

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR

ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE MÉMOIRE

UNIVERSITÉ SAAD DAHLEB DE BLIDA 1

Institut d'Aéronautique et des études spatiales

THESE DE MAGISTER

Spécialité : Aéronautique

COMMANDES ADAPTATIVES A TOLERANCE DE PANNES

Application sur la commande de vol de l'avion B747-200

Par

GOURI Sidahmed

La soutenance aura lieu à l'université de SAAD DAHLEB BLIDA 1 au niveau de la salle
de conférence de l'institut d'aéronautique et des études spatiales

Lundi 03 Octobre 2016 à 11h 00

Devant le jury composé de :

GUESSOUM A. Président, Professeur, Université Blida1

BENCHOUBANE H Rapporteur, MCA, Université Blida1

SALHI M. Examineur, Professeur, Université Blida1

HAMADOUCHE. M. Examineur MCA, Université de Boumerdès

ABSTRACT

How to achieve high performance and reliability against various unforeseen events, uncertainties and other changes in plant dynamics has been a very challenging issue for control system design in recent years. Reconfigurable flight controls aim to guarantee greater survivability in all the cases in which the systems to be controlled may be poorly modelled or the parameters of the systems may be subjected to large variations with respect to the operating environment. A suitable approach to the problem of flight control reconfiguration consists in redesigning its own structure and/or re-computing control gains in the case of unexpected events or large model and environmental uncertainties. A number of different approaches have been proposed and developed in the past years. In this work a Direct Adaptive Model Following (DAMF) algorithm has been used for reconfiguration purposes. It is possible to find in literature a great amount of proposed techniques to. The **direct adaptive method** based on **Lyapunov** theory described in (**KI-SEOK KIM, KEUM-JIN, AND YUDAN KIM, 2003**) has very attractive features both in terms of effectiveness and implementation and it has been used to develop the fault-tolerant scheme described in this work.

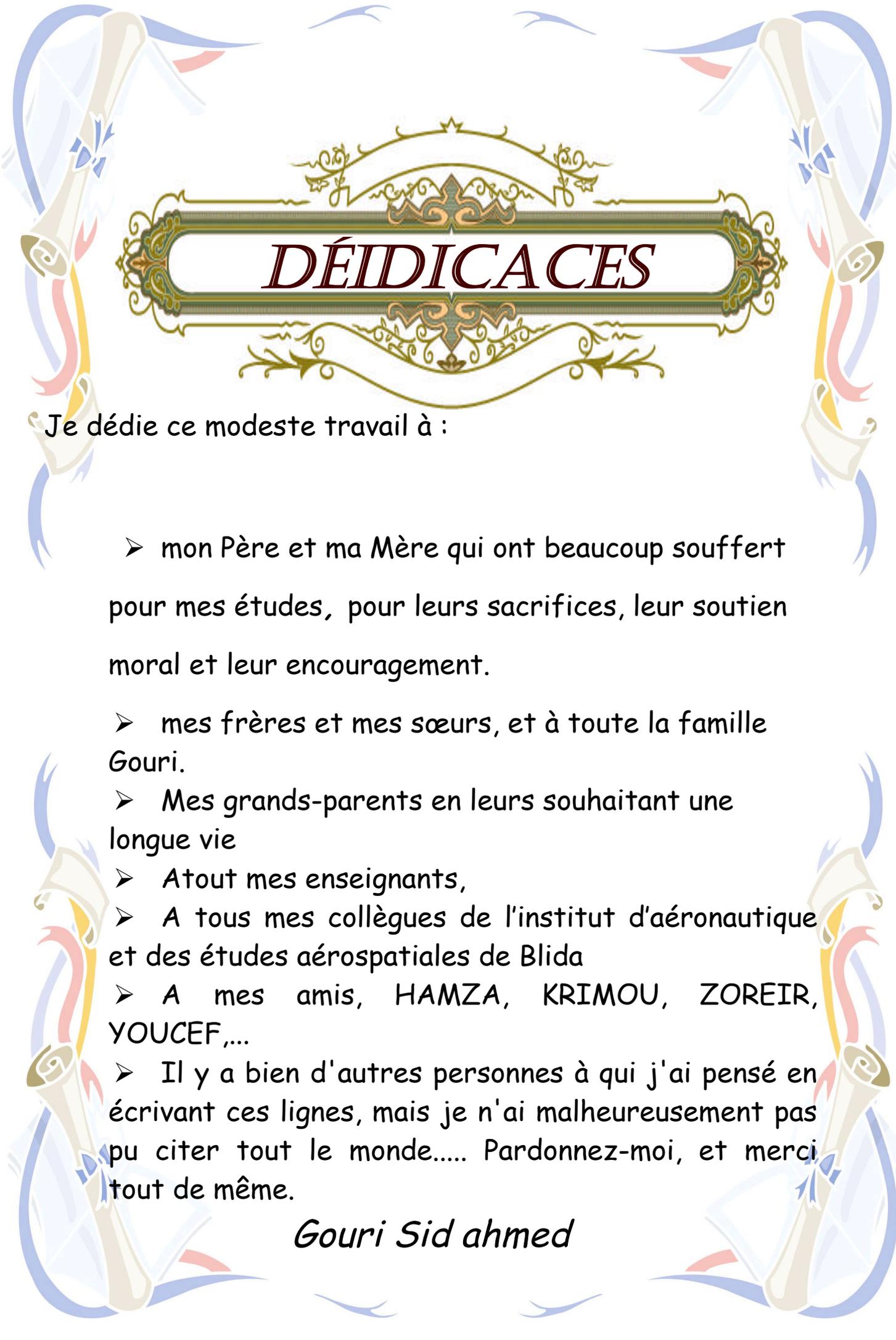
RESUME

Comment atteindre la haute performance et la fiabilité contre les divers événements imprévus, les incertitudes et d'autres changements dans la dynamique des systèmes a été une question très difficile pour la conception des systèmes de commande ces dernières années. Les commandes reconfigurables de vol visent à garantir une plus grande capacité de survie dans tous les cas dans lesquels les systèmes commandés peuvent être mal modélisé ou les paramètres des systèmes peuvent être soumis à de grandes variations par rapport à l'environnement d'exploitation. Une approche appropriée au problème de commande reconfigurable de vol consiste à rétablir sa propre structure et/ou recalculer les gains de contrôle dans le cas d'événements inattendus ou grandes incertitudes du modèle et de l'environnement. Un certain nombre d'approches différentes ont été proposées et développées dans les dernières années. Dans ce travail, un algorithme à modèle de référence à adaptation directe (DAMF) a été utilisé aux fins de reconfiguration. Il est possible de trouver dans la littérature une grande quantité de techniques proposées. La **méthode adaptative directe** basée sur la théorie de **LYAPUNOV** décrite dans (**KI-SEOK KIM, KEUM-JIN, and YUDAN**

KIM, 2003) a des caractéristiques très attractifs aussi bien en termes d'efficacité que de mise en œuvre et elle a été utilisée pour développer le système à tolérance de pannes décrit dans ce travail.

ملخص

كيفية تحقيق الأداء العالي والموثوقية لمناهضة مختلف الأحداث غير المتوقعة، عدم اليقين وتغيرات أخرج غير متوقعة في ديناميكيات النظام ظل مسألة صعبة للغاية لتصميم نظام التحكم في السنوات الأخيرة. وتهدف أنظمة التحكم إعادة تشكيل الرحلة لضمان أكبر للبقاء على قيد الحياة في جميع الحالات التي قد تكون فيها الأنظمة المتحكم فيها سيئة التصميم أو خصوصيات النظام معرضة لتغيرات كبيرة بالنسبة لمحيط الاستغلال. طريقة متناسبة مع أنظمة التحكم إعادة تشكيل الرحلة تقتضي إعادة تشكيل البنية الخاصة بها أو إعادة حساب ثوابت التحكم في حالة الحوادث غير المتوقعة أو عدم اليقين في النظام أو المحيط. تم اقتراح وتطوير عدد من الطرق المختلفة في السنوات الأخيرة. في هذا العمل تم استعمال لوغاريتم بنظام مرجعي مباشر بهدف إعادة التشكيل. بالإمكان إيجاد في المؤلفات كمية كبيرة من الطرق المقترحة. الطريقة المباشرة المرتكزة على النظرية المباشرة لليابونوف في (كي-سيوك كيم. كيوم جين. ويودان كيم 2003) لها خصائص جد جذابة سواء من ناحية الفعالية أو سهولة الإنجاز.

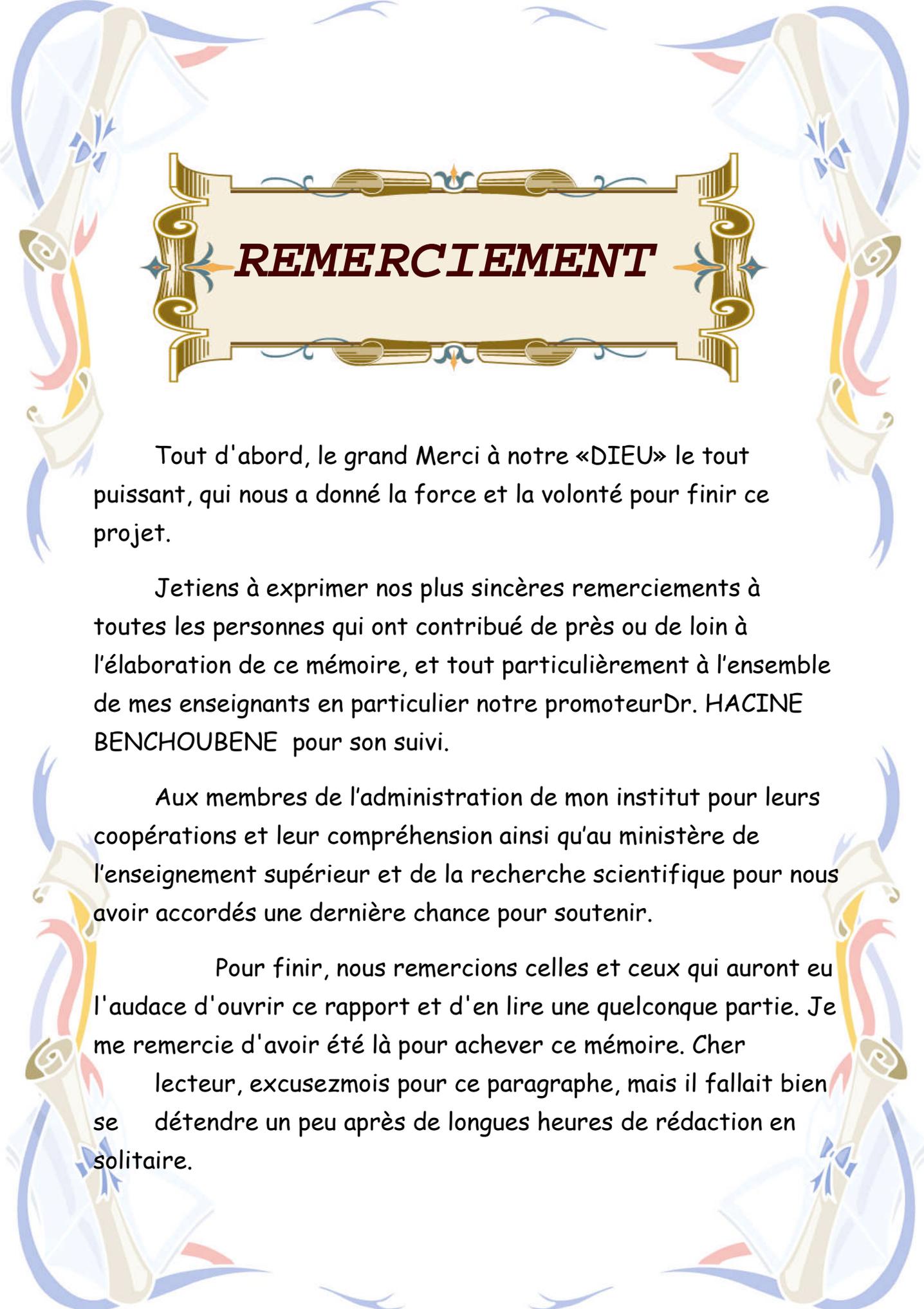


DÉIDICACES

Je dédie ce modeste travail à :

- mon Père et ma Mère qui ont beaucoup souffert pour mes études, pour leurs sacrifices, leur soutien moral et leur encouragement.
- mes frères et mes sœurs, et à toute la famille Gouri.
- Mes grands-parents en leurs souhaitant une longue vie
- Atout mes enseignants,
- A tous mes collègues de l'institut d'aéronautique et des études aérospatiales de Blida
- A mes amis, HAMZA, KRIMOU, ZOREIR, YUCEF,...
- Il y a bien d'autres personnes à qui j'ai pensé en écrivant ces lignes, mais je n'ai malheureusement pas pu citer tout le monde..... Pardonnez-moi, et merci tout de même.

Gouri Sid ahmed



REMERCIEMENT

Tout d'abord, le grand Merci à notre «DIEU» le tout puissant, qui nous a donné la force et la volonté pour finir ce projet.

Jetiens à exprimer nos plus sincères remerciements à toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire, et tout particulièrement à l'ensemble de mes enseignants en particulier notre promoteur Dr. HACINE BENCHOUBENE pour son suivi.

Aux membres de l'administration de mon institut pour leurs coopérations et leur compréhension ainsi qu'au ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique pour nous avoir accordés une dernière chance pour soutenir.

Pour finir, nous remercions celles et ceux qui auront eu l'audace d'ouvrir ce rapport et d'en lire une quelconque partie. Je me remercie d'avoir été là pour achever ce mémoire. Cher lecteur, excusez-moi pour ce paragraphe, mais il fallait bien se détendre un peu après de longues heures de rédaction en solitaire.

