

**ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPERIEURE  
UNIVERSITE DU QUEBEC**

**MÉMOIRE PRÉSENTÉ À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE**

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

**PAR  
HICHAM BOUKHARI**

**OPTIMISATION ET ÉCHELONNEMENT DES GAINS D'UN  
CONTRÔLEUR D'AVION EN TANGAGE EN UTILISANT LES  
ALGORITHMES GÉNÉTIQUES**

**MONTREAL, LE 30 MAI 2002**

**(c) droits réservés de Boukhari Hicham**

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ  
PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

Mme Ouassima Akhrif, directrice de mémoire  
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

M. Maarouf Saad, professeur  
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

M.Louis-A. Dessaint président du jury  
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC  
LE 22 MAI 2002  
À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

# **OPTIMISATION ET ÉCHELONNEMENT DES GAINS D'UN CONTRÔLEUR D'AVION EN TANGAGE EN UTILISANT LES ALGORITHMES GÉNÉTIQUES**

**HICHAM BOUKHARI**

## **SOMMAIRE**

Les travaux présentés dans ce rapport de maîtrise concernent la commande d'un avion en utilisant les algorithmes génétiques. Le système considéré est un modèle linéaire longitudinal du Challenger Learjet 604, un avion de transport commercial de chez Bombardier aéronautique.

L'objectif de ce travail est de proposer une nouvelle approche pour la planification des gains d'un contrôleur existant, basée sur une modélisation mathématique. L'ensemble du travail vise à fournir une méthode globale à laquelle on peut se référer pour résoudre le problème d'ordonnancement des gains. L'idée principale est de ramener ce problème d'ordonnancement à un problème d'optimisation. Une nouvelle formulation de la fonction objective, basée sur la robustesse de l'algorithme génétique, est alors proposée.

Les résultats de simulations obtenus sur l'exemple concret du modèle longitudinal de chez Bombardier démontrent l'efficacité de l'approche proposée.

### **Mots clés :**

Algorithmes génétiques, optimisation, planification des gains.

## **AVANT- PROPOS ET REMERCIEMENTS**

Le travail effectué dans ce mémoire rentre dans le cadre de recherche pour l'obtention de diplôme de maîtrise en génie électrique de l'École de Technologie Supérieure de Montréal. avec une subvention de Bombardier Aéronautique .

Je tiens à remercier tout d'abord ma directrice de recherche Dr Akhrif Ouassima qui a rendu ce travail possible de part son soutien académique et moral ainsi que sa disponibilité tout le long du projet.

Je me dois également de remercier Dr Maarouf saad pour sa disponibilité et ses directives.

Je remercie les membres du jury qui ont accepté de juger et d'évaluer ce travail.

Enfin. je remercie les membres du laboratoire "Bombardier aéronautique de l'E.T.S" pour tout ce qu'ils m'ont appris et la bonne humeur qu'ils ont apportée à mon cadre de travail. Je remercie plus particulièrement Madjid . Sixto et Kamel.

## TABLE DES MATIÈRES

SOMMAIRE .....	i
ABSTRACT .....	ii
AVANT-PROPOS ET REMERCIEMENTS.....	iii
TABLES DES MATIERES .....	iv
LISTE DES TABLEAUX.....	vi
LISTE DES FIGURES.....	vii
LISTE DES ABREVIATIONS.....	ix
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 DYNAMIQUE DE L'AVION .....	4
1-1    Definition des repères .....	4
1-1-1 Repère avion .....	4
1-1-2 Le repère aérodynamique .....	6
1-1-3 Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion .....	7
1-1-4 Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre porté par l'avion .....	9
1-2    Modélisation de l'avion.....	11
1-2-1 Equations du mouvement .....	11
1-2-2 Axe longitudinal .....	12
1-2-3 Linéarisation des équations longitudinales.....	14
1-2-4 Axe latéral.....	20
CHAPITRE 2 OPTIMISATION EN COMMANDE DE VOL .....	21
2-1    Introduction.....	21
2-2    Principes de l'optimisation.....	22
2-2-1 Approche locale.....	22
2-2-2 Approche globale .....	24

2-3	Optimisation locale: méthode de programmation quadratique séquentielle.....	25
2-4	Algorithmes génétiques .....	27
2-4-1	Introduction .....	27
2-4-2	Principe des algorithmes génétiques.....	30
2-4-2-1	Génération aléatoire de la population initiale .....	31
2-4-2-2	Opérateur de croisement.....	31
2-4-2-3	Opérateur de mutation.....	33
2-4-2-4	Principes de sélection .....	34
2-5	Conclusion .....	34
<b>CHAPITRE 3 OPTIMISATION DES GAINS D'UN MODÈLE LONGITUDINAL</b>		
	<b>D'UN AVION DE TRANSPORT .....</b>	<b>36</b>
3-1	Introduction.....	36
3-2	Cahier de Charge de Bombardier.....	38
3-2-1	Bande passante et retard de phase. ....	39
3-2-2	Le critère du dropback .....	40
3-2-3	Les amortissements des périodes courte et longue .....	41
3-3	Optimisation locale .....	42
3-4	Optimisation globale par algorithme génétique .....	43
3-5	Comparaison des deux méthodes d'optimisation .....	44
3-6	Conclusion .....	50
<b>CHAPITRE 4 PLANIFICATION DES GAINS .....</b>		
	<b>51</b>	
4-1	Introduction.....	51
4-2	Planification des gains en fonction des variables de vol.....	53
4-2-1	Formulation du problème .....	53
4-2-2	Étude préliminaire pour le choix de la fonction modèle .....	54
4-2-3	Algorithme d'optimisation génétique pour l'ordonnancement des gains.....	61
4-2-4	Planification des gains en fonction de la pression dynamique .....	64

4-3	Planification des gains par rapport au nombre de Mach et altitude .....	72
4-4	Planification des contrôleurs en fonction des paramètres incertains .....	74
	CONCLUSION .....	78
	ANNEXE 1 Résultats de l'optimisation locale pour les 160 conditions de vol .....	82
	ANNEXE 2 Résultats de l'optimisation globale pour les 160 conditions de vol .....	86
	BIBLIOGRAPHIE .....	90

## LISTE DES TABLEAUX

	Page
I Critères de qualités de manœuvrabilité imposés par Bombardier .....	39
II Comparaison de l'optimisation locale et globale.....	45
III Erreurs de minimisation pour les 20 contrôleurs .....	56
IV Coefficients minimisant l'erreur quadratique pour les 20 contrôleurs.....	57
V Résultat de la planification de la pression dynamique pour la première enveloppe de vol .....	65
VI Coefficients des polynômes pour la 1 ère enveloppe de vol.....	66
VII Les coefficients des polynômes pour la deuxième enveloppe de vo.....	69
VIII Les coefficients des polynômes pour la troisième enveloppe de vol .....	69
IX Les coefficients des polynômes pour la quatrième enveloppe de vol.....	70
X Les coefficients des polynômes pour la cinquième enveloppe de vol .....	70
XI Les coefficients des polynômes pour la sixième enveloppe de vo .....	70
XII Les coefficients des polynômes pour la septième enveloppe de vol .....	71
XIII Les coefficients des polynômes pour la huitième enveloppe de vo .....	71
XIV Planification des gains en fonction du nombre de Mach et altitude .....	73
XV Ensemble de 20 contrôleurs pour 160 conditions de vol .....	76

## LISTE DES FIGURES

1	Repère lié à l'avion .....	5
2	Repère aérodynamique .....	6
3	Position du repère aérodynamique par rapport au repère avion .....	8
4	Position du repère avion par rapport au repère terrestre.....	9
5	Méthode de recherche locale .....	23
6	Algorithme pour la recherche quadratique séquentielle .....	27
7	Principe de l'algorithme génétique .....	30
8	Principe de croisement .....	33
9	Principe de mutation.....	34
10	Modèle longitudinal de l'avion "Challenger 604" de Bombardier .....	37
11	Définition de la bande passante et retard de phase.....	40
12	Réponse temporelle à l'échelon pour le cas 66 optimisé par constr(de matlab).....	46
13	Réponse temporelle à l'échelon pour le cas 66 optimisé par génétique .....	47
14	Réponse à l'échelon pour le cas de vol 70 utilisant algorithme génétique .....	50
15	Régression polynomiale de $K_{fb}$ pour les 20 premiers points.....	58
16	Régression polynomiale de $K_i$ pour les 20 premiers points .....	58
17	Régression polynomiale de $K_{prop}$ pour les 20 premiers points.....	59
18	Régression polynomiale de $K_{ff}$ pour les 20 premiers points .....	59
19	Régression polynomiale de $K_{nz}$ pour les 20 premiers points .....	60
20	Algorithme pour la planification des gains par génétique.....	63
21	Planification du gain $K_{ff}$ en fonction de la pression pour les 20 premières points .....	66
22	Planification du gain $K_i$ en fonction de la pression pour les 20 premières points .....	67

23	Planification du gain $K_p$ en fonction de la pression pour les 20 premiers points .....	67
24	Planification du gain $K_{nz}$ en fonction de la pression pour les 20 premiers points .....	68
25	Planification du gain $K_{fb}$ en fonction de la pression pour les 20 premiers points .....	68

## LISTE DES ABREVIATIONS ET SIGLES

$L$	Moment de roulement
$M$	Moment de tangage
$N$	Moment de lacet
$P$	Vitesse angulaire de roulis
$q$	Vitesse angulaire de tangage
$R$	Vitesse angulaire de glissement
$U$	Vitesse longitudinale
$W$	Vitesse verticale
$\rho$	Angle de roulis
$\varphi$	Angle d'inclinaison
$\theta$	Angle de tangage
$\alpha$	Angle d'attaque
$\beta$	Angle de dérapage
$\gamma$	Angle de montée
$\delta_E$	Gouvernail de profondeur
$\delta_A$	Gouvernail des ailerons
$\delta_R$	Gouvernail de direction
$\delta_{th}$	Commande des gaz
$\zeta_{sp}$	Amortissement de courte période
$\zeta_{ph}$	Amortissement de longue période
$\omega_{sp}$	Fréquence de courte période
$\omega_{ph}$	Fréquence de longue période

$g$	Accélération gravitationnelle
$I$	Matrice d'inertie
$N_z$	Accélération normale de l'avion
$DB$	Critère du dropback
$BW$	Bande passante

## INTRODUCTION

Le développement d'une loi de commande pour un avion fait généralement appel à des connaissances et à des efforts intégrant une multitude de disciplines d'ingénierie. La rivalité, de plus en plus sévère, entre les manufacturiers d'avions a rendu le développement de ces lois très complexe et difficile à mettre en oeuvre. Cette complexité est surtout due aux exigences de plus en plus croissantes en matière de robustesse à l'égard des perturbations. En d'autres termes, les lois de commande développées doivent maintenir certaines performances de contrôle et de qualité de manœuvrabilité (handling qualities) désirées pour des conditions de vol qui n'ont pas été explicitement considérées dans le design.

En raison du nombre de contraintes à prendre en compte durant la phase de conception, le développement d'une loi de commande basée sur une étude autour d'un point de fonctionnement est rendu laborieux. En effet, pour une enveloppe de vol considérée, ce processus doit être répété un certain nombre de fois, à fin de prendre en compte une multitude de points de fonctionnement. Par conséquent, une adaptation et une mise à jour des paramètres du système de commande doivent être assurées continuellement.

Dans ce travail nous proposons une approche qui consiste à généraliser la loi de commande sur l'ensemble des points d'une enveloppe de vol, pour un suivi continu de la trajectoire. Cette méthode a pour objectif de palier au problème bien connu qui est celui de la planification, et fait l'objet depuis la dernière décennie de plusieurs travaux de recherche. A noter que deux écoles se partagent la vision du problème de planification des gains en aéronautique. Une privilégiant l'idée de tenir compte de la variation et du besoin de la planification des contrôleurs sur une enveloppe de vol lors de la conception. Dans ce sens, John H.Blackelock (1991), montre dans son article

comment on peut obtenir une forme de contrôleur planifié pour une variation limitée des paramètres de vol, en se servant de la robustesse que procure la méthode  $H_\infty$ . La même idée est développée par J. Markerink, S. Bennani et B. Mulder (1996) ainsi que par P. Apkarian (1996).

L'autre façon de faire la planification est de se servir de l'optimisation et des méthodes mathématiques de régression pour planifier les gains du contrôleur sur une enveloppe de vol. Cette méthode est reportée par G. Di et W. Rugh (1992).

Une combinaison de ces deux méthodes a été utilisée dans l'armée de l'air Américaine par S. Kramer et R. Martin (1994).

Dans cette perspective, l'approche adoptée dans ce travail propose une approche générique pour la planification des gains en utilisant les algorithmes génétiques. Ce travail vise à fournir une méthode globale pour la planification des gains basée sur une modélisation mathématique. Le but de cette étude n'est pas de donner une planification définitive permettant de résoudre tous les problèmes liés au contrôle, mais plutôt de proposer une méthode à laquelle on peut se référer pour résoudre le problème d'ordonnancement des gains.

La première partie de ce mémoire est consacrée à un rappel général sur les équations de la dynamique du vol, un passage nécessaire pour le découplage des deux modes longitudinale et latérale de l'avion.

Dans la seconde partie, nous présentons un rappel des méthodes d'optimisation dans son ensemble, déterministe qui réalise une recherche de nature locale suivant une direction donnée, et globale par algorithme génétique qui cherche une solution optimale de façon aléatoire sur tout l'ensemble de faisabilité, procédure développée par John Holland (1973) et recommandée par D.B Fogel (1992), une fois l'arsenal

des méthodes de recherches locales est épuisé. Nous décrivons les principes fondamentaux de cette méthode. et montrons ses avantages par rapport aux méthodes classiques.

La troisième partie, est consacrée à une étude comparative des deux méthodes de recherches pour le cas d'un avion. A fin de valider l'approche proposée sur un système réel, l'algorithme d'optimisation proposé est appliqué sur un exemple concret d'un avion de transport. Il s'agit du modèle "Challenger Learjet 604 " de Bombardier aéronautique.

Dans la quatrième partie, l'approche proposée pour l'ordonnancement des gains pour l'ensemble des points d'une enveloppe de vol est détaillée. Se basant sur la robustesse de l'algorithme génétique, une nouvelle formulation de la fonction objective est présentée. Cette planification est ensuite appliquée sur le modèle d'avion de Bombardier dans un but de validation.

## CHAPITRE 1

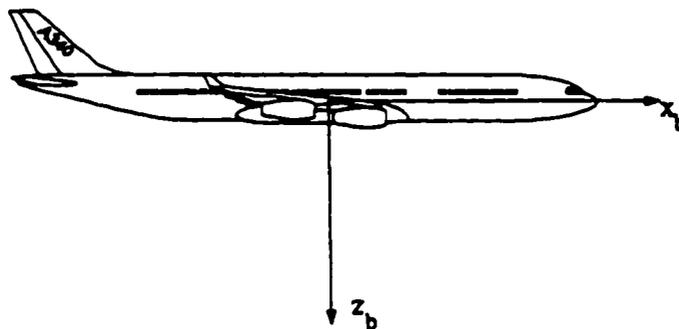
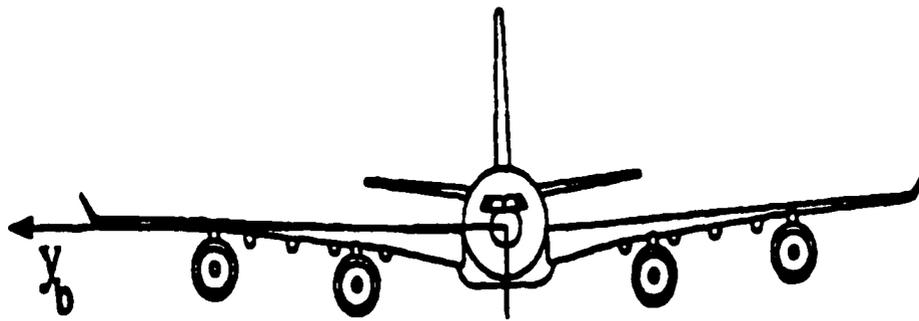
### DYNAMIQUE DE L'AVION

Ce chapitre, est un rappel des définitions des repères relatifs liés à la terre et à l'avion ainsi que les matrices de passage et les vecteurs de rotation associés. Aussi, les conditions nécessaires pour le découplage, et les équations qui en découlent y sont traitées.

#### **1.1 DEFINITION DES REPÈRES**

##### **1.1.1 Repère avion**

Le repère avion  $R_b$  est lié au centre de gravité G de l'avion. L'axe  $X_b$  se situe dans le plan de symétrie de l'avion et orienté vers le "nez" et l'axe  $Z_b$  est dans le même plan mais orienté vers le "ventre". Enfin, le troisième,  $Y_b$  se dirige vers la droite du pilote  
J.L.Boiffier (1995).



**Figure 1 Repère lié à l'avion**

### 1.1.2 Le repère aérodynamique

Un autre repère, le repère aérodynamique ( $G_{xa}, G_{ya}, G_{za}$ ) tel qu'indiqué sur la figure 2 permet de prendre en compte plus facilement les forces aérodynamiques et d'inertie, qui sont liées à la vitesse. Définissons  $\vec{V}_G$ , le vecteur vitesse du centre de gravité de l'avion dans le repère  $R_b$ , et  $\vec{V}_v$ , le vecteur vitesse du vent dans  $R_b$ . La vitesse relative de l'avion par rapport à l'air peut être définie par :  $\vec{V} = \vec{V}_G - \vec{V}_v$ . On appellera  $\vec{V}$  le vecteur vitesse aérodynamique, et le repère aérodynamique sera lié à ce vecteur, et l'origine G est le centre de gravité de l'avion.

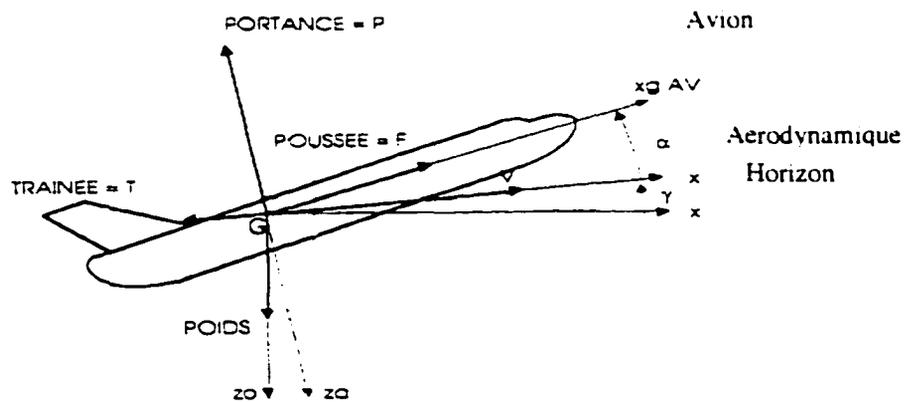


Figure 2 Repère aérodynamique

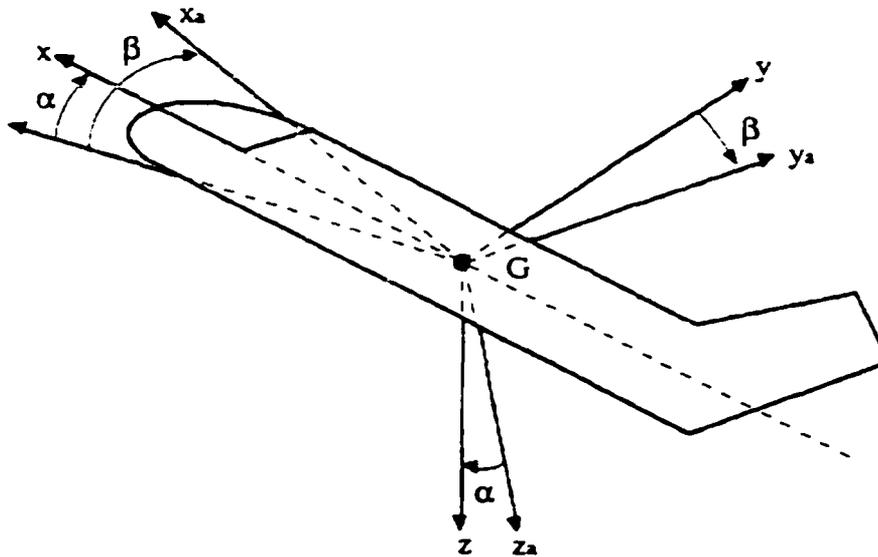
### **1.1.3 Position du repère aérodynamique par rapport au repère avion**

De manière générale, trois angles sont nécessaires pour définir la position d'un repère par rapport à un autre. Dans le cas présent, la définition de deux angles est suffisante car l'axe  $G_{z_a}$  est situé dans le plan vertical de symétrie de l'avion.

Ainsi on définit:

- L'angle d'incidence  $\alpha$  est l'angle de l'axe  $G_x$  avec le plan  $G_{x_{ava}}$ . Cet angle est positif si  $G_x$  est situé au-dessus du plan  $G_{x_{ava}}$ .
  
- L'angle de dérapage  $\beta$  est l'angle de  $G_{z_a}$  avec le plan de symétrie  $G_{x_{ava}}$  de l'avion.

Les angles de dérapage et d'incidence sont représentés à la figure 3.



**Figure 3 Position du repère aérodynamique par rapport au repère avion**

Le passage d'un repère à l'autre peut être facilement effectué à l'aide de la matrice de passage  $T$  définie telle que:

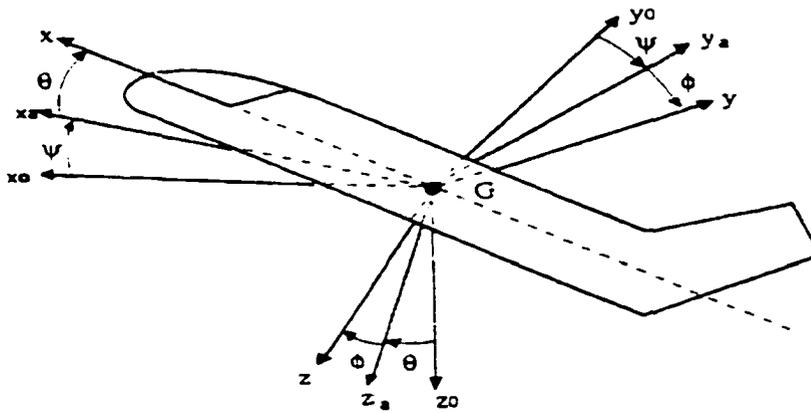
$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = T \begin{pmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{pmatrix}$$

avec:

$$T = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{pmatrix} \quad (1-1)$$

### 1.1.4 Position du repère avion par rapport au repère normal terrestre porté par l'avion

Afin de situer la position de l'avion par rapport au sol, il faut définir la position du repère  $R_b$  par rapport au repère  $R_0$  qui est le repère normal terrestre. Ceci va être fait à l'aide des coordonnées  $x_G, y_G, z_G$  du centre de gravité  $G$  dans  $R_0$  et des angles d'Euler  $\psi, \theta, \phi$ .



