total.

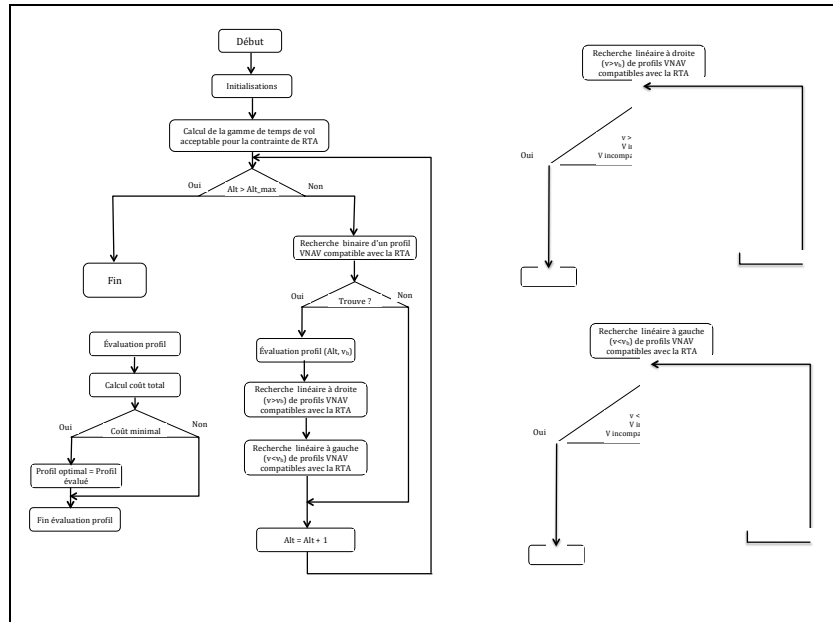


Figure 3.3 Les étapes de l'algorithme proposé dans le mémoire

Si la recherche trouve un profil de vol qui satisfait la contrainte de RTA, ses valeurs du temps de vol et de la consommation de combustible sont utilisées dans l'équation (2.29) pour calculer la valeur du coût total. Si le profil évalué est le premier profil valide ou la valeur du coût total est plus petite que celle du profil déjà retenu comme profil optimal, le profil courant est retenu comme le profil optimal.

L'analyse des profils de VNAV a révélé que, pour un sous-ensemble de profils de VNAV, il est possible d'obtenir plusieurs vitesses de vol qui génèrent un temps de vol compatible avec la contrainte de RTA. Ainsi, les profils de vol ayant les vitesses plus grandes que la vitesse trouvée par la recherche sont vérifiés successivement par rapport à la contrainte de RTA. Si la contrainte de RTA est respectée, le coût total est calculé et comparé avec la valeur du coût total pour le profil optimal déjà retenu. Si son coût total est plus petit il devient le profil

optimal. La vérification successive des profils ayant des vitesses plus grandes que celles retournées par la recherche prend fin quand la vitesse évaluée rend un temps de vol incompatible avec la contrainte de RTA ou quand est atteinte la limite de la gamme de vitesses ou la limite imposée par l'enveloppe de vol. D'une façon similaire sont évalués les profils, du sous-ensemble de profils de VNAV, ayant des vitesses plus petites que la vitesse trouvée par la recherche. Cette séquence de recherche est reprise pour le prochain sous-ensemble de profils de VNAV. Le processus est continué jusqu'à ce que tous les sous-ensembles de profils de VNAV soient évalués. Le résultat de l'évaluation est le profil VNAV optimal (l'altitude de croisière et la vitesse de vol) pour la valeur de la contrainte de RTA imposée, s'il existe.

Il est possible que, pour la valeur de RTA imposée pour l'arrivée au point final du segment optimisé (le temps de vol sur le segment), il n'existe aucun profil de VNAV dans la gamme de profils verticaux évalués qui satisfait la contrainte de RTA. Cette situation peut arriver parce que :

- Le temps de vol sur le segment optimisé, déterminé par la contrainte de RTA, est plus petit que le temps minimal de vol (ou plus grand que le temps maximal) sur l'ensemble de profils VNAV évalués;
- Les temps de vol qui correspondent à la gamme de profils VNAV évalués sont un ensemble de valeurs discrètes. Il est possible que, pour la configuration de l'avion, le profil de LNAV et les conditions atmosphériques, le temps de vol correspondant à la contrainte de RTA se trouve entre deux valeurs de temps de vol réalisables par des profils de la gamme de VNAV mais aucun de ces profils n'a le temps de vol à l'intérieur de la fenêtre de temps acceptable.

La gamme de vitesses d'un sous-ensemble de profils de vol à la même altitude de croisière se trouve dans une liste ordonnée, qui est constituée par des valeurs discrètes de vitesse placées dans un ordre croissant. Les valeurs du temps de vol obtenues pour le sous-ensemble de profils de vol peuvent être placées dans une liste, leur ordre dans la liste est celle des vitesses de vol pour le profil auquel elles correspondent. La liste de temps de vol ainsi obtenue est

utilisée par l'algorithme pour identifier les vitesses de vol et, en conséquence, les profils VNAV compatibles avec la contrainte de RTA.

L'algorithme de recherche binaire trouve un élément ayant une valeur spécifiée, s'il existe, dans une liste ordonnée. Dans le cas d'un sous-ensemble de profils de VNAV, pour une configuration de l'avion et une altitude de vol, il est possible que l'enveloppe de vol limite la gamme des vitesses utilisables. Cette limitation peut se trouver dans :

- La partie basse de la gamme de vitesses. La valeur minimale de la vitesse valide pour l'altitude de croisière est plus grande que la plus petite vitesse dans la gamme de vitesses mais plus petite que la valeur maximale de la gamme. Dans la liste constituée par les temps de vol pour le sous-ensemble de profils VNAV les premiers éléments (un ou plusieurs), qui sont associés aux vitesses plus petites que la vitesse valide minimale, sont zéro;
- La partie haute de la gamme de vitesses. La valeur maximale de la vitesse valide pour l'altitude de croisière est plus petite que la plus grande vitesse dans la gamme de vitesses mais plus grande que la valeur minimale de la gamme. Dans la liste constituée par les temps de vol pour le sous-ensemble de profils VNAV les derniers éléments (un ou plusieurs), qui sont associés aux vitesses plus grandes que la vitesse valide maximale, sont zéro;
- La partie basse et la partie haute de la gamme de vitesses. La valeur minimale de la vitesse valide pour l'altitude de croisière est plus grande que la plus petite vitesse dans la gamme de vitesses et la valeur maximale de la vitesse valide pour l'altitude de croisière est plus petite que la plus grande vitesse dans la gamme de vitesses. Dans la liste constituée par les temps de vol pour le sous-ensemble de profils VNAV les premiers éléments (un ou plusieurs) et les derniers éléments (un ou plusieurs), qui sont associés aux vitesses plus petites que la vitesse valide minimale ou aux vitesses plus grandes que la vitesse valide maximale, sont zéro;
- Sur toute la gamme de vitesses. Dans ce cas tous les éléments de la liste de temps de vol sont zéro.

L'algorithme de recherche binaire est basé sur la connaissance du mode de variation des valeurs des éléments dans la liste, la comparaison de la valeur recherchée avec celle d'un élément de la liste et, si l'élément n'est pas celui recherché, une décision est prise relativement à la direction dans laquelle il peut se trouver. Dans le cas où la plage de vitesses valides pour l'altitude de vol, déterminée par l'enveloppe de vol, est limitée autant dans la partie inférieure que dans la partie supérieure de la gamme de vitesses qui définissent la gamme de profils VNAV évalués, il résulte une liste de temps de vol qui contient des valeurs zéro aux deux extrémités. Cette liste n'est plus une liste ordonnée. Il est donc nécessaire que l'algorithme de recherche utilisé puisse détecter les positions des éléments de la liste qui sont différents de zéro, et effectuer la recherche dans cette sous-gamme de la liste qui est une liste ordonnée.

L'algorithme de la fonction de recherche, dans un sous-ensemble de profils VNAV caractérisés par la même altitude de croisière, d'un profil VNAV qui satisfait la contrainte de RTA est une version modifiée de l'algorithme de recherche binaire. À chaque étape de l'algorithme les paramètres de performance pour le vol au long du profil VNAV évalué, c'est à dire le temps de vol et la consommation de combustible, sont calculés avec la fonction spécifique de la plate-forme FMS.

Une hypothèse utilisée dans le développement de l'algorithme présenté dans ce mémoire est que, pour la configuration de l'avion et la gamme de profils VNAV évalués, à chaque altitude de croisière évaluée, suite à la limitation des vitesses de vol utilisables causée par l'enveloppe de vol de l'avion, au moins une des vitesses situées à la limite inférieure, supérieure et milieu de la gamme de vitesses qui définissent les profils VNAV évalués est une vitesse valide. Cette limitation est imposée pour faire face à la limitation de l'algorithme de recherche binaire dans le cas où deux pas successifs de l'algorithme trouvent des éléments avec des valeurs zéro. Sans cette limitation, si l'enveloppe de vol détermine une plage restreinte de vitesses de vol utilisables, qui ne contient pas les limites ou le centre de la gamme ou la sous-gamme de vitesses analysées, l'algorithme de recherche binaire ne peut pas déterminer quelle est la direction, par rapport à la position courante, dans laquelle il doit continuer la recherche.

Après que la position d'une vitesse valide est trouvée, le domaine de la gamme de vitesses qui contient des vitesses valides est localisé, si le temps de vol qui lui correspond n'est pas compatible avec la valeur de RTA l'algorithme de recherche binaire est appliqué sur un des sous-domaines de vitesses en fonction de la valeur du temps de vol obtenue pour la vitesse courante.

L'organigramme de l'algorithme est présenté dans les figures groupées dans l'annexe I: Figure-A I-1, Figure-A I-2, Figure-A I-3, Figure-A I-4, Figure-A I-5, Figure-A I-6, Figure-A I-7 et Figure-A I-8.

CHAPITRE 4

LA VALIDATION DE L'ALGORITHME

Ce chapitre présente la méthodologie utilisée pour la validation de l'algorithme décrit en chapitre 3 et les résultats obtenus suite à l'exécution des scénarios de test considérés.

Le premier objectif de la validation est de vérifier qu'étant donné l'ensemble des conditions initiales au début du segment à optimiser :

- le modèle de performance de l'avion, sa configuration et son altitude initiale,
- le plan de la navigation latérale (LNAV),
- les conditions atmosphériques (les vents et l'ISADEV);

ainsi que les contraintes imposées à l'optimisation :

- la contrainte de RTA (le temps de vol sur le segment),
- la gamme de profils de navigation verticale VNAV à évaluer (la gamme d'altitudes de croisière et de vitesses de vol),
- les indices de coût;

l'algorithme puisse déterminer correctement s'il existe des profils VNAV, dans la gamme des profils évalués, pour lesquels le temps de vol est compatible avec la contrainte de RTA imposée. Pour les valeurs de RTA pour lesquelles ils existent de profils de vol qui satisfont la contrainte, il est vérifié que l'algorithme trouve le profil qui rend un coût total minimal.

Le deuxième objectif de la validation est d'évaluer les performances de l'algorithme en ce qui concerne les ressources de calcul nécessaires pour déterminer le profil optimal. Cette évaluation est basée sur le nombre de profils calculés. Ce choix est causé par le fait que le temps de calcul pour trouver le profil optimal est proportionnel au nombre de profils évalués. Le temps de calcul est déterminé en grande partie par le calcul des paramètres de performance pour les profils de vol et il est spécifique pour chaque plate-forme FMS. La complexité des calculs correspondants à l'algorithme est non-significative par rapport à la complexité des calculs pour les paramètres de performance d'un profil de vol.

Un troisième objectif de la validation est d'évaluer, pour un vol avec contrainte de RTA, la réduction du coût total pour le vol au long du profil optimal en VNAV par rapport au coût total pour un vol au long du profil optimal en croisière (à une vitesse optimale pour l'altitude initiale de croisière).

Finalement, un quatrième objectif de la validation est l'évaluation de l'augmentation de la gamme de valeurs de RTA réalisables par un vol sur la gamme de profils VNAV par rapport à la gamme de RTA réalisables par un vol en croisière.

Le caractère déterministe de l'algorithme, imposé par son domaine d'application, est assuré par l'utilisation des méthodes de calcul déterministes. Toutes les fonctions et les méthodologies de calcul utilisées dans l'algorithme sont déterministes : la fonction de calcul des paramètres de performance d'un profil, la méthodologie utilisée pour la recherche des profils VNAV qui respectent la contrainte de RTA (basée sur l'algorithme de recherche binaire), la fonction de calcul du coût total pour le vol au long d'un profil et la méthode d'établir le profil optimal en comparant les valeurs des coûts totaux des profils VNAV qui satisfont la contrainte de RTA.

La validation de l'algorithme est faite en utilisant les modèles de performance pour les avions Airbus A310 et Sukhoi RRJ ainsi que les modèles et les paramètres de navigation verticale implémentés dans les plates-formes CMA9000 PTT. Les plates-formes CMA9000 PTT sont des applications basées sur des ordinateurs PC qui simulent les fonctionnalités des FMS CMA9000 produites par la compagnie CMC Electronique - Esterline.

Les performances de l'algorithme ont été validées en utilisant des résultats produits par une implémentation de l'algorithme en MATLAB, sur un ordinateur PC avec un système d'exploitation Windows XP. Ces résultats, produits par l'algorithme, ne peuvent pas être validés par une comparaison directe avec des résultats produits par des plates-formes de FMS existantes car elles n'implémentent pas une fonctionnalité similaire. En conséquence les données de référence utilisées pour la validation de l'algorithme (les profils optimaux) sont

celles obtenues par une recherche exhaustive du profil optimal, dans la gamme de profils VNAV considérés dans le scénario de test évalué, ainsi que celles obtenues par une recherche linéaire.

La recherche linéaire utilisée pour la validation de l'algorithme assume une évaluation des profils VNAV, à chaque altitude dans la gamme d'altitudes de pas considérées pour la gamme de profils VNAV évalués, à partir de la vitesse la plus basse (le temps de vol le plus long à l'altitude) jusqu'à ce que la valeur de la vitesse :

- dépasse la limite supérieure de la gamme des vitesses évaluées;
- est à l'extérieur de l'enveloppe de vol;
- correspond à un temps de vol plus petit que la limite inférieure de la fenêtre de temps acceptable pour la contrainte de RTA.

Pour chaque profil qui rend un temps de vol compatible avec la contrainte de RTA le coût total est calculé et le profil pour lequel le coût total est minimal est retenu comme profil optimal. Le nombre de profils calculés dans la recherche linéaire, utilisée comme référence, est la somme des nombres de profils calculés à chaque altitude.

Ainsi, pour chaque cas de test le profil optimal trouvé par l'algorithme est comparé avec les profils optimaux trouvés par la recherche exhaustive et la recherche linéaire. Le résultat est considéré valide si les trois profils (les altitudes et les vitesses de vol) sont identiques.

La performance de l'algorithme en ce qui concerne les ressources de calcul nécessaires, c'est à dire le nombre de profils calculés par l'algorithme pour trouver le profil optimal, est évaluée en termes de valeur absolue et par rapport à la différence entre sa valeur et le nombre de profils calculés par la recherche linéaire. Le nombre de profils calculés dans le cas de la recherche exhaustive est constant et égal au produit entre le nombre d'altitudes et de vitesses considérées pour la gamme de profils de VNAV. Il représente le nombre total de profils dans la gamme de profils de VNAV évalués.

Une limitation considérée dans le mémoire est celle que la fonction de calcul des paramètres de performance pour le vol au long d'un segment de navigation (LNAV + VNAV), la consommation du combustible et le temps de vol au long du profil évalué, ne fait pas partie de l'algorithme. Dans une plate-forme FMS l'algorithme utilisera la fonction de calcul déjà existante car elle est spécifique pour la plate-forme et son développement est bien maîtrisé.

Une première méthode explorée pour le calcul des paramètres de performance pour les profils de vol évalués a été l'utilisation de la fonction de calcul implémentée dans l'application PTT, soit par un appel direct dans le code MATLAB, par l'intermédiaire d'une fonction interface, soit en utilisant un fichier script pour générer, dans un fichier, les données pour l'ensemble des profils et utiliser ces valeurs dans les calculs d'optimisation. Au moment du développement du code et de sa validation cette option n'était pas disponible au LARCASE.

Une autre option explorée a été celle de générer les données de performance pour les gammes de profils de VNAV pour chaque scénario de test en utilisant l'interface utilisateur de l'application PTT et sauvegarder les résultats dans des fichiers. Cette option a été considérée non pratique à cause du grand nombre de profils qui devraient être évalués pour chaque scénario de test et le temps nécessaire pour l'exécution des tests. Un scénario de test pour lequel la gamme de profils VNAV évalués est définie par un ensemble de 18 altitudes et 56 vitesses de vol nécessite le calcul des paramètres de performance pour 1 008 profils.

En conséquence, la solution adoptée est l'implémentation dans MATLAB d'une fonction de calcul des paramètres de performance pour un profil de vol. Cette fonction est développée à partir des informations disponibles en ce qui concerne la méthode de calcul utilisée par le PTT pour estimer les paramètres de performance d'un profil de vol, méthode de calcul spécifique pour l'implémentation du PTT. Les tableaux de performance de l'avion utilisés par la fonction MATLAB, les données de base qui contiennent la modélisation des performances de vol de l'avion, sont identiques aux tableaux de performance utilisés par le PTT. Cette fonction a été validée en comparant ses résultats avec les résultats générés par le PTT pour

1008 profils de vol, qui correspondent à une gamme complète de profils de vol d'un scénario de test pour l'Airbus A310.

L'ensemble des scénarios de test utilisés pour la validation de l'algorithme est défini par les combinaisons des gammes de valeurs choisies pour les valeurs des paramètres d'entrée : le poids de l'avion chargé, la quantité de combustible, la position du centre de gravité, le profil de la navigation latérale LNAV, l'altitude de l'avion dans le point initial du profil VNAV, les vents, l'ISADEV, la gamme de profils VNAV, la contrainte de RTA, l'indice de coût et l'indice de coût de RTA.

Les deux modèles d'avion choisis pour la validation sont l'Airbus A310 et le Sukhoi RRJ. Ces modèles correspondent aux plates-formes PPT fournis par CMC Electronique - Esterline au LARCASE. Pour chacun des deux modèles d'avion les tests ont été réalisés avec une seule configuration de l'avion, définie par le poids de l'avion (sans le combustible), la position du centre de gravité (pour l'A310) et la quantité de combustible disponible au début du segment à optimiser :

- Airbus A310 :
 - le poids de l'avion (sans combustible) : 90 000 kg;
 - la position du centre de gravité : 28 %;
 - la quantité de combustible : 22 000 kg.
- Sukhoi RRJ :
 - le poids de l'avion (sans combustible) : 28 000 kg;
 - la quantité de combustible : 10 000 kg.

Le profil de la navigation latérale LNAV et la valeur de l'altitude initiale de croisière, au début du segment optimisé, ainsi que les paramètres de l'atmosphère (les structures des vents sur les sous-segments de LNAV et la valeur de l'ISADEV) ont une grande influence sur les résultats de l'optimisation.

L'infinité des combinaisons possibles pour les valeurs des paramètres de définition du LNAV (le nombre de sous-segments, la longueur et l'orientation de chaque sous-segment) et des conditions atmosphériques (les structures des vents et les valeurs d'ISADEV sur les sous-segments de LNAV), réunis avec l'impossibilité de prédire des valeurs ou des combinaisons de valeurs qui rendent des résultats avec une signification particulière (des cas limite), ne permettent pas d'identifier des cas de test qui ont une importance plus élevée. En conséquence, les cas de test utilisés pour la validation de l'algorithme ont été choisis dans le but d'essayer de caractériser l'influence de chaque paramètre sur le résultat d'optimisation.

Ainsi, les valeurs de test utilisées pour ces paramètres sont :

- trois profils de LNAV, caractérisés par un segment en ligne droite orienté vers l'est géographique (90°) et d'une longueur donnée : LNAV1 (500 n.m.), LNAV2 (1 000 n.m.) et LNAV3 (1 500 n.m.);
- quatre altitudes initiales de croisière, au début du segment à optimiser : 20 000 pi, 25 000 pi, 30 000 pi et 35 000 pi;
- une seule valeur de la déviation de la température par rapport à l'atmosphère standard, ISADEV : 0;
- trois valeurs pour la structure des vents au long du segment VNAV :
 - Sans vent;
 - VENT1 : [20 000 pi / 90° / 50 noeuds ; 37 000 pi / 270° / 50 noeuds];
 - VENT2 : [20 000 pi / 270° / 50 noeuds ; 37 000 pi / 90° / 50 noeuds].

L'ensemble de profils VNAV évalués est spécifique pour chaque modèle d'avion et il est déterminé par l'enveloppe de vol de l'avion :

- A310 :
 - le pas d'altitude de croisière de 20 000 pi à 37 000 pi avec un pas de 1 000 pi;
 - la gamme de paires de vitesses de vol [*Ias*, *Mach*] de [280, 0,78] à [335, 0,835] avec un pas de [1, 0,001].
- RRJ :
 - le pas d'altitude de croisière de 20 000 pi à 40 000 pi avec un pas de 1 000 pi;

- la gamme de paires de vitesses de vol [Ias , $Mach$] de [280, 0,78] à [307, 0,807] avec un pas de [1, 0,001].

Les valeurs utilisées pour les index de coût sont :

- CI : 0, 50, 100;
- RCI : 0, 5, 10, 25, 50, 100;

Pour chaque scénario de test, défini par une configuration de l'avion, un LNAV, une altitude initiale de l'avion, une configuration des vents et une gamme de profils VNAV, la gamme de valeurs de RTA réalisables est déterminée en mode analytique. Dans la phase de génération des données de performance pour l'ensemble des profils de la gamme de VNAV, nécessaires pour la validation du profil optimal déterminé par l'algorithme, les temps de vol minimaux et maximaux pour le vol à l'altitude initiale de croisière et pour l'ensemble de profils VNAV sont obtenus.