TABLE DES MATIERES

LISTE DES FIGURES	8
LISTE DES TABLEAUX	10
INTRODUCTION	13
CHAPITRE 1 : LA COMMANDE ADAPTATIVE	20
1. 1.Introduction	20
1. 2.Méthodes d'analyse de la stabilité des systèmes	20
1.2.1. Définitions	21
1. 2.2. Méthodes d'analyse	23
1.2.2.1. Première méthode de Lyapunov.....	23
1.2.2.2. Deuxième méthode de Lyapunov	24
1.2.3. Application à l'analyse.....	27
1. 3.Commande des systèmes non linéaires par linéarisation	27
1.3.1.Linéarisation locale.....	28
1.3.2.Linéarisation exacte	29
1.3.3.Limitations de la linéarisation.....	30
1. 4.La commande adaptative par Lyapunov	31
1.4.1. Commande adaptative par modèle de référence	33
1.4.2. Principe de l'équivalence certaine	33
1.4.3. Commande adaptative basée sur Lyapunov.....	34
1. 5.Conclusion	35
CHAPITRE 2 : COMMANDE A TOLERANCE DE PANNES	38
2. 1.Introduction :	38
2. 2. Notions sur les Systèmes à tolérance de pannes	38
2.2.1.Anomalie.....	38
2.2.2.Défaillance	40
2.2.3.Classification des anomalies.....	40
2.2.4.Système de commande à tolérance de pannes	43
2.2.5.Traitement des anomalies et défaillances dans la pratique	46
2.2.6.Défis de conception des systèmes de contrôle reconfigurables.....	46
2.2.7.Principaux composants dans un système FTC	48
2. 3. Etat de l'art dans le contrôle de vol à tolérance de pannes	52
2.3.1.Classification du contrôle reconfigurable	52
2.3.2.Contrôle de modèle multiple.....	53
2.3.3.Allocation de commande (CA)	54

2.3.4.Linéarisations Adaptatives à feed-back par Réseau de Neurones Artificiel	56
2.3.5.Mode Control glissant (SMC)	56
2.3.6.Assignement de la structure propre (EA)	57
2.3.7.Commande adaptative à modèle de référence (MRAC)	57
2.3.8.Commande prédictive	60
2.3.9.Poursuite du modèle.....	62
2.3.10.Commande adaptative.....	62
2. 4. Comparaison des méthodes de commande de vol à tolérance de panne	63
2. 5. Conclusion :	65
CHAPITRE3 : APPLICATION DE LA COMMANDE ADAPTATIVE AU CONTROLE DE VOL A TOLERANCE DE PANNES	67
3.1. Introduction	67
3.2. Système de contrôle de vol à tolérance de pannes	67
3.2.1. Commande Adaptative à modèle de référence	68
3.2.2. Architecture du SCAS	72
3.2.3. Limitations et solutions pratiques	74
3.3. Conclusion	76
CHAPITRE 4 : CONCEPTION DE LA COMMANDE A L'AIDE DE MATLAB ET SIMULINK	78
4.1. Introduction	78
4.2. Modèles Simulink dans le système en boucle fermée	79
4.2.1. Enveloppe de fonctionnement pour la simulation d'aéronefs en boucle fermée	80
4.2.2. Modèle de l'avion :	81
4.2.3. Modèle de Contrôleur	85
4.2.4. Modèle de l'actuateur.....	90
4.2.5. Modèle de capteur.....	92
4.2.6. Générateur de signal référence.....	93
4.3. Implémentation du module SCAS	96
4.4. Conclusion	97
CHAPITRE 5 : COMMANDE DE VOL ADAPTATIVE A TOLERANCE DE PANNE D'UN GRAND AVION DE TRANSPORT	99
5.1. Introduction	99
5.2. Architecture du programme.....	99
5.3. Utilisation de l'interface AFTFC_B747	100
5.2.1.Menu principal.....	100
5.2.2.Simulation en boucle ouverte.....	102

5.2.3.Simulation en boucle fermée.....	102
5.2.4.Linéarisation de l'aéronef	102
5.2.5.Compensation de l'aéronef	103
5.2.6.Tracé des résultats de simulation	104
5.4. Spécification des Scénarios de panne.....	105
5.4.1. Scénario de vol.....	105
5.4.2. Les cas et les modes de défaillance	108
5.5. Validation numérique par logiciel	112
5.5.1. Rudder runaway : Gouverne de direction hors contrôle.....	113
5.5.2. Loss of vertical tail : Perte de empennage vertical.....	113
5.5.3. Stuck Elevators : Perte de controle des elevateurs	117
5.5.4. Stabilizer runaway : Perte de contrôle du stabilisateur.....	117
5.5.5. Manœuvre d'urgence dans le cas scénario de panne du vol EL AL 1862.....	117
5.6. Conclusion	118
CONCLUSION	123
APPENDICES	127
BIBLIOGRAPHIE:	138

LISTE DES FIGURES

Figure.1.1: Contours à énergie constante dans le plan de phase.....	25
Figure.1.2 : Stabilité par la fonction de Lyapunov.....	26
Figure.1.3 : Schéma de la commande adaptative indirecte.....	32
Figure.1.4 : Schéma de la commande adaptative directe.....	33
Figure.1.5 : Commande par Modèle de Référence.....	33
Figure.1.6 : Commande adaptative basée sur Lyapunov.....	35
Figure.2.1 : plusieurs types de défaillances d'un actuateur : (a) flottant autour de l'équilibre ; (b) verrouillé en place ; (c) sur plus ; et (d) perte d'efficacité (anomalie d'actuateur survenant après t_F).....	39
Figure.2.2 : plusieurs types de défaillances d'un capteur : (a) un biais de capteur ; (b) perte de précision ou erreur de calibration ; (c) dérive du capteur ; et (d) perte d'efficacité (survenant après t_F).....	39
Figure.2.3 : Classement des anomalies selon leur emplacement: anomalies de capteurs, actuateurs et de composants.....	42
Figure.2.4 : Selon leur représentation, les anomalies sont divisés en additifs et multiplicatifs.....	42
Figure.2.5 : En ce qui concerne leurs caractéristiques temporelles, les anomalies peuvent être brusques, émergents et intermittents.....	43
Figure.2.6 : Classification des systèmes de commande à tolérance de pannes.....	44
Figure.2.7. Schéma des systèmes de commande à tolérance de pannes actifs.....	45
Figure.2.8.principales composantes d'un système actif FTC.....	49
Figure.2.9.Classification des approches de contrôle reconfigurable de vol	53
Figure.2.10 : Schéma de Contrôle d'Allocation.....	55
Figure 3.1 Le schéma de la conception actuelle d'un FCS à tolérance de panne.....	68
Figure. 3.2 : architecture SCAS.....	72
Figure. 3.3. Architecture interne de chaque module SCAS.....	73
Figure.4.1 : Exemple d'implémentation des modèles de perturbations et pondérations de performance pour le modèle de l'actuateur dans l'enveloppe d'exploitation SIMULINK.....	81
Figure.4.2 : S-fonction SIMULINK du modèle général d'aéronef.....	83
Figure.4.3. Exemples de structures internes du contrôleur.....	87
Figure.4.4 : S-fonction SIMULINK d'un modèle de contrôleur de vol.....	89
Fig.4.5. Exemple d'une S-fonction simulik pour un modèle d'actuateur.....	91

Fig.4.6.Exemple d'une S-fonction simulik pour un générateur de signal de référence...	95
Figure 5.1 : L'architecture du programme de simulation AFTFC_B747.....	100
Figure.5.2 : Interface utilisateur du programme AFTFC_B747.....	101
Figure.5.3 : scénario de vol pour la qualification des systèmes de contrôle de vol à tolérance de pannes pour atterrir en toute sécurité d'un grand avion de transport endommagé.....	106
Figure.5.4 : Scénario de défaillance des surfaces de commande.....	108
Figure.5.5 Scénario de défaillance du vol EL AL 1862.....	109
Figure 5.6 : Virage à droite et interception du Localizer avec Rudderrunaway.....	115
Figure 5.7 : Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'un Virage à droite et interception du Localizer avec Rudderrunaway.....	115
Figure.5.10 : Virage à droite et interception du Localizer avec perte de l'empennage vertical.....	117
Figure.5.11. Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'un Virage à droite et interception du Localizer avec perte de l'empennage vertical.....	117
Figure.5.12 : interception du faisceau Glide slope avec élévateur bloqué.....	120
Figure.5.13. Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'interception du faisceau Glide slope avec elevateur bloqué.....	120
Figure.5.14 : Interception du faisceau Glide slope avec perte du contrôle du stabilisateur.....	121
Figure.5.15 : Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'interception du faisceau Glide slope avec avec perte du contrôle du stabilisateur.....	121
Figure.5.16: Manœuvre d'urgence dans le cas scénario de panne du vol el al 1862..	122
Figure.5.17. Réponse du Pilote automatique classique avec Manœuvre d'urgence dans le cas scénario de panne du vol EL AL 1862.....	122

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2.1.Comparaison des méthodes de contrôle reconfigurable.....	64
Tableau 4.1 : Paramètres du module SCAS.....	96
Tableau 5.1. Phases du scénario de test	104
Tableau 5.2. Cas d'anomalie standard et l'effet sur les qualités de pilotage de l'aéronef.....	109
Tableaux B1 : B747-100 / 200 limites de fonctionnement des surfaces de commande de vol (signe positif : déviation de surface vers le bas / panneau spoiler vers le haut)...	129
Tableau B2 : Les états de l'aéronef	129
Tableau B3 : Les dérivées d'états de l'aéronef	130
Tableau B4 : paramètres de l'air.....	130
Tableau B5 : Paramètres de l'accélération.....	132
Tableau B6 : paramètres liées à la trajectoire de vol.....	132
Tableau B7 : termes liées à l'énergie	133
Tableau B8 : Les forces et les moments aérodynamiques.....	133
Tableau B9 : Forces et moments dus à la turbulence.....	133
Tableau B11: coefficients aérodynamiques de Force et de moment.....	134
Tableau B12: Surfaces de commande.....	135
Tableau B13 : Entrées de la commande du pilote (modèle en boucle ouverte B747)..	136
Tableau B14 : Système d'atterrissage aux instruments (ILS) paramètres (bloc de capteurs Stanadrds)	136

Introduction

INTRODUCTION

Le monde qui nous entoure est plein de systèmes complexes ; les voitures, les systèmes de contrôle du trafic aérien, les systèmes de gestion de l'énergie, les systèmes de procédés industriels, et les réseaux électriques ne sont que quelques exemples. Beaucoup de ces systèmes sont critique, où les perturbations (soit par intention ou par accident) pourraient avoir des conséquences désastreuses.

Pour éviter des dommages physiques et économiques causés par ces incidents, il est impératif de concevoir des systèmes pour résister à des événements inattendus. Beaucoup de travail a été fait au cours des dernières décennies sur les mécanismes d'obtention de la tolérance aux pannes dans différents types de systèmes. Elles vont des schémas de simple concept à redondance modulaire à des techniques de diagnostic de pannes basées sur des modèles plus avancés. La nécessité d'une théorie rigoureuse de sécurité dans les systèmes de contrôle n'a été que récemment reconnue comme un domaine de recherche fertile et important.

La commande des systèmes constitue l'un des domaines les plus riches en termes d'algorithmes, d'outils d'analyse et de techniques de conception. Toutefois, toutes ces techniques sont basées sur la connaissance des paramètres du système à contrôler. Du degré de validité de cette hypothèse, dépend la qualité du comportement du système compensé obtenu. Si les paramètres du procédé sont connus avec exactitude, un contrôleur bien conçu donne, en général, de bons résultats. En présence d'incertitudes ou de paramètres inconnus, rien ne garantit un fonctionnement qui respecte les spécifications.

Le problème de la commande des systèmes sujets à de faibles incertitudes, peut être traité dans le cadre de la commande robuste. En présence de fortes perturbations, incertitudes du modèle ou paramètres à forte variation dans le temps, les structures autorégulatrices présentent, souvent, un meilleur choix. Ces structures, communément connues sous le nom de "**commande adaptative**" connaissent un grand succès depuis plusieurs années. L'intérêt croissant, porté à cette approche, s'explique, surtout, par sa large applicabilité (procédés industriels, armement, robotique, instrumentation biomédicale, ...). Cette propriété est attribuable à l'omniprésence des incertitudes, inhérentes à tout système physique, d'une part et les niveaux de fiabilité et/ou de performance, de plus en plus élevés, exigés des

systèmes commandés, d'autre part. Ces différents facteurs ne cessent de gagner de l'importance avec la complexité croissante des systèmes

Des dispositifs technologiques modernes reposent sur des systèmes de contrôle sophistiqués pour répondre à l'augmentation des exigences de performance pour de tels systèmes, les conséquences des pannes dans les composants du système peuvent être catastrophiques. La fiabilité de ces systèmes peut être augmentée en veillant à ce que les défauts ne se produira pas, mais cet objectif est irréaliste et souvent inaccessible en raison des défauts pouvant se produire non seulement en raison de vieillissement des composants et à l'usure, mais aussi des erreurs humaines dans le cadre de l'installation et de la maintenance. Il est donc nécessaire de concevoir des systèmes de contrôle qui sont capables de tolérer des défaillances possibles dans de tels systèmes pour améliorer la fiabilité et la disponibilité. Ce type de systèmes de contrôle est souvent connu sous le nom de "**systèmes de contrôle avec tolérance de pannes (FTCS : Fault Tolerant Flight Control)**".

Le problème pratique dans le contrôle est que, une fois des actionneurs de l'aéronef s'arrêtent, ou l'avion subit des dommages structurels changeant ainsi ses caractéristiques de vol, les performances de vol se détériorent et l'action immédiate pour la survie dans l'air est nécessaire. Identifier le statut de vol de l'avion et la reconfiguration du système de contrôle pour maintenir la performance dans l'air ne sont que deux des mesures qui peuvent être nécessaires.

Jusqu'à maintenant, les pannes ou les dommages à bord des avions ont été accommodés par la conception matérielle à l'aide d'une double, triple ou même quadri redondance des composants critiques. Cependant, l'approche de la recherche présentée dans ce travail est de se concentrer sur de nouvelles méthodes de conception de lois de commande pour anticiper des pannes et/ou dommages imprévus qui changent considérablement la configuration de l'avion. Ces méthodes tiennent compte d'une combinaison unique de robustesse, la reconfiguration (en temps réel) et l'adaptation des lois de commande.