**Figure 4** Position du repère avion par rapport au repère terrestre

L'azimut  $\psi$ , l'angle entre  $G_{r_0}$  et  $G_{\alpha}$ .

L'assiette longitudinale  $\theta$ , l'angle entre  $G_{\alpha}$  et  $G_r$ .

L'angle de gîte ou angle de roulis  $\phi$ , l'angle entre  $G_{\alpha}$  et  $G_z$ .

On peut passer d'un repère à l'autre à l'aide de la relation suivante:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = R \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \sin\psi \cos\theta & -\sin\theta \\ -\sin\psi \cos\theta + \cos\psi \sin\theta \sin\phi & \cos\psi \cos\theta + \sin\psi \sin\theta \sin\phi & \sin\phi \cos\theta \\ \sin\psi \cos\theta + \cos\psi \sin\theta \sin\phi & -\cos\psi \cos\theta + \sin\psi \sin\theta \sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1-2)$$

Pour la suite, il est intéressant de définir les relations entre les coordonnées  $p, q, r$  du vecteur vitesse instantanée de rotation  $\vec{\Omega}$  et les dérivées des angles  $\psi, \theta, \phi$ .

En posant

$\vec{\Omega} = p\vec{x} + q\vec{y} + r\vec{z}$ , on obtient:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta \\ q &= \dot{\theta} \cos\phi + \dot{\psi} \sin\psi \cos\theta \\ r &= \dot{\psi} \cos\theta \cos\phi - \dot{\theta} \sin\phi \end{aligned} \quad (1-3)$$

En inversant ce système d'équations, on obtient une description de la cinématique du mouvement autour du centre de gravité

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta}\end{aligned}\tag{1-4}$$

## 1.2 Modélisation de L'avion

### 1.2.1 Équations du mouvement

Les équations générales du mouvement d'un avion résultent des équations de la dynamique et sont données par :

$$\begin{aligned}m d\vec{V}/dt &= \sum \vec{F}_e \\ d\vec{C}/dt &= \sum \vec{M}_e\end{aligned}\tag{1-5}$$

Où :

$m$  est la masse de l'avion.

$d\vec{V}/dt$  représente l'accélération du centre de gravité de l'avion ,

$\sum \vec{F}_e$  est la résultante des forces extérieures agissant sur l'avion.

$\vec{C}$  représente le moment cinétique de l'avion autour du centre de gravité.

$\sum \vec{M}_e$  est le moment résultant des forces extérieures agissant sur l'avion.

Les forces extérieures appliquées à l'avion sont la pesanteur, les forces aérodynamiques et les forces de propulsion.

Les différents moments associés sont :

- ✓ les moments des forces aérodynamiques,
- ✓ Les moments des forces de propulsion.

### **1.2.2 Axe longitudinal**

#### **Hypothèses:**

Les équations longitudinales constituent le modèle pour l'étude du vol longitudinal pur. Ces équations sont obtenues après découplage des équations latérales. Ces conditions de découplage sont annoncées ci dessous. Le vol longitudinal pur est obtenu lorsque les forces extérieures appartiennent au plan de symétrie avion et que les moments sont perpendiculaires à ce plan. Cette condition a pour conséquence [J.L.Boiffier] :

- a) Le poids est vertical et porté par l'axe  $G_{z_0}$ . Ceci implique qu'il existe un plan de symétrie vertical et donc que l'angle  $\phi$  est nul.
- b) Les forces aérodynamiques sont dans le plan de symétrie, ce qui implique que l'angle de dérapage  $\beta$  est nul.
- c) Les moments aérodynamiques sont perpendiculaires au plan de symétrie d'où des vitesses de roulis et de lacets nulles.

Dans le cas du mouvement longitudinal, les trois angles  $\alpha$ ,  $\gamma$  et  $\theta$  définis à la section précédente suffisent à repérer les trois repères les uns par rapport aux autres.

Les projections des forces extérieures agissant sur l'avion dans le repère aérodynamique sont représentés dans la figure 4.

On obtient ainsi:

Sur  $\vec{G}_{x_z}$ : "équation de traînée"

$$m dv / dt = -1/2 \rho S v^2 c_x + F \cos \alpha - mg \sin \gamma \quad (1-6)$$

Sur  $\vec{G}_{Z_z}$ : "équation de portance"

$$- m v d\gamma / dt = -1/2 \rho S v^2 c_z - F \sin \alpha + mg \cos \gamma \quad (1-7)$$

Quant aux équations des moments, notons B le moment d'inertie de l'avion autour de l'axe, et écrivons l'équation des moments autour du centre de gravité en supposant que la poussée des moteurs passe par ce point :

$$B \frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{1}{2} \rho S v^2 l C_m \quad (1-8)$$

$$\text{avec } C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} + C_{m\delta} + C_{mq} \frac{ql}{v}$$

Sachant que  $\theta = \alpha + \gamma$ , on peut écrire,

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{d\alpha}{dt} + \frac{d\gamma}{dt} = q$$

et

$$\begin{cases} \gamma - \gamma_0 = \bar{\gamma} \\ \alpha - \alpha_0 = \bar{\alpha} \\ \delta - \delta_0 = \bar{\delta} \end{cases}$$

et en supposant l'angle  $\gamma$  faible, on peut écrire :

$$\begin{aligned} m dv / dt &= -1/2 \rho S v^2 c_x + F \cos \alpha - mg \sin \gamma \\ -m v d\gamma / dt &= -1/2 \rho S v^2 c_{z_x} - F \sin \alpha + mg \\ B \frac{dq}{dt} &= \frac{1}{2} \rho S v^2 l C_m \\ q &= \frac{d\alpha}{dt} + \frac{d\gamma}{dt} \end{aligned} \tag{1-9}$$

### 1.2.3 Linéarisation des équations longitudinales :

La linéarisation des équations précédentes(1-9) autour d'un point d'équilibre permet d'obtenir une représentation d'état de l'avion. Posons:

$$\begin{cases} q = 0 & V = V_0 & \gamma = \gamma_0 \\ \frac{dq}{dt} = 0 & \frac{dv}{dt} = 0 & \frac{d\gamma}{dt} = 0 & \frac{d\alpha}{dt} = 0 \end{cases}$$

et cherchons les valeurs  $F_0$  et  $\delta_{m0}$  satisfaisant les équations de la mécanique du vol.

En négligeant le terme  $F \sin \alpha_0$  et puisque  $v = v_0$ , l'équation de portance s'écrit :

$$mg = \frac{1}{2} \rho_0 S v_0^2 C_{z0} \quad (1-10)$$

On peut donc en déduire  $C_{z0}$  :

$$C_{z0} = \frac{2mg}{\rho_0 S v_0^2}$$

$C_z$  étant fonction de  $\alpha$ , on peut donc obtenir l'incidence d'équilibre  $\alpha_0$ .

en posant  $\delta_{m0} = \delta_0$ , l'équation des moments s'écrit donc :

$$C_{m0} + C_{m\alpha} + C_{m\delta_0} = 0 \quad \text{puisque } q=0.$$

Connaissant  $\alpha_0$ , on peut donc en déduire  $\delta_0$ , l'équation de la traînée donne directement l'expression de  $F_0$  ( $\gamma$  étant égal à  $\gamma_0$ ):

$$F_0 = \frac{1}{2} \rho_0 S v_0^2 c_{x0} + mg \gamma_0 \quad (1-11)$$

Partant de ces conditions d'équilibre, on peut calculer la réponse de l'avion soumis à une variation de gouverne  $\delta$ .

Supposons  $\dot{v}=0$  et posons  $\gamma_0=0$ . Il vient :

$$\begin{cases} m v_0 \dot{\gamma} = 1/2 \rho S v_0^2 c_{z0} - mg \\ \frac{B \dot{q}}{1/2 \rho S v_0^2} = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta} \delta + C_{mq} \frac{ql}{v_0} \end{cases} \quad (1-12)$$

Avec les conditions d'équilibre donnant  $F_0$  et  $\alpha_0$ , on peut écrire :

$$\begin{cases} m v_0 \dot{\gamma} = 1/2 \rho S v_0^2 (c_z - c_{z0}) - mg \\ \frac{B \dot{q}}{1/2 \rho S v_0^2} = C_{m0} + C_{m\alpha} (\alpha - \alpha_0) + C_{m\delta} (\delta - \delta_0) + C_{mq} \frac{ql}{v_0} \end{cases} \quad (1-13)$$

En posant :

$$\begin{cases} \gamma - \gamma_0 = \bar{\gamma} \\ \alpha - \alpha_0 = \bar{\alpha} \\ \delta - \delta_0 = \bar{\delta} \end{cases}$$

étant donné que pour  $\gamma_0$  on a :

$$\begin{cases} F_0 \cos \alpha_0 = \frac{1}{2} \rho_0 S v_0^2 C_{z0} \\ mg - F_0 \sin \alpha_0 = \frac{1}{2} \rho_0 S v_0^2 C_{z0} \end{cases} \quad (1-14)$$

On obtient donc :

$$\frac{mg - F_0 \sin \alpha_0}{F_0 \cos \alpha_0} = \frac{C_{z0}}{C_{t0}} = f$$

$$\text{Il vient : } F_0 \cos \alpha_0 = \frac{mg}{f + \tan \alpha_0} = \frac{mg}{f'}$$

On peut écrire:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\gamma}} = \left( \frac{1/2\rho S v_0^2 C_{z\alpha}}{mV_0} + \frac{g}{V_0 f'} \right) \bar{\alpha} + \frac{1/2\rho S v_0^2 C_{z\delta}}{mV_0} \bar{\delta} \\ \dot{q} = 1/2\rho \frac{Sl}{B} v_0^2 C_{mq} \bar{q} + 1/2\rho \frac{Sl}{B} v_0^2 C_{m\alpha} \bar{\alpha} + 1/2\rho \frac{Sl}{B} v_0^2 C_{m\delta} \bar{\delta} \end{cases} \quad (1-15)$$

D'autre part :

$$\theta = \alpha + \gamma$$

D'où :

$$\dot{\theta} = q = \dot{\alpha} + \dot{\gamma}$$

et:

$$\dot{\bar{\alpha}} = q - \dot{\bar{\gamma}}$$

Ainsi on peut écrire :

$$\begin{cases} \dot{\bar{\alpha}} = q - \left( \frac{Z_\alpha}{v_0} + \frac{g}{v_0 f'} \right) \bar{\alpha} - \frac{Z_\delta}{v_0} \bar{\delta} \\ \dot{q} = m_q q - m_\alpha \bar{\alpha} - m_\delta \bar{\delta} \end{cases} \quad (1-16)$$

avec:

$$\begin{cases} Z_\alpha = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m} v_0^2 C_{z\alpha} \\ Z_\delta = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m} v_0^2 C_{z\delta} \\ m_\alpha = \frac{1}{2} \rho \frac{Sl}{B} v_0^2 C_{m\alpha} \\ m_q = \frac{1}{2} \rho \frac{Sl}{B} v_0^2 C_{mq} \\ m_\delta = \frac{1}{2} \rho \frac{Sl}{B} v_0^2 C_{m\delta} \end{cases} \quad (1-17)$$

Ce système de deux équations différentielles linéaires en  $q$  et  $\bar{\alpha}$  définit un mouvement oscillatoire et correspond au mode appelé "oscillation d'incidence".

Si on suppose une incidence constante  $\alpha_0$ , c'est à dire que nous considérons l'oscillation d'incidence équilibrée, alors les équations de traînée et de portance s'écrivent donc :

$$\begin{cases} m dv/dt = -1/2 \rho s v^2 c_{x0} + F \cos \alpha_0 - mg \sin \gamma \\ m v d\gamma/dt = 1/2 \rho s v^2 c_{z0} - F \sin \alpha_0 - mg \cos \gamma \end{cases} \quad (1-18)$$

Si on se place dans le cas du vol stabilisé en palier, on a :

$$\begin{cases} F_0 \cos \alpha_0 = 1/2 \rho_0 s v_0^2 c_{x0} \\ mg - F_0 \sin \alpha_0 = 1/2 \rho_0 s v_0^2 c_{z0} \end{cases} \quad (1-19)$$

posons:  $u = \frac{v - v_0}{v_0}$

Les équations régissant  $u$  et  $\gamma$  sont :

$$\begin{cases} mv_0 du/dt = (F - F_0) \cos \alpha_0 - mg \sin \gamma - 1/2 \rho v^2 (c_{D0} - c_{D0} v_0^2) \\ mv_0 d\gamma/dt = 1/2 \rho v^2 c_{L0} (v^2 - v_0^2) + (F - F_0) \sin \alpha_0 - mg \cos \gamma \end{cases} \quad (1-20)$$

En utilisant  $F_0 \cos \alpha_0 = \frac{mg}{f'}$

On peut écrire après simplifications :

$$\begin{cases} \dot{u} = (\lambda - 2) \frac{g}{v_0 f'} u - \frac{g}{v_0} \bar{\gamma} \\ \dot{\gamma} = \frac{2g}{v_0} u \end{cases} \quad (1-21)$$

Où  $\lambda$  est un paramètre dépendant du moteur.

Ces deux équations différentielles décrivent un mouvement oscillatoire entre la vitesse et la pente : il s'agit du mode "phugoïde".

Ainsi, on remarque que le mouvement longitudinal de l'avion est décrit par deux modes oscillatoires qui ont des dynamiques très différentes :

◊ L'oscillation d'incidence, excitée par la gouverne de profondeur, qui possède une dynamique rapide.

◊ La phugoïde, principalement excitée par la commande des moteurs, possède une dynamique lente.

### 1.2.4 Axe latéral

Le meilleur repère de projection pour l'axe latéral est le repère avion, contrairement à l'axe longitudinal où la projection dans le repère aérodynamique est préférable.

Les équations obtenus par Boiffier (1995) après linearisation sont:

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= q_0 \tan \theta_0 \phi + p + \tan \theta_0 r \\
 \dot{\beta} &= \frac{g}{v_0} \tan \theta_0 \phi + \frac{Y_\beta}{v_0} \beta + \sin \alpha_0 - \cos \alpha_0 r + \frac{Y_{\delta_i}}{v_0} \delta_i + \frac{Y_{\delta_n}}{v_0} \delta_n \\
 \dot{p} &= l_\beta \beta + l_p p - l_r r + l_{\delta_i} \delta_i + l_{\delta_n} \delta_n \\
 \dot{r} &= n_\beta \beta + n_p p - n_r r + n_{\delta_i} \delta_i + n_{\delta_n} \delta_n
 \end{aligned} \tag{1-22}$$

En considérant  $q_0$  nul, on peut mettre le système sous la représentation d'état suivante:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{g}{v_0} & \frac{Y_\beta}{v_0} & \sin \alpha_0 & -\cos \alpha_0 \\ 0 & l_\beta & l_p & l_r \\ 0 & n_\beta & n_p & n_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{Y_{\delta_i}}{v_0} & \frac{Y_{\delta_n}}{v_0} \\ Y_{\delta_i} & Y_{\delta_n} \\ n_{\delta_i} & Y_{\delta_n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_i \\ \delta_n \end{bmatrix} \tag{1-23}$$

## CHAPITRE 2

### OPTIMISATION EN COMMANDE DE VOL

#### 2.1 Introduction

Généralement un problème d'optimisation se définit comme suit :

Minimiser  $f(x)$

sujet à :  $h_k(x) = 0, \quad k = 1 \text{ à } K$

$g_j(x) \geq 0, \quad j = 1 \text{ à } J$

avec  $x_i^l \leq x_i \leq x_i^u, \quad i = 1 \text{ à } N$

Notons que le problème est sans contraintes si :

$$K = J = 0; \text{ et } x_i^l = -x_i^u = \infty, \text{ pour } i = 1 \text{ à } N.$$

Un critère important dans le choix des méthodes de résolution est la dimension de l'espace d'état. Ainsi plus l'espace d'état est grand plus le problème est complexe, nécessitant un choix judicieux de la méthode d'optimisation la plus appropriée

Dans ce chapitre on s'intéresse aux méthodes d'optimisation multi-critères d'un avion en tangage. Une présentation des différents algorithmes appliqués à notre modèle d'avion et une comparaison des résultats sera donnée, avant d'aborder dans le chapitre suivant le problème d'échelonnement des gains.

## **2.2 Principes de l'optimisation**

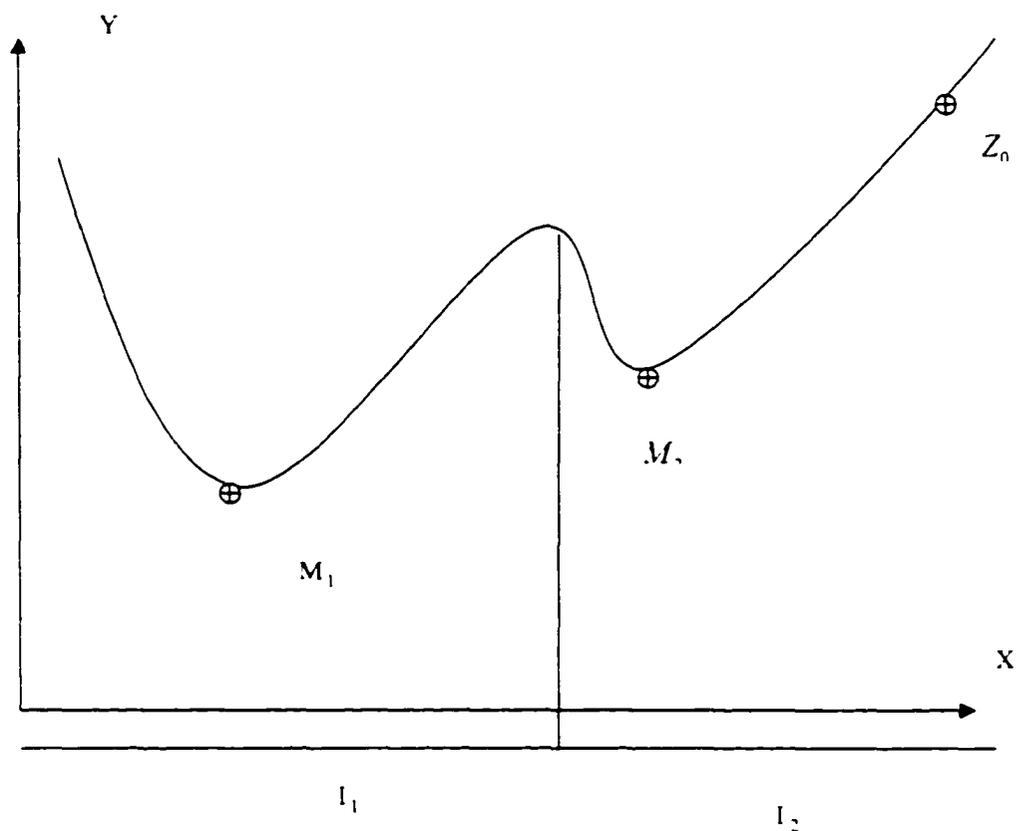
### **2.2.1 Approche locale**

Les méthodes d'optimisation, visent essentiellement à déterminer plusieurs solutions qui maximisent ou minimisent un critère, suivant la nature de la fonction à optimiser. Se caractérisant par une exploration de l'espace d'état, on se retrouve selon le cas à étudier dans l'obligation de faire un choix judicieux entre une multitude de méthodes qu'offre l'analyse numérique. L'ensemble de ces méthodes peuvent être regroupées en trois catégories : par élimination de régions (exemple : méthode de recherche avec les sections d'or), par interpolation polynomiale (exemple: méthode de Powell), ou par dérivation (exemple: méthode de Newton-Raphson).

Sous certaines conditions, ces méthodes permettent de situer la direction de l'optimum par rapport à chacun des points de l'espace d'état et de proche en proche, de diminuer la distance entre le point courant de recherche et l'optimum à atteindre.

Leur principe est basé sur l'estimation de la dérivée de la fonction objectif en chacun des points de l'espace d'état. On recherche ensuite les points où s'annule la dérivée de la fonction objectif. Suivant le processus utilisé pour effectuer cette annulation, on peut identifier deux catégories : gradient direct et méthodes itératives.

On montre sans difficulté que si la fonction à optimiser est convexe alors ces algorithmes d'optimisation convergent vers l'optimum global. Dans le cas général où la fonction à optimiser n'est pas convexe, ces méthodes risquent de fournir un optimum local dépendant de la valeur du point d'initialisation de la recherche.



**Figure 5 Méthode de recherche locale**

En effet, comme on peut le constater sur la figure 5, si le point de recherche initial  $Z_0$  se trouve dans l'intervalle  $I_2$  on converge vers l'optimum local  $M_2$  alors que l'algorithme fournit l'optimum global  $M_1$  si  $Z_0$  se trouve dans  $I_1$ .

Il apparaît clairement que la méconnaissance des points de recherche initiaux ou si la fonction à optimiser se définit dans un domaine multidimensionnel comme c'est souvent le cas en commande de vol, la recherche d'optimum par les méthodes classiques est difficilement réalisable, voir même impossible pour certains cas. Dans le chapitre suivant et pour le besoin de comparaison avec d'autres méthodes de recherche, l'algorithme pour une recherche locale déterministe sera présenté.