Ces valeurs de temps sont utilisées pour créer, pour chaque scénario de test, deux gammes de valeurs de RTA. Une première gamme de valeurs de test pour la RTA est utilisée pour évaluer l'amélioration du coût total, pour le vol avec la contrainte de RTA, en suivant le profil optimal en VNAV par rapport au profil optimal en croisière. Le domaine de temps délimité par le temps minimal et le temps maximal de vol sur le segment, en croisière, est étendu dans la partie inférieure avec la valeur de la fenêtre de temps acceptable calculée pour la valeur minimale du temps de vol et, dans la partie supérieure, avec la valeur de la fenêtre de temps acceptable calculée pour la valeur maximale de ce domaine de temps. Ainsi, le nouveau domaine de temps représente la gamme de valeurs de la contrainte de RTA (le temps de vol sur le segment à optimiser) qui pourraient être respectées par un vol en croisière, à l'altitude initiale. L'ensemble de valeurs de RTA de test utilisées pour évaluer l'amélioration des performances pour le vol en VNAV par rapport au vol en croisière a été choisi d'être constitué par les valeurs multiples de 15 secondes contenues dans ce domaine des valeurs de RTA réalisables en croisière.

Le deuxième ensemble de valeurs de RTA de test est créé de façon similaire au premier ensemble, mais à partir des valeurs de temps de vol minimal et maximal sur l'ensemble des profils VNAV. Cette gamme de valeurs de test est utilisée pour caractériser les performances de l'algorithme et des profils optimaux pour l'ensemble des temps de vol réalisables en VNAV. Deux valeurs supplémentaires sont ajoutées à cet ensemble des valeurs de RTA, une valeur plus petite que la valeur minimale de RTA réalisable en VNAV et une valeur plus grande que la plus grande valeur de RTA réalisable en VNAV. Ces deux valeurs sont utilisées pour vérifier les performances de l'algorithme quand la valeur de RTA imposée est à l'extérieur de la gamme de RTA réalisables.

Il est possible que pour certaines valeurs de la RTA (le temps requis pour le vol sur le segment), même si la valeur est à l'intérieur du domaine délimité par les temps minimal et maximal de vol sur les profils de VNAV, la contrainte de temps de RTA ne puisse être respectée. Aucun des profils de vol de la gamme de profils VNAV considérés ne résultent en un temps de vol à l'intérieur de la fenêtre de temps acceptable. Un nombre de 15 valeurs de RTA dans cette situation ont été détectées dans les scénarios de test pour l'Airbus A310. Ces cas de test ont été considérés suffisants pour tester les performances de l'algorithme pour une telle situation d'optimisation : le fait qu'il détecte l'impossibilité de satisfaire la contrainte de RTA et évaluer le nombre de profils calculés pour arriver à ce résultat.

Les résultats des tests de la fonction MATLAB pour le calcul des paramètres de performance de vol au long d'une trajectoire déterminée par un profil latéral (LNAV) et un profil vertical (VNAV) sont présentés dans la section 4.1. Les résultats des tests de l'algorithme sont présentés dans la section 4.2, pour l'Airbus A310, et dans la section 4.3, pour le Sukhoi RRJ.

4.1 Les résultats des tests de la fonction MATLAB pour les calculs des paramètres de performance de vol

La fonction de calcul des paramètres de performance de vol produit les données de base (la consommation de combustible et le temps de vol) utilisées par l'algorithme pour déterminer le profil VNAV optimal. L'objectif de la validation de la fonction de calcul des paramètres de

performance, créé en MATLAB, est de vérifier que les algorithmes utilisés pour générer le profil VNAV (voir la section 2.3.2) et calculer les paramètres de performance (la consommation de combustible et le temps de vol) sont équivalents aux algorithmes implémentés dans le PTT. Cette fonction a été validée en comparant ses résultats avec ceux produits par le PTT pour des cas de test identiques.

Le grand nombre de profils de vol évalués par l'algorithme, pour tous les scénarios de test, ne permet pas une validation exhaustive de tous les cas de test utilisés. La validation est faite pour un ensemble des profils de vol qui correspondent aux profils de vol d'un scénario de test de validation de l'algorithme pour l'Airbus A310.

Des tests préliminaires ont dévoilé des différences entre les résultats produits par le PTT et ceux obtenus par la fonction de calcul quand les vents avaient été pris en compte. Une analyse des résultats a attribué ces différences à une fonctionnalité de correction de la valeur du vent, implémentée dans le PTT, qui prend en compte la différence entre la valeur prédite pour le vent dans le point courant (la valeur programmée) et la valeur mesurée par l'avion. Cette différence est appliquée comme correction sur les prédictions des vents sur les segments qui suivent. Cette fonctionnalité n'a pas été implémentée dans le code de la fonction de calcul en MATLAB, utilisée pour la validation de l'algorithme, dû aux informations insuffisantes en ce qui concerne les modalités utilisées par le PTT pour déterminer la valeur réelle du vent dans le point courant, le point dans lequel se trouve l'avion, et pour appliquer les correction du vent sur les sous-segments qui suivent. Cette différence est considérée une limitation de la fonction de calcul des paramètres de performance de vol, implémentée en MATLAB, utilisée pour la validation de l'algorithme. Dans ce mémoire, il est assumé que la valeur prédite pour les vents est celle des vents réels.

La fonctionnalité de correction du vent, implémentée dans le PTT, ne peut pas être désactivé. Ainsi, tous les résultats générés par le PTT pour les cas où le vent est pris en compte sont affectés par cette correction. Dans la méthodologie de construction du profil vertical de navigation et de calcul des paramètres de performance pour le vol au long de celui-ci

l'influence du vent se résume à l'application de l'algorithme du triangle des vents, sur chaque sous-segment du profil, pour calculer la valeur de la vitesse au sol. En conséquence, la validité de la méthodologie de construction du profil vertical et du calcul des paramètres de performance pour le vol à partir des tableaux de performance de l'avion peut être vérifié avec des cas de test sans vent.

Les valeurs des paramètres de configuration pour les cas de test de la fonction de calcul des paramètres de performance pour un profil de vol sont présentées dans le Tableau 4.1.

Tableau 4.1 Les paramètres de configuration pour les cas de test de validation de la fonction de calcul des paramètres de performance de vol

	MIN	MAX	PAS
Le modèle d'avion	Airbus A310		
Poids sans combustible	90 000 kg		
La position du centre de gravité	28 %		
La quantité de combustible	22 000 kg		
LNAV	1 000 n.m.		
Vents	Sans vent		
ISADEV	0		
Pas d'altitude	20 000 pi	37 000 pi	1 000 pi
Vitesse [<i>Ias</i>, <i>Mach</i>]	[280, 0,78]	[335, 0,835]	[1, 0,001]

Une première vérification de la validité des résultats obtenus suite aux calculs effectués par la fonction de calcul des paramètres de performance, réalisée en MATLAB, examine la concordance des résultats en ce qui concerne l'enveloppe de vol de l'avion. Elle est réalisée en comparant les cas de test pour les profils de vol VNAV signalés hors de l'enveloppe de vol de l'avion par le PPT (un avion ayant les paramètres de configuration donnés n'est pas capable de voler à l'altitude et à la vitesse qui correspondent au profil VNAV du cas de test respectif) et ceux détectés par la fonction implémentée en MATLAB. Les résultats de la comparaison sont présentés dans le Tableau 4.2.

Il est observé que les résultats obtenus par le PTT sont identiques à ceux obtenus par la fonction créée en MATLAB, donc ce critère de validation est achevé.

Tableau 4.2 Le sommaire des résultats de la validation de la fonction de calcul des paramètres de performance de vol pour la conformité en ce qui concerne l'enveloppe de vol de l'avion

Le nombre total des profils considérés	1 008
Le nombre de profils évalués	1 008
Le nombre de résultats identiques	1 008
Le nombre de résultats différents	0
Le nombre de profils à l'intérieur de l'enveloppe de vol de l'avion	901
Le nombre de profils à l'extérieur de l'enveloppe de vol de l'avion	107

La deuxième étape de validation consiste dans une comparaison des paramètres de performance utilisés dans l'algorithme d'optimisation (la consommation de combustible et le temps de vol), pour les profils VNAV valides (qui se trouvent à l'intérieur de l'enveloppe de vol de l'avion), afin de déterminer les différences entre les valeurs calculées par le PTT et celles calculées par la fonction créée en MATLAB. Le Tableau 4.3 présente les valeurs minimales, maximales et moyennes, en pourcentage, pour les différences entre les valeurs calculées par la fonction et celles calculées par le PTT, pour chacun des paramètres de performance de vol évalués.

Les erreurs relatives obtenues, en valeurs absolues, sont de moins de 1 % (0,812 % pour la consommation de combustible et 0,057 % pour le temps de vol). Ces erreurs sont attribuées aux différences entre les plates-formes utilisées pour créer les fonctions de calcul (le type et la précision des variables utilisées) et les implémentations de l'algorithme de calcul des paramètres de performance pour un profil. Elles sont considérées acceptables pour l'utilisation de la fonction pour générer les données de performance pour les profils de vol.

Tableau 4.3 Les résultats de l'évaluation des différences entre les valeurs des paramètres de performance de vol des profils VNAV calculés par le PTT et par la fonction MATLAB

Évaluation des résultats de la validation FCT vs PTT (%) $(FCT - PTT) * 100 / PTT$			
	MIN	MAX	MOYENNE
Consommation de combustible (%)	- 0,812	0,224	0,031
Temps de vol (%)	- 0,041	0,057	0,006

4.2 Les résultats des tests de l'algorithme pour l'Airbus A310

La validation de l'algorithme pour l'Airbus A310 est faite en utilisant un nombre de 648 scénarios de test. Ces scénarios de test sont définis par les valeurs des paramètres de configuration (une configuration de l'avion, trois LNAV, quatre altitudes de croisière au début du segment optimisé et trois structure des vents) et d'optimisation (un ensemble de profils de VNAV, trois indices de coût et six indices de coût de RTA) utilisés. Pour chaque scénario de test le nombre de valeurs de RTA évaluées a été déterminé à partir des domaines de temps de vol pour les vols en croisière et sur l'ensemble des profils VNAV. Les valeurs utilisées pour les paramètres qui définissent les scénarios de test ainsi que le mode de construction des gammes de valeurs de RTA ont été présentées dans la section initiale de ce chapitre.

Un premier ensemble de résultats d'intérêt est l'amélioration des domaines de valeurs de RTA réalisables pour les vols en VNAV par rapport aux vols en croisière, ainsi que l'amélioration des valeurs minimales et maximales de ces domaines. Ces résultats, présentés dans le Tableau 4.4, représentent les différences, en pourcentage, entre les valeurs obtenues pour les temps de vols sur les profils VNAV et les vols en croisière.

Pour les cas de test examinés, la valeur maximale de l'augmentation du domaine de valeurs de RTA réalisables est 374,592 % (voir Tableau 4.4, altitude initiale de croisière 30 000 pi,

LNAV3 et VENT1) et la valeur minimale est 34,783 % (voir Tableau 4.4, altitude initiale de croisière 20 000 pi, LNAV1, VENT2).

Tableau 4.4 L'amélioration des valeurs de RTA réalisables (le profil VNAV optimal versus le profil optimal en croisière) pour l'A310

L'altitude initiale de croisière (pi)	LNAV	Le vent	L'amélioration des valeurs réalisables de RTA (%) - VNAV vs croisière		
			La gamme de RTA	La valeur minimale de RTA	La valeur maximale de RTA
20 000	LNAV1	Sans vent	53,334	9,911	0
		VENT1	105,136	22,545	0
		VENT2	34,783	1,323	3,763
	LNAV2	Sans vent	54,783	10,18	0
		VENT1	110,357	23,665	0
		VENT2	46,203	1,376	5,326
	LNAV3	Sans vent	55,266	10,27	0
		VENT1	112,098	24,038	0
		VENT2	50,01	1,393	5,847
25 000	LNAV1	Sans vent	70,114	3,563	7,775
		VENT1	171,061	11,635	17,745
		VENT2	38,564	0,521	5,246
	LNAV2	Sans vent	70,978	3,59	7,885
		VENT1	175,566	12,172	18,019
		VENT2	44,618	0,527	6,134
	LNAV3	Sans vent	71,265	3,599	7,921
		VENT1	177,064	12,351	18,109
		VENT2	46,636	0,529	6,429
30 000	LNAV1	Sans vent	152,279	1,262	15,652
		VENT1	355,155	4,138	34,743
		VENT2	100,787	4,629	7,195
	LNAV2	Sans vent	157,644	1,277	16,229
		VENT1	369,757	4,332	36,15
		VENT2	104,441	4,691	7,55
	LNAV3	Sans vent	159,424	1,282	16,421
		VENT1	374,592	4,396	36,616
		VENT2	105,658	4,711	7,669

Tableau 4.4 L'amélioration des valeurs de RTA réalisables (le profil VNAV optimal versus le profil optimal en croisière) pour l'A310 (suite)

L'altitude initiale de croisière (pi)	LNAV	Le vent	L'amélioration des valeurs réalisables de RTA (%) - VNAV vs croisière		
			La gamme de RTA	La valeur minimale de RTA	La valeur maximale de RTA
35 000	LNAV1	Sans vent	54,267	3,138	0,514
		VENT1	330,76	1,07	18,485
		VENT2	210,573	11,89	3,489
	LNAV2	Sans vent	56,103	3,262	0,515
		VENT1	360	1,094	20,187
		VENT2	217,151	12,35	3,516
	LNAV3	Sans vent	56,707	3,302	0,516
		VENT1	369,687	1,101	20,75
		VENT2	219,324	12,502	3,524

Une analyse des résultats obtenus pour les cas de test considérés montre, comme attendu, que la valeur de l'augmentation de la gamme de RTA réalisables, ainsi que celle des valeurs minimales (plus tôt) et maximales (plus tard) de RTA, est influencée par l'altitude de l'avion au début du segment optimisé et par le vent.

Un premier mécanisme d'influence de l'altitude initiale de croisière sur l'amélioration de la gamme de valeurs de RTA réalisables est attribué à la modification du domaine de RTA de référence, qui correspond à la gamme de valeurs de RTA réalisables pour le vol en croisière. Cette influence est causée par la relation de dépendance entre l'altitude de vol et la vitesse vraie (TAS) qui correspond à un couple de vitesses [*Ias*, *Mach*] et, par conséquence, le temps de vol sur le segment considéré.

Un autre moyen d'influence de l'altitude initiale de croisière est le résultat d'une éventuelle réduction de la gamme de vitesses utilisables pour le vol en croisière et pour l'ensemble des profils VNAV. Cette réduction est déterminée par les limitations imposées par l'enveloppe de vol de l'avion.

La troisième cause pour la variation du taux d'amélioration de la gamme de RTA réalisables avec l'altitude initiale de croisière est attribuée à la modification des profils VNAV qui composent la gamme des profils VNAV évalués et, par conséquence, les domaines des valeurs de RTA réalisables pour les vols en VNAV. Pour un profil VNAV, caractérisé par une altitude et une vitesse de vol, la valeur de l'altitude initiale de croisière détermine la structure du profil de vol (s'il commence avec un sous-segment de montée ou de descente) et, en fonction de la différence entre l'altitude initiale de croisière et l'altitude de vol sur le profil VNAV, les paramètres de performance pour chaque sous-segment du profil de vol (le temps de vol et la consommation de combustible).

Ces influences, attribuées à l'altitude initiale de croisière, sont observables en analysant les résultats obtenus pour les cas de test sans vent, pour le même profil LNAV et des différentes altitudes initiales de vol.

Dans le cas des scénarios de test pour le profil de la navigation latérale LANV1, sans vent, et les altitudes initiales de croisière de 20 000 pi, 25 000 pi, 30 000 pi et 35 000 pi (voir le Tableau 4.4) l'augmentation de la gamme de valeurs de RTA réalisables en VNAV par rapport à la croisière est de 53,334 %, 70,114 %, 152,279 % et 54,267 % respectivement. La Figure-A II-1 contient une représentation graphique des résultats obtenus pour ces cas de test.

La valeur maximale de l'augmentation de la gamme de RTA réalisables, pour cet ensemble des scénarios de test, est obtenue pour le cas où l'altitude initiale de croisière est à 30 000 pi. Pour la gamme de valeurs des couples de vitesses [*Ias*, *Mach*] utilisées, les altitudes de croisement, où la vitesse TAS a une valeur maximale, se trouvent dans la proximité de l'altitude de 30 000 pi. Ainsi, le domaine de valeurs de RTA réalisables pour le vol en croisière est réduit à cause de la diminution de la vitesse TAS correspondante aux couples de vitesses [*Ias*, *Mach*] pour lesquelles l'altitude de croisement est en dessous de 30 000 pi. Les domaines de valeurs de RTA réalisables en VNAV, pour les altitudes initiales de croisière de 20 000 pi, 25 000 pi et 30 000 pi, sont comparables. La modification des profils VNAV, déterminée par le changement de l'altitude initiale de croisière, n'affecte pas fortement le

domaine de RTA réalisable en VNAV et la gamme de vitesses utilisées pour l'ensemble des profils VNAV.

Pour le cas de test ayant l'altitude initiale de croisière à 35 000 pi l'enveloppe de vol de l'avion impose une limitation de la gamme de vitesses utilisables autant pour le vol en croisière que pour l'ensemble des profils de vol en VNAV. Cella a comme effet une réduction importante du domaine des RTA réalisables en VNAV et, par conséquence, la valeur de l'augmentation du domaine des RTA réalisables en VNAV par rapport au domaine de RTA réalisables en croisière.

La valeur du vent influence le domaine et les valeurs minimales et maximales de la RTA réalisable, autant pour le vol en croisière que pour l'ensemble des profils VNAV évalués. Cette influence, révélé par une comparaison des scénarios de test ayant le même profil LNAV et la même altitude initiale de croisière mais des structures de vent différentes, est causée par l'effet du vent sur la valeur de la vitesse au sol (GS) et, en conséquence, sur le temps de vol sur chacun des profils de vol en VNAV et en croisière.

En analysant les résultats obtenus pour des scénarios de test caractérisés par un LNAV et une altitude initiale de croisière identiques, il peut être observé que la meilleure taux d'amélioration de la gamme de RTA disponible en VNAV versus le vol en croisière est obtenue pour le cas où le vent est celui défini par VENT1. Cella correspond à un vent favorable (vent de dos) aux altitudes supérieures et un vent défavorable (vent de face) aux altitudes inférieures. Une structure de vents comme celle définie par VENT2, où les vents sont défavorables aux altitudes supérieures et favorables aux altitudes inférieures, mène à de plus faibles valeurs d'amélioration de la gamme de RTA réalisables. Les figures Figure-A II-1, Figure-A II-2 et Figure-A II-3 contient les représentations graphiques des résultats obtenus pour les domaines de RTA réalisables en VNAV et en croisière, pour les scénarios de test avec LNAV1, et les cas de test sans vent, VENT1 et VENT2.

Pour chaque scénario de test, la gamme de valeurs de RTA réalisables en croisière est incluse dans la gamme de valeurs de RTA réalisables en VNAV évalués (voir les figures Figure-A II-1, Figure-A II-2 et Figure-A II-3). Les profils des vols en croisière font partie de la gamme des profils VNAV. Ainsi, les valeurs obtenues pour les améliorations en ce qui concerne les valeurs minimales et maximales des valeurs de RTA réalisables en VNAV par rapport au vol en croisière, présentés dans Tableau 4.4, sont déterminées par les tailles et les positions relatives des ce deux domaines de valeurs de RTA.

Dans le cas des scénarios de test ayant l'altitude initiale de croisière à 20 000 pi, en absence du vent ou quand la structure du vent est définie par VENT1, la valeur obtenue pour l'amélioration de la valeur maximale de la RTA réalisable (une valeur qui correspond à la valeur minimale de la vitesse au sol, donc le temps maximal de vol sur le segment à optimiser) est 0 %. Cella est causé par le fait que, pour la gamme d'altitudes et de vitesses de vol considérées et pour ces deux cas de structures du vent, la valeur minimale de la vitesse au sol, donc le temps maximal de vol sur le segment, est obtenue pour le vol à la vitesse minimale et à l'altitude de 20 000 pi (l'altitude initiale de croisière).

L'influence de la longueur du segment soumis à l'optimisation sur la valeur de l'augmentation du domaine et des valeurs minimale et maximales de RTA réalisables en VNAV, par rapport au vol en croisière, est observable en analysant les résultats obtenus pour des scénarios de test ayant les mêmes altitudes initiales de croisière et structures des vents mais des profils LNAV différents (voir Tableau 4.4). L'augmentation de la longueur du segment de vol soumis à l'optimisation détermine un agrandissement des valeurs de l'augmentation de la gamme et des valeurs minimales et maximales de RTA réalisables en VNAV versus le vol en croisière. Cela pourrait être attribué au fait que, pour une configuration initiale de l'avion (poids vide, quantité de combustible et centre de gravité) et une altitude initiale de croisière, la modification de la longueur du segment de vol a comme résultat, pour chaque profil de la gamme de profils VNAV évalués, la modification de la longueur du sous-segment de croisière à l'altitude de pas et du sous-segment final de montée ou de descente. Ces

modifications ont comme effet la modification de la valeur moyenne de la vitesse au sol et, en conséquence, le temps de vol.

Un autre ensemble des résultats d'intérêt sont les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV versus le vol en croisière ainsi que le nombre de valeurs de RTA, parmi les valeurs examinées, pour lesquels le profil VNAV optimal est identique au profil optimal en croisière. Ces résultats, présentés dans l'annexe III, sont assemblés dans les tableaux Tableau-A III-1 à Tableau-A III-36. Chaque tableau contient la synthèse des résultats obtenus pour l'ensemble des scénarios de test ayant les mêmes valeurs pour la configuration de l'avion et l'altitude initiale de croisière au point de début du segment à optimiser ainsi que les mêmes configurations pour le profil de la navigation latérale et la structure des vents. Sur chaque ligne du tableau se retrouvent les données obtenues suite à l'analyse des résultats des tests pour un sous-ensemble de scénarios de test, sous-ensemble caractérisé par les mêmes valeurs des indices de coût. La gamme de valeurs de RTA utilisées pour ces scénarios de test correspond au domaine des valeurs de RTA réalisables en croisière. Le mode de construction de ces gammes de valeurs de RTA a été présenté dans la section initiale de ce chapitre.

La valeur minimale de la réduction des coûts totaux est de 0 % et elle correspond aux cas pour lesquels le profil optimal en VNAV est identique au profil optimal pour le vol en croisière. La valeur maximale de la réduction des coûts totaux, ainsi que le nombre de valeurs de RTA pour lesquels le profil optimal en VNAV est identique à celui en croisière sont fortement dépendantes de conditions de test et de valeurs des indices de coût. Pour les scénarios de test évalués, la valeur maximale de la réduction du coût total est de 64,113 % et elle est obtenue pour le cas de test pour lequel l'altitude de croisière au début du segment à optimiser est de 30 000 pi, la longueur du segment soumis à l'optimisation est de 1 000 n.m. (LNAV2), VENT1, $CI = 0$ et $RCI = 100$ (Tableau-A III-19).