Réalisations antérieures dans ce domaine, Source [18]

Motivé par plusieurs accidents d'avions à la fin des années 1970, y compris le crash du vol 191 DC-10 d'American Airlines à Chicago en 1979, la recherche sur la commande de vol reconfigurable à tolérance de pannes (RFTFC) a été lancée pour accommoder aux pannes en vol et améliorer la sécurité et la fiabilité de l'avionique de bord et les équipements des systèmes de commande de vol. Le contrôle reconfigurable vise à utiliser tous les actionneurs de

commande demeurant sur l'aéronef (surfaces de contrôle et moteurs) après une défaillance mécanique ou structurelle imprévue, pour récupérer la performance du système d'origine par la reconfiguration automatique du système de commande de vol afin qu'il ressemble à la conception de l'aéronef sans pannes. Le premier objectif de la reconfiguration est de garantir la stabilité du système tandis que les performances d'origine sont reconstituées autant que possible. En raison des limitations du mode de contrôle d'allocation, provoquées par des limites par exemple, la position de l'actionneur et le taux, la performance du système de l'avion sans défaillance ne peut pas être pleinement atteinte. Dans ce cas, l'avion en panne serait piloté en mode dégradé, mais avec des qualités de manipulation suffisamment acceptables pour une récupération réussie. Des systèmes de commande de vol Reconfigurable ont été testés avec succès en vol [19], [20], [21] et évalués dans des simulations [19], mais jusqu'à ce jour, aucun RFTFC a été certifié ou appliqué dans les avions commerciaux et militaires.

Les approches passives de conception sont des techniques de contrôle robuste pouvant gérer les incertitudes des modèles, les changements des conditions de vol et plusieurs types d'anomalies et défaillances sans informations en ligne sur celles-ci, à l'intérieur de la région de la bande robuste. Les défaillances imprévues qui se produisent en dehors de la région de stabilité du contrôleur robuste peuvent entraîner une instabilité catastrophique du système ou une dégradation des performances. Pour l'atténuation des défaillances mécaniques ou structurelles qui se produisent en dehors de la région de stabilité du contrôleur robuste, l'utilisation du contrôle reconfigurable actif devient nécessaire. Les modules de détection et isolement des anomalies (FDI) sont nécessaires pour fournir des informations en ligne sur les défauts pour la reconfiguration de la commande. L'accommodation active d'anomalie peut alors être effectuée sur la base des scénarios de défaut prédéterminés hors ligne (préalablement), la commutation de la loi de commande, ou par des moyens de mise en ligne et de restructuration en temps réel de la loi de commande (changements d'architecture) ou par reconfiguration (re-calcul des paramètres).

Programme du système de commande de vol auto-réparé (SRFCS)

Les premiers essais en vol des systèmes de commande de vol reconfigurable à tolérance de pannes ont été effectués durant le programme du système de commande de vol auto-réparé (SRFCS : Self-Repairing Flight Control System), parrainé par le Centre de recherche et développement Wright des forces armées des États-Unis en 1984. En utilisant un ensemble prédéterminé par catégorie des modes de défaillance, les états du système ont été estimés, sur la base d'une liste de défaillance connue, pour déterminer le composant défectueux. Les

erreurs résiduelles ont été générées par comparaison avec un modèle nominal pour isoler les défaillances et estimer les dérivés de contrôle de la surface défaillante endommagée pour une utilisation dans un système de répartition de commande. La probabilité des cas de défaillance prédéfinis a été estimée et utilisée pour déterminer la moyenne pondérée pour les entrées de commande. La limitation de cette méthode est que les erreurs de modélisation peuvent être interprétées comme une défaillance alors que les seules défaillances qui peuvent être identifiées «correctement» sont celles qui tombent dans la liste des anomalies prédéterminée. Le SRFCS était testé en vol avec succès par la NASA en 1989 et 1990 sur un avion F-15 au centre de recherche de vol Dryden. Une reconfiguration de contrôle en temps réel a été démontrée pour les cas d'anomalies qui comprenaient la perte de surfaces de contrôle en raison de dommages de combat.

MD-11 aéronef à propulsion contrôlée (PCA)

Suite à l'incident Sioux City en 1989, le projet SRFCS a été suivi par un programme au centre de recherche de vol Dryden de la NASA dans aéronef à propulsion contrôlée(PCA). Le système vise à fournir une capacité d'atterrissage en toute sécurité qu'en utilisant l'augmentation de la poussée du moteur pour le contrôle de vol. Tout au long des années 1990, le système a été testé avec succès sur plusieurs appareils, y compris à la fois commerciale et militaire, mais l'acceptation de la technologie PCA dans le domaine commercial et militaire n'a pas encore été atteinte.

Programme du Système de Contrôle Intelligent de vol de la NASA (IFCS) F-15

En 1992, le programme de recherche de contrôle intelligent de vol (IFCS) a été créé pour explorer les possibilités d'utiliser la technologie de commande adaptative de vol pour accommoder aux défaillances imprévues à travers les réseaux de neurone. Dans le programme de recherche du système de contrôle intelligent de vol (IFCS) F-15 1999- 2004, sponsorisé par la NASA Dryden, des réseaux de neurones préformés ont été testés en vol sur le banc d'essai de la NASA IFCS F-15. Les réseaux de neurones préformés fournissent des estimations des caractéristiques de stabilité et de contrôle pour l'inversion du modèle. Les réseaux de neurones en ligne offrent une indemnisation en ligne des erreurs dans les estimations et l'inversion du modèle. En outre, les réseaux de neurones adaptatifs compensent les changements dans la dynamique de l'avion causés par des pannes ou des dommages. Des études de simulation pilotées ont été effectuées dans le projet INFPCS de la NASA (Integrated Neural Flight and Propulsion Control Systems) dans lequel les architectures

neurones de commande de vol sont combinées avec la technologie PCA. L'évaluation a démontré avec succès les avantages de la commande adaptative intelligente. Les évaluations subséquentes sont prévues pour valider davantage les technologies de l'IFCS dans un banc d'essai C-17. La technologie basée sur le réseau neuronal adaptatif a encore été examinée dans le contrôle reconfigurable pour le programme l'aéronef Tailless ; dans lequel les méthodes de conception de contrôle reconfigurables ont été appliquées à un avion sans queue. Dans le projet AMASF (Active Management of Aircraft System Failures), dans le cadre du programme de la sécurité aérienne de la NASA, plusieurs questions dans le domaine de la technologie FTFC ont été abordées. Celles-ci comprennent la détection et l'identification des défaillances et le givrage, les stratégies de repérage du pilote pour faire face aux défaillances et givrage, et des stratégies de reconfiguration de contrôle pour prévenir des conditions de vol extrêmes suite à une panne de l'aéronef. Dans ce contexte, une simulation pilotée a été réalisée au début de 2005 d'un système de contrôle CUPRSys (Control Upset Prevention and Recovery System). Malgré quelques limitations, CUPRSys fournit des capacités prometteuses de détection, isolement de défaillance et reconfiguration.

L'objectif de ce travail est de démontrer la capacité et la viabilité des méthodes moderne de la détection d'anomalies, l'isolement et la reconfiguration lorsqu'il est appliqué à un problème de conception réel et d'évaluer leur contribution à la sécurité des vols. La recherche vise à intégrer davantage la méthode adaptative à modèle de référence avec la technique adaptative de tolérance aux pannes qui n'a été fait que par quelques études à ce jour [17], [22]. En particulier, la plupart des méthodes de commande adaptative sont développées indépendamment comme outils de contrôle et non en tant que partie intégrante d'un système de commande à tolérance de panne reconfigurable. La plupart des systèmes actuels de contrôle reconfigurables sont développés sous l'hypothèse d'information parfaite du système FDI (Fault Detection and Isolation). En outre, ce travail a abordé la nécessité pour les modèles de simulation à haute-fidélité, en se fondant sur la modélisation précise des pannes, afin d'améliorer la prédiction des performances du système reconfigurable dans le cas des modes dégradés.

Plusieurs modes de défaillance réels ont été pris en compte dans ce travail. Les scénarios les plus importants sont la séparation du moteur (inspiré par l'accident EL AL 1862 : le 04 Octobre 1992, Boeing 747-200F ; le vol FREIGHTER 1862) et le cas de blocage du gouvernail (inspiré des accidents de US Airways et United Airlines). Toutefois, il convient de noter que le scénario «perte totale de l'hydraulique», conduisant à la nécessité de «contrôle de poussée seulement» n'a pas été considérée explicitement dans ce travail. L'objectif de ce projet de

travail est plus général et non focalisé sur cette stratégie spécifique.

Cette thèse est subdivisée en cinq parties organisées comme suit :

Une introduction générale clarifiant l'objectif de cette étude tout en donnant une vue d'ensemble sur le contenu et les différentes méthodes adoptées.

Chapitre 1 : Ce chapitre est consacré à la présentation des différents aspects théoriques de la commande adaptative. Étant donné son importance pour les développements subséquents, la théorie de Lyapunov bénéficiera de beaucoup d'attention.

Chapitre 2 : dans ce chapitre, une présentation générale de la notion de commande à tolérance aux pannes sera abordée ainsi que les différentes méthodes trouvées dans la littérature et les avantages de la méthode de commande adaptative à modèle de référence, adoptée dans ce travail, combinée avec un FTCS.

Chapitre 3 : la démonstration théorique de l'algorithme adaptatif à modèle de référence est détaillée dans le chapitre 3 tout en mettant en évidence les propriétés intéressantes de ces techniques. En plus ; l'intégration des techniques adaptatives avec le contrôle à tolérances de pannes sera réalisée.

Chapitre 4 : Les applications de la conception de la commande à l'aide de MATLAB et SIMULINK seront illuminées dans ce chapitre. Il décrit d'abord les modèles SIMULINK qui sont utilisés dans la structure de modèle de simulation à boucle fermée. L'opération d'une simulation en boucle fermée est discutée dans le chapitre suivant.

Chapitre 5 : Le programme AFTFC_B747 sera présenté dans le chapitre 5. Il fournit une interface utilisateur permettant d'utiliser les différents outils de notre programme pour la validation numérique des algorithmes adaptatifs appliqués au contrôle à tolérance de panne. Il a été conçu sur la base du modèle mathématique de l'avion Boeing 747-200 et permet de simuler les conditions de vol civiles les plus courantes.

Une conclusion générale donne une évaluation globale des résultats obtenus grâce aux techniques de contrôle adaptatif à tolérance de panne adoptées dans ce modeste travail.

CHAPITRE 1 :

LA COMMANDE ADAPTATIVE

CHAPITRE 1 : LA COMMANDE ADAPTATIVE

1. 1. Introduction

La commande adaptative est la combinaison d'un estimateur de paramètres qui génère des estimations de paramètres en ligne, avec une loi de commande afin de commander des classes de systèmes dont les paramètres sont totalement inconnus et/ou peut changer dans le temps d'une manière imprévisible. Le choix de l'estimateur de paramètre, le choix de la loi de commande, et la façon dont ils sont combinés conduisent à différentes classes de contrôle adaptatif des systèmes. La conception des pilotes automatiques à haute performance pour les avions a été l'une des principales motivations pour une recherche active dans le contrôle adaptatif dans les années 1950. Les avions fonctionnent sur une large plage de vitesses et altitudes, et leurs dynamiques non linéaires sont conceptuellement variables dans le temps. Pour un point de fonctionnement donné, la dynamique complexe des avions peut être estimée par un modèle linéaire.

Dans la pratique, la nécessité de disposer d'outils plus élaborés, pour prouver la stabilité des boucles et la convergence des estimateurs, a longtemps freiné l'application de la commande adaptative. C'est pourquoi, la commande adaptative par **Lyapunov**, de par ses propriétés de stabilité, constitue une alternative de choix.

1. 2. Méthodes d'analyse de la stabilité des systèmes [10]

Une très grande classe de systèmes physiques, biologiques, économiques, etc. qui nous entourent peuvent être décrits par une équation différentielle du type :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = f(x(t), u(t)) \\ y(t) = g(x(t), u(t)) \end{cases} \quad (1.1)$$

Sous l'hypothèse que le temps t dans lequel évolue le système est continu (c'est-à-dire appartient à \mathbb{R}). Le vecteur $u(t)$ est l'entrée (ou la commande) du système. Sa valeur peut être choisie arbitrairement pour tout t . Le vecteur $y(t)$ est la sortie du système et peut être mesuré avec une certaine précision. Le vecteur $x(t)$ est appelé état du système, il représente la mémoire du système, c'est-à-dire, l'ensemble des

informations dont le système a besoin pour prédire son propre avenir, pour une entrée $u(t)$ connue. La première des deux équations de (1.1) s'appelle équation d'évolution. Il s'agit d'une équation différentielle qui permet de savoir vers où va se diriger l'état $x(t)$ sachant sa valeur à l'instant présent t et la commande $u(t)$ que nous sommes en train d'exercer. La deuxième équation s'appelle équation d'observation. Elle permet de calculer le vecteur de sortie $y(t)$, connaissant l'état et la commande à l'instant t . Les équations (1.1) forment la représentation d'état du système.

Dans le cas d'un système physique linéaire les fonctions f et g sont des fonctions linéaires, et donc la représentation d'état devient :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) \end{cases} \quad (1.2)$$

Les matrices A, B, C, D sont appelées matrices d'évolution, de commande, d'observation et directe, respectivement.

1.2.1. Définitions [10]

Quelques définitions relatives à la stabilité des systèmes non linéaires seront données. Les méthodes d'analyse seront brièvement présentées. On parlera surtout des méthodes de Lyapunov, et l'accent sera, plus particulièrement, mis sur la deuxième méthode de Lyapunov, qui constitue l'élément principal de la méthode de conception adoptée.

Systèmes non linéaires : On appelle systèmes linéaires les systèmes physiques représentés par des équations différentielles linéaires à coefficients constants. L'hypothèse de linéarité équivaut au principe de superposition. Les systèmes non linéaires, par opposition aux systèmes linéaires, sont des systèmes physiques qui ne sont pas régis par des équations linéaires. Autrement dit, le principe de superposition ne peut leur être appliqué.