### **2.2.2 Approche globale**

Toutes les méthodes décrites précédemment avaient pour point commun des déplacements déterministes dans l'espace d'état. Lorsque ce type d'exploration ne peut être envisagé (à cause des coûts de calcul qu'il engendre), on explore aléatoirement l'espace de recherche en générant un ensemble de solutions pour lesquelles l'algorithme s'attache à garder le meilleur coût. Avec une recherche aléatoire d'une nouvelle direction, on améliore la possibilité de se trouver dans la région de la solution globale.

En comparant avec les techniques précédentes, on s'aperçoit en fait que la technique du gradient est essentiellement locale; à l'inverse des techniques de recherche aléatoire pure qui s'attachent à explorer l'espace sans tirer vraiment partie des valeurs successives.

Les applications de ces méthodes de recherche sont diverses et variées: c'est ainsi qu'elles ont donné de bons résultats dans des problèmes de planification, de contrôle adaptatif, dans le domaine médical, en filtrage etc.... Ainsi, ces méthodes s'appliquent essentiellement à des problèmes de recherche d'optimas, pour lesquels il n'existe pas encore d'algorithmes de résolution (rapides) mais dont on désire connaître une solution quasi-optimale de bonne qualité. Ces méthodes sont caractérisées par un processus de génération "aléatoire" de points dans l'espace d'état qui s'orientent progressivement vers la solution optimale en évaluant les valeurs successives de la fonction objective associée. Actuellement, il n'existe pas d'algorithme d'optimisation disposant de propriété de convergence absolue, toutefois on peut assurer qu'au bout d'un nombre suffisamment grand d'exécutions de l'algorithme, l'espérance mathématique des solutions fournies converge vers la solution optimale. Dans la suite de ce chapitre, nous allons décrire une méthode de recherche globale en l'exemple de l'algorithme génétique.

### **2.3 Optimisation locale : méthode de programmation quadratique séquentielle**

A ce niveau il est intéressant de signaler qu'une étude, comparative des méthodes locales d'optimisation a déjà été réalisée, pour le choix de la méthode la plus adaptée à notre problème d'optimisation (M.Abdoune,1999). Il en ressort que la méthode de la programmation quadratique séquentielle implantée sous Matlab sous le nom de Constr reste la plus adéquate pour notre application.

Son approche globale est basée sur le calcul du gradient. Au lieu d'obtenir une estimée du Hessien en un seul point, une nouvelle formulation du Hessien est utilisée. La fonction objective est dès lors approximée par une forme quadratique donnée par le développement en série de Taylor.

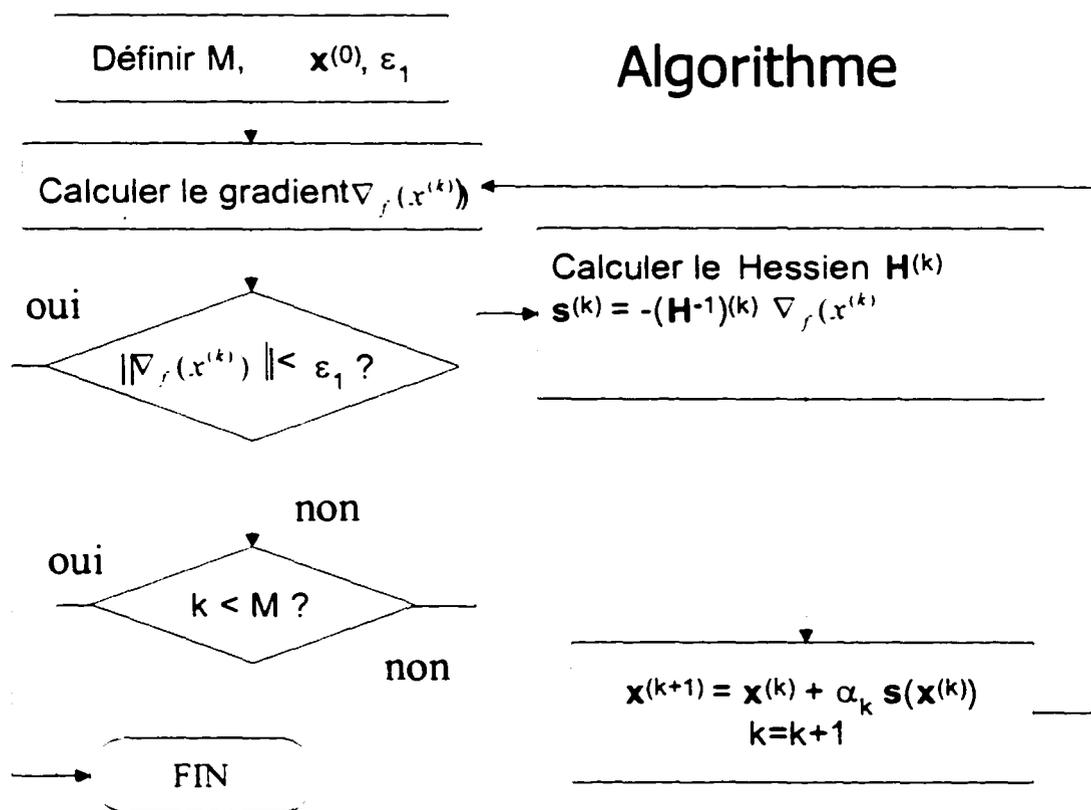
Soit  $q(x)$ , une approximation quadratique de  $f(x)$  autour de  $x^{(k)}$ .

$$q(x, x^{(k)}) = f(x^{(k)}) + \nabla_f(x^{(k)})^T * \Delta x + 0.5 \Delta x^T * H_f(x^{(k)})^T * \Delta x \quad (2-1)$$

Le choix du point  $x^{(k+1)}$  est réalisé tel que : le gradient de  $q(x)$  y soit nul et,

$$\begin{aligned} \nabla_f(x^{(k)}) + H_f(x^{(k)}) &= 0 \\ x^{(k+1)} &= x^{(k)} - H_f(x^{(k)})^{-1} * \nabla_f(x^{(k)}) \end{aligned} \quad (2-2)$$

L'algorithme est représenté à la figure (6)



**Figure 6 Algorithme pour la recherche quadratique séquentielle.**

- $k$  : Numéro d'itération
- $\mathbf{x}^{(0)}$  : Point initial
- $\varepsilon_1$  : Condition d'arrêt
- $M$  : Nombre maximum d'itérations
- $\alpha$  : Le pas de recherche.
- $s$  : La direction de recherche.

## **2.4 Algorithmes génétiques**

### **2.4.1 Introduction**

Les premiers travaux sur les algorithmes génétiques ont commencé dans les années cinquante lorsque plusieurs biologistes américains ont simulé des structures biologiques sur ordinateur. Puis entre 1960 et 1970, John Holland , sur la base des travaux précédents, développe les principes fondamentaux des algorithmes génétiques dans le cadre de l'optimisation mathématique(J.Holland,1992). Malheureusement, les ordinateurs de l'époque n'étaient pas assez puissants pour envisager l'utilisation des algorithmes génétiques sur des problèmes réels de grande taille. La parution de l'ouvrage de référence écrit par (Goldberg,1985) qui décrit l'utilisation de ces algorithmes dans le cadre de résolution de problèmes concrets a permis de mieux faire connaître ces derniers à la communauté scientifique et a marqué le début d'un nouvel intérêt pour cette technique d'optimisation. Parallèlement, des techniques proches ont été élaborées dont les principales sont les suivantes :

*.Evolution Strategy (I. Rechenberg,1994).*

*.Evolutionary Programming (D.Fogel ,1994)*

*.Genetic Programming (J. KOZA,1992).*

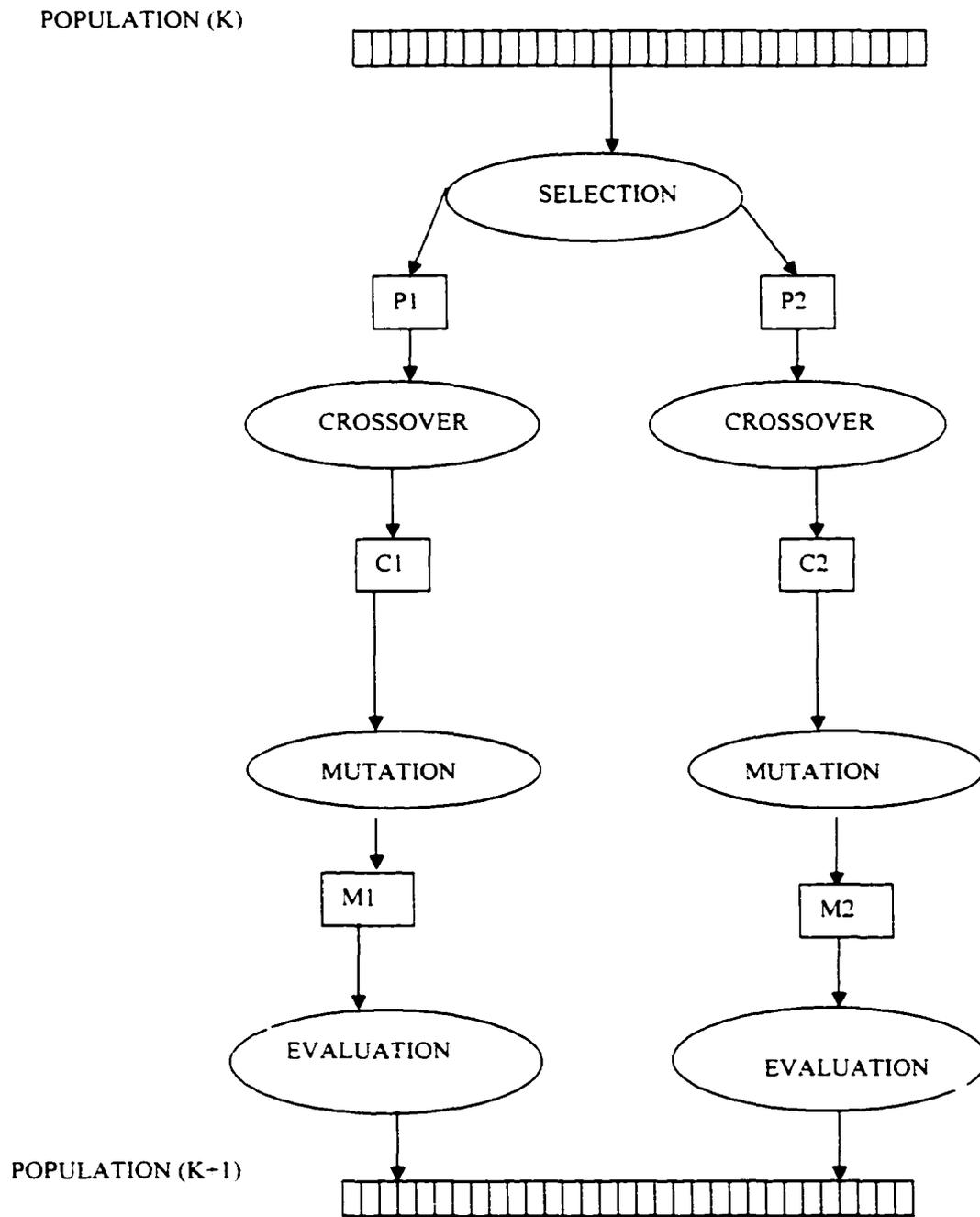
La théorie mathématique associée aux algorithmes génétiques a continué à se développer mais est restée encore bien limitée face à la complexité théorique induite par ces algorithmes. Il faudra attendre 1993 pour qu'une démonstration complète et rigoureuse de convergence soit établie.

Les algorithmes génétiques utilisent des termes similaires à ceux de la génétique naturelle. On parlera ainsi d'individus dans une population et bien souvent l'individu sera résumé par un seul chromosome. Les chromosomes sont eux-mêmes constitués de gènes qui contiennent les caractères héréditaires de l'individu. On retrouvera aussi les principes de sélection, de croisement, de mutation, etc.

Chaque individu représente un point de l'espace d'état auquel on associe la valeur du critère à optimiser. On génère ensuite une population d'individus aléatoirement pour laquelle l'algorithme génétique s'attache à sélectionner les meilleurs individus tout en assurant une exploration efficace de l'espace d'état.

En comparant avec les techniques précédentes, on s'aperçoit en fait que la technique du gradient est essentiellement locale ; à l'inverse les techniques de recherche aléatoire dites méthodes de recherche globale.

### 2.4.2 Principe des algorithmes génétiques



**Figure 7 Principe de l'algorithme génétique**

Les opérations successives utilisées dans les algorithmes génétiques sont décrites sur la figure(7).

- a) On commence par générer une population d'individus de façon aléatoire.
- b) Deux parents sont ensuite sélectionnés ( $P_1$  et  $P_2$ ) en fonction de leurs adaptations
- c) On applique aléatoirement l'opérateur de croisement avec une probabilité  $P_c$  qui génère deux enfants  $C_1$  et  $C_2$ . Si  $P_c = 0.3$ , dans 30 pour cent des cas on appliquera l'opérateur de croisement sur les individus sélectionnés  $P_1$  et  $P_2$ .
- d) On modifie ensuite certains gènes de  $C_1$  et  $C_2$  en appliquant l'opérateur de mutation avec la probabilité  $P_m$ , ce qui produit deux nouveaux individus  $C_1$  et  $C_2$  pour lesquels on évalue le niveau d'adaptation avant de les insérer dans la nouvelle population. On réitère les opérations de sélection, de croisement et de mutation afin de compléter la nouvelle population, ceci termine le processus d'élaboration d'une génération.
- e) On reboucle ensuite  $N$  fois sur l'étape 2 ( $N$ , qui est un paramètre, représente le nombre total de générations).
- f) Vérification des conditions d'arrêt.

Après avoir donné une description du codage, il nous faut maintenant générer une population initiale d'individus

### **2.4.2.1 Génération aléatoire de la population initiale**

Si l'on n'a aucune idée de la position de l'optimum dans l'espace d'état, on génère aléatoirement des individus en faisant des tirages uniformes dans chacun des domaines associés aux composantes de l'espace d'état en veillant à ce que les individus produits respectent les contraintes. Si par contre, on dispose d'informations à priori sur le problème nous indiquant un sous-domaine où l'on est sûr de trouver l'optimum, il faut alors générer les individus dans ce sous-domaine afin d'accélérer la convergence.

Disposant maintenant d'une population d'individus aléatoirement répartis, il nous faut être capable d'entretenir la diversité de la population au cours des générations afin d'entretenir le processus d'exploration de l'espace d'état ; c'est le rôle des opérateurs de croisement et de mutation.

### **2.4.2.2 Opérateur de Croisement**

Le croisement a pour but d'enrichir la diversité de la population en manipulant la structure des chromosomes. Classiquement, les croisements sont envisagés avec deux parents et génèrent deux enfants mais il est tout à fait possible d'imaginer des croisements avec  $N$  parents et  $K$  enfants.

Initialement, le croisement utilisé avec les chaînes de bits était le croisement à découpage de chromosomes. Pour effectuer ce type de croisement sur des chromosomes constitués de  $M$  gènes, on tire aléatoirement une position inter-gènes dans chacun des parents. On échange ensuite les deux sous-chaînes de chacun des deux chromosomes, ce qui produit deux enfants ( $C_1$  et  $C_2$ ).

Ce type de croisement à découpage de chromosomes est très efficace pour les problèmes discrets mais pour les problèmes continus, il existe le croisement barycentrique qui modifie les gènes du chromosome d'une façon bien particulière.

Pour cela on sélectionne deux gènes  $P_1(i)$  et  $P_2(i)$  dans chacun des parents à la même position  $i$  que l'on associe en pondération (2-3).

$$\begin{aligned} C_1(i) &= \alpha P_1(i) + (1 - \alpha) P_2(i) \\ C_2(i) &= (1 - \alpha) P_1(i) + \alpha P_2(i) \end{aligned} \quad (2-3)$$

$\alpha$  est un coefficient de pondération aléatoire. On crée ainsi deux nouveaux individus héritant des caractéristiques des parents.

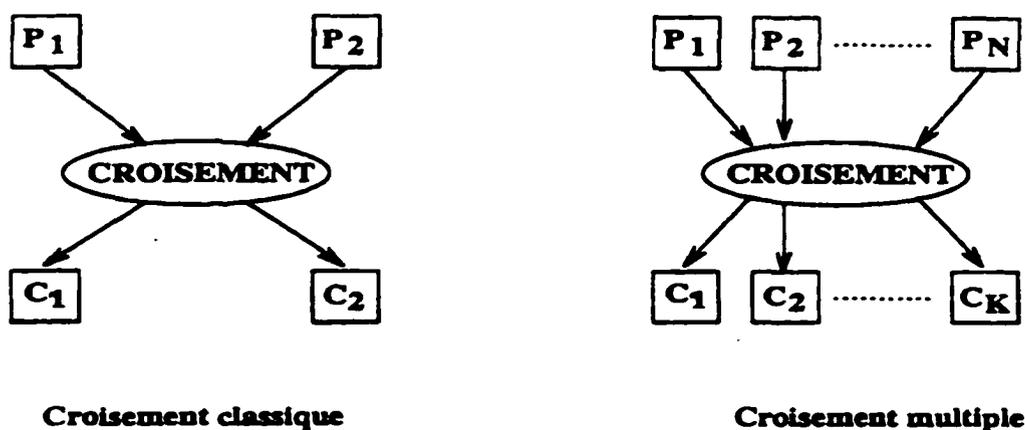


Figure 8 Principe de croisement

### 2.4.2.3 Opérateur de mutation

L'opérateur de mutation revient à introduire des erreurs de transmission dans le code génétique. Cette propriété indique que l'algorithme génétique sera susceptible d'atteindre tous les points de l'espace d'état. Les propriétés de convergence des algorithmes génétiques sont donc fortement dépendantes de cet opérateur.

Pour les problèmes discrets, l'opérateur de mutation consiste généralement à tirer aléatoirement un gène dans le chromosome et à remplacer ce dernier par une valeur tirée aussi aléatoirement de l'alphabet propre au gène sélectionné (voir figure 9).

Dans les problèmes continus, on procède un peu de la même manière en tirant aléatoirement un gène dans le chromosome, auquel on ajoute un bruit aléatoire en veillant à ce que le gène résultant reste dans le domaine d'extension qui lui est propre en faisant éventuellement une troncature .

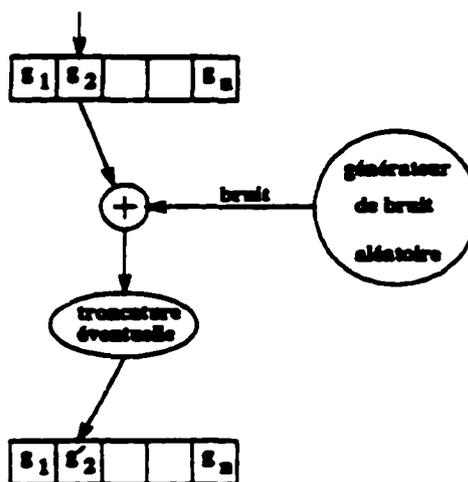


Figure 9 Principe de mutation

#### **2.4.2.4 Principes de sélection**

A l'inverse d'autres techniques d'optimisation, les algorithmes génétiques n'ont pas besoin de connaître ou d'estimer la dérivée de la fonction objectif, ce qui rend leur domaine d'application plus vaste.

La sélection, comme son nom l'indique, permet d'identifier statistiquement les meilleurs individus d'une population et d'éliminer les mauvais. On trouve dans la littérature un nombre important de principes de sélection plus ou moins adaptés aux problèmes qu'ils traitent.

#### **2.5 Conclusion**

En résumé pour utiliser un algorithme génétique sur un problème particulier, on doit donc disposer des quatre éléments suivants :

1. Un principe de codage du chromosome. Cette étape associe à chacun des points de l'espace d'état une structure de données qui synthétise toute l'information liée à ces derniers et se place donc après la phase de modélisation mathématique.

2. Un mécanisme de génération de la population initiale. Ce mécanisme doit être capable de produire une population d'individus uniformément répartis qui servira de base pour les générations futures.

3. Des opérateurs permettant de diversifier la population au cours des générations en explorant l'espace d'état. Classiquement, il y a deux opérateurs utilisés qui sont le croisement et la mutation. Le croisement s'attache à brasser les gènes des individus dans la population tandis que l'opérateur de mutation a pour but de générer de nouveaux gènes.

4. La bonne adéquation du principe de codage et des opérateurs par rapport au problème traité conditionne le succès ou l'échec des algorithmes génétiques et il faudra donc attacher un soin très important dans la conception de ces derniers.

## CHAPITRE 3

### OPTIMISATION DES GAINS D'UN MODÈLE LONGITUDINAL D'UN AVION DE TRANSPORT

#### 3.1 Introduction

L'objectif de ce chapitre est de montrer l'application des méthodes d'optimisation présentées au chapitre précédent à un problème d'optimisation des gains dans un système de commande de vol. Le travail a été rendu possible au sein du laboratoire Bombardier de l'ETS. Le modèle dont on dispose est le modèle longitudinal d'un avion de transport "Challenger 604" de la compagnie Bombardier(Figure 10).