Une analyse des résultats obtenus pour les scénarios de test mentionnés est effectuée, pour les gammes de valeurs de RTA réalisables en VNAV, pour extraire des informations au regard des performances de l'algorithme proposé dans le mémoire.

Les résultats de la comparaison des profils VNAV optimaux déterminés par l'algorithme avec les profils optimaux déterminés par la recherche exhaustive et celle linéaire, considérées les références, sont présentées dans le Tableau 4.5. On a observé que pour tous les cas de test évalués les résultats obtenus à la sortie de l'algorithme sont identiques aux ceux utilisés comme valeurs de référence. Ce critère de validation, l'identité des résultats obtenus par l'algorithme et ceux obtenus en utilisant les méthodes de recherche de référence, a été respecté.

Tableau 4.5 Les résultats de la comparaison des profils optimaux déterminés par l'algorithme avec ceux déterminés par les recherches exhaustive et celle linéaire, pour l'A310

Cas de test de RTA		Nombre de cas de test		Nombre de cas valides		Nombre de cas invalides	
RTA réalisable		115 056		115 056		0	
RTA non réalisable		1 566		1 566		0	
	RTA < RTA min	648		648		0	
	RTA min < RTA < RTA max	270		270		0	
	RTA > RTA max	648		648		0	
Nombre total de cas de test		116 622		116 622		0	

Les nombres de profils de vol calculés par l'algorithme pour déterminer celui optimal, en fonction de la valeur de RTA et la longueur du segment de navigation, sont présentés dans le Tableau 4.6.

Une première observation est que, pour les profils avec une plus grande longueur de la LNAV, le nombre maximal de profils calculés pour déterminer le profil VNAV optimal, qui correspond à une valeur de RTA réalisable, est plus petit que dans le cas où le profil de

LNAV est plus court. Pour les cas de test évalués le nombre maximal de profils calculés pour déterminer le profil optimal est de 544 dans le cas de LNAV1 (500 n.m.), 525 pour LNAV2 (1 000 n.m.) et 461 pour LNAV3 (1 500 n.m.) - voir le Tableau 4.6. Cela est causé par le fait que pour un profil de LNAV plus courte, à chaque altitude de la gamme considérée pour le VNAV, il y a possiblement plusieurs vitesses de vol qui rendent un temps de vol compatible avec la contrainte de RTA et, en conséquence, plusieurs profils à examiner.

Tableau 4.6 Le nombre de profils calculés par l'algorithme pour déterminer le profil VNAV optimal pour l'A310

LNAV (n.m.)	Cas de test		Nombre de profils calculés		
			Min	Max	Moyenne
LNAV1 (500)	RTA réalisable		19	544	145,1
	RTA non réalisable		18	144	47,2
		RTA < RTA min	54	144	76,5
		RTA > RTA max	18	18	18
LNAV2 (1 000)	RTA réalisable		19	525	136,6
	RTA non réalisable		18	144	47,2
		RTA < RTA min	54	144	76,5
		RTA > RTA max	18	18	18
LNAV3 (1 500)	RTA réalisable		19	461	112,9
	RTA non réalisable		18	144	41
		RTA < RTA min	54	144	76,5
		RTA min < RTA < RTA max	25	39	31,1
		RTA > RTA max	18	18	18

Une deuxième observation est déterminée par l'effet des profils VNAV invalides, des profils de vol à l'extérieur de l'enveloppe de vol de l'avion, sur le nombre de profils nécessaires à évaluer pour déterminer le profil optimal. Idéalement, dû à l'implémentation de l'algorithme de recherche binaire utilisé, pour une valeur de RTA plus grande que la plus grande valeur de RTA réalisable le nombre de profils nécessaires à évaluer, pour déterminer que la contrainte de RTA ne peut pas être satisfaite, est égal au nombre d'altitudes considérées pour la gamme de profils de VNAV. Pour une valeur de RTA plus petite que la plus petite valeur de RTA

réalisable, le nombre de profils nécessaires à évaluer est deux fois le nombre d'altitudes considérées pour la gamme de profils de VNAV.

Il est possible d'observer, dans le Tableau 4.6, que pour les cas des tests sur l'Airbus A310, où les profils VNAV qui correspondent aux vitesses les plus basses de la gamme de vitesses évaluées (la plus long RTA réalisable) sont des profils valides, le nombre de profils calculés pour déterminer que une valeur de RTA est plus grande que la plus grande valeur de RTA réalisable pour les profils VNAV (donc elle n'est pas réalisable) est 18, égal au nombre d'altitudes de la gamme de profils VNAV.

Pour une valeur de RTA plus petite que la plus petite valeur de la RTA réalisable le nombre minimal de profils à évaluer pour détecter que la contrainte de RTA ne peut pas être satisfaite, dans le cas idéal quand tous les profils de vol sont valides, est de 36. Les résultats obtenus (voir Tableau 4.6), un minimum de 54 et un maximum de 144, sont expliqués par les limitations de l'enveloppe de vol pour les altitudes et les vitesses dans la gamme de profils VNAV évalués. La valeur de 54 correspond aux cas des tests pour lesquelles l'altitude de croisière, au début du segment à optimiser, est 20 000, 25 000 et 30 000 pi. La valeur de 144 est obtenue pour les cas des tests où l'altitude de croisière est 35 000 pi, pour lesquels il existent plusieurs profils VNAV invalides.

Une autre observation est le fait que le nombre de profils évalués pour déterminer un profil VNAV optimal ne dépend pas des valeurs de *CI* et *RCI*. Par contre, les valeurs de *CI* et *RCI* déterminent quel est le profil VNAV, parmi les profils qui respectent la contrainte de RTA, qui est optimal pour le cas d'optimisation considéré.

Le Tableau 4.7 contient les résultats de la comparaison entre le nombre de profils calculés pour déterminer le profil optimal pour la RTA, par l'algorithme proposé dans le mémoire, et le nombre de profils calculés par l'algorithme de recherche linéaire, considéré la valeur de référence. Pour les scénarios de test considérés, on peut observer que dans la plupart des cas

le nombre de profils calculés par l'algorithme proposé est plus petit par rapport au nombre de profils calculés par la recherche linéaire (voir Tableau 4.7).

Les résultats des comparaisons, présentés dans le Tableau 4.7, ont révélé des cas de test pour lesquels le nombre de profils calculés par l'algorithme est plus grand que le nombre de profils calculés par la recherche linéaire mais, dans ce cas, la différence est de maximum quatre calculs de profils. Ces cas de test sont associés aux valeurs de RTA proches de la limite maximale de la gamme de RTA réalisable, qui correspondent aux vitesses proches de la limite inférieure de la gamme des vitesses considérées. Dû au fait que dans la recherche linéaire l'évaluation des profils commence à partir des valeurs les plus petites de la vitesse, pour ces cas de test le profil optimal est identifié plus rapidement par la recherche linéaire que l'algorithme proposé dans le mémoire.

Tableau 4.7 La différence entre le nombre de profils calculés par l'algorithme et par la recherche linéaire pour trouver le profil VNAV optimal pour la RTA, pour l'A310

LNAV (n.m.)	Cas de test		ALG vs LIN	Nombre de cas de test	La différence entre le nombre de profils calculés $\text{abs}(\text{ALG} - \text{LIN})$		
					Min	Max	Moyenne
LNAV1 (500)	RTA réalisable		ALG < LIN	897	1	941	304,9
			ALG = LIN	136	0	0	0
			ALG > LIN	37	1	3	2,1
	RTA non réalisable	RTA < RTA min	ALG < LIN	12	837	942	915,8
			ALG = LIN	0			
			ALG > LIN	0			
		RTA > RTA max	ALG < LIN	0			
			ALG = LIN	12	0	0	0
			ALG > LIN	0			

Tableau 4.7 La différence entre le nombre de profils calculés par l'algorithme et par la recherche linéaire pour trouver le profil VNAV optimal pour la RTA, pour l'A310 (suite)

LNAV (n.m.)	Cas de test		ALG vs LIN	Nombre de cas de test	La différence entre le nombre de profils calculés abs(ALG - LIN)		
					Min	Max	Moyenne
LNAV2 (1 000)	RTA réalisable		ALG < LIN	1 870	1	941	305,3
			ALG = LIN	208	0	0	0
			ALG > LIN	83	1	4	2,2
	RTA non réalisable	RTA < RTA min	ALG < LIN	12	837	942	915,8
			ALG = LIN	0			
			ALG > LIN	0			
		RTA > RTA max	ALG < LIN	0			
			ALG = LIN	12	0	0	0
			ALG > LIN	0			
LNAV3 (1 500)	RTA réalisable		ALG < LIN	2 806	1	941	306
			ALG = LIN	221	0	0	0
			ALG > LIN	134	1	4	2,5
	RTA non réalisable	RTA < RTA min	ALG < LIN	12	837	942	915,8
			ALG = LIN	0			
			ALG > LIN	0			
		RTA min < RTA < RTA max	ALG < LIN	15	47	141	87,7
			ALG = LIN	0			
			ALG > LIN	0			
		RTA > RTA max	ALG < LIN	0			
			ALG = LIN	12	0	0	0
			ALG > LIN	0			

Dans les cas de test considérés, pour des valeurs de test de RTA se trouvant entre les limites maximales et minimales de temps de vol sur la gamme de profils VNAV, mais qui ne sont pas réalisables (aucun des profils VNAV ne rend un temps de vol compatible avec la contrainte de RTA), le nombre de profils calculés par l'algorithme pour déterminer que la RTA est non réalisable est toujours plus petit que le nombre de profils calculés par la recherche linéaire. La différence entre le nombre de profils calculés par les deux méthodes de

recherche, celle proposée dans le mémoire et la recherche linéaire, est de minimum 47 et maximum 141.

4.3 Les résultats des tests de l'algorithme pour le Sukhoi RRJ

Un nombre de 648 scénarios de test ont été exécutés et analysés pour le Sukhoi RRJ. Les différences par rapport aux scénarios de test de l'A310 consistent dans le modèle de performance et les valeurs des paramètres de configuration de l'avion ainsi que dans les gammes d'altitudes et de vitesses considérées pour les profils VNAV.

Le Tableau 4.8 présente les augmentations de la gamme de valeurs de RTA réalisables et de ces limites maximales et minimales. La différence entre les valeurs obtenues pour le RRJ et celles obtenues pour l'A310 est déterminée par les différences entre les performances de vol, spécifiées par les tableaux de performance, et les gammes de profils de VNAV utilisées pour l'évaluation, déterminés par les enveloppes de vol.

Les représentations graphiques des domaines de RTA réalisables en VNAV et en croisière, pour les cas de tests de LNAV1, sans vent et avec les vents définis par VENT1 et VENT2, sont contenues dans l'annexe IV, dans les figures Figure-A IV-1, Figure-A IV-2 et Figure-A IV-3.

Les résultats des tests, présentés dans le Tableau 4.8 et les figures de l'annexe IV, confirment que les observations faites dans les cas des résultats obtenus pour les tests avec l'Airbus A310, relatif à l'influence de l'altitude initiale de croisière, la longueur du segment soumis à l'optimisation et la structure des vents sur l'augmentation de la gamme de valeurs de RTA réalisables en VNAV, par rapport au vol en croisière, sont aussi valides pour les cas des tests avec le Sukhoi RRJ.

Une différence notable est le fait que, pour les scénarios de test ayant l'altitude initiale de croisière à 30 000 pi, dans les cas sans vent ou quand le vent est défini par la structure des

vents VENT2, la valeur de l'amélioration de la valeur minimale de la RTA réalisable est 0 % (voir Tableau 4.8 et les figures Figure-A IV-1 et Figure-A IV-3). Cela est causé par le fait que l'altitude de croisement pour la valeur maximale du couple de vitesses utilisée pour la gamme de profils VNAV évalués ([307, 0.807]) est situé à l'altitude de 30 000 pi. En conséquence, la valeur de la vitesse au sol maximale, donc le temps minimal de vol sur le segment considéré, est obtenue pour le vol à la vitesse maximale à l'altitude de croisière de 30 000 pi.

Tableau 4.8 L'amélioration des valeurs réalisables de RTA (le profil VNAV optimal versus le profil optimal en croisière) pour le RRJ

L'altitude initiale de croisière (pi)	LNAV	Le vent	L'augmentation des valeurs réalisables de RTA (%) - VNAV vs croisière		
			La gamme de RTA	La valeur minimale de RTA	La valeur maximale de RTA
20 000	LNAV1	Sans vent	139,403	12,793	0
		VENT1	255,382	27,045	0
		VENT2	84,081	1,401	5,001
	LNAV2	Sans vent	145,541	13,356	0
		VENT1	269,218	28,51	0
		VENT2	97,735	1,487	5,945
	LNAV3	Sans vent	147,587	13,544	0
		VENT1	273,83	28,998	0
		VENT2	102,287	1,515	6,26
25 000	LNAV1	Sans vent	170,057	6,857	7,752
		VENT1	378,651	16,536	17,694
		VENT2	82,741	0,971	5,633
	LNAV2	Sans vent	173,415	7,025	7,875
		VENT1	389,905	17,271	17,997
		VENT2	91,842	0,997	6,327
	LNAV3	Sans vent	174,532	7,081	7,916
		VENT1	393,649	17,516	18,098
		VENT2	94,876	1,006	6,558

Tableau 4.8 L'amélioration des valeurs réalisables de RTA (le profil VNAV optimal versus le profil optimal en croisière) pour le RRJ (suite)

L'altitude initiale de croisière (pi)	LNAV	Le vent	L'augmentation des valeurs réalisables de RTA (%) - VNAV vs croisière		
			La gamme de RTA	La valeur minimale de RTA	La valeur maximale de RTA
30 000	LNAV1	Sans vent	195,736	0	15,518
		VENT1	503,359	5,142	34,439
		VENT2	88,264	0	7,13
	LNAV2	Sans vent	203,999	0	16,174
		VENT1	526,503	5,373	36,026
		VENT2	93,064	0	7,518
	LNAV3	Sans vent	206,735	0	16,39
		VENT1	534,161	5,451	36,551
		VENT2	94,664	0	7,647
35 000	LNAV1	Sans vent	560,8	2,007	16,823
		VENT1	1 425,704	1,769	42,363
		VENT2	307,848	8,04	3,475
	LNAV2	Sans vent	612,177	2,063	18,488
		VENT1	1 561,019	1,799	46,518
		VENT2	314,629	8,262	3,509
	LNAV3	Sans vent	629,123	2,081	19,037
		VENT1	1 605,524	1,808	47,884
		VENT2	316,856	8,334	3,52

Une autre différence notable est le fait que, à cause que l'enveloppe de vol de l'avion n'impose pas des limitations dans la gamme de profils VNAV évalués (des profils de vol à l'extérieur de l'enveloppe de vol), les valeurs maximales des augmentations des domaines de RTA réalisables sont obtenues pour les scénarios de test ayant l'altitude initiale de croisière à 35 000 pi. La valeur maximale obtenue pour l'augmentation de la gamme de RTA réalisable en VNAV par rapport à la gamme de RTA réalisable en croisière est de 1605.524 %, pour le scénario de test ayant l'altitude initiale de croisière à 35 000 pi, le profil de la navigation latérale LNAV3 (1 500 n.m.) et le vent défini par VNAV2 (voir le Tableau 4.8).

Dans l'annexe V (Tableau-A V-1 à Tableau-A V-36) sont présentés les résultats obtenus pour les réductions des coûts pour les vols sur les profils optimaux en VNAV relativement aux vols sur les profils optimaux en croisière, à l'altitude du point initial du segment soumis à l'optimisation. Les résultats sont similaires à ceux obtenus pour l'A310, la valeur maximale de la réduction des coûts étant 78,014 % (le cas de test pour l'altitude de croisière de 30 000 pi, LNAV1, VENT1, CI = 0 et RCI = 100 - Tableau-A V-7).

Les résultats obtenus par la comparaison des profils optimaux déterminés par l'algorithme avec ceux déterminés par la recherche exhaustive et celle linéaire sont synthétisés dans le Tableau 4.9. Comme dans le cas de l'A310, les profils optimaux retrouvés par l'algorithme sont identiques aux ceux calculés par les deux méthodes de référence (la recherche exhaustive et la recherche linéaire).

Tableau 4.9 Les résultats de la comparaison des profils optimaux déterminés par l'algorithme avec ceux déterminés par les recherches exhaustive et celle linéaire, pour le RRJ

Cas de test de RTA		Nombre de cas de test		Nombre de cas valides		Nombre de cas invalides	
RTA réalisable		112 176		112 176		0	
RTA non réalisable		1 296		1 296		0	
	RTA < RTA min	648		648		0	
	RTA min < RTA demandé < RTA max	0		0		0	
	RTA > RTA max	648		648		0	
Nombre total de cas de test		113 472		113 472		0	

Le Tableau 4.10 présente les résultats obtenus en ce qui concerne le nombre de profils calculés par l'algorithme proposé pour déterminer le profil optimal, en fonction de la valeur de RTA. Il est possible d'observer que, dans le cas du RRJ, le nombre de profils calculés pour déterminer que la valeur de RTA est hors de la gamme réalisable a la valeur minimale attendue pour l'implémentation de l'algorithme de recherche binaire proposé dans ce mémoire. Dans le cas où la RTA est plus grande que la plus grande valeur de RTA réalisable

le nombre de profils calculés est égal à 21 (le nombre d'altitudes de la gamme des VNAV évalués) et, pour le cas d'une RTA plus petit que la plus petite valeur de RTA réalisable, le nombre de profils calculé est 42 (deux fois les nombre d'altitudes de la gamme de VNAV). Cela est le résultat du fait que, dans la gamme de profils VNAV examinés, tous les profils sont valides.

Tableau 4.10 Le nombre de profils calculés par l'algorithme pour déterminer le profil VNAV optimal, pour le RRJ

LNAV (n.m.)	Cas de test		Nombre de profils calculés		
			Min	Max	Moyenne
LNAV1 (500)	RTA réalisable		22	304	96,8
	RTA non réalisable		21	42	31,5
		RTA < RTA min	42	42	42
		RTA > RTA max	21	21	21
LNAV2 (1 000)	RTA réalisable		22	289	88,7
	RTA non réalisable		21	42	31,5
		RTA < RTA min	42	42	42
		RTA > RTA max	21	21	21
LNAV3 (1 500)	RTA réalisable		22	234	74,3
	RTA non réalisable		21	42	31,5
		RTA < RTA min	42	42	42
		RTA > RTA max	21	21	21

La comparaison des nombres de profils calculés pour déterminer le profil VNAV optimal avec l'algorithme proposé dans le mémoire et avec la recherche linéaire, est présentée dans Tableau 4.11. Ces résultats sont similaires aux ceux trouvés dans le cas de l'A310. Dans le cas de LNAV3 (1 500 n.m.), pour les situations où l'algorithme nécessite plus de calculs de profils que la recherche linéaire pour déterminer le profil optimal pour une valeur de RTA réalisable, la différence maximale est de huit évaluations de profils.

Tableau 4.11 La différence entre le nombre de profils calculés par l'algorithme et par la recherche linéaire pour trouver le profil VNAV optimal pour la RTA pour le RRJ

LNAV (n.m.)	Cas de test		ALG vs LIN	Nombre de cas de test	La différence entre le nombre de profils calculés abs(ALG - LIN)		
					Min	Max	Moyenne
LNAV1 (500)	RTA réalisable		ALG < LIN	857	1	544	178,7
			ALG = LIN	141	0	0	0
			ALG > LIN	32	1	4	1,9
	RTA non réalisable	RTA < RTA min	ALG < LIN	12	546	546	546
			ALG = LIN	0	0	0	0
			ALG > LIN	0	0	0	0
		RTA > RTA max	ALG < LIN	0	0	0	0
			ALG = LIN	12	0	0	0
			ALG > LIN	0	0	0	0
LNAV2 (1 000)	RTA réalisable		ALG < LIN	1 812	1	545	179,3
			ALG = LIN	219	0	0	0
			ALG > LIN	73	1	4	1,8
	RTA non réalisable	RTA < RTA min	ALG < LIN	12	546	546	546
			ALG = LIN	0	0	0	0
			ALG > LIN	0	0	0	0
		RTA > RTA max	ALG < LIN	0	0	0	0
			ALG = LIN	12	0	0	0
			ALG > LIN	0	0	0	0
LNAV3 (1 500)	RTA réalisable		ALG < LIN	2 744	1	545	177,9
			ALG = LIN	241	0	0	0
			ALG > LIN	113	1	8	2,5
	RTA non réalisable	RTA < RTA min	ALG < LIN	12	546	546	546
			ALG = LIN	0	0	0	0
			ALG > LIN	0	0	0	0
		RTA > RTA max	ALG < LIN	0	0	0	0
			ALG = LIN	12	0	0	0
			ALG > LIN	0	0	0	0

CONCLUSION

L'algorithme présenté dans ce mémoire est développé à partir de la modélisation des données utilisée dans les systèmes actuels de FMS et en considérant les contraintes déterminées par le domaine d'aviation : la reproductibilité des résultats et la minimisation du temps de calcul.

L'algorithme a été testé pour deux modèles d'avion, l'Airbus A310 et le Sukhoi RRJ. Un ensemble de scénarios de test a été réalisé : trois profils de la navigation latérale (500 n.m, 1 000 n.m et 1 500 n.m), trois cas d'atmosphère (un cas sans le vent et deux cas avec le vent) et quatre altitudes initiales de croisière. La gamme de profils de la navigation verticale utilisée dans les tests, la gamme d'altitudes de pas et la gamme de vitesses, ont été choisies différemment pour chaque modèle d'avion, en fonction de son enveloppe de vol.

L'évaluation des résultats d'optimisation est effectuée pour trois valeurs d'index de coût (0, 50 et 100) et six valeurs pour l'index de coût de RTA (0, 5, 10, 25, 50, 100).

Deux gammes des valeurs de test de RTA ont été utilisées pour chaque scénario de test. Une première gamme, utilisée pour comparer les performances du profil optimal déterminé par l'algorithme avec celles d'un vol en croisière, à l'altitude initiale du segment, a été créée à partir des valeurs minimales et maximales de RTA réalisables pour le vol en croisière.

La deuxième gamme de valeurs de test de RTA a été créée à partir des valeurs minimales et maximales de RTA réalisables sur l'ensemble des profils de la gamme de VNAV. Ces valeurs de RTA ont été utilisées pour valider le profil optimal en VNAV déterminé par l'algorithme, par comparaison aux résultats produits par les méthodes de référence (la recherche exhaustive et la recherche linéaire), et pour quantifier ses performances en ce qui concerne le nombre de profils calculés pour trouver le profil optimal, par rapport à la méthode linéaire, choisie comme référence.