Point d'équilibre : physiquement, un système est en équilibre quand il conserve son état en absence de forces externes. Mathématiquement, cela équivaut à dire que la dérivée \dot{x} de son état est nulle. Pour un système $\dot{x} = f(x)$ (1.3)

L'état (ou les états) d'équilibre x_e est la solution (sont les solutions) de l'équation algébrique $f(x) = 0$

Dans le cas de systèmes linéaires, on a $f(x) = Ax$, ce qui implique que $x = 0$ est un point équilibre pour tout système linéaire. Si A est régulière, l'origine est le seul point d'équilibre. Dans le cas où la matrice A est singulière, tout le sous-espace défini par $Ax = 0$ constitue une région d'équilibre. Pour les systèmes non linéaires, la solution est moins évidente et l'origine n'est pas forcément un point d'équilibre. En plus, en présence de plusieurs équilibres, ces derniers peuvent se présenter, comme dans le cas linéaire, sous forme de domaines continus, mais aussi de points isolés, voire même de combinaisons des deux.

Stabilité locale et Stabilité globale

On peut prédire le comportement d'un système linéaire à partir de l'analyse de sa position d'équilibre. Un système dont le point d'équilibre est stable (instable) est stable (instable). Il n'en est plus de même pour un système non linéaire. Étant donné que celui-ci peut avoir plusieurs positions d'équilibre, la stabilité de l'une de ces positions d'équilibre ne suffit pas à elle seule à prédire la stabilité du système. Afin de quantifier l'influence de la stabilité d'un point d'équilibre sur la stabilité du système, de nouvelles définitions de la stabilité sont introduites ; on parle de **stabilité locale**, **stabilité globale** et **région d'attraction**.

Stabilité locale : La stabilité locale concerne simplement la position d'équilibre considérée, sans rien préjuger sur le domaine de validité de cette stabilité. C'est une condition nécessaire, mais non suffisante à la stabilité du système dans un certain domaine D , contenant cette position d'équilibre.

Stabilité globale : On parle de stabilité globale lorsque le système est stable pour toutes les valeurs que peuvent prendre les variables du système. La stabilité globale possède un intérêt pratique beaucoup plus considérable que la stabilité locale. Elle ne dépend pas seulement du système, mais aussi des valeurs que peuvent prendre les variables dans le problème considéré. Ainsi, le même système est stable ou instable globalement, suivant le domaine de variables auquel on s'intéresse.

L'étude de la stabilité des systèmes non linéaire est très complexe. L'approche de

Lyapunov est l'approche la plus utilisée pour étudier ce problème. Cette approche a été introduite au 19^{ième} siècle par le mathématicien russe **Alexandre Mikhailovich Lyapunov** dans son travail intitulé « *The général problem of the motion stability* ». On distingue deux méthodes de Lyapunov pour l'analyse de la stabilité :

- La méthode de linéarisation,
- La méthode directe.

La première concerne la stabilité locale autour d'un point d'équilibre. Par contre, la deuxième détermine la stabilité des systèmes en construisant une fonction scalaire des états du système dont on examinera la variation temporelle.

1.2.2. Méthodes d'analyse

Dans la théorie des systèmes, la stabilité est un élément très important. Celle-ci passe au premier plan dans le cadre des systèmes non linéaires, pour devenir le facteur clé. Cela explique le regain d'activité que connaît ce domaine depuis plusieurs années. Du degré d'importance des non-linéarités présentes dans un système dépend la complexité des méthodes permettant de se prononcer sur sa stabilité. Pour une grande classe de systèmes non linéaires, les méthodes d'analyse linéaire donnent en général, des résultats acceptables. Dans certains cas, des méthodes approximatives (l'équivalent harmonique ou la première méthode de Lyapunov, GILLE 1988, BENASKEUR 19976) sont utilisées afin de pallier aux limitations des méthodes linéaires. Malheureusement pour une grande majorité de systèmes, ces deux approches restent insuffisantes et ne donnent que des conditions nécessaires de stabilité. Des techniques plus générales, et reposant sur une théorie plus rigoureuse, ont été proposées. Contrairement aux méthodes linéaires, ces méthodes (adaptées au cas non linéaire) permettent d'expliquer les phénomènes énumérés précédemment et d'en tenir compte dans l'analyse des systèmes. Elles reposent toutes (ou presque) sur la deuxième méthode (directe) de Lyapunov. Cette dernière fournit un outil très puissant pour tester (et trouver des conditions suffisantes) à la stabilité des systèmes dynamiques, sans avoir à résoudre explicitement les équations différentielles les décrivant.

1.2.2.1. Première méthode de Lyapunov

Pour un système non linéaire, on s'intéresse souvent à son comportement au voisinage des points singuliers. Si la dynamique est linéarisée autour d'un point d'équilibre,

peut-on se prononcer sur la stabilité locale du système ? La réponse est donnée par le théorème de stabilité locale de Lyapunov, connu sous le nom de première méthode. Soit le cas du système décrit par

$$\dot{x}_1 = ax_1 + bx_2 + \Pi_1(x_1, x_2) \quad (1.4)$$

$$\dot{x}_2 = cx_1 + dx_2 + \Pi_2(x_1, x_2) \quad (1.5)$$

D'après Lyapunov, la stabilité de la position d'équilibre de ce système peut s'étudier sur la version linéarisée, obtenue en négligeant les termes Π_1 et Π_2 qui contiennent des puissances supérieures ou égales à deux en x_1 et x_2 .

Théorème 1.1 (Lyapunov) :

- Si le système linéarisé est asymptotiquement stable, il y a stabilité asymptotique.
- Si le système linéarisé est instable, il y a instabilité.
- Si le système linéarisé est stable sans l'être asymptotiquement, on ne peut se prononcer. C'est le cas critique de Lyapunov. La stabilité ou l'instabilité dans ce cas dépend des termes de degré supérieur à un, négligés dans l'approximation.

Du point de vue pratique, ce théorème a cependant une importance limitée. D'une part, il ne permet d'étudier que la stabilité du point singulier (stabilité locale), et ne donne aucune information sur le domaine de stabilité (stabilité globale). D'autre part, il suppose que l'approximation du premier degré existe, autrement dit, que les développements en séries des seconds membres des équations comportent des termes du premier degré. Cette hypothèse exclut un certain nombre de cas importants (organe avec zone morte, plus-ou-moins, ...).

1.2.2.2. Deuxième méthode de Lyapunov

Cette méthode découle du concept d'énergie dans un système. Pour un système physique, l'énergie est une fonction définie positive de son état. Si le système est conservatif, l'énergie reste constante ; pour un système dissipatif, elle décroît. Pour ces deux cas, le système est stable. Si l'énergie croît, il est clair que le système est instable.

L'idée ici est d'analyser la stabilité du système, sans avoir à résoudre explicitement les équations différentielles non linéaires le régissant. On se contente dans cette

méthode d'étudier les variations (signe de la dérivée) de l'énergie (ou une fonction qui lui est équivalente) le long de la trajectoire du système (figures 1.4 & 1.5). Comme outil, on utilise les théorèmes suivants, que l'on doit à A. M. Lyapunov (1966), qui permettent de se prononcer sur la stabilité (ou l'instabilité) d'un système.

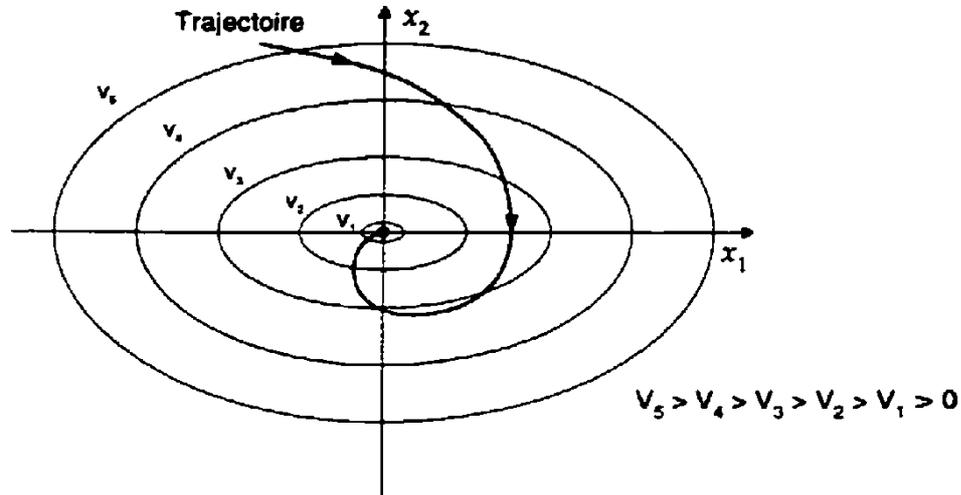


Figure.1.1: Contours à énergie constante dans le plan de phase.

Théorème 1.2 (Stabilité asymptotique)

S'il est possible de trouver une fonction $V(x)$ de signe défini (avec $V(0)=0$), dans un domaine D comprenant la position d'équilibre, et dont la dérivée totale par rapport au temps \dot{V} soit définie et de signe opposé dans le même domaine, l'équilibre sera asymptotiquement stable dans ce domaine.

Théorème 1.3 (Instabilité)

S'il est possible de trouver une fonction V dont la dérivée est de signe défini dans un domaine D comprenant l'origine et que V soit

- définie de même signe que \dot{V} , ou
- indéfinie en signe,

L'équilibre est instable.

Théorème 1.4 (Stabilité simple)

S'il est possible de trouver une fonction V de signe défini dans un domaine D et dont la dérivée totale \dot{V} soit semi-définie et de signe opposé dans le même domaine,

l'équilibre est (simplement) stable dans ce domaine.

Dans le cas d'une stabilité simple, l'asymptoticité de la stabilité (si le système est asymptotiquement stable) peut être prouvée en utilisant le théorème de Barbasin-Krasovskij (Gille 1988), qui vient compléter le théorème de Lyapunov pour la stabilité simple.

Théorème 1.5 (Barbasin et Krasovskij)

S'il est possible de trouver une fonction V de signe défini dans un domaine D et dont la dérivée totale \dot{V} soit semi-définie et de signe opposé dans le même domaine ; l'équilibre est asymptotiquement stable dans ce domaine, si l'ensemble des points où V s'annule ne contient pas l'une des trajectoires possibles du système (Ceci est équivalent à dire que les équations des courbes (ou des surfaces) pour lesquelles $V = 0$, substituées dans les équations du système ne les vérifient en aucun point, autre que l'origine).

Ces théorèmes offrent l'avantage de ne pas se limiter à la prédiction de la stabilité des points d'équilibre, étant donné qu'ils permettent aussi l'estimation de la région d'attraction au tour des équilibres stables. Cette dernière est donnée par l'intérieur de la plus grande surface (ou hyper-surface) à l'intérieur de laquelle les conditions de signe sont vérifiées. Comme toute étude de stabilité globale, le domaine de stabilité prédit est à l'intérieur du domaine de stabilité réel, qui est souvent beaucoup plus grand, mais difficile à trouver la fonction de Lyapunov qui permet sa prédiction.

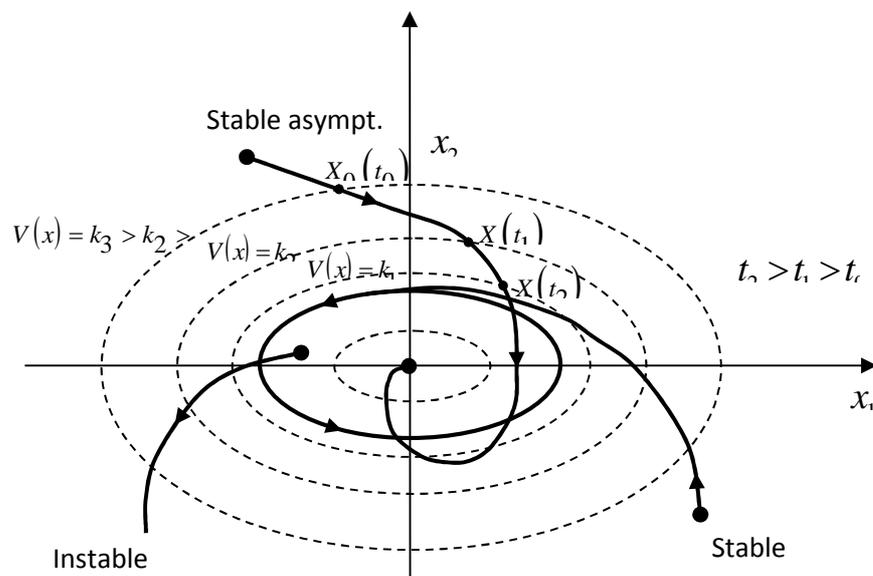


Figure.1.2 : Stabilité par la fonction de Lyapunov.

1.2.3. Application à l'analyse

Ces théorèmes présentent une condition suffisante à la stabilité. Ainsi, un point d'équilibre d'un système non linéaire est stable, si une fonction de Lyapunov peut être trouvée et qui vérifie, au voisinage de ce point, les conditions imposées. Pour l'étude de la stabilité d'un système caractérisé par un vecteur d'état x , la méthode directe de Lyapunov consiste, alors, à chercher une fonction $V(x)$ (représentative de l'énergie) de signe défini qui se prête à l'application de l'un des théorèmes cités précédemment. Pour les systèmes linéaires, il existe des méthodes systématiques (Olas 1990) pour construire une fonction de Lyapunov permettant de conclure à sa stabilité. Il n'en est pas de même pour les systèmes non linéaires, pour lesquels on est réduit à essayer des types de fonctions pour telle ou telle classe de systèmes. Il n'y a aucune règle générale permettant de trouver une fonction de Lyapunov pour n'importe quel système. Il existe néanmoins des approches qui conduisent, en général, à des résultats acceptables (Gille 1988, Khalil 1996, Benaskeur 1997b). Des exemples de fonctions qui réussissent souvent comme fonctions de Lyapunov, sont données par

- Fonction quadratique (Lyapunov)

$$v(x) = x^T P x \quad (1.6)$$

où P est une matrice symétrique définie positive.

- Fonction quadratique plus intégrale (Lur'e)

$$v(x) = x^T P x + \int_0^x f(u) du \quad (1.7)$$

avec f est assujettie à certaines contraintes.