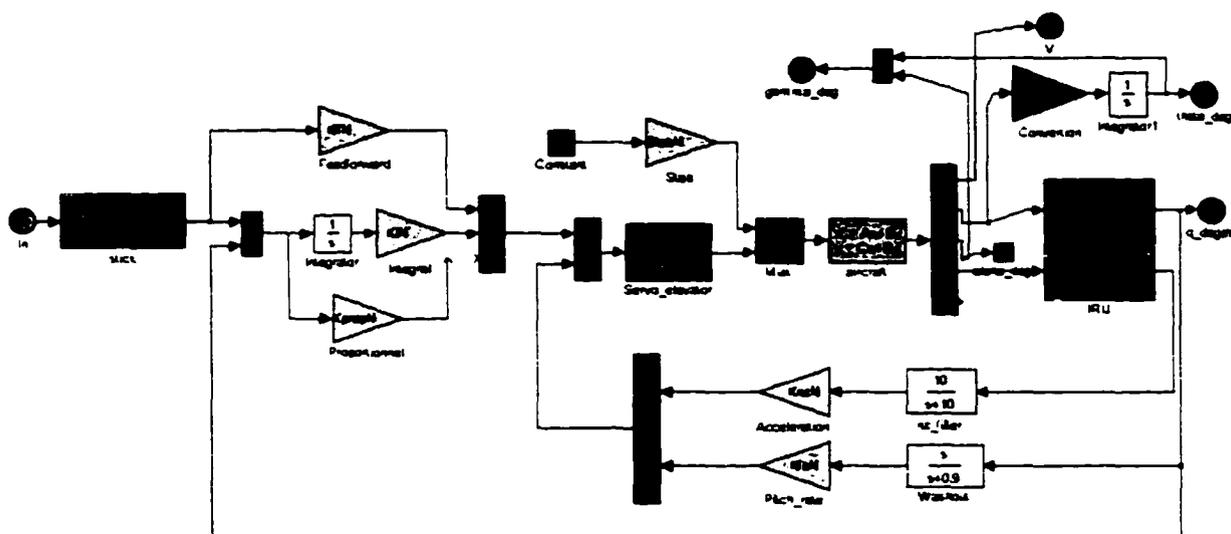


Figure 10 Modèle longitudinal de l'avion "Challenger 604" de  
Bombardier

L'optimisation a pour but de trouver, à partir des matrices d'état et des conditions de vol pour chaque point, l'ensemble des gains du contrôleur voir Figure(10). Le calcul des gains est soumis à des contraintes données comme la somme de cinq fonctions d'évaluation qui caractérisent la manœuvrabilité de l'avion. Les gains optimaux correspondent au minimum du coût donné par(3-1).

$$\begin{aligned} & \text{Min coût}(k) \\ \text{Où coût}(k) &= \sum_{i=1}^5 E V_i(k) \end{aligned} \quad (3-1)$$

L'application se fait sur une enveloppe de 160 cas, chacun des cas correspond à une condition de vol différenciée par son altitude, sa vitesse, son centre de gravité, sa masse et sa pression dynamique.

Les fonctions d'évaluation sont représentatives de la bonne manœuvrabilité de l'avion. L'industrie aéronautique impose une norme pour définir les règles que les avions doivent respecter pour être certifiés et donc commerciaux. L'impression du pilote pendant les différentes étapes de vol est quantifiée. La norme de référence sur les qualités de vol est la norme MIL-F-87-85-B, en vigueur pour l'USAF.

Cette norme a été développée par l'armée de l'air américain, et reste valable pour tous les types d'avions. Les fabricants d'avions civils se basent sur ces normes qu'ils combinent avec d'autres critères qu'ils jugent satisfaisants pour leurs besoins spécifiques.

En ce qui concerne notre application, ces critères de manœuvrabilité nous ont été imposés sous forme de cahier de charge.

### 3.2 Cahier de Charge de Bombardier

En rapport avec notre recherche, et en validation des méthodes utilisées ; des critères de qualités de manœuvrabilité donnés par l'équipe bombardier sont présentés sous forme de contraintes à vérifier pour satisfaire le cahier de charge du constructeur. Ces contraintes se présentent comme suit :

**Tableau I**

**Critères des qualités de manœuvrabilité imposés par Bombardier**

Critère	Minimum à atteindre	Idéalement
Marges de stabilité	6dB et $45^\circ$	
Amortissement dû en période courte	$0.35 < \xi < 1.3$	$\xi > 0.75$
Amortissement en période longue	$> 0.05$	$> 0.1$
Bande passante	$> 1.5$ (Niveau 1)	$> 1.75$ (bon)
Retard de phase	$< 0.2$	$< 0.14$
Bande passante pour trajectoire de vol	Niveau 2	Niveau 1
Dropback de Gibson/q	$-0.2 < DB/q < 0.5$	$0 < DB/q < 0.3$
Bonne réponse transitoire	Atteindre 1% de la réponse indicielle en 3 sec	

### 3.2.1 Bande passante et retard de phase

Le paramètre de la bande passante « Bandwidth » est défini dans la figure 11 comme la moindre des deux fréquences. La limite de largeur de bande du gain ou de la phase est dérivée du gain et de la phase de la réponse en fréquence entre l'attitude  $\theta$  et l'entrée du pilote  $F_s$ . Alors la fréquence de la bande passante est la fréquence où la marge de phase égale 45 degrés et la marge de gain vaut 6dB.

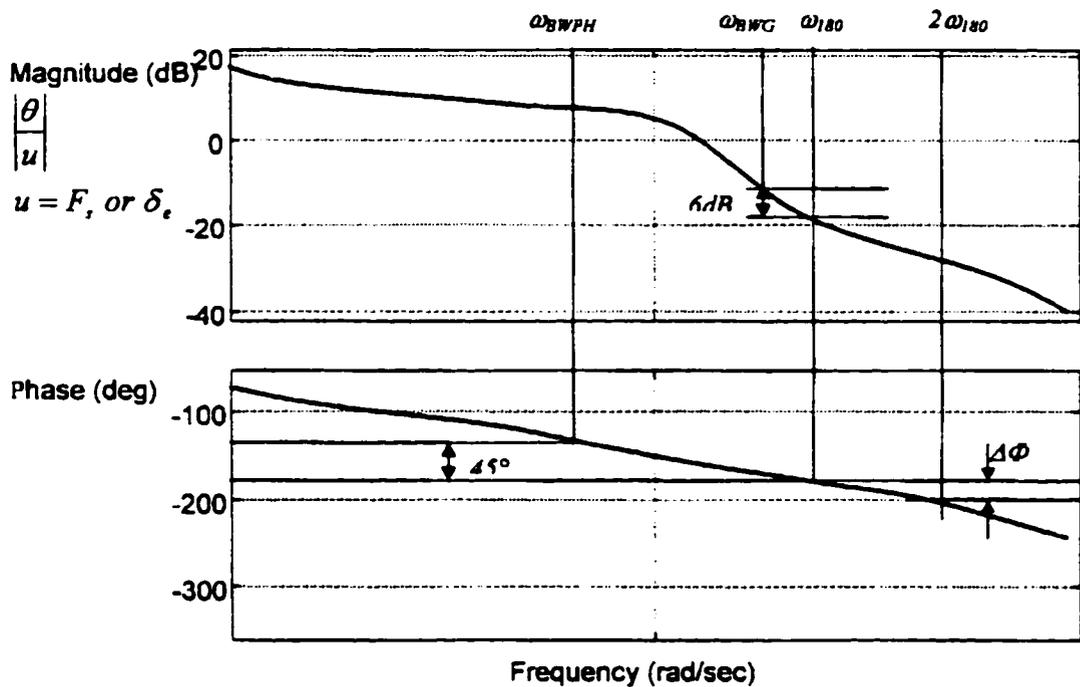
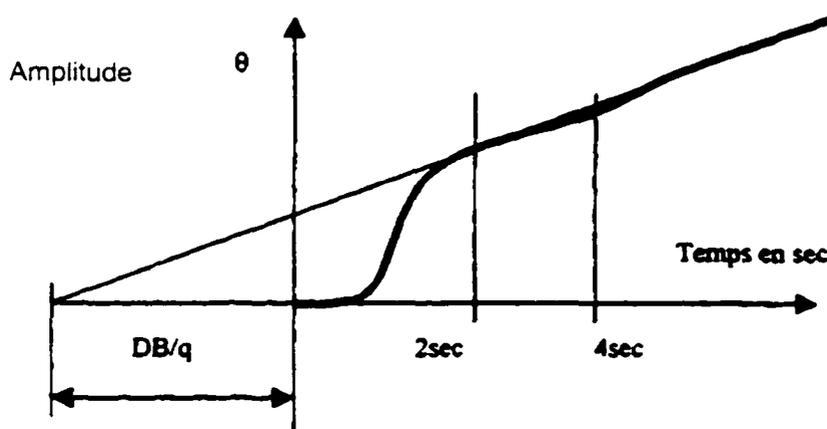


Figure 11 Définition de la bande passante et retard de phase

### 3.2.2 Le critère du dropback

Les critères de la bande passante couvre pas suffisamment les effets du rôle principal de la phase qui sont excessifs. Parmi plusieurs critères alternatifs proposés on trouve le 'dropback' voir le rapport n°1 de Bombardier. Gibson suggère que la proportion de dropback par rapport à l'accélération de tangage d'état stable, devrait être inférieure à 0.25 pour une poursuite « tracking » précise et inférieur à 1.0 pour l'atterrissage. Le critère du dropback a été ajouté au critère de largeur de bande pour vérifier les cas excessifs.

La mesure de dropback est montrée dans la figure



### ***3.2.3 Les amortissements de périodes courte et longue***

Le mode de période longue ou le phugoïde est composé principalement de changements de la vitesse longitudinale, de l'angle de tangage et de l'altitude. Pour isoler ce mode, on doit limiter le mouvement de l'avion aux degrés de libertés horizontal et vertical avec un angle d'attaque constant.

Le mode de période courte consiste essentiellement en mouvement de tangage en réponse à l'entrée longitudinale du pilote, à la turbulence ou à des conditions initiales.

### 3.3 Optimisation locale

Pour réaliser l'optimisation des gains du contrôleur fourni par "Bombardier" on a choisi la méthode de recherche quadratique séquentielle détaillée au chapitre 2 et implantée en Matlab sous le nom de Constr. La mise au point a été réalisée pour les critères suivants:

- Nombre d'itérations maximum de : 500
- Critère d'arrêt sur le coût : 0.001
- Le choix des pas inférieur et supérieur pour l'estimation du gradient avec les différences finies :  $10^6$  et  $10^8$  respectivement
- L'optimisation part des gains initiaux suivants :

$$K_{ff}=0.7 ; K_i =0.75; K_p =0.3 ; K_{nz} = 3; K_{fb} =0.005$$

L'ensemble des résultats correspondant aux 160 conditions de vol optimisés par Constr de Matlab sont donnés en annexe 1.

Le parcours de ces résultats, montre que ce genre d'optimisation est acceptable, en prenant en considération le coût associé à chaque cas et le temps C.P.U mis pour l'optimisation.

Le fait que pour des points de vol caractérisés par un nombre de Mach et / ou une pression dynamique élevés, l'optimisation locale génère un coût élevé voir même non-convergente (Cas 66,70,189,194...), nous pousse à voir d'autres méthodes d'optimisation et à les comparer pour voir laquelle on peut utiliser pour

### 3.4 Optimisation globale par algorithme génétique

Dans ce qui suit, nous allons appliquer l'algorithme génétique à notre modèle d'avion (Figure 10). Les gains de chaque point de vol  $k$  sont calculés en essayant de minimiser le coût associé:

$$\begin{aligned} & \text{Min coût}(k) \\ & \text{Avec } \text{coût}(k) = \sum_{i=1}^5 EV_i(k) \end{aligned} \quad (3-2)$$

Les paramètres utilisés sont donnés par García, Sixto (2001) :

- Probabilité de mutation de : 0.15.
- Probabilité de crossover de : 0.30.
- Un facteur de pression de sélection de 0.08

L'ensemble des résultats correspondant aux 160 conditions de vol, représentant les contrôleurs optimisés par algorithme génétique sont reportés en Annexe 2.

### 3.5 Comparaison des deux méthodes d'optimisation

Notre enveloppe de vol étant divisée en 8 groupes de 20 points, on réalise cette comparaison en s'intéressant pour chaque groupe aux points caractérisés par un nombre de Mach minimum et maximum. Le choix du nombre de Mach comme critère de comparaison entre les deux types d'optimisation locale et par algorithme génétique vient du fait que pour des conditions ayant un nombre Mach élevé et une pression dynamique élevée, l'optimisation est difficile à réaliser. En effet les coûts associés à ces cas se voient relativement augmentés.

Les points choisis sont repérés par leur numéro dans l'enveloppe de vol et sont donnés ici en fonction du nombre de Mach :

<b>Numéro de vol</b>	<b>Vitesse (Mach)</b>	<b>Pression dynamique ( P.S.F)</b>
46	0.25	359.45
49	0.8	337.65
50	0.88	374.61
54	0.88	302.49
57	0.8	236.65
58	0.8	337.65
66	0.7	350.65
69	0.8	337.65
70	0.88	347.68
73	0.8	271.93
74	0.88	302.49

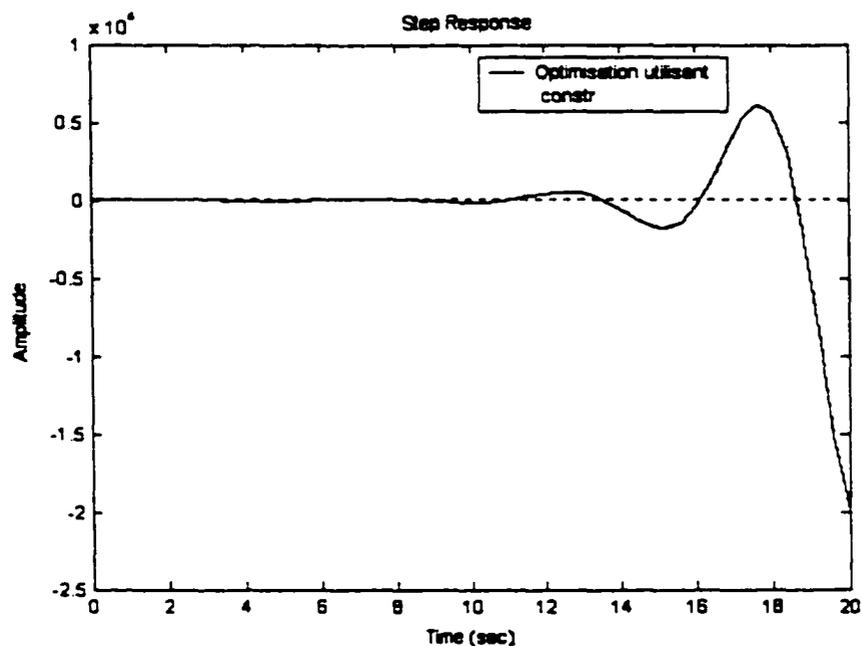
1 P.S.F (Pound Square Foot) = 47.8813 Pascal.

En s'intéressant à ces points de vol jugés difficilement optimisables, et où la pression et le nombre de Mach sont les plus élevés de l'enveloppe de vol, les gains et les critères de performance obtenus par algorithme génétique et constr sont représentés au tableau (II)

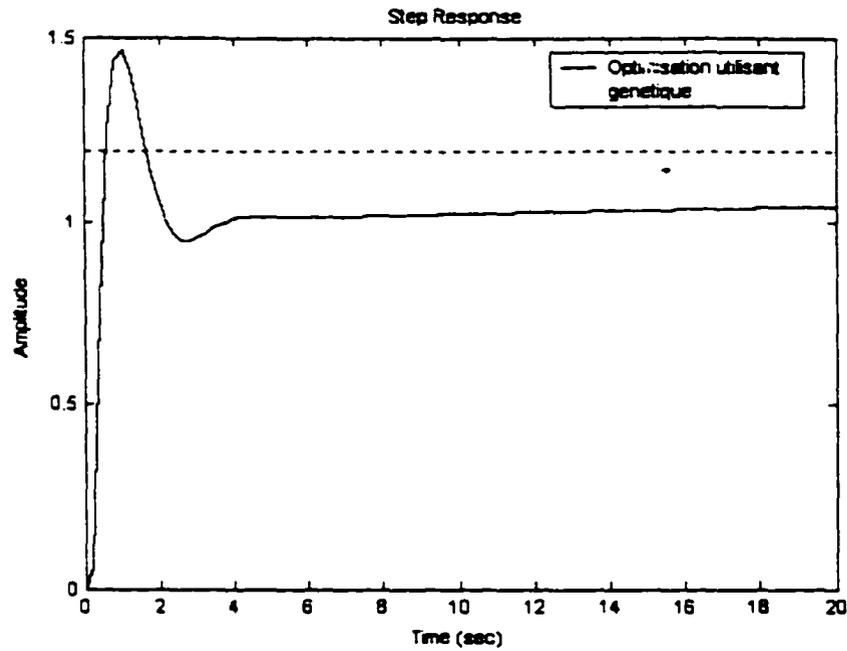
**Tableau II**  
**Comparaison de l'optimisation locale et globale.**

	Cas	Kff	Ki	Kprop	Knz	Kfb	Coût
Constr	66	0.001	0.7472	0.001	2.9715	0.001	1.0022
Genetique	66	0.2545	0.6085	0.0029	0.7626	0.0031	0.008063
Constr	70	0.2122	0.6808	0.4664	2.3253	0.1768	1.4577
Genetique	70	0.4487	0.277	0.0025	1.0107	0.0004	0.018112
Constr	106	0.1898	0.6357	0.4698	0.237	0.2981	0.9987
Genetique	106	0.4048	0.6631	0.0156	0.5441	0.0766	0.024397
Constr	145	0.0001	1.8964	0.0001	3.0818	0.5451	0.1791
Genetique	145	0.3832	0.3829	0.0091	1.0562	0.0787	0.0077
Constr	146	0.1359	0.7241	0.0817	1.4019	0.0038	0.0239
Genetique	146	0.3297	0.5288	0.0292	0.8845	0.049	0.0141641
Constr	170	0.673	1.2625	0.025	0.6527	0.0537	0.2158
Genetique	170	0.2776	0.6527	0.0691	0.5773	0.001	0.0141
Constr	182	4.7069	2.3638	1.3639	1.1024	0.3994	0.3
Genetique	182	0.3406	0.9297	0.0094	0.504	0.1292	0.11045
Constr	185	0.1817	3.4328	0.1471	2.4035	0.7852	0.4678
Genetique	185	0.2776	0.4861	0.0746	0.2173	0.049	0.009243
Constr	186	3.9881	3.4546	0.0628	5.3608	0.271	0.3454
Genetique	186	0.1591	0.7215	0.1604	0.5342	0.0161	0.04934
Constr	189	0.7002	0.7713	0.0001	2.9726	0.0001	3
Genetique	189	0.1527	0.9366	0.0922	0.5034	0.1693	0.09056
Constr	190	0.4986	1.886	0.6342	0.0001	0.2486	0.2273
Genetique	190	0.2305	0.6746	0.1028	0.8466	0.0011	0.022394
Constr	194	0.001	0.7506	0.0001	2.9985	0.001	1.0001
Genetique	194	3.2482	1.9791	0.8611	5.4289	0.2237	0.385507

La réponse temporelle à l'échelon de la vitesse angulaire de tangage de l'avion pour le cas 66 est donnée pour l'optimisation avec constr dans la figure (12), et par algorithme génétique dans la figure(13).



**Figure 12 Réponse temporelle à l'échelon pour le cas 66 optimisé par constr**



**Figure 13 Réponse temporelle à l'échelon pour le cas 66 optimisé par génétique.**

Alors que pour les premiers points de l'enveloppe, l'optimisation locale par constr arrive à donner des résultats aussi similaire que ceux de génétique, on constate que pour les cas difficiles choisis pour fin de comparaison, l'optimisation classique n'arrive pas à trouver un minimum réalisant les qualités de vol. L'optimisation par algorithme génétique est une solution plus intéressante dans ces cas-ci.

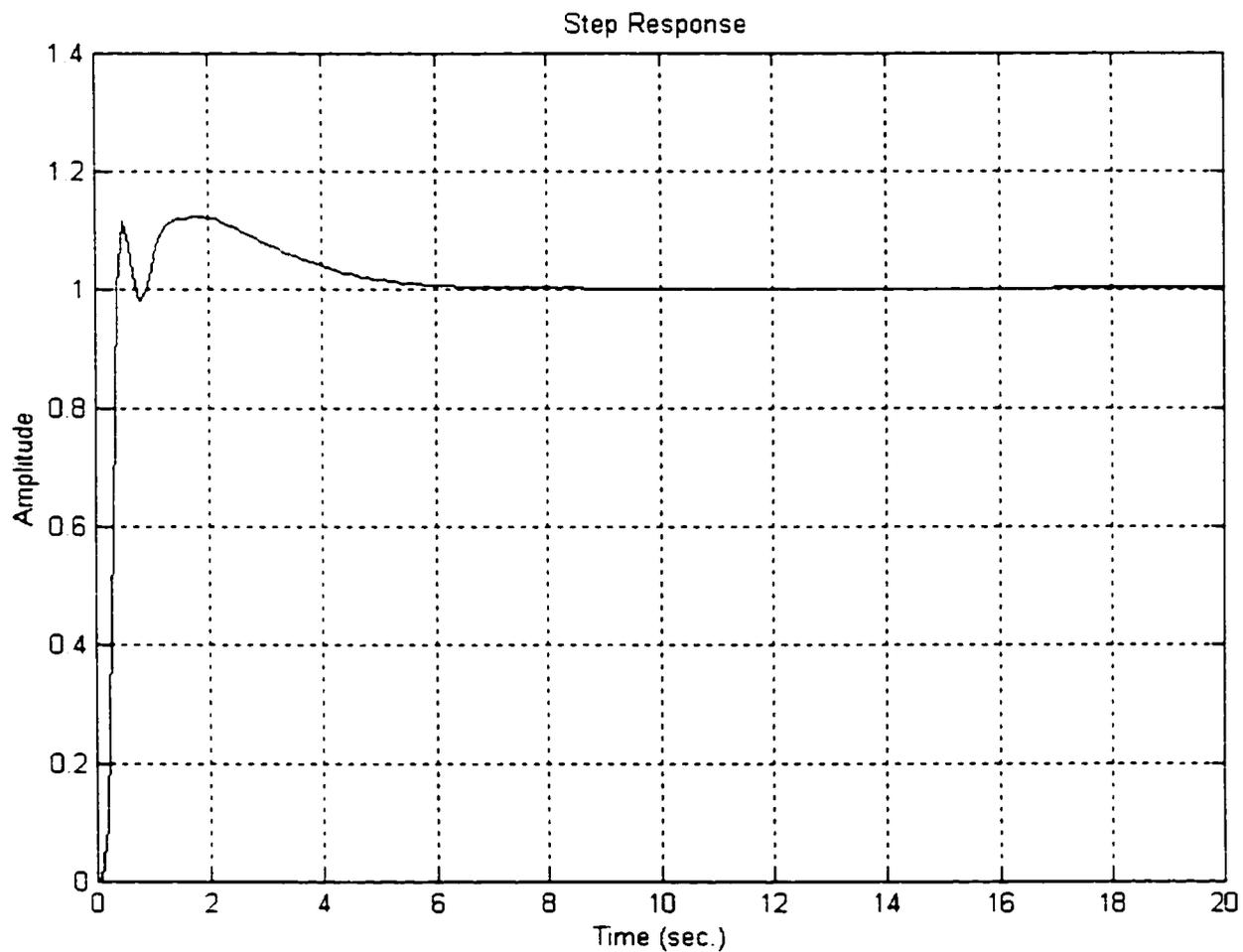
Une hypothèse est que pour ces points difficiles, la fonction se trouve dans une région caractérisée par une multitude de points d'inflexion locale qui font que celle ci

commence par une série d'incrementation, ce qui explique le temps mis pour la recherche d'optimum avant de diverger complètement.