Les valeurs de RTA utilisées dans les tests sont des multiples de 15 secondes, dans les gammes de valeurs de RTA mentionnées dans les paragraphes précédents.

Les résultats de l'optimisation varient en fonction des valeurs des paramètres d'entrée dans l'algorithme. L'amélioration de la gamme de RTA réalisables, pour le profil optimal en VNAV versus le profil optimal en croisière, est fortement influencée par les performances de vol de l'avion, les vents, la distance de vol, l'altitude initiale de croisière et la gamme de profils VNAV utilisés. Pour les tests réalisés l'amélioration de la gamme de RTA réalisable est située entre 34 % et 374 % pour l'A310 et 82 % et 1 605 % pour le RRJ.

Le nombre de calculs de profils de vol nécessaire à effectuer pour trouver le profil optimal (s'il existe) est dépendant du nombre de vitesses et d'altitudes considérées pour la gamme de profils de VNAV ainsi que la distance de vol du segment. L'augmentation du nombre de vitesses ou d'altitudes de la gamme de profils VNAV a comme résultat une augmentation du nombre de profils calculés. Un segment de vol plus long décroît potentiellement le nombre de profils évalués. Celle-ci est causée par la relation de dépendance, pour une vitesse de vol et un profil VNAV donné, entre la distance et le temps de vol au long du profil VNAV et au fait que les vitesses de vol ont des valeurs discrètes. Ainsi, pour un sous-ensemble de profils VNAV caractérisés par la même altitude de pas, une augmentation de la distance de vol (LNAV) détermine une augmentation de l'écart du temps de vol entre deux profils ayant des vitesses de vol différentes et, en conséquence, il est possible que moins de profils VNAV satisfassent la contrainte de RTA.

Le nombre de profils évalués pour trouver le profil optimal, ou pour détecter l'impossibilité de satisfaire la contrainte de RTA, est influencé par la valeur de la RTA par rapport à la gamme de valeurs de RTA réalisables et le nombre de profils VNAV invalides (à l'extérieure de l'enveloppe de vol de l'avion).

Pour un nombre important de cas de test, l'algorithme a nécessité un nombre plus petit de profils calculés que la méthode de référence. Par exemple, pour le RRJ dans le cas de test

avec LNAV2 (1 000 n.m) et une RTA réalisable, il a nécessité entre 1 et 544 moins de profils calculés que la méthode de recherche linéaire, avec une moyenne de 179. Pour un nombre réduit des cas de test, l'algorithme a nécessité un nombre plus grand de calculs de profils, mais la différence est de 1 à 4 calculs de profils dans le cas de test pour l'Airbus A310 et 1 à 8 calculs de profils pour le Sukhoi RRJ.

Les réductions du coût total pour le profil optimal en VNAV par rapport au profil optimal en croisière sont dépendantes des conditions dans lesquelles l'optimisation est effectuée. La valeur minimale obtenue est zéro, quand le profil optimal en VNAV est identique au profil optimal en croisière.

L'algorithme proposé dans ce mémoire offre des avantages certes en ce qui concerne l'optimisation du profil VNAV pour le vol sur un segment de croisière ayant une contrainte de RTA à son point final. Ces avantages sont :

- L'augmentation de la gamme des RTA qui pourraient être respectées;
- Pour une valeur de RTA donnée, le profil optimal trouvé par l'algorithme, s'il existe, a un coût total plus petit ou égal au coût total du profil optimal en croisière;
- Un nombre réduit de profils calculés, par rapport aux autres méthodes, pour déterminer le profil optimal, s'il existe, ou l'impossibilité de respecter la contrainte de RTA sur la gamme de profils VNAV.

Un désavantage de l'algorithme est le fait qu'il nécessite toutefois un nombre élevé de calculs de profils pour la capacité de calcul des FMS actuels. Il est adapté plutôt à de futures versions qui auront une puissance de calcul plus élevée.

RECOMMANDATIONS

L'analyse des résultats de l'algorithme a suggéré plusieurs sujets d'investigation qui pourraient améliorer l'algorithme présenté dans ce mémoire.

Un premier sujet d'investigation proposé concerne une possible identification préalable des profils valides de la gamme de VNAV évaluée, basée sur l'enveloppe de vol de l'avion et toutes les autres particularités spécifiques pour l'implémentation de la plate-forme de FMS utilisée, et d'effectuer la recherche seulement sur la sous-gamme formée par les profils valides. Cette réduction du nombre de profils composant la gamme de profils VNAV évalués entraîne une réduction du nombre de profils calculés par l'algorithme pour trouver le profil optimal ou pour détecter l'impossibilité de respecter la contrainte de RTA.

Un autre sujet de recherche proposé concerne la possibilité d'appliquer cet algorithme, ou un algorithme similaire, pour des profils verticaux ayant plusieurs pas d'altitude. Ceci permettrait d'élargir plus la gamme de RTA réalisables et de réduire le coût total pour le vol en profitant des diverses structures de vent sur les sous-segments du segment soumis à l'optimisation.

Enfin, une direction possible d'investigation concerne l'efficacité de l'implémentation de l'algorithme dans un système multiprocesseur. Le calcul répété des profils de vol pour des vitesses de vol et altitudes différentes peut être assigné à des processeurs indépendants, chaque processeur peut faire une recherche du profil optimal pour un sous-ensemble de profils VNAV, caractérisées par les mêmes pas d'altitude, et à la fin retenir le profil optimum global.

ANNEXE I

L'ORGANIGRAMME DE L'ALGORITHME

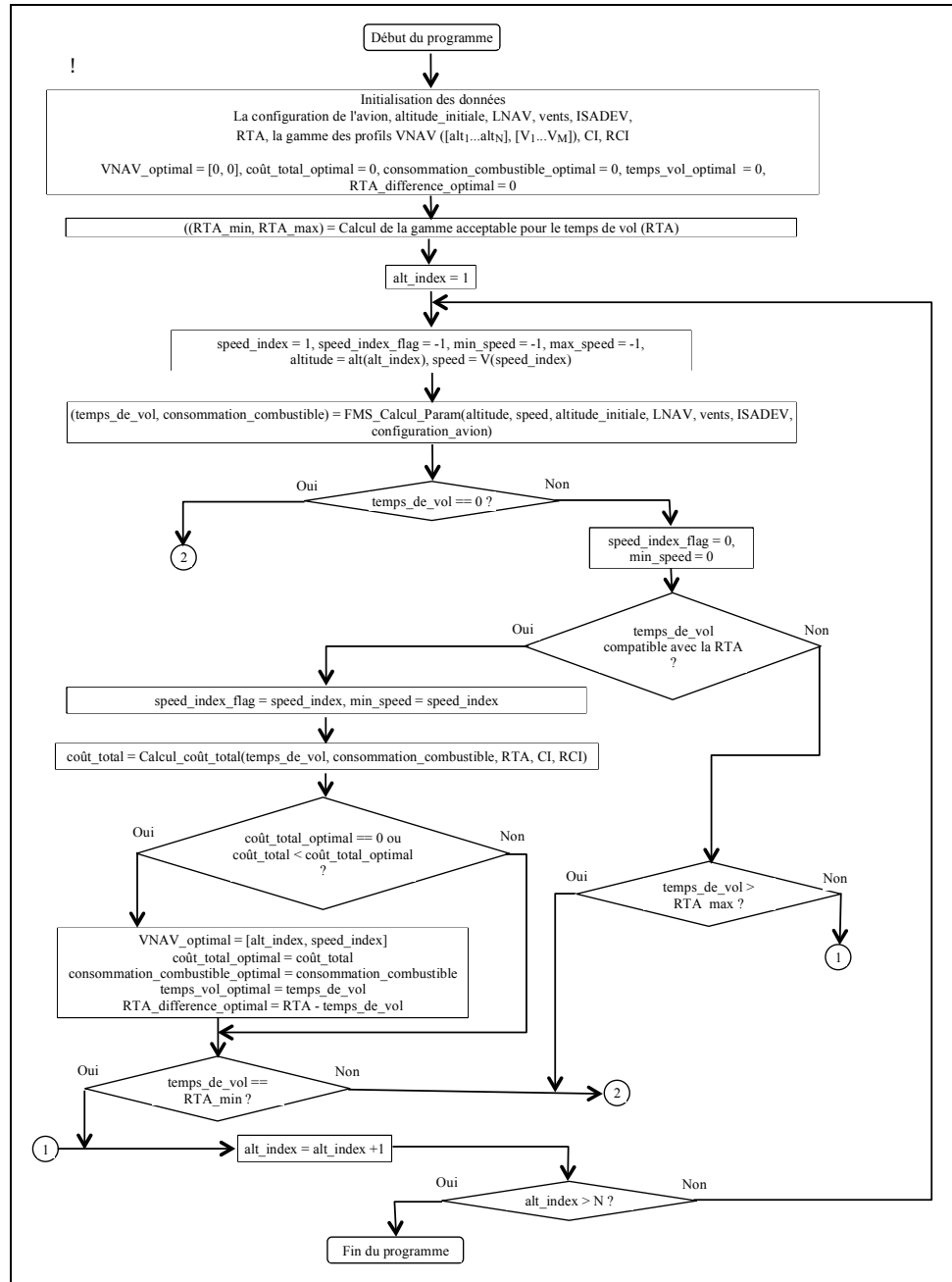


Figure-A I-1 L'organigramme du module principal de l'algorithme

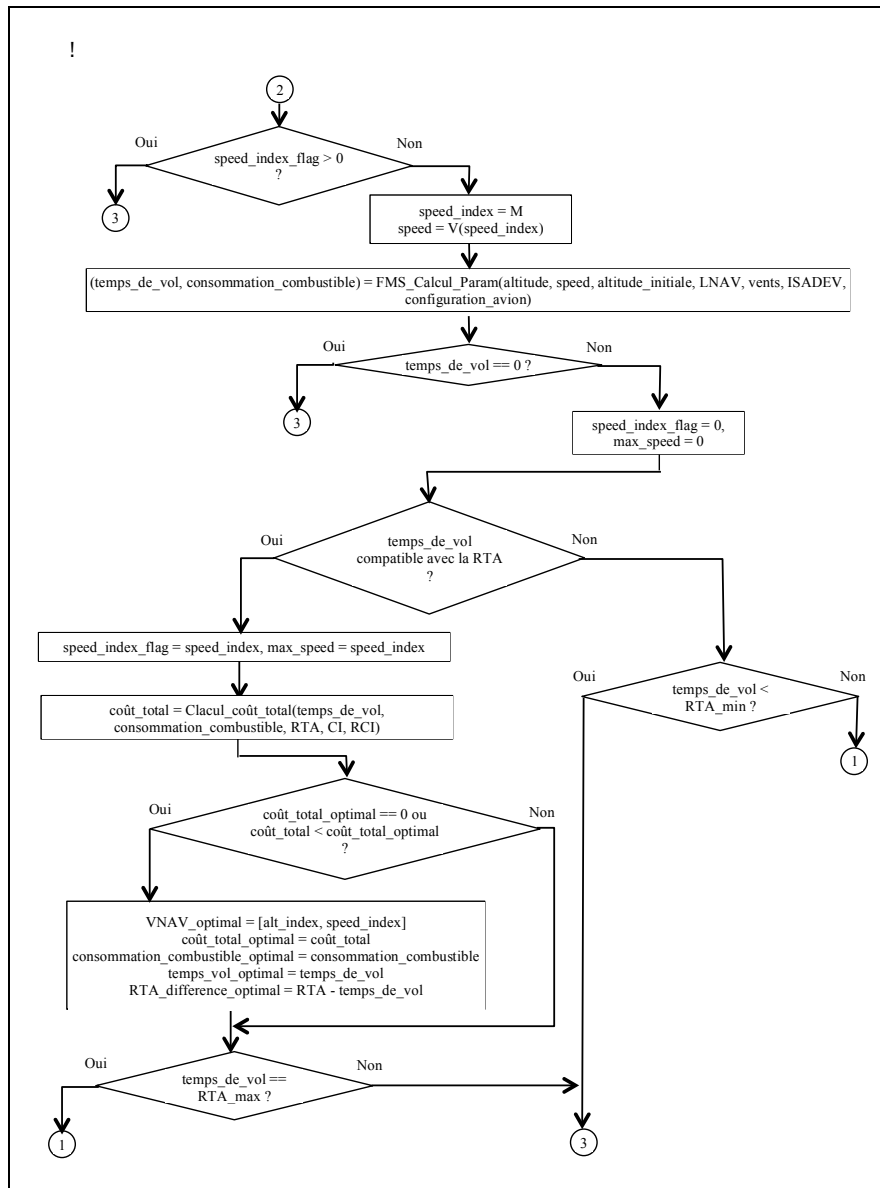


Figure-A I-2 L'organigramme du module principal de l'algorithme (suite)

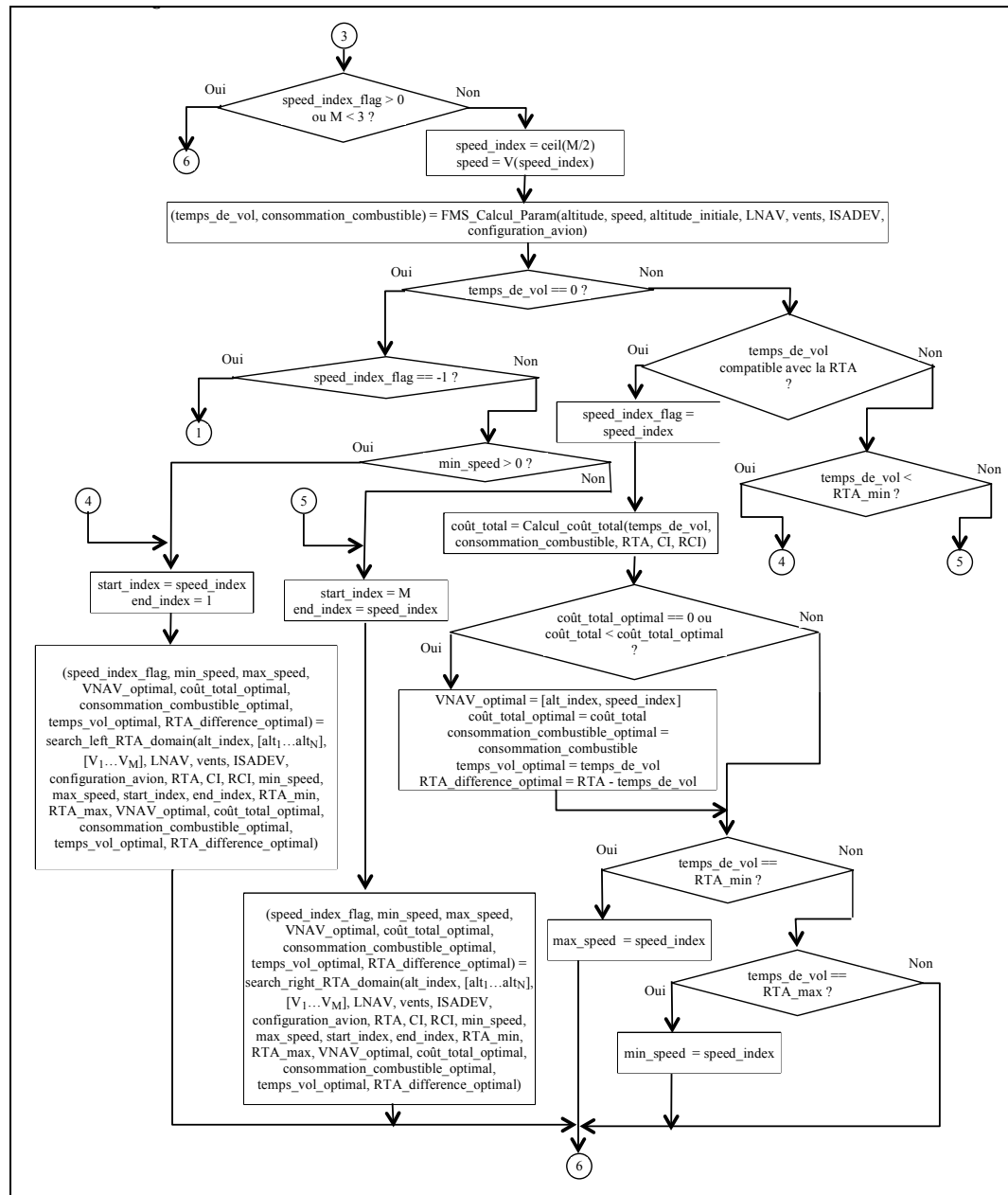


Figure-A I-3 L'organigramme du module principal de l'algorithme (suite)

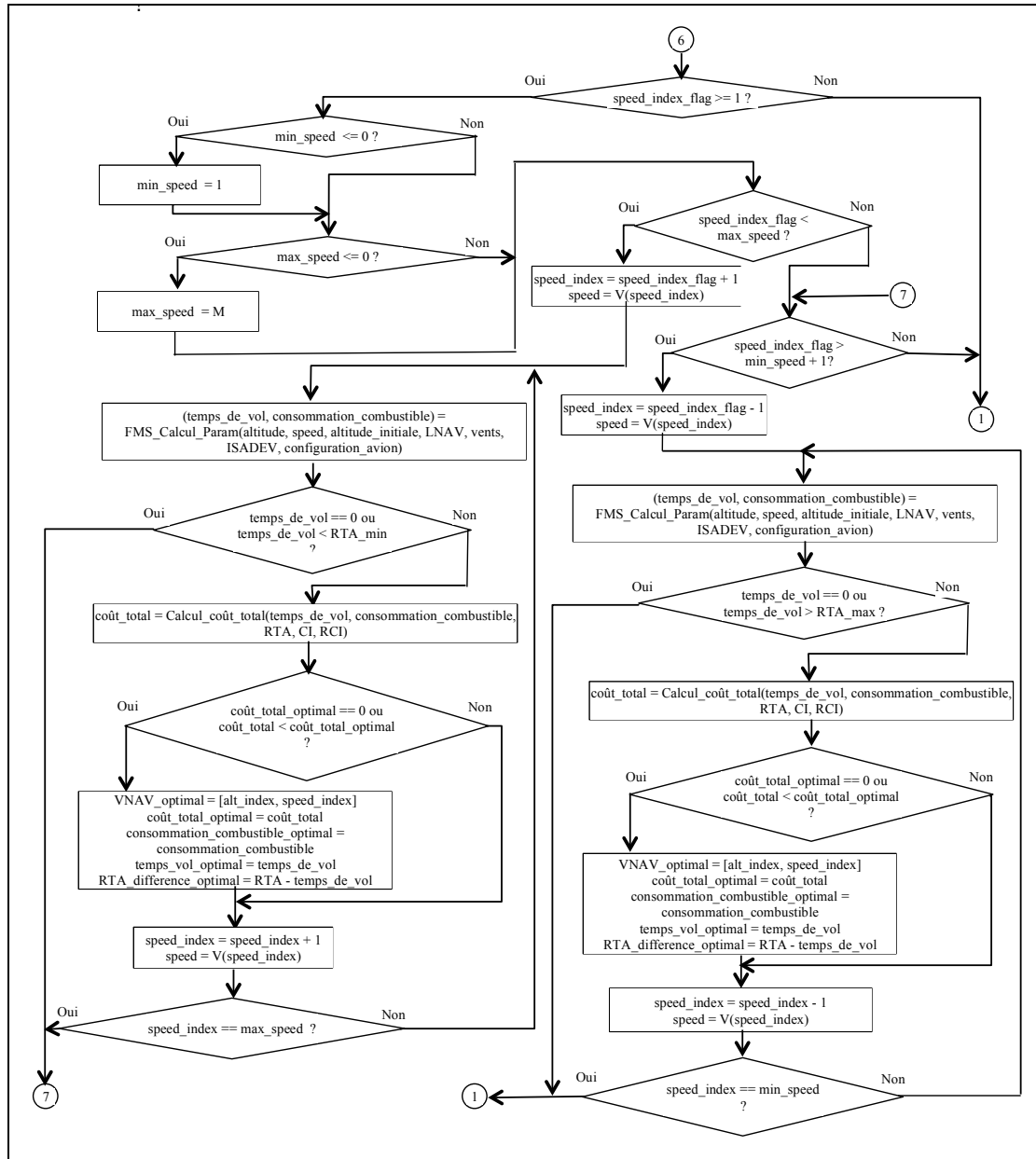


Figure-A I-4 L'organigramme du module principal de l'algorithme (suite)

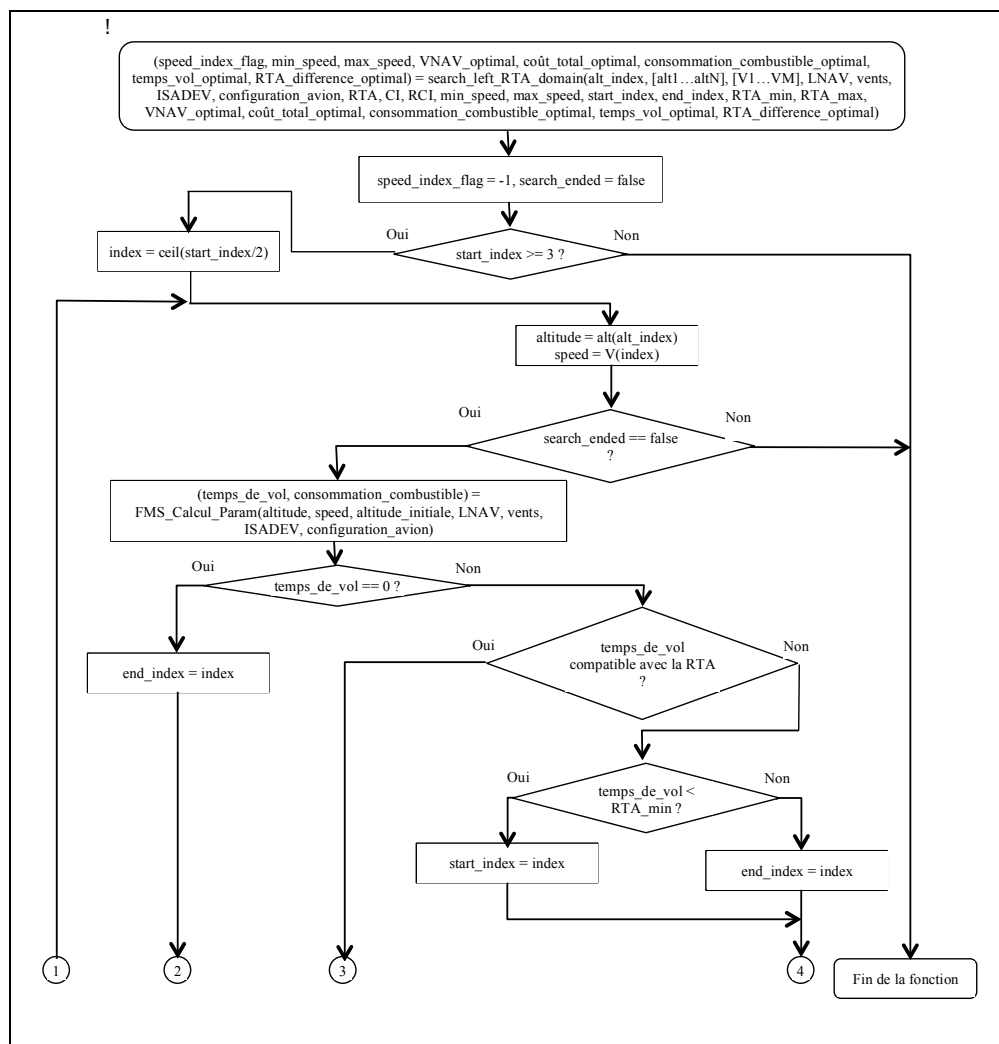


Figure-A I-5 L'organigramme de la fonction de recherche vers la gauche dans la liste des profils VNAV