1. 3. Commande des systèmes nonlinéaires par linéarisation

Du degré d'importance des non-linéarités présentes dans un système, dépend la technique à utiliser pour le commander. Dans certains cas, la présence des non-linéarités rend la tâche plus ardue, étant donné les problèmes théoriques et pratiques à résoudre. Mais il existe, néanmoins, certaines méthodes qui donnent des solutions intéressantes. Si le système à commander présente des faibles non-linéarités, la démarche naturelle pour l'ingénieur est de les ignorer, en les traitant comme des perturbations affectant un modèle linéaire du système. Cette approche, qui peut

s'appliquer à une grande classe de systèmes, permet de profiter de l'arsenal de la théorie du contrôle des systèmes linéaires qui est maintenant assez complet et maîtrisé. Pour beaucoup de systèmes non linéaires qui font partie de cette classe, l'utilisation de versions modifiées des techniques de contrôle linéaire donne des résultats satisfaisants. Reste à noter que cette méthode n'est pas générale et sa validation doit être faite pour chaque cas.

Malheureusement, dans beaucoup de situations, les non-linéarités ne peuvent être négligées, on parle alors de non-linéarités essentielles. De tels systèmes ne peuvent être directement traités dans le cadre de la commande linéaire, et des méthodes mieux adaptées à ce type de problèmes sont à considérer. Deux approches sont à distinguer pour aborder ce type de systèmes. La première vise à linéariser le système à commander, afin de profiter des techniques linéaires. Cette linéarisation est réalisée, moyennant des approximations ou des transformations géométriques dans l'espace de phases. L'inconvénient avec ces méthodes réside dans l'annulation, quand cela est possible, de toutes les non-linéarités, même les non nuisibles.

La deuxième approche², quant à elle, se base sur l'idée de concevoir une commande de façon à pouvoir trouver une Fonction de Commande de Lyapunov (FCL) garantissant certaines performances pour le système en boucle fermée. Trouver une telle FCL, pour un système non linéaire d'ordre élevé, peut s'avérer très difficile.

Les méthodes basées sur la linéarisation constituaient, jusqu'à très récemment, l'essentiel des techniques utilisées pour la commande des systèmes non linéaires. Elles permettent, moyennant des approximations et/ou des transformations, de ramener les équations du système sous une forme linéaire. Deux techniques de linéarisation sont utilisées : la linéarisation locale et la linéarisation exacte.

1.3.1. Linéarisation locale

Cette approche repose sur la première méthode de Lyapunov. Elle consiste à déduire le comportement d'un système non linéaire à partir de son système linéaire associé, obtenu par une linéarisation jacobienne autour du point de fonctionnement désiré (Gille1988, Khalil 1996). Une variante de cette méthode est donnée par la technique du modèle linéaire tangent (gain scheduling), où plusieurs linéarisations sont effectuées à différents points d'opération, donnant lieu à une famille de systèmes linéaires pour lesquels un seul contrôleur à paramètres variables est conçu(Principe ?).

Modèle linéaire tangent

Quand la connaissance du modèle linéarisé en un point n'est plus suffisante pour satisfaire les objectifs du contrôle, une des solutions consiste à linéariser le système autour de différents points de fonctionnement. L'ensemble de tous les modèles linéarisés autour de tous les points de fonctionnement possibles forme ce que l'on appelle le modèle linéaire tangent. Sa connaissance, bien que constituant une information partielle sur le comportement non linéaire du système, est souvent amplement suffisante pour calculer des lois de contrôle répondant aux spécifications. La synthèse des commandes de vol et des pilotes automatiques pour les avions est réalisée à partir de tels modèles (Fossard 1993, Friedland 1996, Khalil 1996). Cette technique qui est une généralisation de la méthode par linéarisation jacobienne, est aussi connue sous le nom de commande au premier ordre.

La validité de la représentation de l'organe non linéaire par le modèle linéaire tangent dépend de l'importance de la non-linéarité et du nombre de points utilisés dans l'approximation. Souvent, le design se limite à un nombre réduit de points. Par la suite les paramètres discrets du contrôleur sont interpolés pour les points intermédiaires, afin d'obtenir une loi de commande non linéaire dont la linéarisation donnerait le contrôleur calculé. Le choix de la technique d'interpolation est un élément très important dans la phase de design. La méthode la plus simple et plus rapide est l'interpolation d'ordre zéro (BOZ) elle manque cependant de souplesse lors des commutations entre les différentes valeurs des paramètres. Il existe d'autres méthodes fondées sur l'intégration continue des commandes obtenues localement et qui conduisent à de meilleures performances (Johansen Foss 1993).

1.3.2. Linéarisation exacte

Cette approche consiste à linéariser le système en boucle fermée, par une série de transformations, sans faire d'approximations. La commande choisie est composée de deux parties. La première a pour rôle d'annuler les différents termes non linéaires du procédé, alors que la deuxième est choisie pour satisfaire les exigences en boucle fermée du système linéarisé.

Linéarisation entrée/état

Cette approche consiste à choisir la loi de commande u afin que toutes les équations

d'état du système compensé aient une forme linéaire. Cette solution revient à annuler les différentes non-linéarités présentes dans les équations, en insérant des termes absorbants dans l'expression de la commande, afin d'obtenir des relations linéaires entre la nouvelle entrée y et les différentes variables d'état. Certaines propriétés structurales du système peuvent faciliter la linéarisation. Il est évident que pour annuler une non-linéarité $\sigma(x)$ par soustraction, cette dernière doit toujours apparaître au même endroit que la commande u et vient s'ajouter à celle-ci ($u + \sigma(x)$). De même, afin de pouvoir annuler une non-linéarité $\mu(x)$ par division, u et $\mu(x)$ doivent toujours apparaître comme un produit ($u\mu(x)$). Si $\mu(x)$ est non singulière dans le domaine d'intérêt D , alors elle peut être annulée par une commande $u = \beta(x)$ où $\beta(x) = \mu^{-1}(x)$.

Linéarisation entrée/sortie

Le modèle d'un système est souvent représenté par les équations d'état et une équation de sortie. La linéarisation des équations d'état ne garantit pas forcément celle de l'équation de sortie. Quand on s'intéresse aux variables de sortie (problème de poursuite par exemple), il est plus intéressant de linéariser la relation entrée/sortie au prix de laisser une partie des équations d'état non linéaire. C'est le problème de la linéarisation entrée/sortie.

1.3.3. Limitations de la linéarisation

Bien que largement utilisées, les méthodes basées sur la linéarisation présentent quelques inconvénients. Leur utilisation doit, souvent, s'accompagner de beaucoup de précaution. La linéarisation locale (ou Jacobienne) n'est valable qu'à un point d'opération, alors que la linéarisation exacte n'est pas toujours possible. Même si celle-ci existe, il n'est pas toujours intéressant d'éliminer toutes les non-linéarités présentes dans un système. Certaines non-linéarités aident à préserver la stabilité du système, et leur élimination ne fait qu'augmenter, considérablement et inutilement, l'effort que doit fournir l'actionneur (Krstić et al. 1995).

C'est pourquoi, les recherches se sont orientées, ces dernières années, vers des méthodes mieux adaptées à la nature non linéaire des systèmes. Le design basé sur la méthode directe (ou deuxième) de Lyapunov (1966) constitue l'un des axes majeurs de cette orientation.

1. 4. La commande adaptative par Lyapunov [10]

La commande adaptative est un ensemble de techniques utilisées pour l'ajustement automatique en ligne et en temps réel des régulateurs des boucles de commande afin de réaliser ou maintenir un certain niveau de performances quand les paramètres du procédé à commander sont soit inconnus ou/et varient dans le temps.

L'ajustement automatique des paramètres de régulateur nécessite l'implantation d'un algorithme d'identification. Un système de commande adaptative peut être considéré comme une composition de deux parties :

- **Une partie identifiant** : qui identifie les paramètres du modèle ou les paramètres du régulateur,
- **Une partie de loi de commande** : qui implémente une loi de commande en fonction des paramètres identifiés.

Un système de commande adaptative mesure la sortie du système à commander et à partir de l'écart entre le signal de référence et la sortie du système, le mécanisme d'adaptation modifie les paramètres du régulateur ajustable ou les signaux de commande afin de maintenir la sortie du système dans le voisinage des valeurs désirées. La combinaison, d'un module d'estimation en ligne, et d'un contrôleur donne lieu à deux approches différentes de conception et de commande : la commande adaptative indirecte et la commande adaptative directe.

La commande adaptative indirecte

La commande adaptative indirecte consiste à identifier en temps réel les paramètres du modèle du processus et les utiliser pour le calcul de la loi de commande comme s'ils étaient les vrais paramètres du processus. Toutes les méthodes d'identification peuvent être combinées pour la synthèse d'une loi de commande adaptative de ce type. Cependant, le choix de cette combinaison doit conduire à la stabilité du système de commande adaptative. Le modèle" du procédé $G_p(s, \theta_p)$ (figure 1.3) est paramétrisé par rapport à certains paramètres inconnus θ_p . Un estimateur (en ligne) génère des estimés $\hat{\theta}_p$ de θ_p à chaque instant t , en utilisant les signaux d'entrée et de sortie (u et y) du procédé. Dans la procédure de design pour calculer les paramètres θ_c , du contrôleur, le modèle estimé du procédé $G_p(s, \hat{\theta}_p)$ est

considéré comme étant le vrai modèle, à chaque instant t .

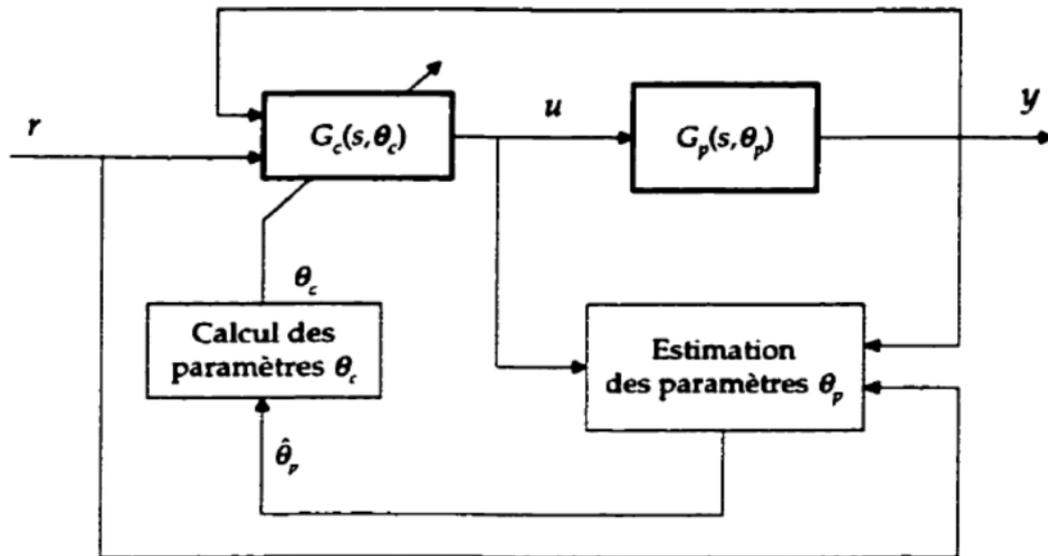


Figure.1.3 : Schéma de la commande adaptative indirecte

La commande adaptative directe

Dans ce type de commande les paramètres du régulateur sont ajustés en une seule étape à chaque pas du calcul. Le problème sera de trouver les paramètres adéquats du procédé en termes des régulateurs, de façon à permettre l'identification directe des coefficients des contrôleurs. L'ajustement des paramètres des régulateurs s'effectue par un algorithme d'adaptation. L'ensemble (régulateur, système, et la loi d'adaptation) forment une boucle d'adaptation dans un schéma bloc de commande adaptative directe, ce schéma conduit directement à l'estimation des paramètres de la loi de commande, la phase de calcul des paramètres à partir des estimées des paramètres du processus et ainsi éliminée. Ce type de schéma est obtenu en réécrivant le modèle du processus en fonction des paramètres et la loi de commande utilisée. Contrairement à la méthode précédente, les paramètres du contrôleur sont directement estimés (figure 1.4), et on n'a nul besoin d'estimer ceux du procédé. Le modèle de ce dernier est directement paramétré en fonction des paramètres inconnus θ_c du contrôleur. Les estimés $\hat{\theta}_c$, servent directement à mettre à jour le contrôleur, sans aucun calcul intermédiaire.

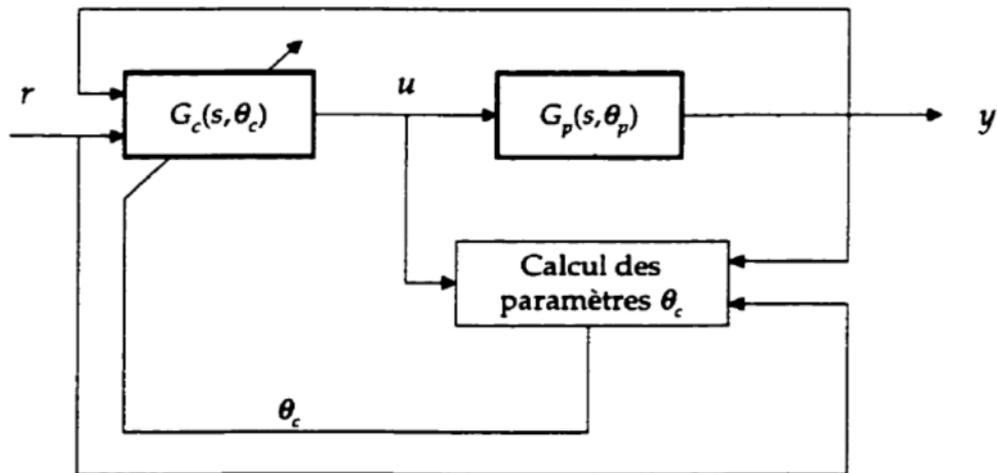


Figure.1.4 : Schéma de la commande adaptative directe

1.4.1. Commande adaptative par modèle de référence

Le principe d'une commande par modèle de référence (MRC) est illustré par la figure 1.5. L'objectif d'une telle commande est de trouver une loi de contrôle u qui change la structure et la dynamique du procédé (à paramètres connus) de façon à ce que ses propriétés entrée/sortie ($r(t)$ vs $y(t)$), en boucle fermée, coïncident avec celles d'un modèle de référence $G_m(s)$ préalablement choisi. Si les paramètres du procédé sont inconnus, une loi d'identification est greffée au régulateur MRC. On parle dans ce cas, de commande MRAC. Cette dernière, qui peut être directe ou indirecte, constitue l'une des structures les plus utilisées dans le domaine de la commande adaptative.