La vérification de cette hypothèse est possible en donnant à l'optimisation locale "constr" comme valeurs pour les conditions initiales les gains trouvés par algorithme génétique.

Ainsi pour le cas de vol identifié numéro 70 par exemple, l'algorithme génétique arrive à résoudre le problème de non-convergence, que soulève la recherche locale par programmation quadratique séquentielle.

On constate que, si auparavant une recherche d'optimisation était impossible à réaliser par constr de matlab, la combinaison de celle ci avec l'algorithme génétique, donne un résultat nettement supérieur en temps et en réalisation des contraintes. Le résultat de la réponse temporelle à l'échelon de la vitesse angulaire de l'avion pour le cas de vol numéro 70 par combinaison des deux méthodes de recherche est montré dans la figure13, démontrant la nécessité d'avoir de bonne conditions initiales pour les méthodes de recherche afin qu'il y' a convergence.



**Figure 14 Réponse à l'échelon pour le cas de vol 70 utilisant l'algorithme génétique.**

Remarque : Coût associé pour cette optimisation est : 0.01789.

### **3.6 Conclusion**

La comparaison des deux méthodes de recherche d'optimas, locale et par algorithme génétique permet de conclure que les méthodes de recherche locales :

- Convergent généralement très rapidement.
- Ne convergent pas nécessairement vers l'optimum global, dans le cas de fonctions multinodales.

Par ailleurs, la méthode de recherche par algorithme génétique :

- Converge très lentement.
- Est très robuste, ce qui permet de trouver toujours une solution optimale

## CHAPITRE 4

### PLANIFICATION DES GAINS

#### **4.1 Introduction**

Les systèmes réels sont rarement linéaires et les modèles que nous en avons sont généralement linéarisés, entachés d'incertitudes et valables pour un point de fonctionnement donné. Dans l'industrie aéronautique la validation des lois de commande repose sur de très nombreuses simulations où l'on fait varier tous les paramètres incertains ainsi que les différentes conditions de vol ainsi entrant dans la définition du système considéré. Ceci donne, sur une enveloppe de vol donnée, des variations brutales des contrôleurs obtenus. D'où l'apparition d'une nouvelle branche où les chercheurs essayent d'ordonner les variations des gains de leurs contrôleurs en fonction des paramètres incertains "Gains scheduling".

Deux courants se partagent la vision de la planification des gains, dans un but de trouver une variation acceptable de leurs contrôleurs en fonction de la variable à planifier.

Le premier privilégiant l'idée de choisir un ensemble de point, de calculer les contrôleurs correspondants par les méthodes appropriées d'optimisation pour chaque point, avant de réaliser la planification de l'ensemble par régression mathématique (Guo Di et Wilson Rugh 1992).

L'autre privilégie l'idée de tenir compte de la variation du paramètre lors de la conception du contrôleur (Apkarian, 1996).

Cette dernière approche est souvent associée à la méthode  $H^\infty$ , qui garantit lors de la conception du contrôleur un passage robuste entre les différents points.

Ce chapitre présente une façon de faire l'échelonnement des gains en utilisant les méthodes mathématiques classiques. Dans une première partie, l'optimisation se fera sur un ensemble de points constituant l'enveloppe de vol et doit tenir compte pendant la recherche de l'optimum de la variation lisse des gains du contrôleur sur cette enveloppe. Ensuite, on donnera une solution pour faire l'ordonnancement des gains en fonction des paramètres incertains.

La comparaison des méthodes d'optimisation globale (algorithme génétique) et locale (programmation quadratique séquentielle), nous laisse conclure que recherche d'optimum par algorithme génétique est plus intéressante pour réaliser l'échelonnement des gains.

De façon générale on définit :

- Un contrôleur planifié ou "Cédulé", comme un contrôleur dont les gains optimaux ont une réponse uniforme et planifiée sur toute l'enveloppe d'opération.

- Un contrôleur central est un contrôleur de référence sélectionné pour un point d'opération spécifique qui a la bonne réponse désirée. La réponse en boucle fermée de ce contrôleur est utilisée dans le calcul de l'erreur de planification du gain.

On définit aussi la ou les variables à planifier, comme les paramètres de vol représentatifs du changement de la dynamique du système et qui peuvent être mesurés.

## **4.2 Planification des gains en fonction des variables de vol**

### **4.2.1 Formulation du problème**

L'enveloppe de vol qui nous a été fournie par la compagnie Bombardier, est constituée de 160 points distincts. Ces points varient périodiquement par rapport à un paramètre de vol donné. Ceci a permis de subdiviser l'ensemble des 160 points en 8 sous-ensembles de 20 points caractérisés par la variation de la pression dynamique. Chacune des sous enveloppes présente elle même une autre subdivision en fonction des 4 autres paramètres de vol restants ce qui permet un regroupement en 5 sous enveloppes selon qu'on choisit le nombre de Mach ou l'altitude comme paramètre variant. A titre d'exemple pour la première enveloppe de vol alors que la pression dynamique  $P$  varie pour les 20 points de 77.1 à 444.3 (pfs), le centre de gravité et le poids restent constant respectivement  $X_{cg}=20$  (% Mach) et  $M=30000$ (lb), l'altitude varie de 5000 à 41000 (feet) et le nombre Mach de 0.25 à 0.88 par paquet de 4 ce qui nous donne 5 sous enveloppes sur les 20 points.

Le choix de la pression dynamique comme variable à planifier se justifie par le fait qu'on peut exprimer cette dernière en fonction des variables les plus importants, soit le nombre de Mach et de l'altitude. Un deuxième volet sera consacré à l'ordonnement de ces deux derniers.

Dans ce qui suit il ne s'agira plus d'optimiser les gains d'un contrôleur pour un point isolé sans tenir compte de la variation par rapport aux points suivants.

La méthode suggérée est celle d'insérer une fonction polynomiale, comme contrainte, obligeant ainsi l'optimisation dans son choix des gains à suivre une trajectoire donnée. Ceci permettra un passage lisse d'un cas de vol à un autre.

Ainsi, chaque point de vol ( $k$ ) devra être aligné sur la même courbe que les autres gains appartenant aux autres conditions de vol. Un problème se pose par conséquent relatif au choix de cette courbe.

#### 4.2.2 Étude préliminaire pour le choix de la fonction modèle

Afin de trouver la meilleure forme pour ajuster ("fitter") les gains des contrôleurs pour différentes conditions de vol, nous allons tout d'abord rouler l'algorithme d'optimisation génétique présenté dans le chapitre 2 pour chacun des 160 conditions de vol. Nous obtenons ainsi 160 valeurs pour chacun des 5 gains du contrôleur et qui assurent une réponse optimale satisfaisant toutes les qualités de vol pour chacun des points de vol. Nous traçons ensuite pour les 20 premiers cas, c'est à dire pour une masse fixée  $M = 30000(\text{lb})$  et un centre de gravité  $X_{cg}=20$  (% Mach) et une pression dynamique allant de 77.1 à 444.3 (pfs), les valeurs optimales pour chacun des 5 gains sur les figures allant de (14) à (15). On peut voir que ces gains sont malheureusement éparpillés dans l'espace et ne varient pas de façon uniforme. Notre objectif est de choisir un polynôme ou une fonction hyperbolique qui épouse le mieux la variation de ces gains. En d'autres termes, chacun des 5 gains devrait s'écrire sous la forme :

$$k(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + \dots \quad \text{dans le cas d'un polynôme.}$$

Ou 
$$k(x) = a_0 + \frac{a_1}{x} + \frac{a_2}{x^2} + \frac{a_3}{x^3} + \frac{a_4}{x^4} + \dots \quad \text{dans le cas d'une forme hyperbolique.}$$

Le choix entre les deux formes se fera par la méthode des moindres carrés, c'est à dire en minimisant pour chacun des 5 gains l'erreur quadratique :

$$E = \sum_i |k_i - k_i(x)|^2 \quad \text{et en calculant les coefficients } a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, \dots \text{ qui minimisent cette erreur.}$$

Le tableau (III) montre les erreurs de minimisation pour chacune des deux formes hyperbolique et polynomiale.

**Tableau III**

**Erreurs de minimisation pour les 20 contrôleurs**

Gains Kff		Gains Kfi		Gains Kp		Gains Krz		Gains Ktb	
DELTA (X)	DELTA(1/X)								
0.1566	0.1639	0.2244	0.2531	0.0523	0.0279	0.7662	0.8486	0.0161	0.0183
0.1417	0.1409	0.203	0.2175	0.0473	0.024	0.6931	0.7292	0.0146	0.0157
0.1327	0.1287	0.1902	0.1987	0.0443	0.0219	0.6494	0.6661	0.0136	0.0143
0.1326	0.1278	0.19	0.1974	0.0443	0.0218	0.6487	0.6618	0.0136	0.0142
0.1324	0.1263	0.1898	0.195	0.0442	0.0215	0.6479	0.6537	0.0136	0.0141
0.1324	0.1255	0.1897	0.1938	0.0442	0.0214	0.6478	0.6497	0.0136	0.014
0.133	0.124	0.1906	0.1914	0.0444	0.0211	0.6505	0.6418	0.0137	0.0138
0.133	0.124	0.1906	0.1915	0.0444	0.0211	0.6507	0.6422	0.0137	0.0138
0.1328	0.1245	0.1903	0.1922	0.0443	0.0212	0.6497	0.6445	0.0137	0.0139
0.1327	0.1245	0.1901	0.1922	0.0443	0.0212	0.6491	0.6446	0.0136	0.0139
0.1325	0.1245	0.1899	0.1922	0.0442	0.0212	0.6483	0.6444	0.0136	0.0139
0.1323	0.1243	0.1895	0.1919	0.0441	0.0212	0.6471	0.6433	0.0136	0.0139
0.1338	0.1231	0.1917	0.19	0.0446	0.021	0.6545	0.6372	0.0138	0.0137
0.1338	0.1231	0.1918	0.19	0.0447	0.021	0.6547	0.6371	0.0138	0.0137
0.1371	0.1229	0.1964	0.1897	0.0458	0.0209	0.6706	0.6361	0.0141	0.0137
0.1379	0.1229	0.1976	0.1898	0.046	0.021	0.6745	0.6365	0.0142	0.0137
0.1406	0.1246	0.2014	0.1923	0.0469	0.0212	0.6877	0.6448	0.0145	0.0139
0.139	0.1294	0.1992	0.1998	0.0464	0.0221	0.68	0.6699	0.0143	0.0144
0.1432	0.1312	0.2052	0.2025	0.0478	0.0224	0.7005	0.6791	0.0147	0.0146
0.1561	0.1333	0.2237	0.2058	0.0521	0.0227	0.7639	0.6901	0.0161	0.0149
0.1373	0.1285	0.1968	0.1983	0.0458	0.0219	0.6717	0.665	0.0141	0.0143

Le tableau IV donne les coefficients des polynômes qui minimisent l'erreur quadratique pour les 20 contrôleurs.

**Tableau IV**

**Coefficients minimisant l'erreur quadratique pour les 20 contrôleurs**

COEFF	Gains Kf		Gains Ki		Gains Kp		Gains Krz		Gains Kb	
	x	1/x	x	1/x	x	1/x	x	1/x	x	1/x
		1.0e+005 *		1.0e+005 *		1.0e+005 *		1.0e+005 *		1.0e+004 *
3eme ordre	-5.8518E-09	-1.67560472	2.7487E-08	1.48956891	-2.54793E-08	7.41412774	1.0359E-07	7.86279073	2.69738E-09	9.05705218
2eme ordre	1.1911E-05	0.03208086	-2.4177E-05	-0.01071726	2.18808E-05	-0.12683115	8.0064E-05	-0.20460106	1.75901E-05	-0.167756
1er ordre	-0.00886099	-9.4212E-05	0.00733491	-0.00579241	-0.005792409	0.00054947	0.01210252	0.00174092	0.000299375	0.00089895
constante	1.54099278	4.8553E-07	-0.20191824	0.48594001	0.485940005	-7.7352E-07	2.71460893	-1.7926E-06	0.001667663	-9.3048E-08

Il apparaît en comparaison que les polynômes de puissances négatives, sont plus sollicités que ceux de puissance positive supérieure ou égale à 2. C'est à dire, qu'il n'y a que les termes correspondant à la constante et au premier ordre qui donnent un coefficient non négligeable.

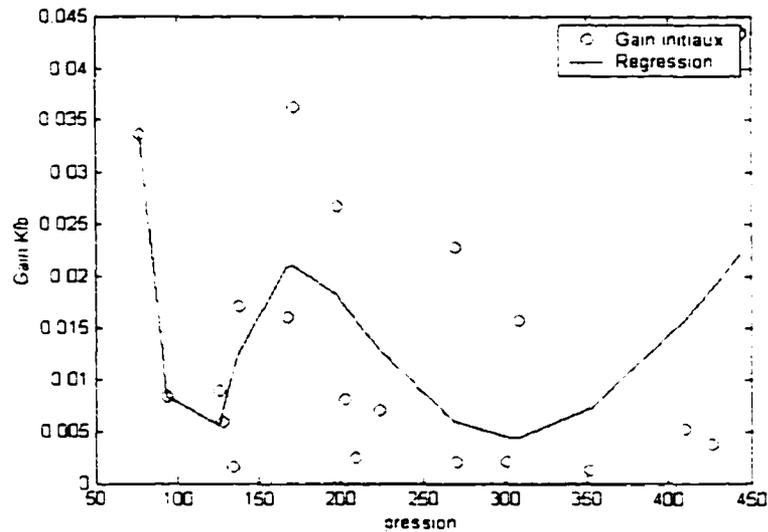
La même conclusion apparaît lors d'une régression plus globale, où l'accent est mis sur les polynômes à puissances entière et décimale. Notre hypothèse de départ est confirmée puisque seule la partie correspondant aux puissances négatives ainsi que la constante et le premier ordre (terme linéaire  $ax$ ) sont sollicités. Voir tableau suivant.

	Kff	Ki	Kp	Knz	Kfb
	1.0e+009 *	1.0e+009 *	1.0e+008 *	1.0e+009 *	1.0e+006 *
1/X^3	1.51364759	-2.88323465	-1.87098467	-6.06420299	9.29334957
1/X^2	-0.24608144	0.49940096	0.2653267	1.01019177	-4.79380593
1/X^(3/2)	0.07158679	-0.15085524	-0.0709231	-0.29922351	1.99571233
1/X	-0.00928113	0.02039095	0.00830849	0.03968484	-0.34999537
1/(X^0.5)	0.00062376	-0.00143442	-0.00049225	-0.00274258	0.03071653
X^3	0	-1E-14	0	-2E-14	6.4E-13
X^2	-8.54E-12	2.604E-11	-3.1E-13	4.742E-11	-1.2582E-09
X	1.2441E-08	-3.3552E-08	-4.6477E-09	-6.1684E-08	1.2166E-06
CSTE	-1.9217E-05	4.6436E-05	1.2868E-05	8.7394E-05	-0.00120705

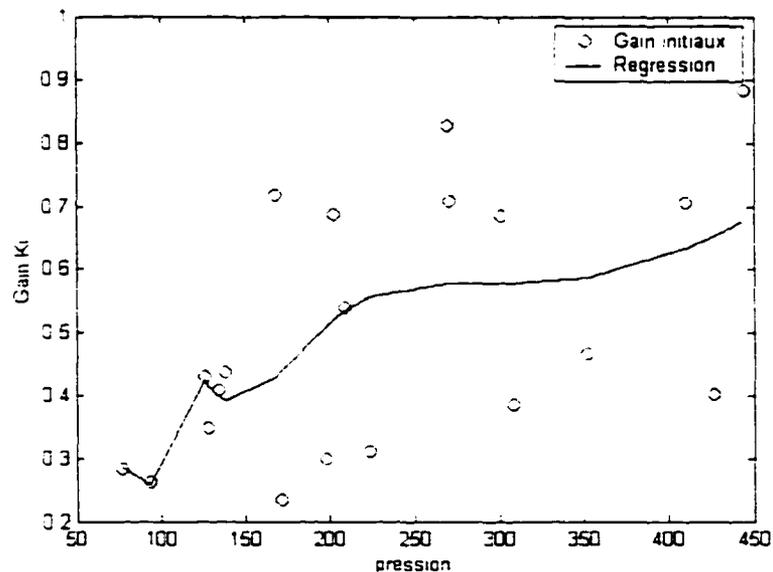
En tenant en compte de la limite sur le nombre de coefficients que l'algorithme génétique peut traiter simultanément nous avons opté pour une régression polynomiale des cinq gains du modèle Bombardier pour les 20 premiers points de l'enveloppe de vol de la forme suivante :

$$\begin{aligned}
 k_{ff} &= a(1) + a(2) * x + \frac{a(3)}{x} + \frac{a(4)}{x^2} + \frac{a(5)}{x^3} \\
 k_i &= a(6) + a(7) * x + \frac{a(8)}{x} + \frac{a(9)}{x^2} + \frac{a(10)}{x^3} \\
 k_p &= a(11) + a(12) * x + \frac{a(13)}{x} + \frac{a(14)}{x^2} + \frac{a(15)}{x^3} \\
 k_{nz} &= a(16) + a(17) * x + \frac{a(18)}{x} + \frac{a(19)}{x^2} + \frac{a(20)}{x^3} \\
 k_{fb} &= a(21) + a(22) * x + \frac{a(23)}{x} + \frac{a(24)}{x^2} + \frac{a(25)}{x^3}
 \end{aligned} \tag{4-1}$$

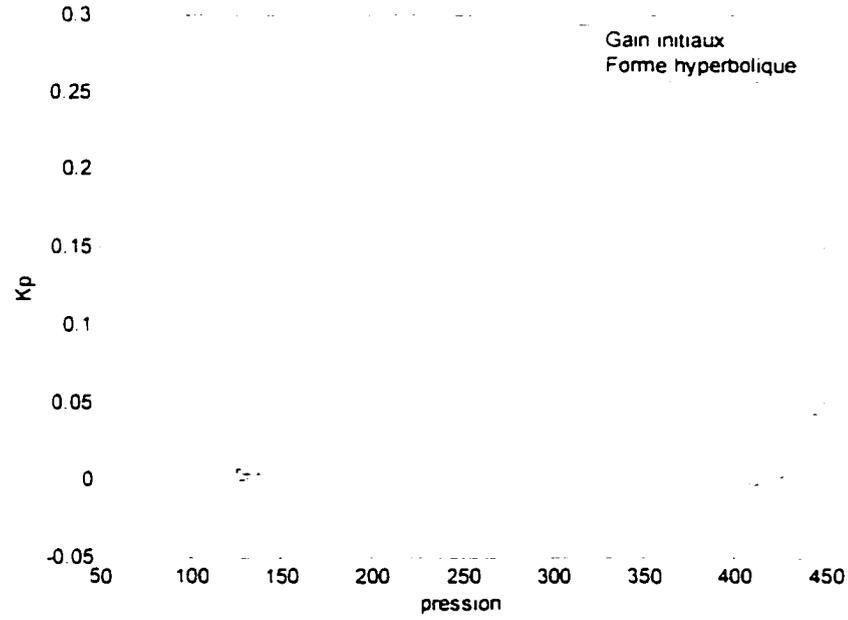
Nous traçons ces régressions hyperboliques sur les mêmes graphes figures (15....19) où les valeurs optimales sont illustrées. Toute fois rien ne prouve que les points obtenus après régression vérifient l'ensemble des contraintes. Pour cela il est nécessaire de faire une vérification de la valeurs de qualités de vol pour les points déplacés après régression.