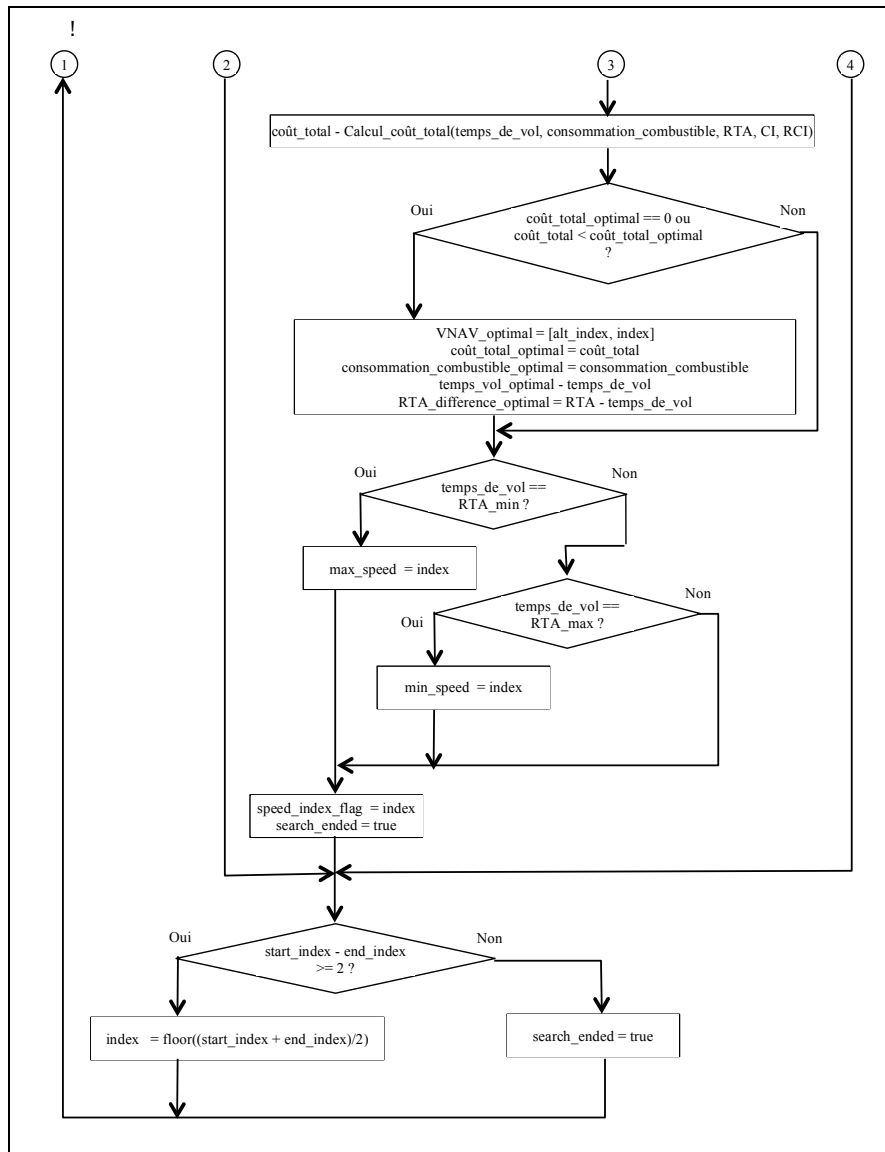


Figure-A I-6 L'organigramme de la fonction de recherche vers la gauche dans la liste des profils VNAV (suite)

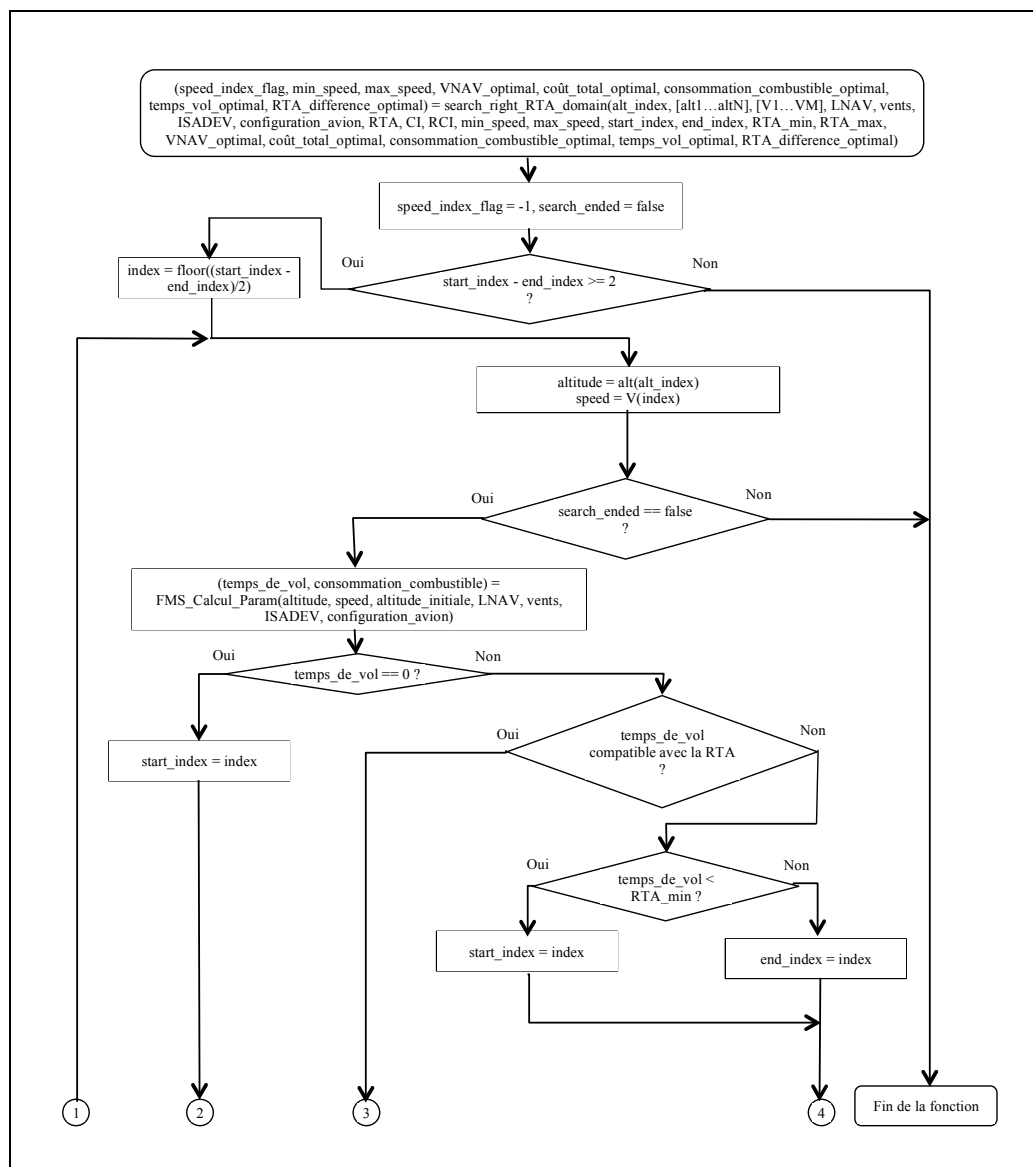


Figure-A I-7 L'organigramme de la fonction de recherche vers la droite dans la liste des profils VNAV

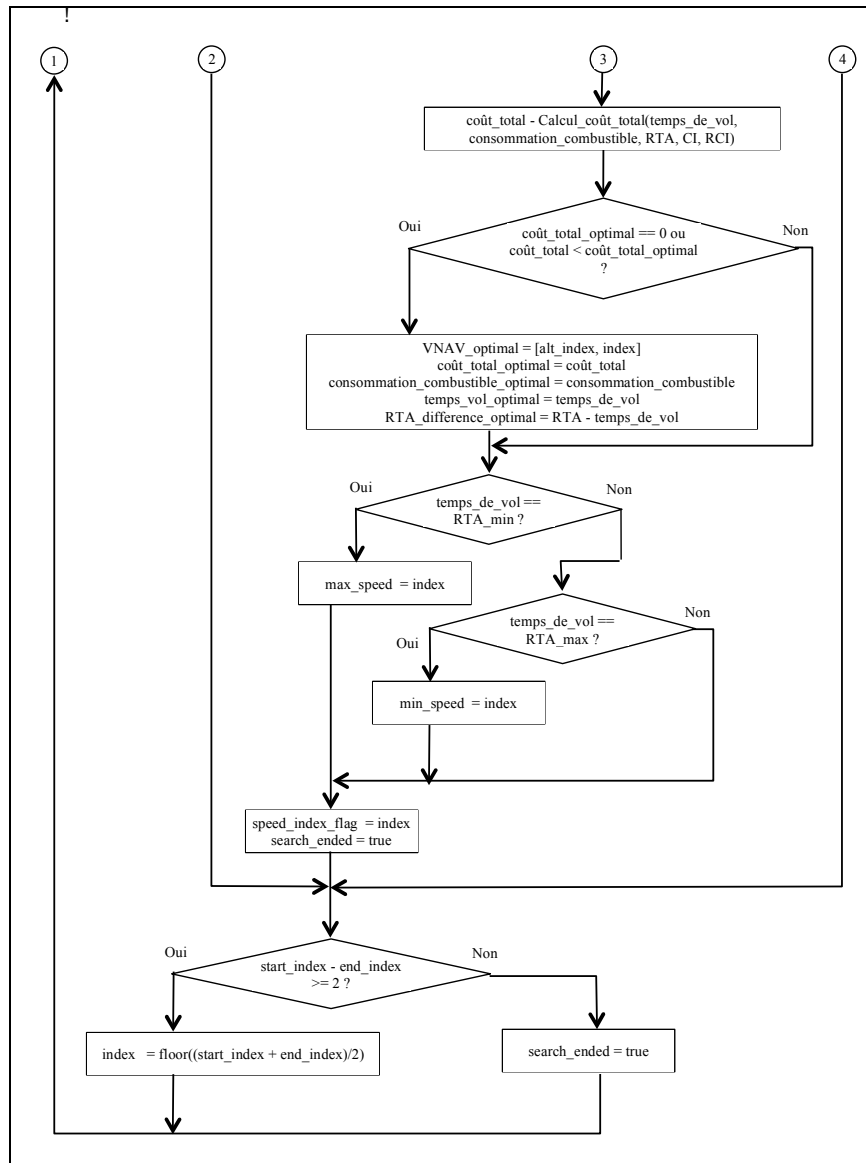


Figure-A I-8 L'organigramme de la fonction de recherche vers la droite dans la liste des profils VNAV (suite)

ANNEXE II

L'AMÉLIORATION DE LA GAMME DE RTA DISPONIBLE EN VNAV PAR RAPPORT AU VOL EN CROISIÈRE POUR LES CAS DE TEST DE L'AIRBUS A310

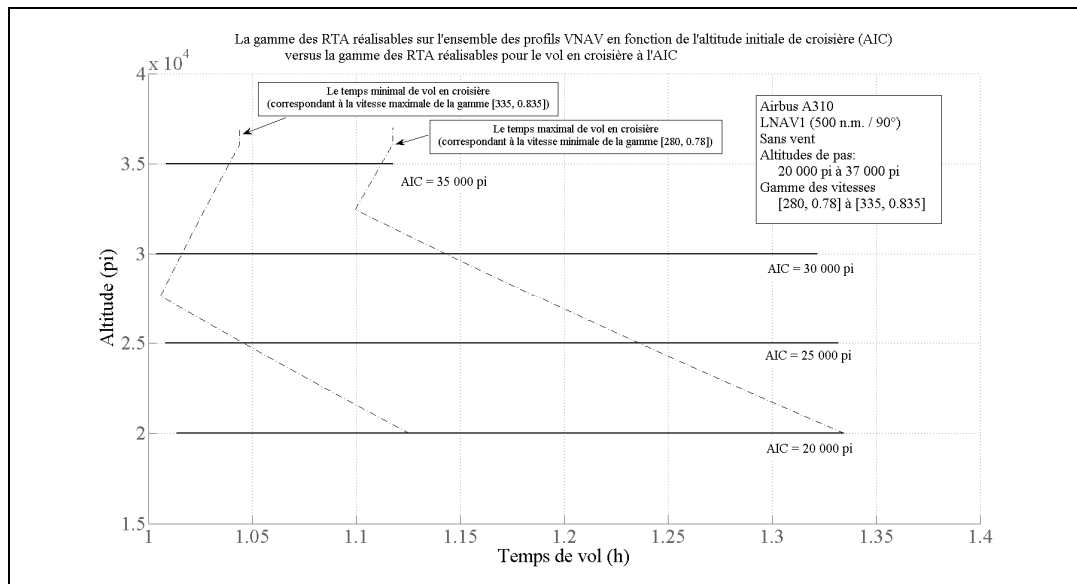


Figure-A II-1 L'amélioration de la gamme de RTA disponible en VNAV par rapport au vol en croisière pour les cas de test de l'Airbus A310, LNAV1 et sans vents

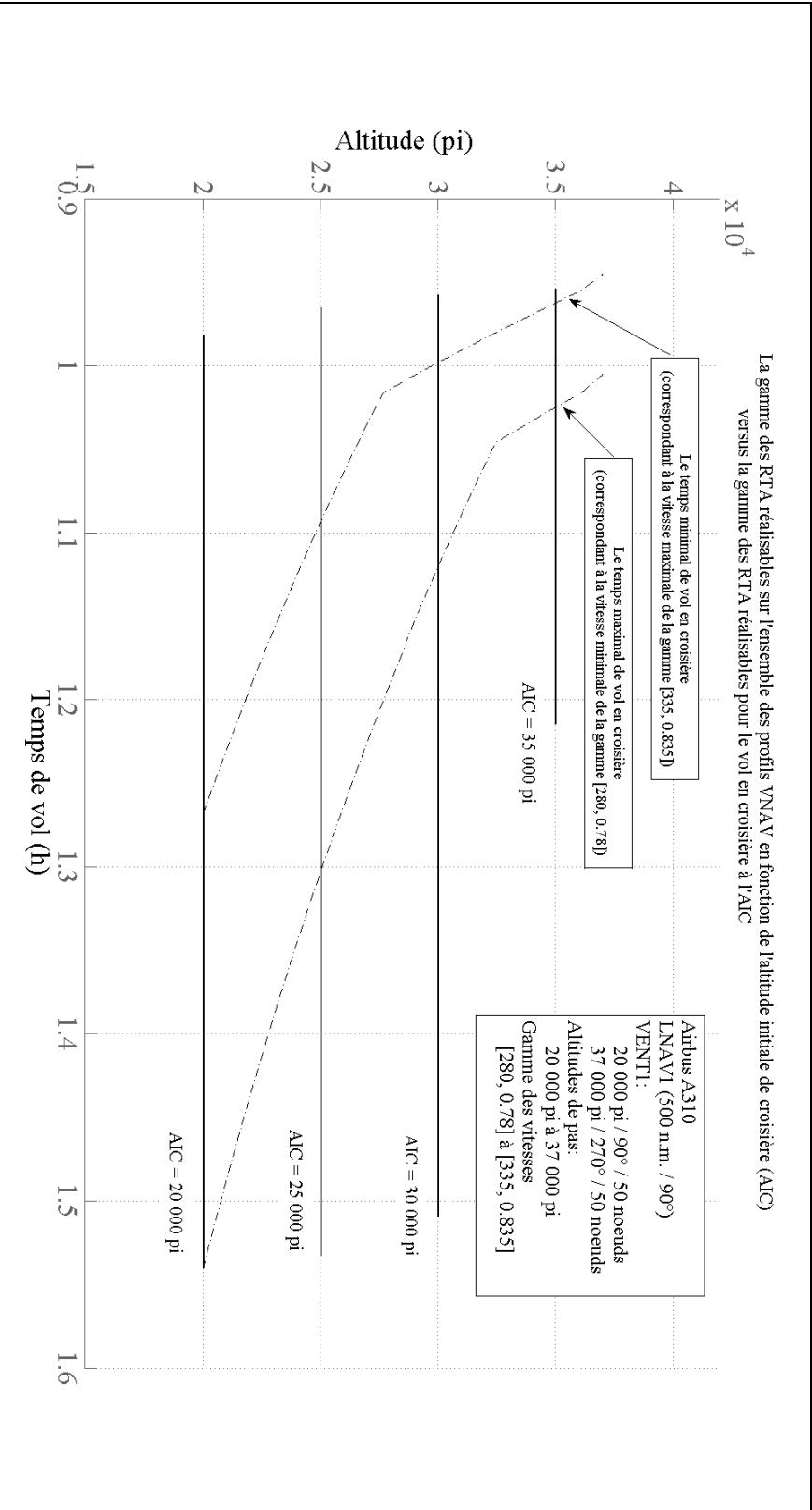


Figure-A II-2 L'amélioration de la gamme de RTA disponible en VNAV par rapport au vol en croisière pour les cas de test de l'Airbus A310, LNAV1 et VENT1

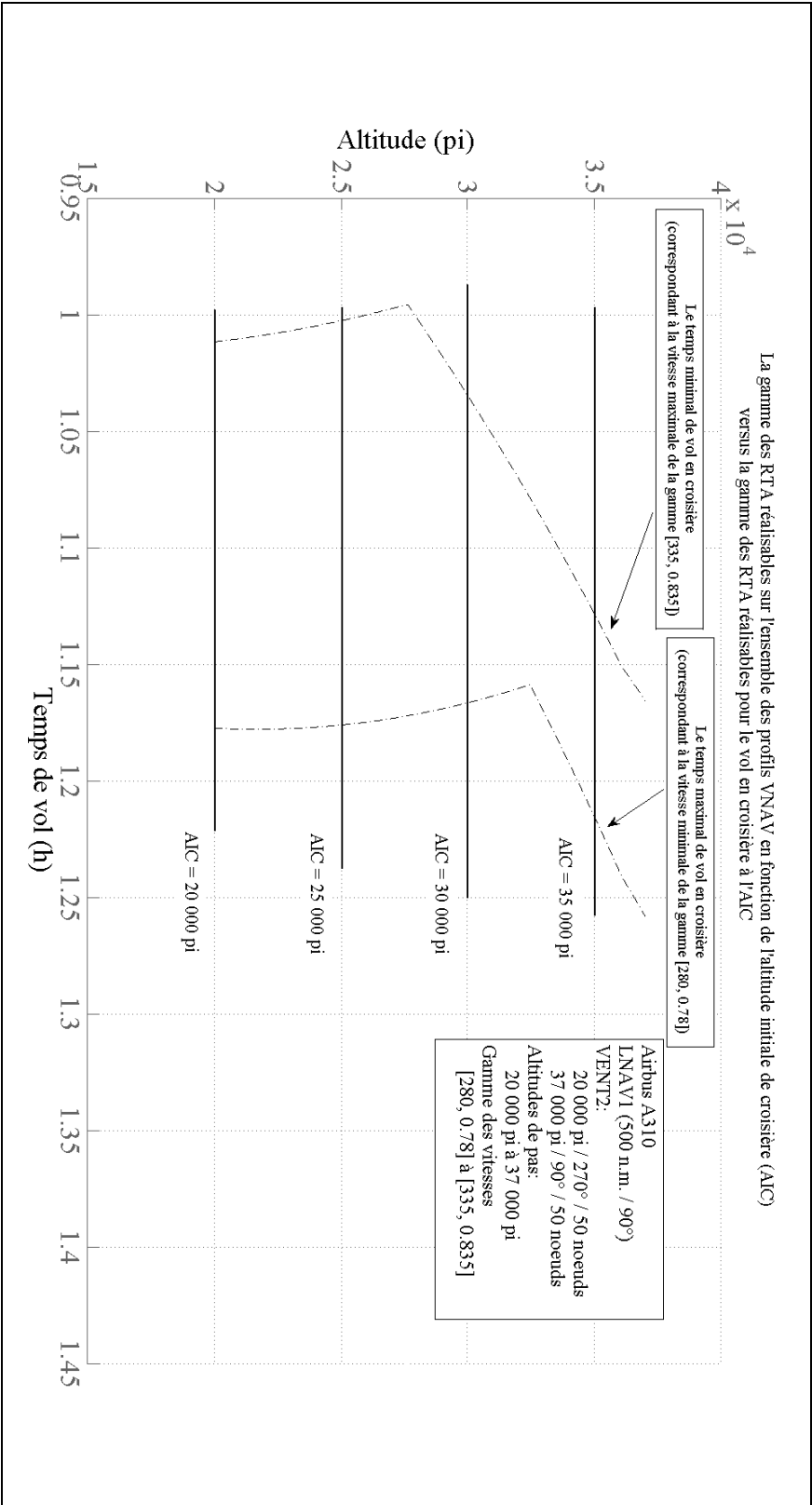


Figure-A II-3 L'amélioration de la gamme de RTA disponible en VNAV par rapport au vol en croisière pour les cas de test de l'Airbus A310, LNAV1 et VENT2

ANNEXE III

LES RÉSULTATS DES TESTS POUR L'AIRBUS A310

Tableau-A III-1 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière
(A310, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV1, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	19,187	8,931	60	5	55
		5		22,692	8,781		9	51
		10		26,045	8,851		9	51
		25		34,488	9,226		10	50
		50		44,885	10,057		12	48
		100		58,197	11,681		12	48
	50	0		13,118	6,216		5	55
		5		15,314	5,518		9	51
		10		17,76	5,567		9	51
		25		24,288	5,852		11	49
		50		33,12	6,488		12	48
		100		45,839	7,747		12	48
	100	0		10,479	4,641		5	55
		5		11,772	4,046		8	52
		10		13,664	4,074		9	51
		25		18,899	4,293		11	49
		50		26,371	4,804		12	48
		100		37,903	5,83		12	48