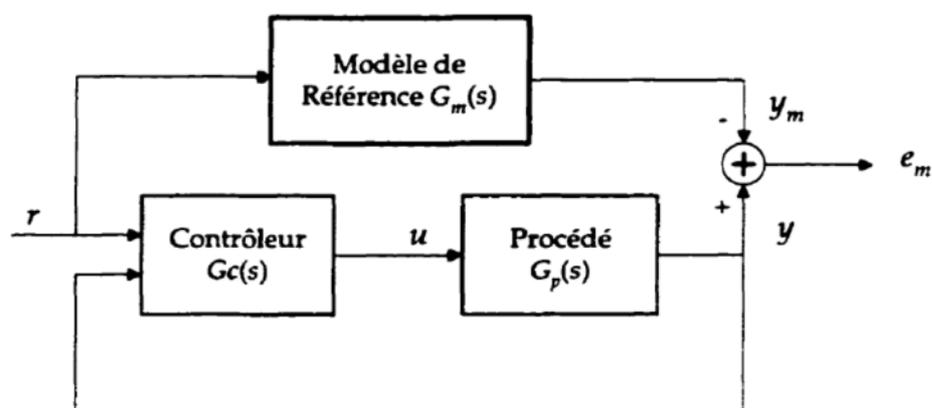


Figure.1.5 : Commande par Modèle de Référence

1.4.2. Principe de l'équivalence certaine

Le principe de deux approches (directe et indirecte) telles que présentées est conceptuellement simple. Le contrôleur est conçu pour un modèle à paramètres

connus. Par la suite les paramètres inconnus du procédé sont estimés en ligne. L'idée consiste à considérer que l'on dispose du bon modèle en tout temps. À chaque instant t , la procédure de design du contrôleur $G_c(s, \theta_c)$ considère les estimés, $\hat{\theta} p$ (dans le cas indirect) ou $\hat{\theta}_c$, (dans le cas direct), comme s'ils étaient les vrais paramètres. Cette approche, largement dominante en commande adaptative, est connue sous le nom de "principe de l'équivalence certaine". Le libre choix, aussi bien de la méthode de design que celle de l'estimation, constitue le point fort de cette approche. On peut combiner différents estimateurs avec différentes lois de commande, pour obtenir un vaste choix de structures adaptatives. Toutefois, étant donné que la stabilité de ces structures est prouvée pour un procédé à paramètres connus (Donc valable uniquement après convergence de l'estimation), le bon fonctionnement de la boucle n'est pas garanti dans une large plage. Par conséquent, les régulateurs adaptatifs, basés sur le principe de l'équivalence certaine", peuvent rendre instable la plupart des structures adaptatives qui les utilisent (IOANNOU & KOKOTOVIC 1984, IOANNOU 1986, IOANNOU & SUN 1996).

La faiblesse des régulateurs adaptatifs basés sur le principe de l'équivalence certaine réside dans le fait que l'estimateur et le régulateur sont des entités indépendantes. Par conséquent, la dynamique de l'estimateur n'est pas considérée dans la procédure de conception. Si le système présente un comportement explosif (instable ou non linéaire) ou un fort couplage (agissant comme une perturbation), la lenteur de la convergence de l'adaptation, qui caractérise cette approche, peut entraîner une instabilisation irréversible du système (KRSTID ET AL. 1995, KHALIL 1996). Les contrôleurs basés sur la méthode directe de Lyapunov présentent une meilleure alternative.

1.4.3. Commande adaptative basée sur Lyapunov

L'idée principale de l'utilisation de la fonction de Lyapunov dans la commande adaptative, consiste à calculer une loi de commande et une loi de mise à jour des paramètres, afin de garantir que la dérivée d'une certaine fonction, définie positive et bien choisie, est non positive. L'approche consiste donc à trouver un triplet (fonction de Lyapunov, loi de commande, loi d'adaptation) (figure 1.6) qui répond aux spécifications. Les tâches s'effectuent simultanément, et la dynamique de l'estimation est prise en compte et/ou maîtrisée, afin d'éviter tout effet destructeur. C'est grâce à cette propriété

que ce type de méthodes présente un intérêt pour la commande des systèmes non linéaires.

Malheureusement, bien qu'il soit l'un des premiers résultats en commande adaptative (ButchartShackloth 1965, Parks 1966), le design par Lyapunov est resté, jusqu'à récemment, limité aux systèmes linéaires. Cette limitation était principalement due à l'absence, pour les systèmes non linéaires, d'une méthode systématique de calcul de "bonnes" fonctions de Lyapunov.

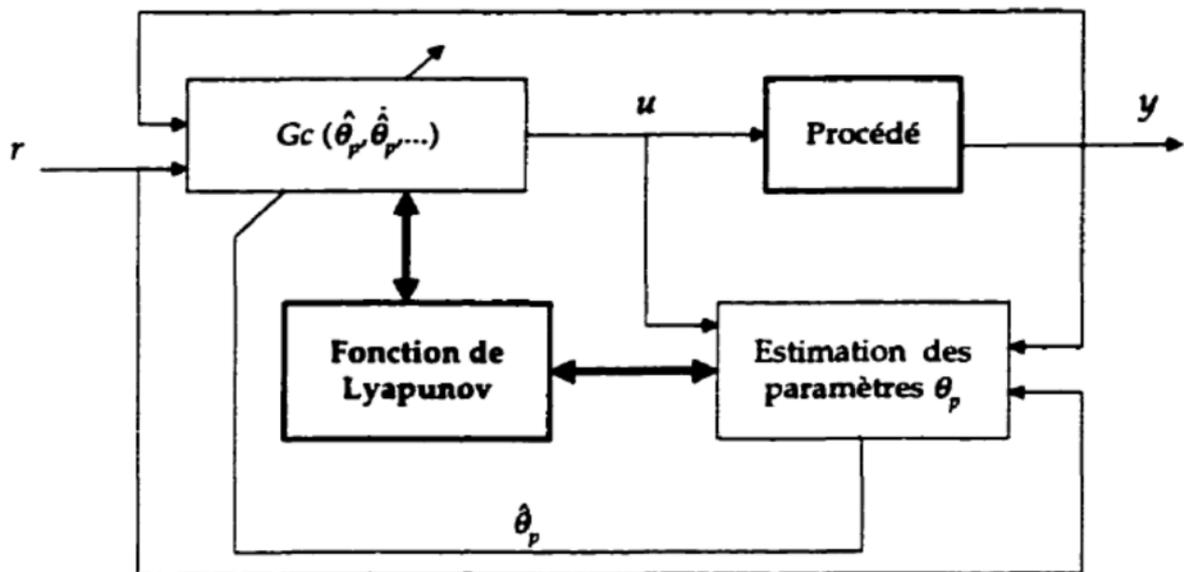


Figure.1.6 :Commande adaptative basée sur Lyapunov

1. 5. Conclusion

Dans ce chapitre a été présentée une technique de commande très répondus ces dernières années dans le domaine de contrôle des aéronefs, la commande adaptative constitue un outil très puissant pour la conception des systèmes de contrôle de haute performance.En pratique, les systèmes sont rarement linéaires. En revanche si leur vecteur d'état reste localisé dans une zone de petite taillede l'espace d'état, le système peut être assimilé à un système linéaire. Dans ce cette partie ; nous avons tout d'abord montrés méthodes d'analyse de stabilité et comment linéariser un système non linéaire autour d'un point donné de l'espace d'état. Ensuite, nous avons présentés les principes des différentes techniques adaptatives utilisées pour stabiliser les systèmes linéaires.

La faiblesse des régulateurs adaptatifs basés sur l'équivalence certaine, qui sont

ceux couramment employés, explique en partie, le manque de résultats que connaît, dans la pratique, la commande adaptative. Cette faiblesse réside, essentiellement, dans le fait que l'estimateur et le régulateur sont des entités indépendantes. Dans une telle approche, la dynamique de l'estimateur n'est pas considérée dans la procédure de conception. La lenteur de la convergence de l'adaptation peut entraîner, dans certains cas une instabilité irréversible de la boucle, notamment en présence de non-linéarités et/ou couplages. Dans la pratique, la nécessité de disposer d'outils plus élaborés, pour prouver la stabilité des boucles et la convergence des estimateurs, a longtemps freiné l'application de la commande adaptative, basée sur l'équivalence certaine, aux procédés industriels. C'est pourquoi, la commande adaptative par Lyapunov, de par ses propriétés de stabilité, constitue une alternative de choix.

CHAPITRE 2 :
COMMANDE A TOLERANCE DE
PANNES

CHAPITRE 2 : COMMANDE A TOLERANCE DE PANNES

2. 1. Introduction :

Dans le milieu de l'aviation, en particulier dans la conception des avions de transport commercial, tous les développements visent à assurer et à améliorer les niveaux de sécurité requis et réduire les risques que les pannes critiques se produisent. La plupart des accidents des avions de ligne peuvent être attribués à la perte de contrôle en vol (LOC-I), causée par une erreur de pilotage (par exemple en raison de la désorientation spatiale), des défaillances techniques ou des troubles inhabituels dus à des perturbations externes. La perte de contrôle du vol est une sous-catégorie de perte de contrôle en vol (LOC-I), où un dysfonctionnement technique est l'événement initial qui entraîne une perte de contrôle.

La commande de vol avec tolérance de pannes (FTFC), permet d'améliorer la survie et le rétablissement des conditions de vol défavorables induits par les défaillances, les dommages et les troubles associés. Ceci peut être réalisé par une utilisation "intelligente" de l'autorité de contrôle des actionneurs de commande restants dans tous les axes, comprenant des surfaces et les moteurs de contrôle ou une combinaison des deux. Dans cette technique, les stratégies de commande sont appliquées pour rétablir la stabilité et la maniabilité du véhicule pour un fonctionnement continu en toute sécurité et une reprise de survie.

Ce chapitre passe en revue quelques systèmes de commande adaptative et à tolérance de pannes de vol qui peuvent être trouvés dans la littérature. Vu que la terminologie utilisée dans ce domaine n'est pas unique et diffère selon les auteurs, le chapitre commence par une brève définition de certains termes et expressions fréquemment utilisés tout au long de ce travail.

2. 2. Notions sur les Systèmes à tolérance de pannes [8]

Vu que les systèmes d'intérêt sont censés être tolérant aux pannes, nous clarifions d'abord la distinction terminologique entre une anomalie et une défaillance.

2.2.1. Anomalie

Une anomalie est une déviation non autorisée d'au moins une propriété caractéristique (fonction) du système de l'état habituel, acceptable, standard ".

Sur la base de cette définition, une anomalie correspond à un comportement anormal du système, qui peut ne pas affecter le fonctionnement global du système, mais peut éventuellement conduire à une défaillance (défini ci-dessous). Enfin, une anomalie peut être petit ou caché, et donc difficile à détecter et à estimer.

Dans ce travail, une anomalie d'actuateur correspond à tout comportement anormal. Cela inclus un biais une perte d'efficacité comme représenté sur la Figure. 2.1d.

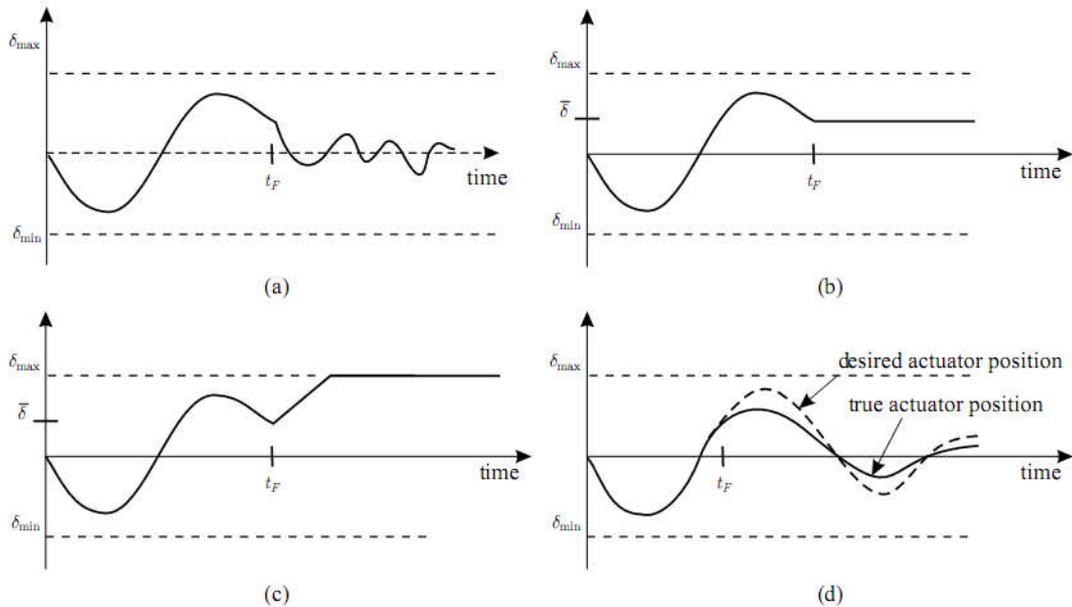


Figure.2.1 : plusieurs types de défaillances d'un actuateur : (a) flottant autour de l'équilibre ; (b) verrouillé en place ; (c) surplus ; et (d) perte d'efficacité (anomalie d'actuateur survenant après t_F)

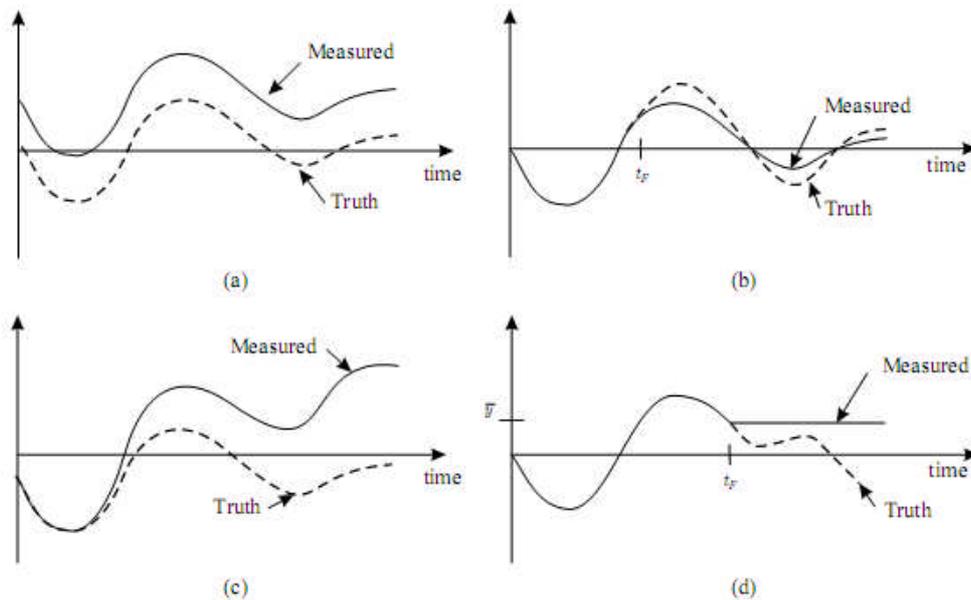


Figure.2.2 : plusieurs types de défaillances d'un capteur : (a) un biais de capteur ;(b) perte de précision ou erreur de calibration ; (c) dérive du capteur ; et (d) perte d'efficacité (survenant après t_F)

Une anomalie de capteur se produit dès que les données de mesure s'écartent des mesures physiques réelles de plus de l'incertitude de bruit. Un biais, bruit excessif, ou un mauvais facteur d'échelle sont également classés comme des anomalies de capteurs, comme le montre la figure. 2.2.