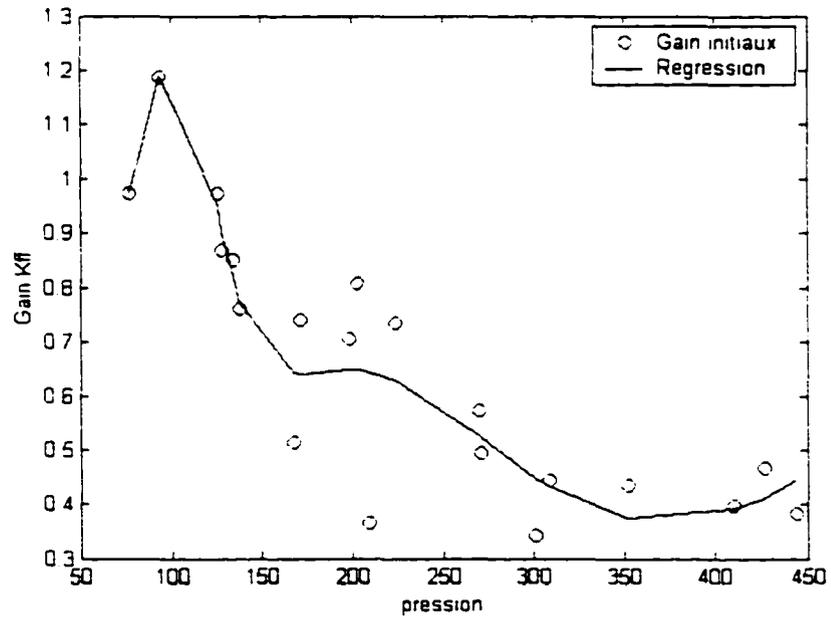
**Figure 15 Régression polynomiale de Kfb pour les 20 premiers points**



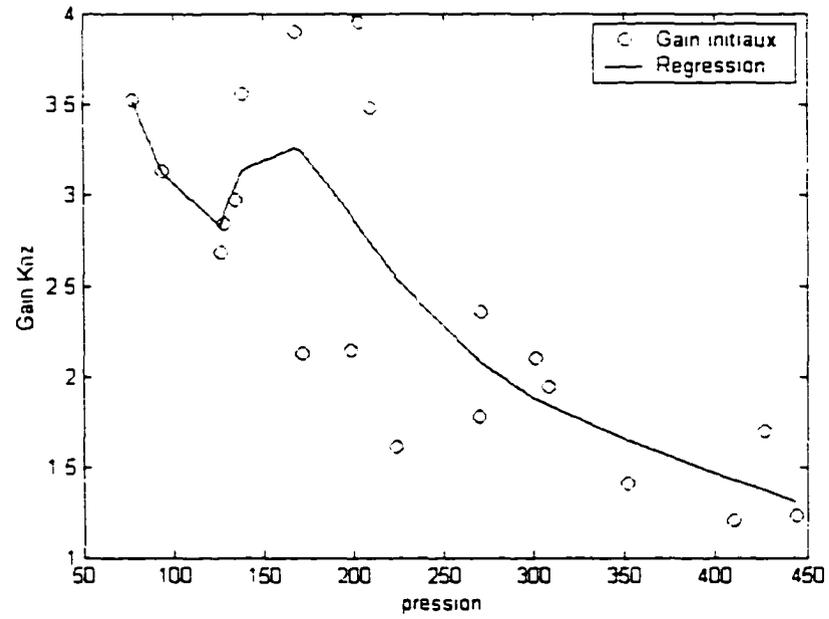
**Figure 16 Régression polynomiale de Ki pour les 20 premiers points**



**Figure 17 Régression polynomiale de  $K_{prop}$  pour les 20 premiers points**



**Figure 18 Régression polynomiale de  $K_{ff}$  pour les 20 premiers points**



**Figure 19 Régression polynomiale de Knz pour les 20 premiers points**

### 4.2.3 Algorithme d'optimisation génétique pour l'ordonnement des gains.

Une fois que nous avons trouvé la forme et la structure des polynômes que les gains doivent suivre, nous allons définir un nouveau problème d'optimisation pour lequel les variables à optimiser sont les coefficients des polynômes d'échelonnement des gains la nouvelle fonction objective sera la même que précédemment, c'est à dire la somme des fonctions d'évaluation correspondant aux différentes qualités de vol avec les contraintes supplémentaires d'échelonnement sur les gains du contrôleur.

Ces contraintes imposent que les gains soient de la forme :

$$\begin{aligned}
 k_{ff} &= a(1) + a(2) * x + \frac{a(3)}{x} + \frac{a(4)}{x^2} + \frac{a(5)}{x^3} \\
 k_i &= a(6) + a(7) * x + \frac{a(8)}{x} + \frac{a(9)}{x^2} + \frac{a(10)}{x^3} \\
 k_p &= a(11) + a(12) * x + \frac{a(13)}{x} + \frac{a(14)}{x^2} + \frac{a(15)}{x^3} \\
 k_{nz} &= a(16) + a(17) * x + \frac{a(18)}{x} + \frac{a(19)}{x^2} + \frac{a(20)}{x^3} \\
 k_{rb} &= a(21) + a(22) * x + \frac{a(23)}{x} + \frac{a(24)}{x^2} + \frac{a(25)}{x^3}
 \end{aligned} \tag{4-2}$$

Le choix de cette forme est motivé par l'étude préliminaire et après simulation pour plusieurs types de puissance entière et fractionnelle.

$a(i)$  sont les coefficients des polynômes que l'optimisation par génétique cherche à définir et  $x$  est la variable d'échelonnement qui peut être la pression dynamique, l'altitude ou autre.

Rappelons que le coût pour un point donné  $k$  est calculé à partir des cinq fonctions d'évaluation  $EV$ . Ainsi pour un point  $k$  donné de l'enveloppe de vol :

$$coût(k) = \sum_{i=1}^5 EV_i(k) \quad (4-3)$$

$i$  étant l'indice de la fonction d'évaluation  $EV$  se rapportant à un critère de performance.

Le coût utilisé pour la nouvelle optimisation sera donné par la somme des coûts sur une enveloppe de 20 points :

$$Min \sum_{k=1}^{20} coût(k) \quad (4-4)$$

L'algorithme correspondant est représenté comme suit :

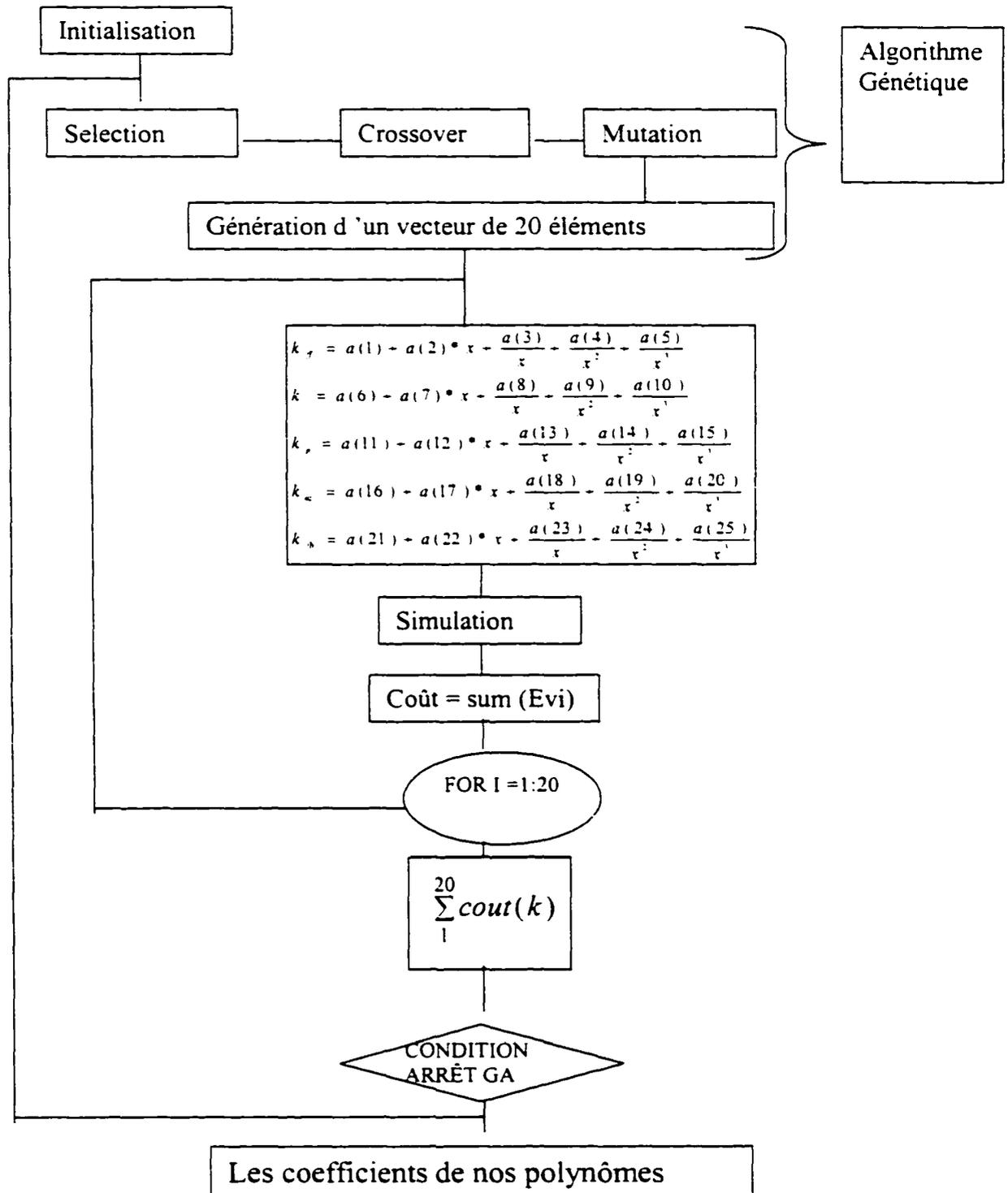


Figure 20 Algorithme pour la planification des gains par génétique

#### **4.2.4 Planification des gains en fonction de la pression dynamique**

Pour appliquer notre algorithme, on réalise l'optimisation sur des ensembles de 20 points caractérisés par une variation de leurs pressions dynamiques sur l'enveloppe de vol choisi. Les paramètres utilisés par l'algorithme génétique sont les suivants:

Probabilité de mutation de 0.15.

Probabilité de crossover de 0.3.

Facteur de normalisation de 1.2.

Facteur de cataclysme de 0.30.

Rappelons que l'algorithme génétique ne part d'aucun point initial, génère une population initiale et parcourt tout l'ensemble de définition donnée par les limites inférieure et supérieure de la recherche.

Le domaine de définition pour le choix des coefficients nous a été fourni par Bombardier et donné par  $Df=[-5.5]$ .

Le tableau (V) donne les coefficients obtenus pour l'ordonnement des gains pour l'enveloppe des premiers de vol.

Le coût pour chacun des cas a relativement augmenté vu qu'une autre contrainte imposée par la forme du polynôme est ajoutée à la fonction objectif. Toutefois on peut vérifier que l'ensemble des "Handling Qualities" imposés par le cahier de charge sont vérifiés.

Tableau V

Résultat de la planification de la pression dynamique pour la première enveloppe de vol.

Gains optimaux pour la planification de la pression					
Kff	Ki	Kp	Knz	Kfb	COÛT
0.8414	0.4533	0.5574	1.7444	0.2251	0.1873
0.8715	0.2776	0.405	1.6451	0.1893	0.1396
0.8669	0.094	0.2456	1.5321	0.139	0.1139
0.8654	0.0838	0.2367	1.5255	0.1358	0.1191
0.8619	0.0619	0.2178	1.5112	0.1287	0.0266
0.8595	0.0488	0.2065	1.5026	0.1244	0.1319
0.8391	0.0343	0.135	1.4463	0.0951	0.4472
0.8368	0.042	0.1284	1.4409	0.0923	0.0349
0.8201	0.0908	0.0868	1.4064	0.0734	0.0261
0.8171	0.0987	0.0801	1.4008	0.0703	1.9184
0.8133	0.1084	0.0719	1.3937	0.0664	0.0304
0.8058	0.1268	0.0563	1.3803	0.0589	0.2335
0.7847	0.1732	0.0172	1.3458	0.0392	0.0473
0.7845	0.1737	0.0168	1.3454	0.0389	1.029
0.7731	0.1965	0.0023	1.3281	0.0289	0.0269
0.7707	0.2011	0.0061	1.3246	0.0268	0.02169
0.7579	0.2249	0.0259	1.3062	0.0161	0.2248
0.7445	0.2484	0.0453	1.2877	0.0051	0.4407
0.7413	0.2538	0.0498	1.2835	0.0026	1.5128
0.738	0.2594	0.0543	1.279	0.001	0.5116
					7.22408

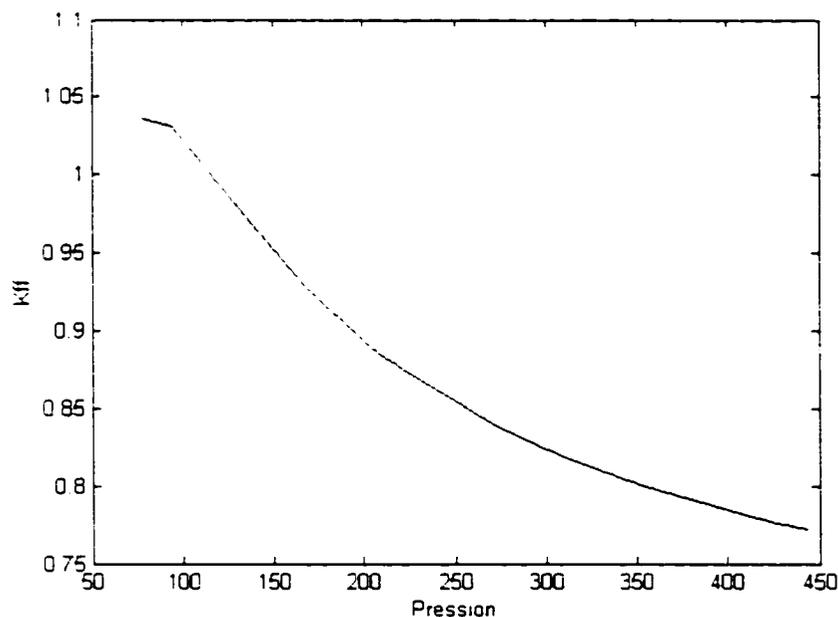
Les coefficients des polynômes obtenus en appliquant notre algorithme pour la première enveloppe de vol sont comme suit:

Tableau VI

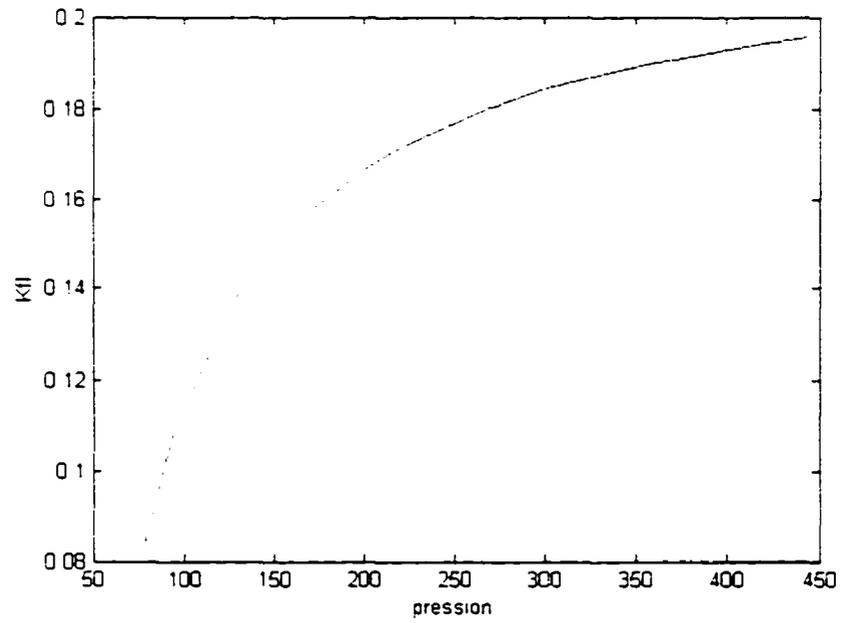
Coefficients des polynômes pour la 1 ère enveloppe de vol

Gains	Cste	x	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	0.648958	0.1441	-1.8409	-1.8419	-1.2198	
Ki	-0.7977	0.023025	-0.01063	0.191101	-1.30837	
Kprop	1.496621	-0.081968	-0.00038	-1.90417	-1.82943	
Knz	-0.52853	-1.145178	-1.66796	1.245855	1.072581	
Kfb	0.162297	-1.829428	3.5117	7.5768	8.635	7.22408

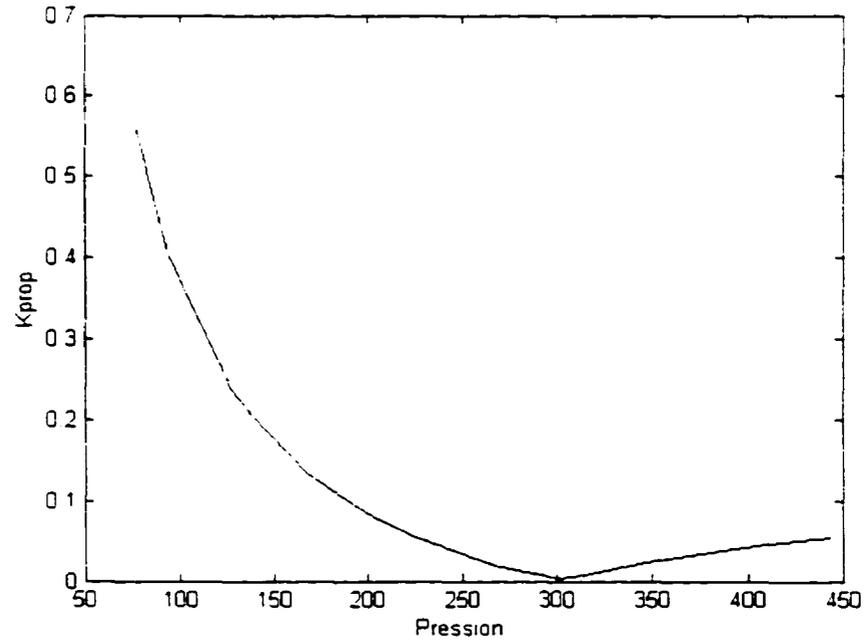
Les coefficients de nos polynômes permettent de tracer en fonction de la variable à planifier ( la pression dynamique dans ce cas), la variation des gains de notre contrôleur. Une similitude entre la courbe qui régresse le mieux les points initiaux, trouvés par optimisation de chaque point de vol à part, et la nouvelle planification est notable. Les courbes obtenus sont présentés aux figures (21:22,23,24,25).



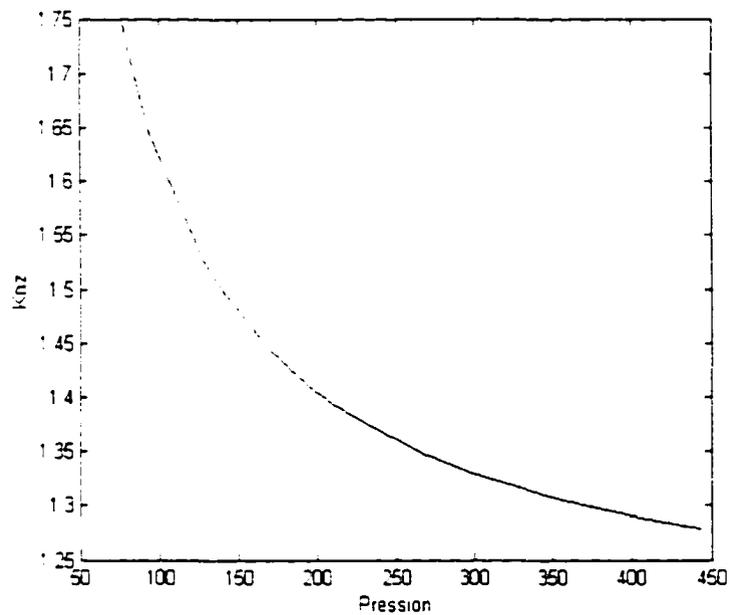
**Figure 21 Planification du gain Kff en fonction de la pression pour les 20 premiers points**



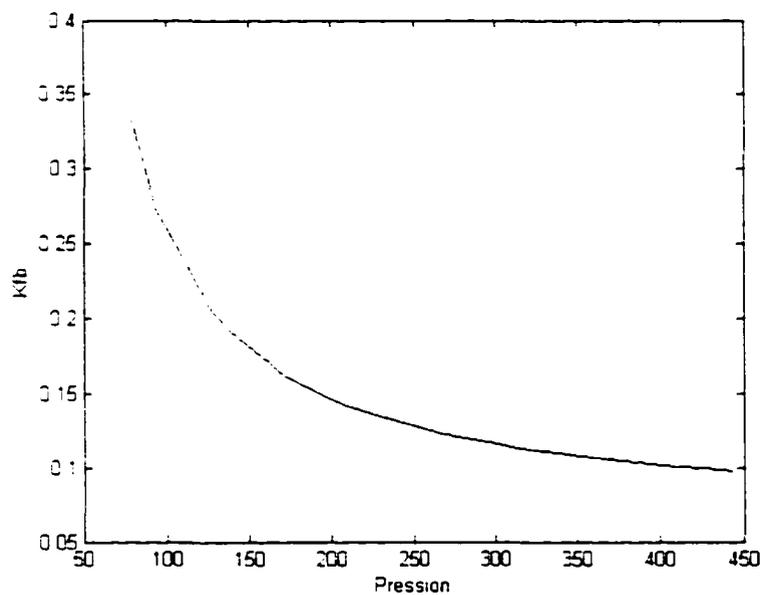
**Figure 22 Planification du gain  $K_i$  en fonction de la pression pour les 20 premiers points**



**Figure 23 Planification du gain  $K_p$  en fonction de la pression pour les 20 premiers points**



**Figure 24 Planification du gain  $K_{nz}$  en fonction de la pression pour les 20 premiers points**



**Figure 25 Planification du gain  $K_{fb}$  en fonction de la pression pour les 20 premiers points**

Le coût de l'optimisation ainsi que les différents coefficients obtenus après ordonnancement des gains pour les 8 groupes de 20 points sont représentés dans les tableaux (VII:.....XIII).

On constate sur ces résultats que pour les points de vol caractérisés par un nombre de Mach élevé sont toujours difficiles à optimiser: l'apport de la nouvelle contrainte imposée par la forme du polynôme engendre un coût supplémentaire pour ces derniers relativement plus important que pour les autres. Le nombre d'itérations ainsi que le temps nécessaire pour la simulation ayant presque doublé. On trouve ci dessous les tableaux représentatifs des coefficients optimisés pour les différentes enveloppes de vol.