Tableau-A III-2 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV1, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	14,85	8,21	55	5	50
		5		14,821	8,055		5	50
		10		14,971	8,345		5	50
		25		25,216	9,565		5	50
		50		37,673	11,49		4	51
		100		54,061	14,71		3	52
	50	0		9,368	5,507		5	50
		5		9,457	4,999		5	50
		10		10,527	5,21		4	51
		25		18,044	6,043		5	50
		50		28,083	7,439		4	51
		100		42,167	9,916		3	52
	100	0		6,877	4,114		5	50
		5		6,922	3,652		5	50
		10		8,298	3,792		4	51
		25		14,211	4,419		5	50
		50		22,519	5,51		4	51
		100		35,045	7,52		3	52

Tableau-A III-3 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV1, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	8,322	5,065	38	4	34
		5		8,685	4,596		3	35
		10		9,044	4,541		5	33
		25		19,674	6,059		5	33
		50		33,139	8,331		5	33
		100		50,52	12,128		3	35
	50	0		4,958	3,349		4	34
		5		5,394	2,73		4	34
		10		5,625	2,726		7	31
		25		12,118	3,725		5	33
		50		22,33	5,299		5	33
		100		37,569	8,108		2	36
	100	0		3,442	2,314		4	34
		5		3,935	1,954		4	34
		10		4,105	1,948		7	31
		25		8,572	2,687		5	33
		50		16,691	3,893		4	34
		100		29,793	6,125		2	36

Tableau-A III-4 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV1, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	2,394	0,695	26	1	25
		5		3,041	0,9		5	21
		10		5,17	1,806		2	24
		25		16,72	3,84		4	22
		50		31,785	6,531		6	20
		100		49,785	10,303		4	22
	50	0		1,462	0,438		1	25
		5		1,517	0,5		5	21
		10		3,491	1,11		2	24
		25		11,788	2,451		4	22
		50		23,253	4,379		6	20
		100		39,012	7,369		4	22
	100	0		1,047	0,239		1	25
		5		1,051	0,339		5	21
		10		2,909	0,81		3	23
		25		9,275	1,814		3	23
		50		18,475	3,312		6	20
		100		32,172	5,772		4	22

Tableau-A III-5 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV1, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	23,474	10,015	76	13	63
		5		24,603	9,424		15	61
		10		27,773	9,337		16	60
		25		35,828	9,452		18	58
		50		45,803	9,792		18	58
		100		58,477	10,486		23	53
	50	0		15,991	6,626		13	63
		5		16,541	5,961		15	61
		10		18,87	5,898		16	60
		25		25,121	6,012		18	58
		50		33,598	6,33		18	58
		100		45,749	6,984		24	52
	100	0		12,519	4,878		13	63
		5		12,642	4,401		13	63
		10		14,466	4,33		16	60
		25		19,498	4,425		18	58
		50		26,66	4,695		18	58
		100		37,665	5,267		23	53

Tableau-A III-6 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV1, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	23,349	10,038	60	9	51
		5		25,986	9,754		11	49
		10		28,372	9,895		10	50
		25		36,113	10,697		10	50
		50		46,245	11,861		10	50
		100		59,894	13,717		10	50
	50	0		15,794	6,703		9	51
		5		17,778	6,187		11	49
		10		19,635	6,248		10	50
		25		25,707	6,818		10	50
		50		34,466	7,729		10	50
		100		47,622	9,317		10	50
	100	0		12,271	5,132		9	51
		5		13,753	4,576		11	49
		10		15,244	4,578		10	50
		25		20,132	5,014		10	50
		50		27,621	5,75		10	50
		100		39,619	7,099		10	50

Tableau-A III-7 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV1, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	26,469	9,871	38	8	30
		5		29,35	10,202		8	30
		10		32,574	10,671		8	30
		25		40,678	11,863		8	30
		50		50,543	13,668		8	30
		100		62,812	16,205		8	30
	50	0		17,403	6,765		8	30
		5		19,853	6,522		8	30
		10		22,303	6,755		8	30
		25		28,82	7,61		8	30
		50		37,532	9,015		8	30
		100		49,77	11,227		8	30
	100	0		13,183	5,228		8	30
		5		15,195	4,867		8	30
		10		17,143	4,95		8	30
		25		22,479	5,609		8	30
		50		29,982	6,742		8	30
		100		41,307	8,643		8	30

Tableau-A III-8 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV1, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	13,135	4,306	23	2	21
		5		13,21	4,869		2	21
		10		14,75	6,267		3	20
		25		22,139	8,963		2	21
		50		38,963	12,451		2	21
		100		57,331	16,96		2	21
	50	0		8,071	2,86		2	21
		5		8,462	3,014		5	18
		10		9,378	3,759		3	20
		25		14,871	5,556		2	21
		50		26,554	8,112		2	21
		100		43,485	11,879		2	21
	100	0		5,822	2,203		2	21
		5		6,285	2,237		5	18
		10		6,945	2,682		3	20
		25		11,36	4,025		2	21
		50		19,953	6,028		2	21
		100		34,903	9,194		2	21

Tableau-A III-9 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV1, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	0	0	49	49	0
		5		0,068	0,003		45	4
		10		5,036	0,341		30	19
		25		19,292	1,998		18	31
		50		35,293	4,497		13	36
		100		53,625	8,394		10	39
	50	0		0	0		49	0
		5		0,08	0,004		44	5
		10		2,47	0,204		32	17
		25		11,976	1,277		17	32
		50		24,204	3,004		13	36
		100		40,691	5,888		10	39
	100	0		0	0		49	0
		5		0,085	0,008		40	9
		10		1,344	0,146		31	18
		25		8,463	0,936		18	31
		50		18,247	2,258		13	36
		100		32,666	4,56		10	39

Tableau-A III-10 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV1, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	0	0	50	50	0
		5		1,324	0,038		43	7
		10		6,525	0,318		31	19
		25		19,26	1,543		16	34
		50		34,137	3,566		11	39
		100		51,747	6,989		7	43
	50	0		0	0		50	0
		5		0,233	0,012		45	5
		10		3,405	0,165		30	20
		25		11,805	0,956		16	34
		50		22,94	2,311		11	39
		100		38,404	4,738		7	43
	100	0		0	0		50	0
		5		0,128	0,006		45	5
		10		2,058	0,104		29	21
		25		8,313	0,69		16	34
		50		17,115	1,71		10	40
		100		30,422	3,602		7	43

Tableau-A III-11 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV1, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	5,414	0,388	40	32	8
		5		7,733	1,133		24	16
		10		11,663	1,887		18	22
		25		22,74	3,692		12	28
		50		37,405	6,243		13	27
		100		54,287	10,122		9	31
	50	0		3,489	0,241		31	9
		5		5,596	0,767		24	16
		10		8,239	1,188		18	22
		25		15,289	2,381		12	28
		50		25,395	4,172		13	27
		100		40,759	7,102		9	31
	100	0		2,571	0,182		31	9
		5		4,538	0,586		23	17
		10		6,527	0,866		18	22
		25		12,021	1,759		12	28
		50		19,859	3,141		12	28
		100		32,51	5,501		9	31

Tableau-A III-12 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV1, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	9,154	1,046	29	16	13
		5		12,857	2,697		9	20
		10		17,055	4,102		9	20
		25		26,432	6,298		8	21
		50		39,197	9,155		10	19
		100		55,97	13,235		8	21
	50	0		5,614	0,68		9	20
		5		8,639	1,711		8	21
		10		11,366	2,498		8	21
		25		18,035	3,943		8	21
		50		27,19	6,005		10	19
		100		41,848	9,265		8	21
	100	0		4,486	0,818		7	22
		5		6,718	1,29		8	21
		10		8,699	1,796		8	21
		25		13,853	2,871		8	21
		50		21,277	4,472		10	19
		100		33,302	7,157		8	21

Tableau-A III-13 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV2, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	25,461	11,03	116	10	106
		5		28,427	10,637		15	101
		10		31,309	10,527		15	101
		25		38,701	10,717		17	99
		50		47,992	11,475		18	98
		100		60,025	12,896		20	96
	50	0		16,944	7,359		10	106
		5		18,942	6,679		13	103
		10		21,098	6,608		15	101
		25		26,923	6,767		17	99
		50		34,914	7,331		18	98
		100		46,554	8,42		20	96
	100	0		13,177	5,443		10	106
		5		14,372	4,914		13	103
		10		16,072	4,836		15	101
		25		20,787	4,958		17	99
		50		27,559	5,403		18	98
		100		38,111	6,281		20	96

Tableau-A III-14 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV2, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	19,257	10,804	108	10	98
		5		19,303	10,363		11	97
		10		19,498	10,427		9	99
		25		27,215	11,304		11	97
		50		39,361	12,885		9	99
		100		54,42	15,787		10	98
	50	0		12,074	7,013		10	98
		5		12,106	6,445		10	98
		10		12,269	6,518		9	99
		25		19,406	7,126		11	97
		50		29,29	8,266		9	99
		100		43,146	10,466		10	98
	100	0		8,836	5,183		10	98
		5		8,903	4,704		10	98
		10		9,39	4,753		9	99
		25		15,239	5,213		11	97
		50		23,455	6,1		11	97
		100		35,835	7,866		9	99

Tableau-A III-15 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV2, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	11,293	6,722	76	11	65
		5		10,961	6,167		9	67
		10		11,448	5,861		8	68
		25		20,072	7,115		11	65
		50		33,567	9,149		11	65
		100		50,778	12,511		9	67
	50	0		6,585	4,24		11	65
		5		6,618	3,644		10	66
		10		6,894	3,511		8	68
		25		12,337	4,359		11	65
		50		22,579	5,793		10	66
		100		37,711	8,336		9	67
	100	0		4,519	2,976		11	65
		5		4,77	2,576		11	65
		10		4,878	2,515		11	65
		25		8,72	3,145		11	65
		50		16,862	4,25		10	66
		100		29,878	6,291		9	67

Tableau-A III-16 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV2, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	1,867	1,363	50	3	47
		5		3,99	1,392		9	41
		10		6,183	2,163		4	46
		25		16,517	4,039		5	45
		50		31,86	6,517		5	45
		100		50,081	10,086		7	43
	50	0		1,068	0,805		3	47
		5		2,037	0,773		9	41
		10		3,325	1,295		4	46
		25		11,611	2,522		5	45
		50		23,24	4,279		5	45
		100		39,173	7,077		7	43
	100	0		0,757	0,484		3	47
		5		1,265	0,536		9	41
		10		2,725	0,935		4	46
		25		9,13	1,848		5	45
		50		18,439	3,205		5	45
		100		32,271	5,489		7	43

Tableau-A III-17 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV2, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	23,513	10,565	147	26	121
		5		25,903	10,189		26	121
		10		28,441	10,015		29	118
		25		34,996	9,986		32	115
		50		43,349	10,066		32	115
		100		56,012	10,303		42	105
	50	0		15,406	6,796		26	121
		5		17,223	6,409		26	121
		10		19,116	6,281		29	118
		25		24,255	6,298		32	115
		50		31,404	6,434		32	115
		100		43,194	6,759		42	105
	100	0		11,983	4,975		26	121
		5		13,049	4,716		26	121
		10		14,539	4,592		29	118
		25		18,688	4,608		32	115
		50		24,738	4,74		32	115
		100		35,238	5,05		42	105

Tableau-A III-18 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV2, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	25,778	10,926	116	19	97
		5		26,303	10,592		20	96
		10		29,208	10,544		19	97
		25		36,609	10,933		19	97
		50		45,811	11,629		20	96
		100		57,565	12,705		20	96
	50	0		17,534	7,114		19	97
		5		17,758	6,699		19	97
		10		19,934	6,634		19	97
		25		25,778	6,922		19	97
		50		33,72	7,487		19	97
		100		45,136	8,471		20	96
	100	0		13,621	5,395		19	97
		5		13,755	4,947		19	97
		10		15,309	4,853		20	96
		25		20,053	5,073		19	97
		50		26,812	5,534		19	97
		100		37,217	6,384		20	96

Tableau-A III-19 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV2, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	29,126	11,282	74	15	59
		5		31,962	11,365		16	58
		10		35,067	11,648		15	59
		25		42,866	12,628		16	58
		50		52,345	14,143		15	59
		100		64,113	16,331		15	59
	50	0		19,02	7,569		15	59
		5		21,523	7,26		16	58
		10		23,919	7,368		15	59
		25		30,293	8,064		16	58
		50		38,807	9,236		15	59
		100		50,755	11,118		15	59
	100	0		14,415	5,822		15	59
		5		16,417	5,42		17	57
		10		18,334	5,404		15	59
		25		23,586	5,935		16	58
		50		30,966	6,877		15	59
		100		42,097	8,478		15	59

Tableau-A III-20 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV2, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	13,56	5,124	44	3	41
		5		13,745	5,636		4	40
		10		15,577	6,773		5	39
		25		22,506	8,887		4	40
		50		35,38	11,873		4	40
		100		53,582	15,868		4	40
	50	0		8,287	3,308		3	41
		5		8,759	3,449		8	36
		10		9,791	4,05		5	39
		25		15,293	5,457		4	40
		50		23,65	7,603		4	40
		100		39,839	10,859		4	40
	100	0		5,967	2,52		3	41
		5		6,491	2,548		8	36
		10		7,192	2,903		4	40
		25		11,715	3,943		4	40
		50		18,221	5,609		4	40
		100		31,591	8,309		4	40

Tableau-A III-21 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV2, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	0,625	0,146	96	30	66
		5		4,249	0,398		13	83
		10		9,51	0,949		12	84
		25		22,313	2,597		11	85
		50		37,132	4,982		10	86
		100		54,482	8,761		9	87
	50	0		0,297	0,107		16	80
		5		1,938	0,235		16	80
		10		5,197	0,578		14	82
		25		13,79	1,64		12	84
		50		25,103	3,264		10	86
		100		40,667	6,003		9	87
	100	0		0,219	0,055		32	64
		5		0,968	0,163		17	79
		10		3,327	0,415		15	81
		25		9,774	1,2		11	85
		50		0,625	0,146		30	66
		100		4,249	0,398		13	83

Tableau-A III-22 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV2, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	0,404	0,051	99	56	43
		5		4,452	0,253		57	42
		10		9,535	0,609		36	63
		25		21,96	1,878		25	74
		50		36,441	3,837		18	81
		100		53,534	7,149		15	84
	50	0		0,18	0,015		77	22
		5		2,066	0,125		56	43
		10		5,199	0,344		35	64
		25		13,49	1,156		24	75
		50		24,47	2,465		19	80
		100		39,698	4,796		15	84
	100	0		0,178	0,015		72	27
		5		1,073	0,071		52	47
		10		3,336	0,233		34	65
		25		9,537	0,831		25	74
		50		18,26	1,817		19	80
		100		31,435	3,626		15	84

Tableau-A III-23 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV2, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	5,829	0,5	79	52	27
		5		8,351	1,294		28	51
		10		12,624	2,048		23	56
		25		23,301	3,782		20	59
		50		36,177	6,191		17	62
		100		52,274	9,896		17	62
	50	0		3,766	0,31		57	22
		5		6,025	0,887		30	49
		10		8,955	1,304		23	56
		25		16,718	2,436		19	60
		50		27,026	4,112		18	61
		100		41,396	6,873		18	61
	100	0		2,783	0,238		51	28
		5		4,887	0,674		31	48
		10		7,114	0,961		24	55
		25		13,196	1,805		18	61
		50		21,703	3,092		18	61
		100		34,464	5,302		18	61

Tableau-A III-24 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV2, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	9,15	1,157	56	25	31
		5		12,581	2,642		13	43
		10		16,575	3,728		14	42
		25		26,221	5,585		16	40
		50		38,055	8,104		17	39
		100		54,788	11,802		17	39
	50	0		5,585	0,758		11	45
		5		8,354	1,671		14	42
		10		10,965	2,259		14	42
		25		17,794	3,467		16	40
		50		27,07	5,241		17	39
		100		40,391	8,111		17	39
	100	0		4,445	0,838		12	44
		5		6,445	1,259		16	40
		10		8,364	1,623		15	41
		25		13,622	2,517		17	39
		50		21,136	3,88		17	39
		100		32,755	6,208		16	40

Tableau-A III-25 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV3, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	27,988	11,517	166	14	152
		5		29,894	11,188		18	148
		10		31,765	11,013		19	147
		25		36,792	10,941		23	143
		50		43,627	11,344		26	140
		100		53,459	12,425		30	136
	50	0		18,331	7,395		14	152
		5		19,636	6,984		16	150
		10		21,046	6,869		19	147
		25		24,979	6,843		23	143
		50		30,693	7,154		25	141
		100		39,748	7,966		31	135
	100	0		13,952	5,415		14	152
		5		14,742	5,114		15	151
		10		15,855	5,008		18	148
		25		19,019	4,987		23	143
		50		23,771	5,234		25	141
		100		31,712	5,876		31	135

Tableau-A III-26 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV3, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	21,142	11,777	153	14	139
		5		21,142	11,417		15	138
		10		21,605	11,332		14	139
		25		24,412	11,707		15	138
		50		33,9	12,685		13	140
		100		47,114	14,813		15	138
	50	0		13,293	7,446		14	139
		5		13,319	7,076		14	139
		10		13,513	7,055		14	139
		25		16,921	7,312		17	136
		50		24,315	8,001		13	140
		100		35,723	9,531		15	138
	100	0		9,707	5,46		14	139
		5		9,737	5,148		14	139
		10		9,91	5,133		14	139
		25		13,066	5,323		18	135
		50		19,058	5,851		15	138
		100		28,847	7,042		15	138

Tableau-A III-27 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV3, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	12,228	7,445	106	16	90
		5		12,18	7,018		17	89
		10		12,779	6,718		17	89
		25		14,483	7,234		15	91
		50		26,177	8,397		15	91
		100		41,773	10,679		11	95
	50	0		7,387	4,562		16	90
		5		7,468	4,15		16	90
		10		7,745	4,014		14	92
		25		8,556	4,373		15	91
		50		16,719	5,17		16	90
		100		29,207	6,804		11	95
	100	0		5,031	3,232		16	90
		5		5,408	2,936		18	88
		10		5,539	2,867		16	90
		25		5,976	3,135		16	90
		50		12,156	3,739		16	90
		100		22,357	5,008		11	95

Tableau-A III-28 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV3, Sans vent A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	2,433	1,693	67	7	60
		5		4,553	1,677		7	60
		10		6,78	2,035		4	63
		25		12,841	3,164		9	58
		50		23,274	4,756		10	57
		100		39,226	7,36		9	58
	50	0		1,369	0,98		7	60
		5		2,339	0,927		11	56
		10		3,639	1,179		5	62
		25		7,743	1,892		9	58
		50		16,25	2,963		10	57
		100		29,114	4,864		9	58
	100	0		0,95	0,634		7	60
		5		1,471	0,638		9	58
		10		2,388	0,83		6	61
		25		6,012	1,355		9	58
		50		12,602	2,162		8	59
		100		23,24	3,653		9	58

Tableau-A III-29 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV3, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	24,324	10,61	212	38	174
		5		26,025	10,435		38	174
		10		27,879	10,232		39	173
		25		32,873	10,079		43	169
		50		39,688	9,974		43	169
		100		49,544	9,91		61	151
	50	0		15,785	6,687		38	174
		5		17,126	6,508		38	174
		10		18,495	6,38		39	173
		25		22,321	6,306		43	169
		50		27,894	6,3		43	169
		100		36,764	6,383		61	151
	100	0		12,021	4,87		38	174
		5		12,885	4,745		38	174
		10		13,957	4,649		39	173
		25		17,008	4,595		43	169
		50		21,602	4,612		43	169
		100		29,304	4,717		62	150

Tableau-A III-30 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV3, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	25,147	11,038	167	29	138
		5		26,639	10,834		29	138
		10		28,709	10,638		29	138
		25		34,236	10,692		29	138
		50		41,661	10,977		29	138
		100		52,168	11,423		28	139
	50	0		16,227	6,966		29	138
		5		17,706	6,801		29	138
		10		19,246	6,656		29	138
		25		23,521	6,708		29	138
		50		29,672	6,961		29	138
		100		39,281	7,416		27	140
	100	0		12,292	5,189		29	138
		5		13,391	4,983		29	138
		10		14,602	4,857		29	138
		25		18,031	4,894		29	138
		50		23,143	5,103		29	138
		100		31,58	5,503		27	140

Tableau-A III-31 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV3, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	30,37	11,459	103	23	80
		5		32,069	11,459		24	79
		10		34,037	11,393		22	81
		25		39,271	11,744		23	80
		50		46,264	12,481		23	80
		100		56,077	13,655		22	81
	50	0		19,738	7,384		23	80
		5		21,262	7,261		23	80
		10		22,779	7,151		23	80
		25		26,98	7,396		23	80
		50		32,999	7,956		23	80
		100		42,343	8,935		22	81
	100	0		14,95	5,557		23	80
		5		16,038	5,368		23	80
		10		17,248	5,229		23	80
		25		20,669	5,405		23	80
		50		25,751	5,849		23	80
		100		34,094	6,661		22	81

Tableau-A III-32 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV3, VENT1 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	13,678	5,698	59	5	54
		5		13,939	6,098		7	52
		10		15,413	6,706		7	52
		25		22,625	7,918		6	53
		50		33,183	9,686		5	54
		100		47,424	12,307		5	54
	50	0		8,324	3,533		5	54
		5		8,742	3,681		8	51
		10		9,603	3,988		6	53
		25		15,094	4,766		6	53
		50		23,129	5,997		5	54
		100		35,325	8,032		5	54
	100	0		5,984	2,63		5	54
		5		6,419	2,692		5	54
		10		7,19	2,85		6	53
		25		11,452	3,416		6	53
		50		17,873	4,356		5	54
		100		28,237	5,995		5	54

Tableau-A III-33 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV3, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	1,175	0,629	135	3	132
		5		3,5	0,77		4	131
		10		6,783	1,109		5	130
		25		15,353	2,157		7	128
		50		26,447	3,823		9	126
		100		41,372	6,774		9	126
	50	0		0,612	0,369		3	132
		5		1,662	0,462		4	131
		10		3,647	0,669		5	130
		25		9,125	1,324		7	128
		50		16,925	2,402		9	126
		100		28,922	4,394		9	126
	100	0		0,464	0,225		0	135
		5		0,945	0,326		5	130
		10		2,326	0,477		5	130
		25		6,345	0,955		7	128
		50		12,319	1,753		9	126
		100		22,136	3,263		9	126