2.2.2. Défaillance [8]

"Un défaillance est une interruption définitive de la capacité d'un système à accomplir une fonction requise dans des conditions de fonctionnement spécifiées."

Issu d'une ou plusieurs anomalies, une défaillance est donc un événement qui met fin au fonctionnement d'une unité dans le système. Dans un avion, les actionneurs sont utilisés pour tourner des surfaces de contrôle telles que les ailerons, les gouvernes de profondeurs, et les gouvernes de direction, et aussi pour actionner la manette des gaz du moteur ou le mécanisme du train d'atterrissage. Un actionneur est déclaré défaillant lorsqu'il ne peut plus être utilisé d'une manière contrôlée.

Pour une surface de contrôle, il existe deux grands types de défaillances. Comme la montre la Figure. 2.1a, la surface de contrôle peut devenir inefficace et flotter dans la position de moment nul. La surface de contrôle peut également être verrouillée à une position intermédiaire arbitraire quelconque (Figure 2.1b) ou atteindre et de rester à la position de saturation comme le montre la figure. 2.1c.

Les défaillances mécaniques peuvent aussi se produire. C'est le cas lorsque la liaison mécanique entre la surface de contrôle et ses actionneurs ou servo commandes est perdue.

2.2.3. Classification des anomalies [4]

Les anomalies sont des événements qui peuvent avoir lieu dans différentes parties du système contrôlé. Dans la littérature du FTC, les anomalies sont classées en fonction de leur emplacement d'occurrence dans le système (voir Figure 2.3).

Anomalies d'actionneur : ils représentent une perte partielle ou totale (complète) de l'action de contrôle. Un exemple d'un actionneur complètement perdu est un actionneur «bloqué» qui produit des actions non contrôlables indépendamment de l'action de l'entrée qui lui est appliquée. Le nombre de anomalies d'actionnement

peuvent se produire, par exemple, à la suite d'une rupture, le câblage couper ou brûler, circuits courts, ou la présence d'un corps étranger dans l'actuateur. Partiellement échoué actuateurs produisent seulement une partie de la (c'est à dire dans des conditions de fonctionnement nominales) actuation normale. Cela peut entraîner une fuite hydraulique ou pneumatique, une résistance accrue ou une chute de la tension d'alimentation, etc. Duplication les actuateurs dans le système afin de parvenir à une augmentation de tolérance de panne ne est souvent pas une option en raison de leurs prix élevés et de grande taille et de masse.

Anomalies de capteur : ces anomalies représentent des lectures incorrectes à partir des capteurs équipant le système. Les anomalies des capteurs peuvent également être subdivisés en partiels et totaux. Les anomalies totales des capteurs produisent une information qui ne correspond pas à la valeur du paramètre physique mesuré. Ils peuvent être dus à des coupures du câblage, à des contacts perdus, etc. Les anomalies partielles des capteurs produisent des lectures qui sont liées au signal mesuré d'une manière telle que l'information utile peut encore être récupérée. Cela peut être, par exemple, une réduction de gain de sorte qu'une valeur réduite du signal est mesurée, une mesure biaisée (généralement constante) due au décalage dans la lecture, ou une augmentation du bruit. En raison de leurs petites tailles, les capteurs peuvent être dupliqués dans le système pour augmenter la tolérance aux pannes. Par exemple, en utilisant trois capteurs pour mesurer la même variable peut être considéré suffisamment fiable pour comparer les lectures des capteurs pour détecter les anomalies dans une (et une seule) d'entre eux. La méthode dite de "vote à la majorité" peut alors être utilisée pour identifier le capteur défectueux. Cette approche implique généralement une augmentation significative des coûts liés.

Anomalies de composants : ce sont des anomalies dans les composants du système lui-même, c'est à dire tous les anomalies qui ne peuvent pas être classés comme anomalies de capteurs ou actuateurs seront considérés comme anomalies de composants. Ces anomalies représentent des changements dans les paramètres physiques du système, par exemple, masse, coefficients aérodynamiques, constante d'amortissement, etc., qui sont souvent dues à des dommages structurels. Ils se traduisent souvent par un changement dans le comportement dynamique du système commandé. En raison de leur diversité, les anomalies de composants couvrent une très large classe de situations imprévues,

et qui sont les plus difficiles à traiter.

En outre, en ce qui concerne la façon dont les anomalies sont modélisés, ils sont classés comme additif et multiplicatif, comme représenté sur la figure 2.4. Les anomalies additifs sont adaptés pour représenter les anomalies de composants dans le système, tandis que les des anomalies capteurs et actuateurs sont en pratique le plus souvent de nature multiplicative.

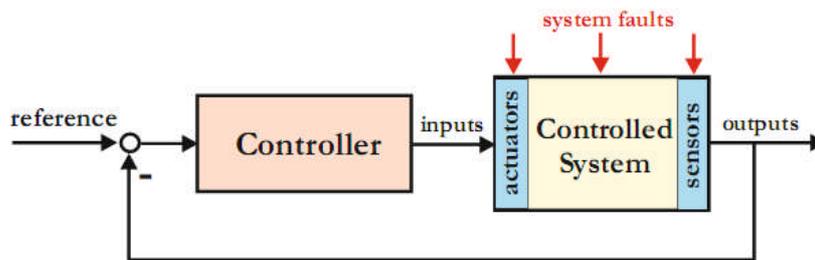


Figure.2.3: Classement des anomalies selon leur emplacement: anomalies de capteurs, actuateurs et de composants.

Les anomalies sont également classées selon leurs temps caractéristiques (voir la figure 2.5) comme brusques, émergents et intermittents. Les anomalies brusques se produisent instantanément souvent à la suite des dommages matériels. Ils peuvent être très sévères, car, s'ils affectent la performance et / ou la stabilité du système asservi, une réaction rapide d'un système tolérant aux pannes est nécessaire. Les anomalies émergentes représentent des changements lents des paramètres, souvent comme un résultat du vieillissement. Ils sont plus difficiles à détecter en raison de leurs temps caractéristiques lents, mais sont également moins sévères. Enfin, les anomalies intermittents sont des anomalies qui apparaissent et disparaissent à plusieurs reprises, par exemple en raison d'uncâblage partiellement endommagés.

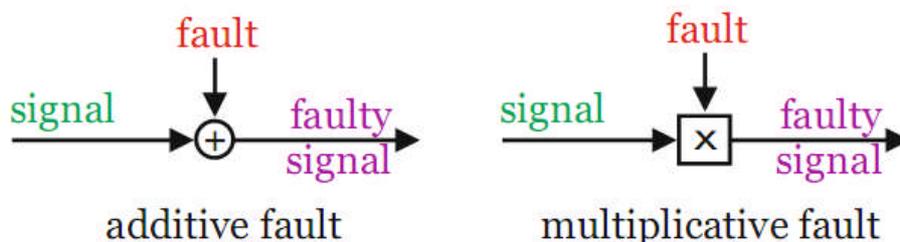


Figure.2.4 :Classement des anomalies Selon leur représentation : anomalies additives et multiplicatives.

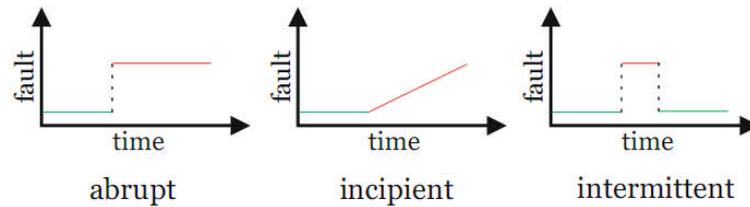


Figure.2.5 : En ce qui concerne leurs caractéristiques temporelles, les anomalies peuvent être brusques, émergents et intermittents.

2.2.4. Système de commande à tolérance de pannes [6]

Définition d'un FTCS :

Un FTCS est un système de commande qui peut accueillir les anomalies des composants du système et est capable de maintenir la stabilité et le degré de performance acceptable non seulement lorsque le système est bon, mais aussi quand il y'a des dysfonctionnements des composants. Le FTCS évite le développement des anomalies dans un sous-système à des défaillances au niveau du système.

Le FTCS peut servir à améliorer la fiabilité, la maintenabilité et la survie du système. Les objectifs du FTCS peuvent être différents pour différentes applications. Un FTCS est dit pour améliorer la fiabilité s'il permet le déroulement normal des tâches même après des anomalies des composants. Un FTCS pourrait améliorer la maintenabilité en augmentant le temps entre les actions de maintenance et permettant l'utilisation de procédures de réparation simples.

Un système de contrôle à tolérance de panne est capable de contrôler le système avec des performances satisfaisantes même si un ou plusieurs anomalies, ou plus gravement, une ou plusieurs défaillances se produisent dans ce système.

Classification des FTCS :

Les techniques de conception pour le FTCS peuvent être classées en deux approches : PFTCS et AFTCS. Une approche particulière à employer dépend de la capacité de déterminer les anomalies qu'un système peut subir à la phase de conception, le comportement de changement d'anomalies induits, et du type de redondance étant utilisé dans le système. La figure 2.6 montre la classification des différentes approches du FTCS.

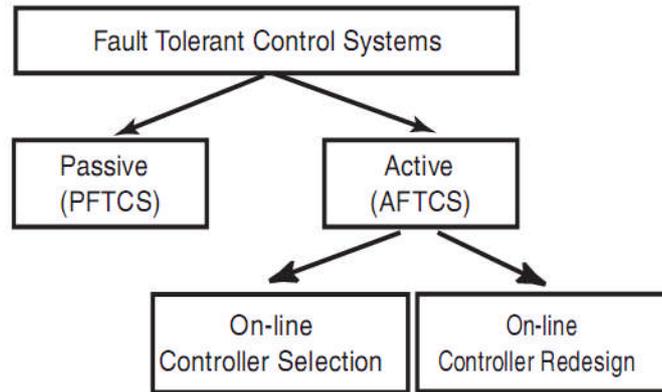


Figure.2.6 : Classification des systèmes de commande à tolérance de pannes

PFTCS : Dans cette approche, un système ne peut tolérer qu'un nombre limité d'anomalies qui sont censées être connus avant la conception du contrôleur. Une fois que le contrôleur est conçu, il peut compenser les anomalies anticipées sans accès à l'information d'anomalie en ligne. PFTCS traite les anomalies comme s'ils étaient des sources de modélisation d'incertitude. Le PFTCS a une capacité de tolérance aux pannes très limitée. Lors de l'exécution en ligne, un contrôleur passif est robuste seulement aux anomalies présumées. Par conséquent, il est très risqué de s'appuyer sur un PFTCS seul. En général, PFTCS présente les caractéristiques suivantes :

- Robuste pour les anomalies anticipées
- Utilise la redondance matérielle : plusieurs actuateurs et capteurs, etc.
- Plus conservateur

Dans un dispositif de commande à tolérance de pannes passive, les écarts des paramètres de l'installation par rapport à leurs valeurs véritables ou les écarts des actuateurs par rapport à leur position voulue peuvent être efficacement compensés par une unité de commande de contre-réaction fixe robuste. Toutefois, si ces écarts deviennent trop grands et dépassent les propriétés de robustesse, certaines actions doivent être prises. En outre, si les écarts se produisent du côté du capteur, des écarts inévitables des signaux de commande de référence auront lieu. Par conséquent, une architecture de contrôle à tolérance de pannes actif est nécessaire afin d'atteindre la capacité de tolérance de panne prolongée.

AFTCS : Dans la plupart des systèmes de contrôle classiques, les contrôleurs sont conçus pour des systèmes sans anomalie sans tenir compte de la possibilité de la

survenue d'une anomalie. Dans d'autres cas, le système à contrôler peut avoir une redondance matérielle limitée et il n'est pas possible d'augmenter ou de modifier la configuration matérielle en raison du coût ou de restrictions physiques. Dans ces cas, une AFTCS pourrait être conçu en utilisant les ressources disponibles et en employant la redondance physique et analytique du système à la fois pour accommoder les anomalies imprévues.