**Tableau VII**

**Les coefficients des polynômes pour la deuxième enveloppe de vol**

Gains	Cste	X	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	0.84	0.45	0.2811	0.7675	0.1164	
Ki	-0.75347	-0.376798	0.064771	-1.04418	-0.4047	
Kprop	1.5047	1.870851	0.893386	1.55647	-1.09275	
Knz	0.707264	-0.03299	-1.72927	-0.11048	-0.62778	
Kfb	-0.99928	-0.834192	0.589955	0.304332	0.121856	8.561

**Tableau VIII**

**Les coefficients des polynômes pour la troisième enveloppe de vol**

Gains	Cste	x	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	-0.0719	0.6165	0.1857	0.3348	-0.4594	
Ki	0.488103	-0.320046	0.260289	-0.2054	-1.57908	
Kprop	-0.11006	-1.849989	-1.29919	1.127485	0.155166	
Knz	-0.33857	-0.57664	-0.60009	1.97185	-1.57199	
Kfb	-0.97066	-0.659631	-1.14604	-0.84576	1.057106	7.1297

**Tableau IX****Les coefficients des polynômes pour la quatrième enveloppe de vol.**

Gains	Cste	x	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	0.7303	0.5667	0.9301	0.4664	-0.9803	
Ki	0.698167	-0.489782	-0.67787	0.354483	-0.55062	
Kprop	-0.99204	-1.266344	-1.43726	-0.57384	-0.92728	
Knz	-0.03996	0.081577	-0.70263	-0.38021	-1.26221	
Kfb	0.735795	-0.422605	-1.02214	-1.91448	0.798467	6.318

**Tableau X****Les coefficients des polynômes pour la cinquième enveloppe de vol.**

Gains	Cste	x	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	0.7155	-0.6753	-0.8969	0.1971	0.4876	
Ki	0.124875	0.404915	-0.00947	-0.63049	1.802977	
Kprop	1.68471	1.910902	-1.96273	-0.18933	0.792426	
Knz	-0.249	1.16386	-0.33124	1.396302	1.498079	
Kfb	0.831953	1.958689	0.399546	-0.55565	1.92837	6.9819

**Tableau XI****Les coefficients des polynômes pour la sixième enveloppe de vol.**

Gains	Cste	x	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	0.7553	-0.7945	0.5086	0.6213	0.7671	
Ki	0.50267	-0.155303	0.241114	-1.19953	-0.44225	
Kprop	-1.0756	-1.789015	-0.81506	1.510407	1.39148	
Knz	-0.81969	-1.335991	-0.17425	1.063091	1.476141	
Kfb	0.882412	1.407995	1.70179	0.927146	-1.69979	6.8551

**Tableau XII**

**Les coefficients des polynômes pour la septième enveloppe de vol.**

Gains	Cste	x	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	-0.3069	-0.0539	0.9002	-0.0756	0.3782	
Ki	-0.2233	-0.08306	0.744714	-0.58661	-1.08978	
Kprop	-0.43648	-1.681148	-0.08277	-1.87236	0.173339	
Knz	-1.5987	-0.603324	-1.49532	-0.87621	1.242564	
Kfb	-1.37218	-1.777775	-1.41722	0.202536	0.233872	12.9083

**Tableau XIII**

**Les coefficients des polynômes pour la huitième enveloppe de vol.**

Gains	Cste	x	1/x	1/x <sup>2</sup>	1/x <sup>3</sup>	Coût
Kff	0.1654	0.0828	-0.6312	-0.2455	-0.1078	
Ki	-0.67437	0.37401	0.424422	1.512001	1.129016	
Kprop	1.860615	1.530801	-0.8155	1.894269	0.998801	
Knz	1.137932	0.864968	-1.5488	0.697254	-0.28048	
Kfb	0.966543	-0.399397	-1.92134	1.33674	-0.41992	6.5513

Ainsi et pour les 7 enveloppes de vol, le coût total pour l'ensemble des 20 points est autour de 6.5 sur toute l'enveloppe de vol. On peut donc conclure que la forme de nos polynômes est adéquat. Par contre pour l'enveloppe de vol numéro 7, où le coût total est de 13 sur l'ensemble des 20 points, une recherche, plus spécifique pour cette enveloppe, de la forme qui régresse le mieux les points optimisés est nécessaire.

### 4.3 Planification des gains par rapport au Nombre de Mach et altitude

Les résultats obtenus pour la planification de la pression dynamique encouragent à voir d'autres applications possibles avec notre algorithme. Nous allons considérer notamment l'optimisation et l'ordonnancement de plus d'un paramètre en même temps en se basant sur les performances de la méthode d'insertion dans la fonction objectif de polynômes comme présentée à la section précédente. Les lois physiques liant la pression dynamique à l'altitude et le nombre de Mach nous poussent à choisir un ordonnancement en fonction de ces deux paramètres. La méthode choisie est celle d'exprimer les polynômes de notre algorithme en fonction des deux variables. En s'intéressant à la variations de ces paramètres on retrouve que les 5 gains suivent une forme parabolique pour une variation de la vitesse et une forme de type hyperbolique pour l'altitude. On arrive à construire une combinaison des cinq polynômes suivants:

$$\begin{aligned}
 k_{ff} &= \left( \frac{a(1)}{x} + a(2) * y + \frac{a(3) * y}{x} + a(4) \right) \\
 k_i &= \left( \frac{a(5)}{x} + a(6) * y + \frac{a(7) * y}{x} + a(8) \right) \\
 k_p &= \left( \frac{a(9)}{x} + a(10) * y + \frac{a(11) * y}{x} + a(12) \right) \quad (4-5) \\
 k_{nz} &= \left( \frac{a(12)}{x} + a(13) * y + \frac{a(14) * y}{x} + a(15) \right) \\
 k_{;b} &= \left( \frac{a(16)}{x} + a(17) * y + \frac{a(18) * y}{x} + a(19) \right)
 \end{aligned}$$

x et y représentant les variables à planifier.

a(i) sont les coefficients que l'algorithme génétique cherche à définir.

Des résultats similaires à ceux obtenus dans la section précédente sont attendus, le fait que l'optimisation se fait sur deux axes ( deux dimensions) laisse prévoir des coûts très bas pour l'optimisation avec deux variables.

Les résultats pour la première enveloppe de vol, sont très satisfaisant et l'ensemble des qualités de vol restent vérifiés, le coût total pour cette enveloppe est de 4.9. Ce coût très bas se justifie par le fait que l'algorithme génétique, dans ce cas, est plus libre dans son choix des variables optimisées puisque son nouveau domaine de définition est dans  $R^2$

Les coefficients des polynômes sont présentés au tableau suivant :

**Tableau XIV**

**Planification des gains en fonction du nombre de Mach et altitude.**

Gain	Cste	1/x	y	x/y	Coût
<b>kff</b>	-1.709465	1.0729	0.2499	1.8464	
<b>ki</b>	0.8961	1.962932	-2.257752	-0.165469	
<b>kprop</b>	2.867524	0.116573	-0.811821	-2.109014	
<b>knz</b>	1.964073	2.068002	-1.017872	-1.111398	
<b>kfb</b>	-1.04359	-0.4305634	0.752759	0.4685274	
					4.975007

#### **4.4 Planification des contrôleurs en fonction des paramètres incertains**

L'échelonnement des gains de la section précédente, a été réalisé sur toute une enveloppe de vol pour laquelle la masse et le centre de gravité sont fixés et la pression dynamique, altitude et nombre de Mach sont des paramètres variables. La variation des gains en fonction de ces paramètres permet d'avoir un passage d'un contrôleur à un autre suivant une trajectoire prédéfinie et imposée par les polynômes. D'autres ordonnancements de contrôleurs en fonction d'autres paramètres sont possibles. La dispersion totale de l'enveloppe de vol présente une autre subdivision dans laquelle les conditions de vol repérées par la pression dynamique, altitude et le nombre de Mach se répètent 8 fois ; seuls le centre de gravité donné en pour cent et la masse varient. Ceci suggère une recherche d'un seul contrôleur capable de commander 8 points de vol caractérisés par une pression dynamique, altitude et vitesse constantes. Nous avons par exemple:

Les cas 39-59-79-99-109-129-139-179 sont caractérisés par :

Vitesse = 0.25 (Mach)  
 Pression dynamique = 77.1 (pfs)  
 Altitude = 5000 (feet)

Les cas 40-60-80-100-120-140-160-180 sont caractérisés par :

Vitesse = 0.4 (Mach)  
 Pression dynamique = 197.5 (pfs),  
 Altitude = 5000 (feet)

$$\begin{aligned}
 Min &= \sum_{k=1}^s \text{coût} \\
 \text{Coût}(k) &= \sum_{i=1}^5 EV_i(k)
 \end{aligned}
 \tag{4-6}$$

$i$  étant l'indice de la fonction d'évaluation EV se rapportant à chacun des cinq critères de qualité de manœuvrabilité et  $k$  désigne les points ayant les mêmes pression dynamique, altitude et vitesse .

Pour réaliser cette optimisation on utilise les paramètres de l'algorithme génétique définis comme suit :

- Probabilité de Mutation = 0.13
- Probabilité de crossover de = 0.30.
- Facteur de normalisation = 1.2
- Facteur de pression de sélection = 0.08

Des recherches parallèles sur la façon de quantifier les bons paramètres de l'algorithme génétique à utiliser est sujet de recherche d'un doctorat à l'École de Technologie Supérieure S.Garcia(2001).

On résume dans le tableau suivant la valeur des gains pour les 20 contrôleurs aux quels notre algorithme converge.

Tableau XV Ensemble de 20 contrôleurs pour 160 conditions de vol

Altitude	Mach	Kff	Ki	Kp	Krz	Kfb	Cost
5000	0.25	0.7863	1.9399	0.6477	1.2077	0.152	1.585
5000	0.4	0.348	1.5376	0.2016	3.2089	0.1561	1.738
5000	0.5	0.2678	1.3734	0.1678	2.2959	0.0898	2.1289
5000	0.6	0.2109	1.0681	0.0836	1.0754	0.0683	2.6918
15000	0.4	0.7688	1.8144	0.0166	2.3588	0.5138	1.9529
15000	0.5	0.314	1.5579	0.2218	3.316	0.1279	2.4434
15000	0.6	0.2755	1.4613	0.1707	2.2123	0.1181	2.8445
15000	0.7	0.1792	1.5192	0.2415	2.0219	0.0425	3.3406
25000	0.5	1.1668	1.7627	0.0058	1.0101	0.7955	2.5299
25000	0.7	0.2127	1.2259	0.2405	1.7195	0.0737	3.6524
25000	0.8	0.4396	1.6652	0.0464	1.7818	0.2454	3.37
25000	0.88	0.3758	1.5657	0.0226	1.4721	0.1091	2.1987
35000	0.6	1.2171	1.8244	0.091	1.8352	0.6973	3.7584
35000	0.7	0.7748	1.9317	0.0187	2.0937	0.6898	4.3643
35000	0.8	0.2097	1.9898	0.3709	3.2149	0.1285	2.3365
35000	0.88	0.0264	1.9843	0.431	2.9423	0.0082	3.8098
41000	0.6	1.5559	1.4494	0.3111	0.1346	0.6608	2.7688

En comparaison avec les autres méthodes d'optimisation traitées dans ce travail on remarque que pour des conditions de vol où les paramètres restent sensiblement petits ce genre d'optimisation arrive à donner un seul contrôleur performant pour l'ensemble des 8 cas. L'ensemble des qualités de vol sont vérifiées. Aucun dépassement sur les critères de manœuvrabilité n'est enregistré.

Toutefois, lorsqu'on se retrouve dans des conditions de vol où le Mach et l'altitude sont très grands, il devient assez difficile de trouver un seul contrôleur représenté par les

## ***Conclusion***

Dans ce projet qui traite de l'optimisation et la planification des gains en aéronautique, le choix de la méthode d'optimisation la plus adéquate est la clé de la résolution du problème. Ainsi tout le long de ce travail on a essayé de comparer les méthodes de recherche d'optima. En premier lieu on a utilisé une optimisation classique, on a démontré ses limites de cette approche et on l'a comparé à une autre méthode plus générale qui est l'optimisation par algorithme génétique. Enfin, on est arrivé à donner une planification ordonnée des gains.

Les principes exposés dans ce mémoire pour l'ordonnancement des gains ne prétendent pas résoudre le problème de planification des gains dans sa globalité, mais nous espérons avoir développé quelques résultats susceptibles d'être utilisés dans un cadre opérationnel.

Dans un premier temps nous nous sommes attachés à détailler la façon de modéliser les équations générales de la dynamique qui est l'étape préalable pour toute utilisation d'algorithme de résolution. Nous avons ensuite synthétisé une nouvelle façon de formuler notre fonction objectif représentative des qualités de manœuvrabilité en imposant une forme prédéfinie .

À partir de ce nouveau modèle, on peut envisager d'utiliser des algorithmes d'optimisation pour résoudre le problème de planification des gains . Les rappels sur les techniques classiques d'optimisation et des explications sur leurs limites nous ont permis d'introduire des méthodes plus aléatoires de recherche qu'on décrit dans le chapitre 3 dans la section sur les algorithmes génétiques.

L'optimisation par algorithme génétique vient résoudre le problème de robustesse que soulève les méthodes séquentielles classiques de recherche d'optimum pour

certaines points jugés difficiles à optimiser. Aussi pour mieux aborder le problème d'échelonnement des gains et d'optimisation multi-objectives une étude comparative des deux méthodes permet de conclure que:

Les méthodes de recherches locales :

- Convergent généralement très rapidement.
- Ne convergent pas nécessairement vers l'optimum global, dans le cas de fonctions multinodales.

La méthode de recherche par algorithme génétique :

- Converge très lentement.
- Très robuste, ce qui permet de trouver toujours une solution optimale.

L'optimisation locale reste possible pour les cas où les conditions de vol sont caractérisés par un nombre de Mach assez faible le temps de l'optimisation est alors relativement intéressant. Cependant, l'approche locale se voit incapable de résoudre l'ensemble de l'enveloppe de vol sans l'aide d'un autre algorithme associé guidant pour le bon choix des conditions initiales.

Aussi une partie de ce travail est consacrée au problème d'ordonnancement. la planification des gains "Gains scheduling" a été réalisée par les méthodes de régression mathématique. La clé de la réussite de notre algorithme réside dans le bon choix de la fonction à imposer. Ceci étant possible par une étude préliminaire sur toute l'enveloppe de vol de la forme à suivre. Les résultats obtenus respectent les contraintes imposées par les qualités de manœuvrabilité.

Une autre façon de faire la planification pour notre contrôleur d'avion consiste à définir un seul contrôleur pour un ensemble de points. Cette méthode reste très limitée pour les enveloppes qui disposent de paramètres de vol très élevés. Par contre, l'algorithme arrive à de bon résultats pour les points très bas de l'enveloppe de vol.

Ce travail donne un compte rendu des méthodes d'optimisation et essaie de démontrer la robustesse des algorithmes de recherche aléatoire dans des problèmes formés par un grand nombre de paramètres variants. Le choix des critères à minimiser reste très important pour l'étude de l'ordonnancement ce qui laisse la porte ouverte pour des travaux futurs sur le bon choix des critères à minimiser et qui reflètent le plus les qualités de manœuvrabilité.

**ANNEXE 1****RESULTATS DE L'OPTIMISATION LOCALE POUR LES 160 CONDITIONS  
DE VOL**

Case	Kff	Ki	Kprop	Kfb	Knz	Cout
39	0.9196	0.8134	0.2926	2.8956	0.0031	0.0048
40	0.5144	0.6127	0.0001	2.9756	0.0001	0.0042
41	0.3732	0.5354	0.0001	2.1708	0.0001	0.007
42	0.4024	0.2333	0.0001	1.0863	0.0001	0.011
43	0.8832	0.2914	0.0012	2.8051	0.0023	0.0028
44	0.5255	1.1122	0.1266	2.6461	0.1489	0.0472
45	0.5444	0.6142	0.0001	1.5099	0.0115	0.0099
46	0.4568	0.3896	0.0001	1.075	0.0001	0.011
47	0.8863	0.2864	0.0507	3.0732	0.0004	0.0036
48	0.5132	0.6983	0.0116	1.8885	0.0254	0.0136
49	0.5123	0.3915	0.0001	1.2119	0.0027	0.0107
50	0.6702	0.4788	0.0022	1.2912	0.0042	0.0326
51	0.9751	0.2657	0.0287	2.6538	0.0023	0.0032
52	0.6438	0.1451	0.0001	2.3634	0.0037	0.0053
53	0.5112	0.4338	0.0001	2.1433	0.0001	0.0083
54	0.6494	0.4667	0.0028	1.994	0.0144	0.0211
55	1.177	0.3654	0.1913	3.1485	0.0001	0.0043
56	0.9084	0.1894	0.0346	2.7119	0.0005	0.0036
57	0.9727	0.2021	0.0001	2.7626	0.0001	0.0074
58	1.0211	0.2093	0.0001	3.4101	0.0012	0.0286
59	0.6708	1.0974	0.3405	0.3184	0.0123	0.0084
60	0.5172	0.0029	0.0119	1.077	0.0012	0.0037
61	0.4101	0.1969	0.0001	0.8395	0.0118	0.0041
62	0.3821	0.3954	0.001	0.3441	0.0053	0.0061
63	0.5764	0.5211	0.0977	1.5405	0.0001	0.0042
64	0.4705	0.0449	0.0077	1.2801	0.0001	0.0043
65	0.3739	0.4201	0.0579	0.7832	0.0112	0.0082
66	0.001	0.7472	0.001	2.9715	0.001	1.0022
67	0.7735	0.1979	0.0231	0.9205	0.019	0.0032
68	0.3503	0.965	0.1616	1.1388	0.0078	0.036
69	0.2129	1.028	0.2927	1.5541	0.5455	0.627
70	0.2122	0.6808	0.4664	2.3253	0.1768	1.4577
71	0.6923	0.2956	0.1155	0.8123	0.0001	0.004
72	0.5293	0.092	0.0378	0.6248	0.0802	0.0055
73	0.4506	0.8354	0.1345	0.7172	0.0314	0.0213
74	0.4625	0.3868	0.0001	1.0275	0.0001	0.0074
75	1.0023	0.0046	0.2313	0.0755	0.1137	0.0074
76	0.2757	1.6676	0.4102	2.7217	0.107	0.1289
77	0.5986	0.0012	0.0001	1.531	0.0001	0.0048
78	0.7992	0.2384	0.0001	2.0436	0.0001	0.0075
79	1.3528	0.8184	0.197	1.1999	0.0054	0.0044
80	0.8504	0.2601	0.0008	2.4505	0.0003	0.0036
81	0.439	1.064	0.1268	2.6424	0.0475	0.0405
82	0.3277	0.854	0.0764	2.2726	0.0001	0.0719
83	0.9814	0.5865	0.0014	3.1911	0.0367	0.0031
84	0.8549	0.2381	0.0004	2.5917	0.0001	0.004
85	0.599	0.8177	0.0518	2.304	0.0446	0.0266
86	0.278	0.722	0.0001	2.0529	0.0001	0.0158

87	1.1074	0.3752	0.054	3.1942	0.0001	0.0032
88	0.5595	1.2376	0.0005	2.3138	0.1686	0.048
89	0.5256	0.3631	0.0098	1.7427	0.0001	0.0115
90	0.4997	0.486	0.0018	2.3617	0.0033	0.0441
91	1.1148	1.081	0.0961	3.1084	0.0288	0.0096
92	0.7776	0.736	0.0429	3.0318	0.0053	0.0069
93	0.9636	0.1662	0.0001	2.6366	0.0028	0.0125
94	0.8134	0.6327	0.0001	3.7694	0.0001	0.0191
95	1.664	2.1145	0.0303	3.0812	0.8287	0.0561
96	1.1821	0.5887	0.0001	3.1077	0.0785	0.004
97	1.4606	0.0147	0.0001	3.4954	0.052	0.009
98	0.8382	0.7222	0.0017	5.0713	0.0212	0.0196
99	0.564	0.6881	0.5286	0.0039	0.0071	0.014
100	0.5453	0.1414	0.0307	0.9042	0.0191	0.0033
101						
102	0.3592	0.2395	0.0094	1.1234	0.0006	0.0038
103	0.5115	0.0512	0.1811	0.1321	0.0065	0.0041
104	0.5915	0.5623	0.0768	0.8694	0.0072	0.005
105	0.4066	0.002	0.0001	0.7655	0.0011	0.0039
106	0.1898	0.6357	0.4698	0.9237	0.2981	0.9987
107	0.7679	0.3859	0.0773	0.5207	0.0563	0.0045
108	0.3381	0.1966	0.05	0.8373	0.0022	0.0049
109	0.1275	2.8597	0.0213	0.8662	0.1401	1.4997
110	0.5681	0.533	0.0003	0.8477	0.009	0.0152
111	0.7617	0.4291	0.2681	0.0134	0.0141	0.0057
112	0.5131	0.0525	0.1437	0.336	0.0317	0.0062
113	0.4129	0.6196	0.0261	1.4199	0.0593	0.0091
114	0.3609	0.6058	0.0744	2.8314	0.0378	0.0778
115	0.4161	1.8488	0.7281	2.4881	0.306	0.172
116	0.7718	0.3622	0.1283	0.054	0.1267	0.0056
117	0.307	1.2404	0.7719	2.6869	0.0001	0.1403
118	0.988	0.049	0.0002	2.6529	0.0001	0.0067
119	1.7253	0.1221	0.2933	2.4363	0.1811	0.007
120	1.0714	0.3611	0.0021	3.2803	0.0001	0.0038
121	0.7984	0.2157	0.0033	2.6369	0.0005	0.0075
122	0.512	0.3647	0.0001	2.0408	0.0001	0.0116
123	1.3193	0.512	0.0001	3.1688	0.0385	0.0027
124	1.309	0.3889	0.0001	2.6442	0.008	0.0042
125	0.6448	0.4528	0.0001	2.919	0.0001	0.0086
126	0.551	0.4048	0.0001	2.2116	0.0001	0.0132
127	1.5471	0.5415	0.0319	3.0201	0.0372	0.0032
128	0.6612	0.3401	0.0001	2.9226	0.0001	0.0075
129	0.639	0.4452	0.0001	2.2075	0.0001	0.0142
130	0.7501	0.5092	0.0001	2.0759	0.0001	0.0278
131	1.9714	0.7436	0.0001	2.7015	0.1007	0.0041
132	1.5319	0.0098	0.0001	2.6907	0.164	0.0082
133	1.2333	0.2417	0.0013	3.6138	0.0004	0.0133
134	0.8648	1.4721	0.0001	4.4766	0.2129	0.0728
135	1.6187	0.0002	0.2509	4.013	0.1502	0.0081