Tableau-A III-34 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV3, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	0,673	0,165	141	50	91
		5		3,744	0,289		47	94
		10		7,199	0,554		33	108
		25		16,197	1,513		25	116
		50		27,795	3,083		23	118
		100		43,314	5,92		18	123
	50	0		0,358	0,062		76	65
		5		1,8	0,16		45	96
		10		3,881	0,32		31	110
		25		9,616	0,92		25	116
		50		17,766	1,928		23	118
		100		30,264	3,825		18	123
	100	0		0,299	0,049		76	65
		5		1,004	0,103		51	90
		10		2,492	0,221		30	111
		25		6,694	0,66		24	117
		50		12,932	1,404		23	118
		100		23,162	2,834		18	123

Tableau-A III-35 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV3, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	5,823	0,536	110	59	51
		5		7,032	1,025		36	74
		10		9,901	1,478		31	79
		25		17,531	2,57		26	84
		50		27,717	4,228		21	89
		100		42,002	7,098		20	90
	50	0		3,758	0,327		67	43
		5		4,928	0,69		38	72
		10		6,861	0,928		31	79
		25		12,213	1,616		26	84
		50		19,879	2,698		22	88
		100		31,773	4,667		20	90
	100	0		2,777	0,248		52	58
		5		3,912	0,515		37	73
		10		5,368	0,679		32	78
		25		9,484	1,182		26	84
		50		15,597	1,987		22	88
		100		25,628	3,492		20	90

Tableau-A III-36 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (A310, LNAV3, VNAV2 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV3, VENT2 A310, Poids sans le combustible 90 000 kg, CG 28%, Combustible 22 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 37 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [335, 0,835], Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	8,62	1,231	77	30	47
		5		10,957	2,177		21	56
		10		13,87	2,745		23	54
		25		21,543	3,823		21	56
		50		31,627	5,449		20	57
		100		45,51	8,147		17	60
	50	0		5,273	0,785		17	60
		5		7,085	1,361		23	54
		10		8,98	1,646		22	55
		25		14,219	2,323		22	55
		50		21,7	3,409		20	57
		100		33,255	5,342		17	60
	100	0		4,093	0,748		19	58
		5		5,366	1,004		24	53
		10		6,768	1,177		23	54
		25		10,731	1,67		22	55
		50		16,621	2,483		20	57
		100		26,296	3,988		17	60

ANNEXE IV

L'AMÉLIORATION DE LA GAMME DE RTA DISPONIBLE EN VNAV PAR RAPPORT AU VOL EN CROISIÈRE POUR LES CAS DE TEST DU SUKHOI RRJ

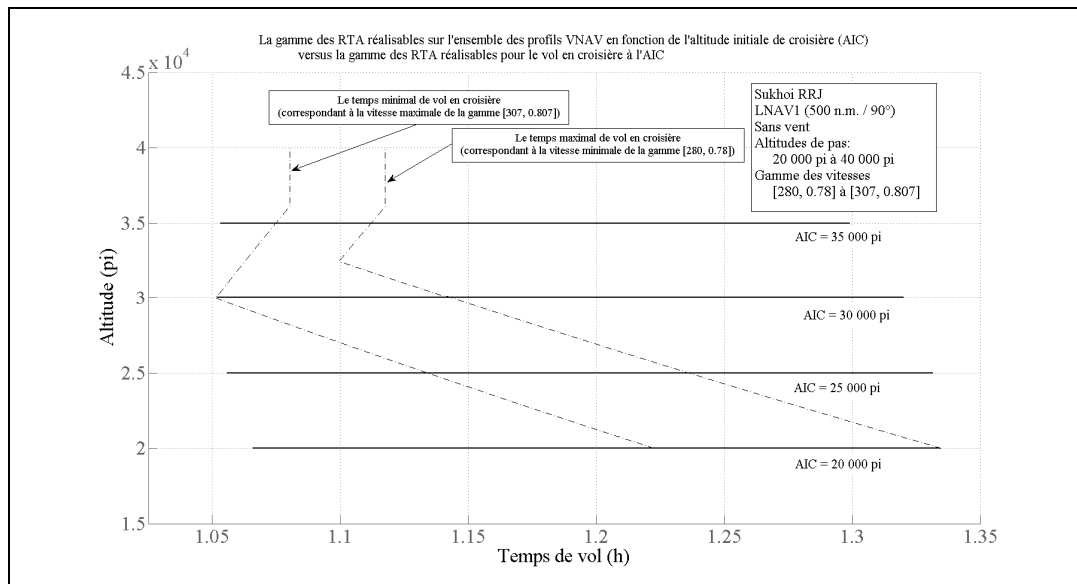


Figure-A IV-1 L'amélioration de la gamme de RTA disponible en VNAV par rapport au vol en croisière pour les cas de test du Sukhoi RRJ, LNAV1 et sans vents

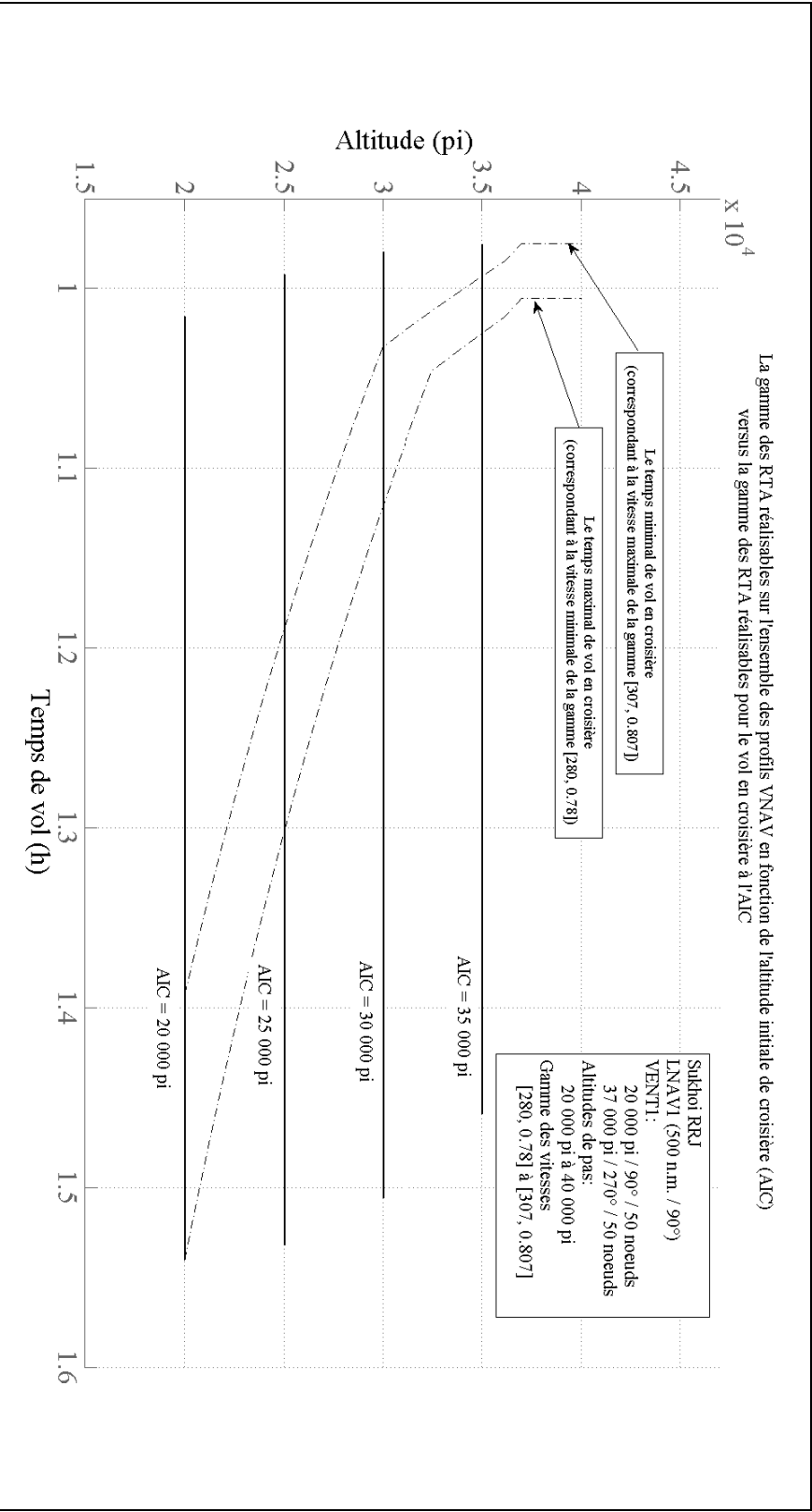


Figure-A IV-2 L'amélioration de la gamme de RTA disponible en VNAV par rapport au vol en croisière pour les cas de test du Sukhoi RRJ, LNAV1 et VENT1

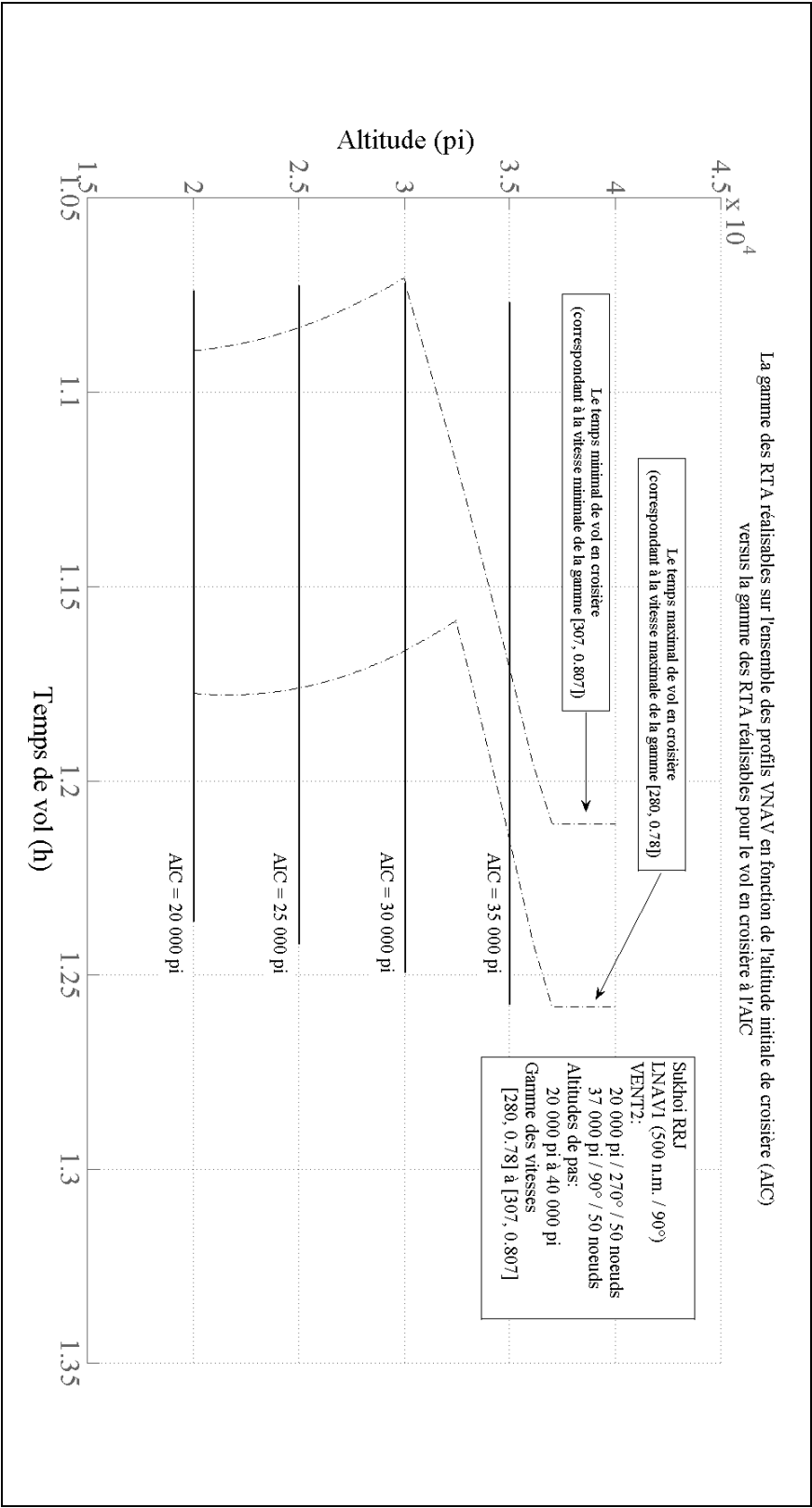


Figure-A IV-3 L'amélioration de la gamme de RTA disponible en VNAV par rapport au vol en croisière pour les cas de test du Sukhoi RRJ, LNAV1 et VENT2

ANNEXE V

LES RÉSULTATS DES TESTS POUR LE SUKHOI RRJ

Tableau-A V-1 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV1, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0.78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0.001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	12.5	5.496	37	5	32
		5		21.619	5.387		10	27
		10		29.57	5.8		11	26
		25		45.925	7.329		12	25
		50		60.884	9.495		12	25
		100		74.617	12.511		14	23
	50	0		6.735	2.73		5	32
		5		10.235	2.246		9	28
		10		14.45	2.466		11	26
		25		24.993	3.339		12	25
		50		37.725	4.713		12	25
		100		53.408	6.872		14	23
	100	0		5.268	1.862		5	32
		5		7.067	1.451		9	28
		10		9.906	1.587		11	26
		25		17.46	2.188		12	25
		50		27.555	3.185		13	24
		100		41.732	4.86		14	23

Tableau-A V-2 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV1, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	15,844	6,016	34	5	29
		5		25,198	6,345		5	29
		10		32,9	7,633		5	29
		25		48,637	11,254		3	31
		50		62,904	15,819		3	31
		100		75,899	22,319		5	29
	50	0		7,646	2,967		5	29
		5		11,775	2,596		4	30
		10		15,971	3,194		5	29
		25		26,436	5,153		3	31
		50		39,019	8,042		3	31
		100		54,433	12,654		5	29
	100	0		5,951	2,022		5	29
		5		8,063	1,652		4	30
		10		10,905	2,016		5	29
		25		18,455	3,345		4	30
		50		28,513	5,438		3	31
		100		42,582	9,016		5	29

Tableau-A V-3 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV1, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	10,471	6,463	30	5	25
		5		10,168	5,176		9	21
		10		17,935	5,933		8	22
		25		35,96	8,117		6	24
		50		53,423	11,393		5	25
		100		69,73	16,557		6	24
	50	0		4,077	2,548		5	25
		5		3,992	1,987		8	22
		10		6,989	2,302		9	21
		25		17,354	3,396		6	24
		50		30,718	5,234		5	25
		100		47,76	8,432		6	24
	100	0		2,605	1,377		5	25
		5		2,467	1,217		7	23
		10		3,997	1,398		9	21
		25		11,153	2,124		7	23
		50		21,322	3,4		5	25
		100		36,167	5,75		6	24

Tableau-A V-4 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, sans vent et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV1, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	4,359	3,088	18	2	16
		5		8,205	4,062		1	17
		10		15,995	6,763		1	17
		25		39,079	13,583		1	17
		50		58,214	20,671		2	16
		100		74,333	28,3		2	16
	50	0		1,801	1,19		2	16
		5		2,746	1,586		1	17
		10		7,268	2,725		1	17
		25		19,736	6,225		1	17
		50		34,423	10,935		2	16
		100		52,063	17,453		2	16
	100	0		1,099	0,646		2	16
		5		1,957	1,008		1	17
		10		5,193	1,719		1	17
		25		13,75	4,056		1	17
		50		25,025	7,495		2	16
		100		40,557	12,79		2	16

Tableau-A V-5 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV1, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	14,669	5,396	47	13	34
		5		21,814	5,081		17	30
		10		29,842	5,514		18	29
		25		46,137	6,656		18	29
		50		60,783	7,992		24	23
		100		74,214	10,093		28	19
	50	0		7,802	2,487		13	34
		5		10,367	2,164		16	31
		10		14,663	2,379		18	29
		25		25,328	3,088		18	29
		50		38,053	4,087		24	23
		100		53,659	5,763		28	19
	100	0		6,055	1,694		13	34
		5		7,17	1,415		16	31
		10		10,072	1,551		18	29
		25		17,751	2,047		18	29
		50		27,922	2,798		24	23
		100		42,17	4,139		28	19

Tableau-A V-6 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV1, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	13,213	5,35	37	9	28
		5		21,15	5,661		10	27
		10		29,442	6,937		10	27
		25		46,249	9,914		10	27
		50		61,33	13,02		10	27
		100		74,938	17,082		8	29
	50	0		7,047	2,539		9	28
		5		10,062	2,331		10	27
		10		14,443	2,924		10	27
		25		25,319	4,587		10	27
		50		38,303	6,766		10	27
		100		54,07	10,058		8	29
	100	0		5,523	1,725		9	28
		5		6,988	1,49		11	26
		10		9,936	1,864		10	27
		25		17,741	3,005		10	27
		50		28,083	4,625		10	27
		100		42,443	7,278		8	29

Tableau-A V-7 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV1, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	19,223	6,868	30	8	22
		5		27,168	7,194		8	22
		10		35,077	8,61		8	22
		25		51,028	12,048		8	22
		50		65,251	15,799		9	21
		100		78,014	20,362		10	20
	50	0		9,229	3,392		8	22
		5		12,724	2,967		8	22
		10		17,123	3,652		8	22
		25		28,009	5,634		8	22
		50		40,938	8,321		9	21
		100		56,543	12,267		10	20
	100	0		6,958	2,318		8	22
		5		8,7	1,889		9	21
		10		11,696	2,323		7	23
		25		19,612	3,689		8	22
		50		30,06	5,7		9	21
		100		44,488	8,933		10	20

Tableau-A V-8 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV1, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	6,975	4,233	16	2	14
		5		16,597	6,069		2	14
		10		25,681	9,332		2	14
		25		43,796	16,54		2	14
		50		61,471	23,568		2	14
		100		76,532	30,753		2	14
	50	0		2,998	2,032		2	14
		5		7,513	2,314		2	14
		10		11,853	3,712		2	14
		25		22,682	7,548		2	14
		50		36,592	12,425		2	14
		100		54,346	18,995		2	14
	100	0		2,522	1,485		2	14
		5		5,237	1,444		2	14
		10		8,07	2,302		2	14
		25		15,615	4,891		2	14
		50		25,781	8,49		2	14
		100		41,969	13,917		2	14

Tableau-A V-9 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV1, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	0	0	30	30	0
		5		10,374	1,416		16	14
		10		20,923	3,352		12	18
		25		41,408	8,201		6	24
		50		58,835	13,884		5	25
		100		73,841	21,369		3	27
	50	0		0,054	0,009		25	5
		5		3,854	0,56		17	13
		10		8,341	1,416		12	18
		25		20,678	3,851		5	25
		50		35,122	7,205		4	26
		100		52,264	12,271		3	27
	100	0		0,436	0,086		23	7
		5		2,93	0,335		18	12
		10		5,557	0,886		11	19
		25		13,431	2,513		5	25
		50		24,773	4,9		4	26
		100		40,284	8,776		3	27

Tableau-A V-10 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV1, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	0,097	0,01	31	26	5
		5		10,303	1,614		9	22
		10		19,659	3,452		6	25
		25		38,686	7,964		4	27
		50		56,1	13,421		3	28
		100		71,787	20,801		2	29
	50	0		0,263	0,07		19	12
		5		3,355	0,648		10	21
		10		7,695	1,448		6	25
		25		18,622	3,663		4	27
		50		32,169	6,769		3	28
		100		49,01	11,563		3	28
	100	0		0,394	0,114		10	21
		5		2,348	0,403		12	19
		10		4,423	0,913		6	25
		25		11,955	2,387		4	27
		50		22,31	4,569		3	28
		100		37,049	8,173		3	28

Tableau-A V-11 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV1, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	1,059	0,158	31	21	10
		5		12,402	1,225		17	14
		10		22,122	2,322		14	17
		25		41,266	5,19		11	20
		50		58,625	8,845		10	21
		100		73,801	13,951		9	22
	50	0		0,28	0,047		21	10
		5		4,091	0,412		18	13
		10		8,719	0,89		14	17
		25		20,199	2,294		11	20
		50		34,304	4,341		10	21
		100		51,366	7,558		9	22
	100	0		0,267	0,049		20	11
		5		1,992	0,209		18	13
		10		5,012	0,516		15	16
		25		13,041	1,447		11	20
		50		23,995	2,878		10	21
		100		39,232	5,274		9	22

Tableau-A V-12 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV1, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV1, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0,353	1,676	1,096	20	0	20
		5	0	14,017	3,89		3	17
		10		24,016	6,707		5	15
		25		43,264	12,964		5	15
		50		59,466	19,368		4	16
		100		73,605	26,479		5	15
	50	0	0,165	0,915	0,521		0	20
		5	0	5,666	1,475		3	17
		10		10,134	2,709		3	17
		25		21,241	5,972		5	15
		50		34,533	10,22		4	16
		100		51,075	16,182		5	15
	100	0	0	1,704	0,56		2	18
		5		4,1	0,909		3	17
		10		6,995	1,694		3	17
		25		14,687	3,883		5	15
		50		24,941	6,982		5	15
		100		39,294	11,794		5	15

Tableau-A V-13 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV2, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	13,69	6,334	70	10	60
		5		20,796	6,054		16	54
		10		27,782	6,476		17	53
		25		42,613	8,304		20	50
		50		56,748	10,781		20	50
		100		70,236	14,423		21	49
	50	0		6,836	2,897		10	60
		5		9,664	2,511		15	55
		10		13,316	2,711		17	53
		25		22,617	3,65		19	51
		50		34,181	5,054		20	50
		100		48,946	7,341		21	49
	100	0		5,173	1,911		10	60
		5		6,609	1,625		15	55
		10		9,057	1,742		18	52
		25		15,652	2,368		19	51
		50		24,66	3,349		20	50
		100		37,706	5,032		20	50

Tableau-A V-14 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV2, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	21,364	7,094	65	9	56
		5		29,41	6,902		10	55
		10		36,001	7,659		11	54
		25		49,934	10,491		10	55
		50		63,138	14,642		9	56
		100		75,668	20,679		10	55
	50	0		9,783	3,291		9	56
		5		13,335	2,843		9	56
		10		17,01	3,174		10	55
		25		26,357	4,651		10	55
		50		37,951	7,101		9	56
		100		52,715	11,146		10	55
	100	0		7,115	2,178		9	56
		5		8,955	1,823		9	56
		10		11,452	2,014		9	56
		25		18,174	2,995		11	54
		50		27,343	4,723		9	56
		100		40,588	7,77		10	55

Tableau-A V-15 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV2, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	14,615	8,71	60	12	48
		5		14,535	7,135		16	44
		10		18,357	7,508		18	42
		25		36,429	9,349		18	42
		50		54,485	12,128		14	46
		100		70,768	16,364		13	47
	50	0		5,641	3,41		12	48
		5		5,787	2,751		16	44
		10		7,134	2,898		19	41
		25		17,536	3,845		17	43
		50		31,265	5,438		15	45
		100		48,433	8,155		13	47
	100	0		3,628	1,919		12	48
		5		3,658	1,698		16	44
		10		4,082	1,77		18	42
		25		11,262	2,405		17	43
		50		21,678	3,513		15	45
		100		36,656	5,519		13	47

Tableau-A V-16 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, sans vent et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV2, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	6,701	5,17	34	3	31
		5	1,303	10,367	5,699		0	34
		10	0	14,771	7,694		1	33
		25		36,78	13,577		2	32
		50		55,464	19,977		1	33
		100		71,523	26,909		2	32
	50	0	0	2,633	1,972		3	31
		5	0,168	3,478	2,127		0	34
		10	0	7,27	3,016		1	33
		25		19,483	5,975		2	32
		50		33,853	10,091		2	32
		100		51,011	15,883		2	32
	100	0	0	1,606	1,124		3	31
		5		2,139	1,322		1	33
		10		5,203	1,905		1	33
		25		13,58	3,86		2	32
		50		24,612	6,825		2	32
		100		39,8	11,454		2	32

Tableau-A V-17 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV2, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	12,742	5,3	87	26	61
		5		19,029	4,908		31	56
		10		24,535	5,069		32	55
		25		36,739	5,575		32	55
		50		49,189	6,339		44	43
		100		62,879	7,931		50	37
	50	0		6,085	2,28		26	61
		5		8,822	2,034		29	58
		10		11,655	2,111		32	55
		25		19,04	2,441		32	55
		50		28,576	2,995		45	42
		100		41,367	4,153		50	37
	100	0		4,542	1,49		26	61
		5		6,058	1,313		29	58
		10		7,946	1,349		32	55
		25		13,117	1,581		32	55
		50		20,377	1,984		44	43
		100		31,312	2,861		50	37

Tableau-A V-18 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV2, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	12,3	5,595	70	19	51
		5		21,152	5,573		19	51
		10		28,775	6,343		19	51
		25		44,723	8,374		20	50
		50		59,629	10,644		20	50
		100		73,593	14,257		14	56
	50	0		6,011	2,488		19	51
		5		9,846	2,28		19	51
		10		13,814	2,627		19	51
		25		23,848	3,736		19	51
		50		36,183	5,286		20	50
		100		51,71	8,017		13	57
	100	0		4,742	1,66		19	51
		5		6,757	1,46		20	50
		10		9,413	1,668		19	51
		25		16,538	2,421		19	51
		50		26,189	3,549		21	49
		100		40,001	5,668		13	57

Tableau-A V-19 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV2, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	23,275	7,893	58	15	43
		5		29,216	7,519		15	43
		10		36,659	8,674		16	42
		25		51,636	11,697		15	43
		50		65,243	14,955		15	43
		100		77,981	18,888		15	43
	50	0		10,994	3,775		15	43
		5		13,545	3,108		15	43
		10		17,781	3,647		16	42
		25		28,257	5,342		15	43
		50		40,884	7,627		15	43
		100		56,488	10,992		15	43
	100	0		8,07	2,548		15	43
		5		9,201	1,988		17	41
		10		12,099	2,322		15	43
		25		19,753	3,479		15	43
		50		30,006	5,17		15	43
		100		44,431	7,895		15	43

Tableau-A V-20 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV2, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	9,639	6,21	31	3	28
		5		20,682	7,591		4	27
		10		30,341	10,387		3	28
		25		48,751	16,982		4	27
		50		64,063	23,653		4	27
		100		77	30,582		5	26
	50	0		4,047	2,845		3	28
		5		9,28	2,944		4	27
		10		14,113	4,159		4	27
		25		25,888	7,636		4	27
		50		39,539	12,176		4	27
		100		55,556	18,371		5	26
	100	0		3,175	2,004		3	28
		5		6,422	1,869		4	27
		10		9,592	2,623		4	27
		25		17,952	4,957		4	27
		50		28,84	8,281		4	27
		100		43,607	13,34		5	26

Tableau-A V-21 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV2, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	1,21	3,608	1,847	59	0	59
		5	0,535	15,236	3,316		0	59
		10	0,303	24,308	5,075		0	59
		25	0,072	42,525	9,492		0	59
		50	0	58,678	14,877		2	57
		100	0	73,101	22,097		2	57
	50	0	0,321	1,035	0,681		0	59
		5	0,188	5,812	1,337		0	59
		10	0,119	10,309	2,128		0	59
		25	0,023	21,541	4,349		0	59
		50	0	35,074	7,49		1	58
		100	0	51,7	12,314		2	57
	100	0	0,159	1,081	0,507		0	59
		5	0,133	4,25	0,839		0	59
		10	0,09	7,221	1,351		0	59
		25	0,012	15,121	2,833		0	59
		50	0	25,663	5,056		1	58
		100	0	40,436	8,713		2	57

Tableau-A V-22 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV2, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0,685	3,61	1,341	61	0	61
		5	0,106	13,093	2,631		0	61
		10	0	22,069	4,3		1	60
		25		40,27	8,443		3	58
		50		57,2	13,552		4	57
		100		72,409	20,577		4	57
	50	0	0,075	0,618	0,463		0	61
		5	0,065	4,462	1,044		0	61
		10	0	8,703	1,775		1	60
		25		19,377	3,812		3	58
		50		32,775	6,711		4	57
		100		49,414	11,251		4	57
	100	0	0,045	0,622	0,35		0	61
		5	0,056	2,792	0,649		0	61
		10	0	5,065	1,118		1	60
		25		12,454	2,471		3	58
		50		22,733	4,502		4	57
		100		37,351	7,9		4	57

Tableau-A V-23 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV2, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	1,672	0,496	61	14	47
		5		11,836	1,187		28	33
		10		20,745	2,117		22	39
		25		38,951	4,766		20	41
		50		56,22	8,283		19	42
		100		71,912	13,462		16	45
	50	0		0,377	0,097		30	31
		5		3,896	0,406		27	34
		10		8,032	0,798		22	39
		25		18,531	2,02		20	41
		50		31,842	3,85		19	42
		100		48,57	6,868		16	45
	100	0		0,322	0,074		31	30
		5		1,926	0,218		26	35
		10		4,608	0,463		22	39
		25		11,859	1,261		19	42
		50		21,979	2,507		19	42
		100		36,516	4,675		16	45

Tableau-A V-24 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV2, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV2, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0,082	2,958	1,82	37	0	37
		5		14,571	3,743		5	32
		10		24,184	5,975		8	29
		25		43,311	11,192		9	28
		50		60,079	16,919		11	26
		100		74,9	23,507		11	26
	50	0	0,028	1,109	0,7		0	37
		5		5,096	1,389		5	32
		10		9,182	2,343		8	29
		25		20,261	4,951		10	27
		50		33,73	8,516		11	26
		100		50,457	13,68		10	27
	100	0	0,038	1,61	0,571		0	37
		5		3,635	0,851		5	32
		10		6,222	1,454		8	29
		25		13,362	3,181		10	27
		50		23,207	5,72		11	26
		100		37,885	9,764		10	27

Tableau-A V-25 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV3, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	13,417	6,419	97	14	83
		5		18,887	6,049		19	78
		10		23,905	6,189		23	74
		25		35,504	7,175		26	71
		50		48,353	8,739		31	66
		100		63,436	11,624		36	61
	50	0		6,096	2,727		14	83
		5		8,529	2,464		19	78
		10		11,048	2,53		23	74
		25		17,76	3,033		27	70
		50		26,96	3,897		31	66
		100		40,782	5,617		36	61
	100	0		4,428	1,748		14	83
		5		5,763	1,571		18	79
		10		7,431	1,606		23	74
		25		12,064	1,938		27	70
		50		18,867	2,528		31	66
		100		30,18	3,749		36	61

Tableau-A V-26 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV3, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	23,653	6,768	89	14	75
		5		26,271	6,28		14	75
		10		28,531	6,42		14	75
		25		35,605	8,059		14	75
		50		48,337	11,118		15	74
		100		62,096	16,222		15	74
	50	0		10,382	2,921		14	75
		5		11,708	2,538		14	75
		10		13,126	2,59		15	74
		25		17,644	3,373		13	76
		50		26,732	4,955		13	76
		100		39,623	7,897		15	74
	100	0		7,153	1,873		14	75
		5		7,857	1,62		13	76
		10		8,837	1,636		17	72
		25		11,943	2,139		16	73
		50		18,656	3,202		13	76
		100		29,228	5,272		15	74

Tableau-A V-27 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV3, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	16,336	9,491	81	16	65
		5		16,769	8,327		20	61
		10		17,416	8,217		22	59
		25		28,873	9,084		21	60
		50		45,084	10,949		18	63
		100		61,735	14,323		17	64
	50	0		6,328	3,67		16	65
		5		6,499	3,175		23	58
		10		6,774	3,163		22	59
		25		12,712	3,599		21	60
		50		23,28	4,587		18	63
		100		38,025	6,555		17	64
	100	0		4,006	2,144		16	65
		5		4,012	1,949		22	59
		10		4,155	1,951		23	58
		25		7,918	2,232		22	59
		50		15,498	2,896		17	64
		100		27,333	4,274		17	64

Tableau-A V-28 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, sans vent et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV3, Sans vent RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	7,688	6,096	43	4	39
		5	1,85	11,415	6,393		0	43
		10	0	15,926	7,375		2	41
		25		27,426	10,57		3	40
		50		44,812	14,771		3	40
		100		61,863	20,016		4	39
	50	0	0	2,964	2,262		4	39
		5	0,497	3,816	2,298		0	43
		10	0	5,669	2,764		2	41
		25		13,365	4,292		3	40
		50		24,726	6,695		3	40
		100		40,027	10,497		4	39
	100	0	0	1,806	1,314		4	39
		5	0,105	2,13	1,388		0	43
		10	0	3,293	1,708		3	40
		25		9,085	2,714		3	40
		50		17,28	4,367		3	40
		100		29,73	7,22		4	39

Tableau-A V-29 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV3, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	0	13,007	5,076	122	38	84
		5		16,972	4,759		42	80
		10		20,644	4,758		43	79
		25		29,933	4,877		44	78
		50		41,359	5,402		69	53
		100		55,753	7		74	48
	50	0		5,87	2,098		38	84
		5		7,586	1,945		39	83
		10		9,368	1,944		43	79
		25		14,208	2,058		43	79
		50		20,957	2,403		68	54
		100		32,039	3,376		74	48
	100	0		4,15	1,341		38	84
		5		5,13	1,242		38	84
		10		6,306	1,234		43	79
		25		9,617	1,316		43	79
		50		14,502	1,556		68	54
		100		22,961	2,245		74	48

Tableau-A V-30 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV3, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	0	12,745	5,387	97	29	68
		5		17,667	5,08		29	68
		10		22,236	5,354		29	68
		25		33,339	6,347		29	68
		50		46,052	7,627		28	69
		100		60,728	10,748		25	72
	50	0		5,787	2,242		29	68
		5		7,796	2,046		29	68
		10		10,057	2,156		29	68
		25		16,132	2,666		29	68
		50		24,428	3,452		28	69
		100		37,276	5,384		25	72
	100	0		4,256	1,443		29	68
		5		5,194	1,3		29	68
		10		6,685	1,354		29	68
		25		10,85	1,693		29	68
		50		16,934	2,239		28	69
		100		27,32	3,624		25	72

Tableau-A V-31 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV3, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	20,935	7,081	79	23	56
		5		25,281	6,651		23	56
		10		31,081	7,191		23	56
		25		44,076	8,899		23	56
		50		57,403	11,006		22	57
		100		71,075	13,886		20	59
	50	0		9,276	3,124		23	56
		5		11,304	2,703		23	56
		10		14,303	2,935		23	56
		25		22,299	3,825		23	56
		50		32,742	5,141		22	57
		100		46,957	7,291		20	59
	100	0		6,571	2,045		23	56
		5		7,661	1,725		25	54
		10		9,546	1,849		22	57
		25		15,153	2,445		23	56
		50		23,09	3,375		22	57
		100		35,193	5,011		20	59

Tableau-A V-32 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VENT1 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV3, VENT1 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0	10,802	6,717	38	5	33
		5		16,682	7,03		6	32
		10		23,402	8,354		5	33
		25		38,07	11,982		5	33
		50		52,582	16,325		5	33
		100		66,941	21,318		8	30
	50	0		4,48	2,797		5	33
		5		7,095	2,639		6	32
		10		10,178	3,177		5	33
		25		18,253	4,933		5	33
		50		28,77	7,525		5	33
		100		43,031	11,406		8	30
	100	0		3,441	1,871		5	33
		5		4,792	1,655		6	32
		10		6,78	1,971		6	32
		25		12,251	3,117		5	33
		50		20,006	4,922		5	33
		100		31,851	7,887		8	30

Tableau-A V-33 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 20 000 pi)

LNAV3, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
20 000	0	0	2,556	3,835	2,963	79	0	79
		5	1,747	11,124	3,588		0	79
		10	1,668	17,635	4,577		0	79
		25	0,984	32,39	7,436		0	79
		50	0,106	47,768	11,486		0	79
		100	0	63,809	17,694		1	78
	50	0	0,792	1,378	1,118		0	79
		5	0,752	4,205	1,411		0	79
		10	0,643	6,959	1,827		0	79
		25	0,429	14,495	3,131		0	79
		50	0,073	24,784	5,173		0	79
		100	0	39,303	8,681		1	78
	100	0	0,434	1,39	0,755		0	79
		5	0,479	2,979	0,877		0	79
		10	0,387	4,779	1,14		0	79
		25	0,288	9,895	1,986		0	79
		50	0,065	17,268	3,354		0	79
		100	0	28,812	5,821		1	78

Tableau-A V-34 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 25 000 pi)

LNAV3, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
25 000	0	0	1,189	2,764	1,834	83	0	83
		5	0,861	10,078	2,512		0	83
		10	0,308	16,75	3,574		0	83
		25	0	31,774	6,514		2	81
		50		47,292	10,597		5	78
		100		63,726	16,801		5	78
	50	0	0,379	0,87	0,666		0	83
		5	0,317	4,064	0,985		0	83
		10	0,162	7,25	1,427		0	83
		25	0	15,644	2,76		2	81
		50		26,677	4,814		5	78
		100		41,826	8,326		5	78
	100	0	0,221	0,783	0,466		0	83
		5	0,184	2,942	0,614		0	83
		10	0,125	5,009	0,892		0	83
		25	0	10,709	1,757		2	81
		50		18,816	3,135		4	79
		100		31,262	5,608		5	78

Tableau-A V-35 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VENT2 et une altitude initiale de croisière de 30 000 pi)

LNAV3, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
30 000	0	0	0	1,609	0,525	84	18	66
		5		8,051	0,892		33	51
		10		14,614	1,547		24	60
		25		29,372	3,608		21	63
		50		44,639	6,667		20	64
		100		61,462	11,69		19	65
	50	0		0,438	0,131		35	49
		5		2,608	0,315		33	51
		10		5,441	0,578		25	59
		25		12,968	1,455		22	62
		50		22,998	2,878		20	64
		100		37,754	5,471		19	65
	100	0		0,318	0,089		36	48
		5		1,305	0,177		33	51
		10		3,108	0,342		25	59
		25		8,114	0,899		22	62
		50		15,325	1,831		20	64
		100		27,105	3,593		19	65

Tableau-A V-36 Les réductions du coût total pour le vol sur le profil optimal en VNAV par rapport au vol sur le profil optimal en croisière (RRJ, LNAV3, VNAV2 et une altitude initiale de croisière de 35 000 pi)

LNAV3, VENT2 RRJ, Poids sans le combustible 28 000 kg, Combustible 10 000 kg, ISADEV0, Altitudes de pas 20 000 pi à 40 000 pi, vitesses [280, 0,78] à [307, 0,807] Pas d'altitude 1 000 pi, pas de vitesse [1, 0,001]								
Altitude initiale de croisière (pi)	CI	RCI	Réduction minimale du coût total (%)	Réduction maximale du coût total (%)	Réduction moyenne du coût total (%)	Nombre des valeurs de RTA		
						Analysées	Avec le profil optimal en croisière	Avec le profil optimal en VNAV
35 000	0	0	0,205	3,843	1,984	48	0	48
		5	0	11,5	2,77		7	41
		10		18,857	4,005		9	39
		25		34,953	7,284		13	35
		50		50,926	11,387		14	34
		100		66,778	16,797		15	33
	50	0	0	1,315	0,739		1	47
		5		3,705	0,995		7	41
		10		6,85	1,505		9	39
		25		15,142	3,008		13	35
		50		26,054	5,242		15	33
		100		41,061	8,817		15	33
	100	0	0	1,192	0,466		2	46
		5		2,441	0,602		8	40
		10		4,144	0,924		10	38
		25		9,433	1,894		14	34
		50		17,314	3,418		14	34
		100		29,507	6,038		15	33

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Liden, Sam. 1994. «The evolution of Flight Management System». *Digital Avionics Systems Conference*, 1994, 13th DASC., AIAA/IEEE, vol., no., pp. 157-169, 30 Oct - 3 Nov 1994. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=369487&isnumber=8448>>. Consulté le 26 Avril 2012.
- [2] Schreur, Jon M. 1995. «B737 Flight Management Computer Flight Plan Trajectory Computation and Analysis». American Control Conference, Proceedings of the 1995, vol.5, no., pp.3419-3424 vol.5, 21-23 Jun 1995. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=532246&isnumber=11354>>. Consulté le 10 Mai 2011.
- [3] Sorensen, John A., Samuel A. Morello et Heinz Erzberger. 1979. «Application of trajectory optimisation principles to minimize aircraft operating costs». Decision and Control including the Symposium on Adaptive Processes, 1979 18th IEEE Conference on, vol.18, no., pp.415-421, Dec. 1979. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4046436&isnumber=4046347>>. Consulté le 10 Mai 2011.
- [4] Liden, Sam. 1985. «Practical considerations in optimal flight management computations». American Control Conference, 1985, vol., no., pp.675-681, 19-21 June 1985. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4788700&isnumber=4788561>>. Consulté le 2 Mai 2012.
- [5] Sorensen, John A. 1983. «Generation and evaluation of near-optimal vertical flight profiles». American Control Conference, 1983, vol., no., pp.513-518, 22-24 June 1983. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4788167&isnumber=4788053>>. Consulté le 10 Mai 2011.
- [6] Herndon, Albert A., Michael Cramer et Tommy Nicholson. 2009. «Analysis of advanced flight management systems (FMS), flight management computer (FMC) field observations trials; lateral and vertical path integration». *Digital Avionics Systems Conference*, 2009, DASC '09., IEEE/AIAA 28th, vol., no., pp.1.C.2-1-1.C.2-16, 23-29 Oct. 2009. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=5347572&isnumber=5347412>>. Consulté le 10 Mai 2011.
- [7] Robertson, Bill. 2007. «Fuel Conservation Strategies: Cost Index Explained». Boeing Aero Quarterly 2, 2007, pp: 26-28. En ligne. <http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_2_07/AERO_Q207.pdf>. Consulté le 2 Mai 2012.

- [8] Robertson, William, Robert Root et Dell Adams. 2007. «Fuel Conservation Strategy: Cruise Flight». Boeing Aero Quarterly 4, 2007, pp: 23-27. En ligne. <http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/AERO_Q407.pdf>. Consulté le 2 Mai 2012.
- [9] DeJonge, M.K., W.H. Syblon. 1984. «Application of cost index to fleet hub operation». American Control Conference, 1984, vol., no., pp.179-183, 6-8 June 1984. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4788373&isnumber=4788338>>. Consulté le 26 Avril 2012.
- [10] Ballin, Mark G., David H Williams, B. Danette Allen et Michael T. Palmer. 2008. «Prototype flight management capabilities to explore temporal RNP concepts». Digital Avionics Systems Conference, 2008. DASC 2008. IEEE/AIAA 27th, vol., no., pp.3.A.6-1-3.A.6-12, 26-30 Oct. 2008. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4702797&isnumber=4702732>>. Consulté le 26 Avril 2012.
- [11] Wichman, K.D, Goran Carlson et Lars G.V. Lindberg. 2001. «Flight trials: "Runway-to-Runway" required time of arrival evaluations for time-based ATM environment». Digital Avionics Systems, 2001. DASC. 20th Conference, vol.2, no., pp.7F6/1-7F6/13 vol.2, Oct 2001. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=964215&isnumber=20787>>. Consulté le 26 Avril 2012.
- [12] Liden, Sam. 1992. «Optimum 4-D guidance for long flights». Digital Avionics Systems Conference, 1992. Proceedings., IEEE/AIAA 11th, vol., no., pp.262-267, 5-8 Oct 1992. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=282146&isnumber=6983>>. Consulté le 10 Mai 2011.
- [13] Botez, Ruxandra. 2006. *GPA-745 : Introduction à l'avionique : notes du cours GPA-745*. Programme de Baccalauréat et Maîtrise en génie. Montréal : École de Technologie Supérieure, pagination multiple 394 p.
- [14] Nelson, Robert C. 1998. *Flight stability and automatic control*, 2^e ed. Boston : McGraw-Hill, 441p.
- [15] Liden, Sam. 1992. «Optimum cruise profiles in the presence of winds». Digital Avionics Systems Conference, 1992. Proceedings., IEEE/AIAA 11th , vol., no., pp.254-261, 5-8 Oct 1992. En ligne. <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=282147&isnumber=6983>>. Consulté le 4 Avril 2012.
- [16] Asselin, M., "AIAA Education Series: An Introduction to Aircraft Performance", Reston, Virginia, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 339p.

- [17] Botez, Ruxandra. 2006. *GPA-745: Introduction à l'avionique: notes de laboratoire GPA-745*. Programme de Baccalauréat et Maîtrise en génie. Montréal : École de Technologie Supérieure, pagination multiple 99 p.
- [18] Knuth, Donald E.. 1976. *Tratat de programarea calculatoarelor : Sortare si cautare*. Bucuresti : Editura Tehnica, 736p.