136	0.9188	1.0411	0.2934	3.0827	0.0651	0.9134
137	1.6907	0.0001	0.0069	5.2205	0.03	0.0098
138	0.3445	0.0276	0.0582	3.3355	0.3203	1.0335
139	0.4778	1.4022	0.5942	2.399	0.0033	0.021
140	0.1564	0.9878	0.5653	2.9448	0.0023	0.0834
141	0.4107	0.2838	0.0005	1.3286	0.0286	0.005
142	0.0751	0.4211	0.2295	1.4762	0.0001	0.0665
143	0.7198	0.0923	0.2116	0.0083	0.0333	0.0076
144						
145	0.0001	1.8964	0.0001	3.0818	0.5451	0.1791
146	0.1359	0.7241	0.0818	1.4019	0.0038	0.0239
147	0.9285	0.3579	0.0898	0.606	0.0444	0.0038
148	0.4615	0.0001	0.0002	0.7591	0.0228	0.005
149	0.3714	0.2467	0.0003	1.1113	0.0001	0.0051
150	0.4546	0.5203	0.1096	0.7338	0.0076	0.0271
151	0.7035	0.6276	0.1018	0.9036	0.0491	0.0075
152	0.4546	0.868	0.0019	1.1955	0.3262	0.0261
153	0.4863	0.2266	0.0001	1.7495	0.0003	0.005
154	0.7738	0.0022	0.0001	1.5569	0.0001	0.0064
155	0.9379	0.2492	0.4096	0.0001	0.0642	0.0132
156	0.2449	0.9309	0.3318	2.3578	0.1076	0.0519
157	0.8189	0.0887	0.0001	3.0806	0.0001	0.0054
158	1.073	0.0042	0.0001	1.7803	0.0666	0.0069
159	0.1376	1.3095	0.898	0.0735	0.0025	0.0207
160	0.3943	0.0044	0.132	0.0448	0.0001	0.0047
161	0.327	0.6805	0.0145	0.2433	0.1325	0.0145
162	0.2001	0.0039	0.0324	0.1497	0.0001	0.0033
163	0.399	0.2857	0.3289	0.0001	0.0001	0.0079
164	0.4068	0.2223	0.0898	0.0754	0.0512	0.0046
165	0.6961	0.7604	0.0001	2.9769	0.0001	3
166	0.701	1.6486	0.0051	0.9553	0.0064	2.9999
167	0.4402	0.2009	0.3016	0.0001	0.0001	0.0084
168	0.7046	0.7671	0.0001	2.9836	0.0001	2.9999
169	0.7025	1.628	0.001	1.0993	0.0055	2.9999
170	0.673	1.2625	0.025	0.6527	0.0537	0.2158
171	0.6897	1.993	0.5571	2.0874	0.0342	0.4957
172	0.6963	0.7709	0.0984	2.9899	0.0151	2.9999
173	0.6996	0.7669	0.0001	2.9735	0.0066	2.9999
174	0.1285	0.7606	0.2249	0.5728	0.0263	0.0259
175	0.0935	0.894	0.6929	0.0052	0.0019	0.0435
176	0.7982	0.4828	0.7084	2.8939	0.3998	1.8347
177	0.4252	0.0028	0.1855	0.1581	0.0105	0.0057
178	0.4286	0.4154	0.0369	1.374	0.0312	0.0072
179	0.0979	1.4546	0.9758	0.0001	0.0001	0.0271
180	0.0853	0.6433	0.4419	1.3144	0.0001	0.0237
181	0.0028	1.7595	0.7234	3.1186	0.3606	0.5562
182	4.7069	2.3638	1.3639	1.1024	0.3994	0.3
183	0.2904	0.5486	0.4381	0.0001	0.0001	0.0136
184	0.3193	0.4233	0.1751	0.3764	0.0001	0.0062

185	0.1817	3.4328	0.1471	2.4035	0.7852	0.4678
186	3.9881	3.4546	0.0628	5.3608	0.271	0.3454
187	1.3829	1.1148	0.4064	2.9219	0.0606	0.9872
188	0.7019	0.7642	0.0001	2.9811	0.0015	2.9999
189	0.7002	0.7713	0.0001	2.9726	0.0001	3
190	0.7062	1.335	0.0068	0.9642	0.0073	0.2739
191	0.4986	1.886	0.6342	0.0001	0.2486	0.2273
192	0.001	0.7506	0.001	2.9985	0.001	1.0001
193	0.1757	1.5213	0.9063	0.0256	0.0459	0.1341
194	0.001	0.7506	0.001	2.9985	0.001	1.0001
195	0.3072	0.7754	0.5164	2.145	0.3898	1.9408
196	0.1428	0.9151	0.4257	0.0103	0.141	0.0445
197	0.6399	0.0002	0.0858	0.0001	0.1342	0.0061
198	0.6473	0.0741	0.0001	1.7753	0.0126	0.0049

**ANNEXE 2****RESULTATS DE L'OPTIMISATION GLOBALE POUR LES 160 CONDITIONS  
DE VOL**

Case	Kff	Ki	Kprop	Kfb	Knz	Cout	Gen.	Tim e
1	0.9333	0.8416	0.2776	2.8147	0.0004	0.004718	143	0 28 21
2	0.1665	1.3465	0.2117	4.8041	0.0005	0.024837	185	0 31 59
3	0.3667	0.5504	0.0025	2.2037	0.0004	0.007242	143	0 27 16
4	0.3485	0.4681	0.0061	1.2597	0.0027	0.011702	166	0 31 58
5	0.6330	0.6615	0.0335	3.9325	0.0004	0.004098	128	0 24 51
6	0.3357	0.8633	0.0613	3.6146	0.0005	0.009882	142	0 27 9
7	0.4071	0.5440	0.0025	1.8689	0.0017	0.008462	165	0 31 7
8	0.3470	0.3770	0.0025	1.3643	0.0004	0.011985	171	0 32 55
9	0.8306	0.5243	0.0025	3.3225	0.0039	0.003205	113	0 22 21
10	0.3638	0.5504	0.0111	2.2828	0.0004	0.010192	138	0 26 18
11	0.4931	0.3490	0.0077	1.2434	0.0004	0.011072	117	0 23 41
12	0.5549	0.3770	0.0025	1.5280	0.0004	0.034569	153	0 30 8
13	0.9783	0.4458	0.0025	2.6609	0.0041	0.003086	121	0 23 36
14	0.6731	0.2771	0.0116	2.3110	0.0490	0.006941	199	0 32 6
15	0.5756	0.5504	0.0025	1.9993	0.0004	0.008974	138	0 26 1
16	0.6438	0.4519	0.0035	1.9943	0.0005	0.019364	170	0 31 23
17	0.7974	0.8255	0.1202	4.4083	0.0004	0.005706	110	0 21 54
18	1.0751	0.2608	0.0025	2.2667	0.0048	0.003249	181	0 31 50
19	0.6304	0.5660	0.0025	3.6132	0.0004	0.009069	116	0 23 2
20	0.6685	0.6685	0.0025	4.1976	0.0004	0.019752	180	0 31 31
21	0.6680	0.7886	0.4077	0.1543	0.0004	0.006686	132	0 25 34
22	0.2459	0.8557	0.1721	2.4087	0.0142	0.012164	199	0 32 3
23	0.4767	0.6614	0.0026	0.7083	0.0493	0.009966	178	0 32 38
24	0.0692	1.4783	0.0440	1.6689	0.1620	0.063815	90	0 20 3
25	0.4514	0.6651	0.1670	2.1078	0.0068	0.006156	136	0 25 58
26	0.4195	0.4608	0.0127	1.5392	0.0658	0.005765	199	0 31 37
27	0.3003	0.3192	0.0292	1.0061	0.0162	0.006501	173	0 32 20
28	0.2545	0.6085	0.0029	0.7626	0.0031	0.008063	143	0 28 41
29	0.5735	0.4838	0.1171	1.6765	0.0046	0.004480	133	0 25 36
30	0.3406	0.4630	0.0045	1.0193	0.0399	0.006607	106	0 21 26
31	0.2750	0.5288	0.0115	0.7774	0.0004	0.007696	199	0 32 44
32	0.4487	0.2770	0.0025	1.0107	0.0004	0.018112	116	0 24 6
33	0.4580	0.5341	0.1906	1.5810	0.0018	0.006542	134	0 25 35
34	0.5641	0.4634	0.0025	0.5978	0.2365	0.011009	110	0 21 44
35	0.2938	0.5647	0.0988	1.0937	0.0004	0.009300	110	0 21 43
36	0.2821	1.0532	0.0389	1.4967	0.0268	0.025018	196	0 31 58
37	0.7094	0.5414	0.2776	1.0858	0.0004	0.006043	143	0 27 8
38	0.4069	0.5650	0.2131	1.4283	0.0005	0.007772	196	0 35 17
39	0.4874	0.3774	0.0441	1.8282	0.0163	0.006174	142	0 31 36
40	0.6511	0.7649	0.0025	2.4795	0.0451	0.014550	103	0 23 19
41	1.0239	0.9126	0.3771	3.4449	0.0004	0.005302	166	0 35 47
42	0.3452	0.8711	0.1165	4.6482	0.0004	0.009516	150	0 33 26
43	0.3767	0.5595	0.0073	2.9314	0.0023	0.007700	199	0 36 0
44	0.4081	0.4061	0.0025	1.5943	0.0006	0.011089	198	0 34 7
45	0.8608	0.5504	0.0182	3.7256	0.0046	0.003344	138	0 27 31
46	0.7269	0.3908	0.0025	3.0560	0.0004	0.004273	169	0 32 11
47	0.4046	0.4685	0.0025	2.6479	0.0004	0.008131	141	0 27 46

48	0.4374	0.4061	0.0025	1.6441	0.0043	0.012443	185	0	34	0
49	1.4409	0.4634	0.0025	1.9981	0.0192	0.002870	106	0	21	59
50	0.4701	0.4725	0.0025	2.5575	0.0020	0.008184	196	0	32	43
51	0.3343	0.5288	0.0207	2.2012	0.0032	0.016880	199	0	33	27
52	0.4355	0.5246	0.0230	2.4945	0.0016	0.052776	200	0	33	47
53	1.3730	0.4355	0.0051	2.2671	0.0794	0.003367	124	0	24	43
54	0.7649	0.4736	0.0292	3.0343	0.0268	0.005506	182	0	33	16
55	0.5490	0.6335	0.0048	3.6631	0.0012	0.012323	196	0	32	48
56	0.5855	0.7723	0.0025	4.3283	0.0016	0.026481	192	0	32	47
57	1.8437	0.5647	0.1505	2.1272	0.0192	0.004066	106	0	21	59
58	1.0556	0.4066	0.0067	3.4301	0.0192	0.003344	134	0	26	26
59	1.1364	0.2822	0.0025	4.2989	0.0047	0.007938	140	0	27	3
60	1.4844	0.2151	0.0025	3.6238	0.0192	0.015525	185	0	33	1
61	0.4583	1.2019	0.6124	0.9639	0.0009	0.013709	144	0	28	5
62	0.2367	0.8311	0.1887	2.3463	0.0032	0.012005	199	0	32	56
63	0.3090	0.5814	0.0025	1.3630	0.0867	0.008839	99	0	20	42
64	0.2771	0.3350	0.0304	0.7004	0.0040	0.006137	199	0	34	8
65	0.6870	0.3868	0.1600	0.4061	0.0004	0.004168	110	0	22	18
66	0.6307	0.4053	0.0041	0.7842	0.0787	0.004420	199	0	32	42
67	0.2746	0.3685	0.0736	1.1892	0.0004	0.007212	117	0	23	41
68	0.4048	0.6631	0.0156	0.5441	0.0766	0.024397	195	0	33	49
69	0.6301	0.5288	0.0986	1.0501	0.0787	0.005744	199	0	32	47
70	0.4845	0.8638	0.0025	0.5773	0.2342	0.033264	103	0	21	19
71	0.3728	0.4720	0.0343	0.5440	0.0987	0.014338	142	0	28	5
72	0.4355	0.5288	0.0025	1.1445	0.0004	0.015589	200	0	33	23
73	0.5962	0.4634	0.2540	0.5483	0.0004	0.006074	110	0	22	20
74	0.1665	0.6631	0.3098	1.4079	0.0004	0.018804	196	0	32	23
75	0.4365	0.4685	0.0025	1.3738	0.0990	0.008564	134	0	26	15
76	0.5210	0.4714	0.0025	2.2524	0.0004	0.009639	142	0	27	26
77	0.6537	0.7005	0.3319	0.4992	0.0168	0.009811	192	0	32	31
78	0.6678	0.8183	0.1914	0.4777	0.3989	0.032798	41	0	11	27
79	0.4162	0.7769	0.1292	2.4888	0.0861	0.014322	78	0	16	58
80	0.6806	0.4685	0.0025	3.3453	0.0004	0.008910	134	0	26	15
81	1.6873	1.4097	0.1750	3.0330	0.0867	0.005834	192	0	32	47
82	1.2864	0.4029	0.0025	2.3809	0.0004	0.003743	117	0	23	36
83	0.4605	0.6601	0.0025	3.8879	0.0004	0.009474	169	0	31	57
84	0.5409	0.5658	0.0025	1.9877	0.0159	0.014820	143	0	28	33
85	1.6711	0.6085	0.0918	1.6568	0.0004	0.003671	143	0	27	41
86	0.6629	0.6127	0.0031	4.9282	0.0048	0.006270	172	0	32	16
87	0.5787	0.6651	0.0025	3.1636	0.0195	0.013812	142	0	27	47
88	0.3437	0.4685	0.0027	2.7390	0.0006	0.016482	143	0	33	31
89	0.9438	0.8255	0.0218	5.2960	0.0039	0.004216	113	0	26	20
90	0.7179	0.4091	0.0029	2.7861	0.0327	0.009544	172	0	35	37
91	0.6310	0.4638	0.0034	2.2232	0.0029	0.014949	129	0	29	10
92	0.5909	0.5504	0.0025	2.4070	0.0004	0.032053	138	0	32	51
93	2.1556	0.8161	0.0448	2.1138	0.1064	0.005291	106	0	23	28
94	1.3043	0.3350	0.0025	3.3537	0.0004	0.004042	110	0	22	31
95	0.7557	0.7914	0.0025	4.8088	0.0004	0.016234	190	0	33	20
96	0.6801	0.7607	0.0092	4.8801	0.0004	0.024849	165	0	31	23

97	2.1976	0.9121	0.1274	4.2538	0.0687	0.004645	140	0	27	20
98	2.3411	0.4683	0.0063	2.4214	0.0275	0.003619	196	0	33	2
99	1.3143	0.4822	0.0027	6.7304	0.0027	0.009274	143	0	28	7
100	2.4152	0.3870	0.0025	5.5930	0.0004	0.007864	134	0	26	21
101	0.5988	1.0994	0.5073	1.1285	0.0004	0.013556	110	0	22	31
102	0.2772	0.7233	0.1514	2.5861	0.0192	0.010710	134	0	26	42
103	0.3425	0.3901	0.0029	1.5543	0.0223	0.004996	133	0	26	39
104	0.3406	0.4341	0.0160	0.7083	0.0493	0.010545	178	0	34	1
105	0.5327	0.7622	0.1656	1.0048	0.0161	0.008004	26	0	8	50
106	0.1477	0.7781	0.2533	3.0699	0.0011	0.024509	198	0	32	54
107	0.3832	0.3829	0.0091	1.0562	0.0787	0.007798	198	0	33	15
108	0.3297	0.5288	0.0292	0.8845	0.0490	0.014641	199	0	33	58
109	0.9494	0.5186	0.0027	0.5773	0.1416	0.004367	176	0	32	42
110	0.2930	0.5660	0.0303	1.2946	0.0990	0.012859	144	0	27	47
111	0.4202	0.5203	0.0027	1.0336	0.0682	0.011040	192	0	33	12
112	0.2364	0.9952	0.0035	1.3732	0.0370	0.034978	136	0	27	41
113	0.7724	0.4156	0.1713	0.6608	0.0490	0.005244	199	0	32	28
114	0.6533	0.3944	0.3141	0.5212	0.0207	0.017731	103	0	21	20
115	0.6664	0.2110	0.1000	1.3167	0.0091	0.008549	199	0	32	36
116	0.4108	0.4625	0.0025	2.3687	0.0004	0.008767	110	0	22	24
117	0.9038	0.7723	0.2081	0.1543	0.1300	0.007832	196	0	32	45
118	0.7573	0.5288	0.1221	0.8014	0.0607	0.005832	199	0	32	51
119	0.8762	0.2025	0.0030	2.9464	0.0697	0.006735	137	0	26	56
120	0.7133	0.4643	0.0081	2.6210	0.0787	0.010974	190	0	32	39
121	0.1665	1.3781	0.8688	0.0868	0.0004	0.020934	196	0	32	21
122	0.3048	0.4023	0.1998	0.4914	0.0004	0.006449	199	0	32	59
123	0.0978	0.6279	0.2420	1.0244	0.0004	0.024001	143	0	27	42
124	0.1665	0.7808	0.0292	0.4964	0.1244	0.045188	199	0	34	13
125	0.3063	0.7755	0.3548	0.5246	0.0111	0.010381	113	0	23	4
126	0.2971	0.5246	0.1672	0.5403	0.0517	0.009060	192	0	32	44
127	0.2836	0.4061	0.0473	0.1051	0.0490	0.008253	199	0	32	47
128	0.0294	0.3082	0.2674	0.5440	0.0192	0.051670	142	0	28	16
129	0.2974	0.6084	0.3432	0.5865	0.0012	0.010503	144	0	27	44
130	0.2818	0.4061	0.1107	0.0787	0.0540	0.010716	190	0	32	33
131	0.1695	0.8610	0.1160	0.4229	0.1404	0.071138	198	0	33	19
132	0.2776	0.6527	0.0691	0.5773	0.0010	0.014186	198	0	33	43
133	0.2195	0.9229	0.3406	0.0908	0.2131	0.029523	199	0	32	41
134	0.1213	0.6449	0.3380	0.1447	0.0268	0.021958	187	0	32	17
135	0.1665	0.8557	0.2001	0.1551	0.1313	0.038284	199	0	32	35
136	0.1660	0.4061	0.2316	0.5440	0.0082	0.017599	196	0	35	5
137	0.0796	1.0934	0.6713	0.0847	0.0953	0.050175	198	0	38	35
138	0.0726	0.7896	0.5940	0.0786	0.0004	0.029473	142	0	28	10
139	0.3530	0.5660	0.1670	0.4061	0.1204	0.011491	119	0	23	43
140	0.3330	0.5232	0.1520	1.5710	0.0004	0.009426	133	0	25	35
141	0.1004	1.5206	0.9540	0.0786	0.0055	0.027955	142	0	26	59
142	0.2916	0.4685	0.2369	0.5030	0.0004	0.007661	140	0	26	41
143	0.2358	0.5809	0.0918	0.5773	0.1185	0.013588	66	0	14	54
144	0.3406	0.9297	0.0094	0.5040	0.1292	0.110450	75	0	16	50
145	0.2556	0.6266	0.4250	0.1599	0.0187	0.015481	165	0	30	37

146	0.2644	0.5475	0.1925	0.6119	0.0329	0.009243	143	0	27	0
147	0.2776	0.4861	0.0746	0.2173	0.0490	0.009898	199	0	32	11
148	0.1591	0.7215	0.1604	0.5342	0.0161	0.049341	48	0	12	34
149	0.2931	0.7005	0.3569	0.2430	0.0172	0.015733	192	0	32	5
150	0.3406	0.8664	0.2392	0.3095	0.1292	0.063915	75	0	16	16
151	0.1527	0.9366	0.0922	0.5034	0.1693	0.090560	106	0	21	28
152	0.2305	0.6746	0.1028	0.8466	0.0011	0.022394	133	0	26	27
153	0.1283	0.9831	0.5007	0.0862	0.1300	0.049010	199	0	32	8
154	0.0271	0.7005	0.4634	0.0792	0.0192	0.029176	198	0	32	2
155	0.2193	0.3770	0.2496	0.4828	0.0092	0.010090	183	0	32	12
156	3.2482	1.9791	0.8611	5.4289	0.2237	0.385507	104	0	20	57
157	0.2750	1.8429	0.6690	0.0812	0.3196	0.159248	166	0	30	56
158	0.1230	0.9785	0.4908	0.0792	0.1147	0.041495	199	0	32	12
159	0.2662	0.5370	0.3073	0.9448	0.0268	0.013158	182	0	31	53
160	0.3364	0.5504	0.1514	2.4451	0.0008	0.012264	143	0	27	12

---

## BIBLIOGRAPHIE

D.Mclean. (1990), *Automatic flight control systems. New Jersey : Prentice Hall.*

D.Goldberg,(1985).Genetic Algorithms and Rules learning in dynamic system control.

J.Holland ,(1992). Adaptation in natural and Artificial system. M.I.T Press.

I. Rechenberg.(1994). Evolution Strategy , in Zuarda et.al.pp.147-159 .

J.Boiffier.(1995).*The dynamics of flight : the equations .*

J.Blacklock(1991).*Automatic Control of Aircraft and Missiles.*

G.Di. and W.Rugh.IEEE (1992). *conference on decision and control Approach to gain scheduling in fast variables.*

S.Kramer et R.Martin.(1994). *Direct optimization of gain Scheduled controllers via genetic Algorithms thesis Air Force Institute of Technology.*

B.Porter and D.Hicks. (1994), *Performance Measures in the design of digital model following flight control systems , Proceeding of IEEE National Aerospace and electronics conference.*

J. Markerink. S.Bennani. (1995). *Design of a Robust. Scheduled Controller for the HIRM, using mu-synthesis. University of Technology.*

J.O'shea.Dynamique du vol et autopilotage. *École polytechnique de Montréal Notes de cours ELE 6208.*

S.Garcia, S. Maarouf and O. Akrif (2001), *Genetic Algorithms for the Optimization of Gains of a Civil Aircraft Control System. Proceedings of the IASTED International Conference. Cancun, Mexico, May 21 to 24, 2001. M.H. Hamza (Editor)*

Rapport N 1 de Bombardier Aéronautique (1999) *École de technologie supérieure Montréal.*

M.Abdoune. (1999) *.Projet de maîtrise . Ecole de technologie Supérieure Montréal.*

D. Fogel.(1994). *Evolutionary Computation. Toward a new Philosophy of machine.*

J. Koza.(1992), *Genetic Programming. MIT PRESS.*

J. Shaffer.(1985). *Multiple objective optimization with vector evaluated genetic algorithms. Proceedings of an International Conference on Genetic Algorithm.*