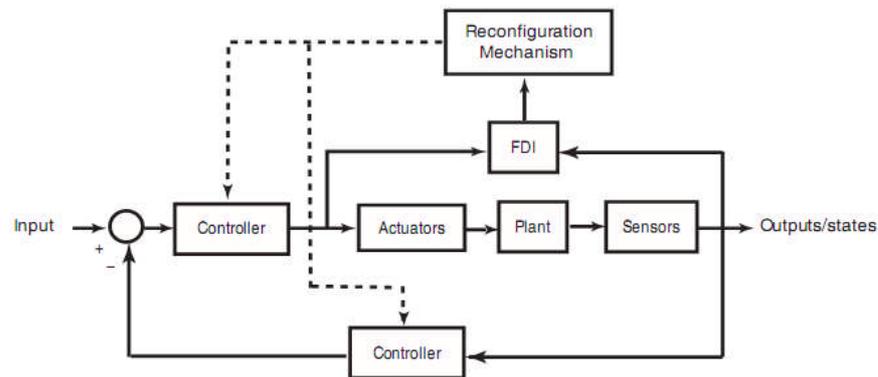


Figure.2.7. Schéma des systèmes de commande à tolérance de pannes actifs

L'AFTCS compense les effets de anomalies soit en sélectionnant une loi de commande pré-calculée, ou par synthèse d'une nouvelle loi de commande en ligne en temps réel. Les deux approches ont besoin d'un algorithme FDI (détection et identification de pannes) pour identifier les changements induits par anomalie et de reconfigurer la loi de commande en ligne.

L'AFTCS implique un niveau important de détection des anomalies en temps réel la prise de décision et la reconfiguration du contrôleur, il accepte une dégradation progressive de la performance globale du système dans le cas d'anomalies. En général, L'AFTCS présente les caractéristiques suivantes :

- Emploie la redondance analytique
- Utilise un algorithme FDI et contrôleur de reconfiguration
- Accepte une dégradation des performances dans la présence d'une anomalie
- Réduit le conversationniste

Un contrôleur à tolérance de pannes actif contient généralement un module FDI séparé qui surveille la santé de l'avion. Le système FDI constitue un module de

supervision de la gravité de l'anomalie/panne ou du dommage. Sur cette base, le module de supervision peut décider de reconfigurer les contrôleurs de vol, le système de guidage, et le système de navigation.

Il y'a aussi deux familles de systèmes FDI, à savoir des systèmes FDI passifs et actifs. Les systèmes FDI passifs "attendent" jusqu'à ce qu'une panne ou une défaillance apparait, alors que les systèmes FDI actifs vont exciter artificiellement l'avion, soit par une vérification de l'état des manœuvres de vol ou par injection des signaux de test dans les commandes d'actuateurs et évaluation de l'état individuel des actuateurs et capteurs.

L'AFTCS est un champ interdisciplinaire complexe qui couvre un large éventail de domaines de recherche, tels que les systèmes stochastiques, statistiques, analyse des risques, la fiabilité, traitement du signal, contrôle et de modélisation dynamique.

2.2.5. Traitement des anomalies et défaillances dans la pratique

Dans ce travail, il un accent sera mis sur les anomalies et les défaillances d'actuateur. En effet, une défaillance du capteur ne modifie pas les performances de vol de l'aéronef. La défaillance du capteur peut être traité soit par l'utilisation d'un capteur redondant, ou en reconstruisant les données de mesure manquants avec la connaissance des données de mesure du système fournies par les capteurs restants. La méthode de FDI est aussi capable de reconstruire les données d'un capteur d'attitude défaillant. Cependant, dès qu'il y'a une panne de l'actuateur ou de tout dommage à la cellule, les qualités de vol de l'avion se dégradent inévitablement, et une action immédiate doit être prise pour préserver l'intégrité de l'avion. Cela est le sujet de ce travail.

2.2.6. Défis de conception des systèmes de contrôle reconfigurables [8]

Il y'a de nombreux défis lors de la conception d'un système de commande de vol reconfigurable et les difficultés peuvent être classés comme suit :

Les difficultés de la conception de systèmes FDI fiables

Un système FDI fiable fournit des informations précises sur l'état de santé de l'avion. Pour atteindre un tel résultat, le système FDI doit être robuste contre les perturbations externes, les incertitudes des modèles et le bruit des capteurs. En

outre, le système FDI ne devrait pas déclencher les fausses alarmes et devrait toujours être suffisamment sensible pour détecter les anomalies.

La robustesse est un enjeu fondamental dans la performance des systèmes FDI et les contrôleurs reconfigurables de vol. Les systèmes FDI peuvent éprouver la réduction significative des performances si les incertitudes des modèles ne sont pas correctement considérées.

Interaction entre les contrôleurs de vol et les systèmes FDI

C'est souvent le cas qu'un système de commande de vol reconfigurable intègre un système FDI et un contrôleur de vol. Le système FDI surveille le comportement de l'avion et identifie les paramètres pertinents qui sont habituellement utilisés par le contrôleur de vol pour synthétiser les commandes de contrôle. Par conséquent, la performance du dispositif de commande de vol dépend des résultats fournis par le système FDI et vice versa. Ainsi, les interactions entre ces deux systèmes devraient être examinées avec rigueur.

L'observation suivante est faite : «il est assez commun pour l'intégration des systèmes de détection de panne et les systèmes d'accommodation d'être problématique s'ils sont conçus séparément».

Des défis existent lorsque certains paramètres de l'avion doivent être identifiés pendant le vol en temps réel et sous contrôle de retour. Cette tâche est encore plus difficile et délicate quand un actuateur ou une anomalie du capteur survient. En plus, la robustesse du contrôleur de vol peut masquer certaines anomalies et défaillances de l'avions et rendre le problème de détection plus difficile.

Les nouvelles générations de systèmes de contrôle de vol reconfigurables ne compteront pas seulement sur un contrôleur à tolérance de pannes, mais comprendront des systèmes complets intégrés qui reconfigurent les contrôleurs de vol, adapter le système de guidage, et remodeler en ligne les trajectoires des véhicules.

Autres défis pratiques

Habituellement, le système de commande de vol repose sur certaines valeurs nominales pour la masse, les moments d'inertie et les coefficients aérodynamiques pour générer les signaux de contrôle. Lorsque l'avion subit une panne d'actuateur

ou des dommages de cellule de l'avion, l'avion devient asymétrique. Il n'est donc pas trivial de déterminer lequel de ces paramètres doit être re-estimé (en ligne) pour garder des bonnes performances de vol.

C'est souvent le cas que la puissance de traitement disponible à bord est limitée. La conception d'un contrôleur de vol reconfigurable est donc un compromis entre performances, complexité et puissance de traitement disponible.

2.2.7. Principaux composants dans un système FTC [4]

Les systèmes FTC sont généralement divisés en deux classes : passives et actives. Les systèmes FTC passifs sont fondés sur des techniques robustes de conception de contrôleurs et visent à synthétiser un seul contrôleur robuste qui rend le système en boucle fermée insensible aux anomalies anticipés. Cette approche ne nécessite pas de détection en ligne des anomalies, et est donc de calcul plus attrayant. Son applicabilité, cependant, est très limitée en raison de ses inconvénients :

- Afin d'assurer la robustesse aux erreurs, le plus souvent un sous-ensemble très restreint d'anomalies possibles peut être envisagé ; souvent que des anomalies qui ont un "léger effet" sur le comportement du système peuvent être traitées dans cette méthode.
- Réaliser une robustesse accrue à certains anomalies n'est possible qu'au détriment d'une performance nominale diminuée. Depuis les anomalies sont des effets qui se produisent très rarement, il n'est pas raisonnable de dégrader de façon significative la performance du système sans anomalie seulement pour atteindre une certaine insensibilité à une classe restreinte des anomalies.

Cependant, l'utilisation des systèmes FTC passifs peut aussi avoir ses avantages. Un avantage est qu'un contrôleur fixe a des exigences matérielles et logicielles relativement modestes. Un autre avantage est que les systèmes FTC passifs, en raison de leur moindre complexité par rapport aux systèmes FTC actifs, peuvent être rendus plus fiables selon la théorie de fiabilité classique.

Contrairement aux méthodes passives, l'approche active pour la conception des systèmes FTC est basée sur la reconfiguration du contrôleur, ou la sélection de contrôleurs prédéfinis. Cette technique nécessite généralement un schéma de

détection et diagnostic d'anomalie (FDD) qui a pour tâche de détecter et localiser les anomalies si elles se produisent dans le système. La structure d'un système FTC actif à base de FDD est présentée dans la figure 2.8. La partie FDD utilise la mesure d'entrée-sortie du système pour détecter et localiser les anomalies. Les anomalies estimées sont ensuite transmises à un mécanisme de reconfiguration (RM) qui modifie les paramètres et/ou la structure du dispositif de commande afin d'obtenir une performance acceptable du système de post-anomalie.

Selon la façon dont le contrôleur post-anomalie est formé, les systèmes FTC actifs sont subdivisés en méthodes basées sur la projection et méthodes de reconfiguration en ligne.

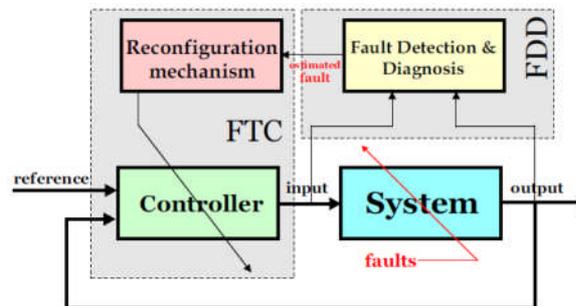


Figure.2.8.principales composantes d'un système actif FTC.

Les méthodes à base de projection reposent sur la sélection du contrôleur à partir d'un ensemble de contrôleurs prédéfinis. Habituellement chaque contrôleur de l'ensemble est conçu pour une situation particulière d'anomalie et est activé par le module RM chaque fois que le motif d'anomalie correspondant a été diagnostiqué par le schéma FDD. De cette façon seulement, une classe limitée et fini des anomalies peut être traitée. Les méthodes de reconfiguration en ligne impliquent un calcul en ligne des paramètres du régulateur, appelé contrôleur reconfigurable ; ou un nouveau calcul à la fois de la structure et les paramètres du régulateur, appelé contrôle restructurable. En comparant les performances du système post-anomalie réalisable, la méthode de reconfiguration en ligne est supérieure à la méthode passive et la méthode basée sur la projection hors ligne. Cependant, ce calcul est la méthode la plus coûteuse, car elle se résume souvent à l'optimisation en ligne.

Il y'a un certain nombre de questions importantes lors de la conception des systèmes FTC actifs. Probablement le plus important est l'intégration entre la partie

FDD et la partie FTC. La majorité des approches de la littérature se concentrent sur l'un de ces deux parties soit en tenant compte l'absence de l'autre partie ou en supposant qu'elle est parfaite. Pour être plus précis, de nombreux algorithmes FDD ne considèrent pas l'opération en boucle fermée du système et, à l'inverse, de nombreuses méthodes FTC supposent la disponibilité d'une estimation parfaite des anomalies par le système FDD. L'interconnexion de ces méthodes est potentiellement impossible et il ne peut y'avoir aucune garantie que les performances post-anomalie soient satisfaisante, ou même que la stabilité, peut être maintenue par un tel régime. Il est donc très important que les conceptions des FDD et FTC, lorsqu'elles sont effectuées séparément, elles sont effectuées pour chacun en tenant compte de la présence et les imperfections de l'autre. Pour rendre l'interconnexion possible, on devrait d'abord enquêter sur les informations du FDD requises par le FTC, ainsi que les informations qui peuvent effectivement être fournies par le régime FDD. Les informations imprécises du FDD qui sont incorrectement interprétées par la partie FTC pourrait conduire à une perte complète de la stabilité du système.

La situation habituelle dans la pratique est que, après l'apparition d'une anomalie dans le système ; il n'y'a initialement pas assez d'informations en termes de mesures d'entrée/sortie du système pour rendre possible au schéma FDD de diagnostiquer l'anomalie. Pour cette raison, seulement après qu'un certain temps s'écoule et plus d'information devient disponible que le schéma FDD peut détecter qu'une anomalie est survenu. Même plus de temps est nécessaire pour localiser l'erreur et sa magnitude. Par conséquent, l'information qui est fournie à la partie FTC est initialement plus imprécise (par exemple avec une plus grande incertitude), et elle devient de plus en plus précise (avec moins d'incertitude) que de nouvelles données sont disponibles à partir du système. Le système FTC devrait être en mesure de faire face à de telles situations. Pour cette raison, le système FTC devrait nécessairement être capable de faire face à l'incertitude dans l'information et les estimations du système FDD, et devrait fonctionner de façon satisfaisante (garantissant au moins la stabilité) pendant la période de transition dans laquelle le système FDD doit diagnostiquer l'anomalie (s).

Très souvent, la dynamique des systèmes physiques réels ne peuvent pas être représentés assez précisément par des modèles dynamiques linéaires de sorte que les modèles non linéaires doivent être utilisés. Cela nécessite le

développement des techniques pour la conception du système FTC qui peuvent traiter explicitement les non-linéarités dans la représentation mathématique du système. Les non-linéarités sont, en fait, très souvent rencontrées dans les représentations des systèmes complexes à sécurité critique comme les avions et les engins spatiaux. Pour réduire la complexité inhérente de la conception du contrôle, il est habituel que les dynamiques latérales et longitudinales d'un aéronef soient découplées de sorte qu'ils n'ont aucun effet l'un sur l'autre. Ceci simplifie considérablement le modèle de l'aéronef et il est possible de concevoir les contrôleurs correspondants de façon indépendante. Cette condition de découplage peut être approximativement atteinte pour un avion en bonne état, mais certaines anomalies peuvent facilement le détruire, de sorte que les deux contrôleurs ne pouvaient pas être considérés séparément.

Un problème important dans la conception du système FTC est que, même pour une région d'exploitation fixe, où un système non linéaire permet des approximations par un modèle linéaire, il est très difficile d'obtenir une représentation linéaire précise, que ce soit en raison du fait que les paramètres physiques dans le modèle non linéaire ne sont pas exactement connues ou parce qu'elles varient avec le temps. Même le modèle non linéaire est souvent dérivé après quelques hypothèses simplificatrices, de sorte qu'il se rapproche du comportement du système. Bien plus, cette incertitude n'est encore augmentée par la linéarisation qui consiste essentiellement à tronquer les termes de second ordre et d'ordres supérieurs dans le développement de Taylor de la fonction non linéaire. Par conséquent seulement une représentation avec incertitude est disponible. Il est important que le système FTC soit conçu pour être robuste à ces incertitudes dans le modèle.

Une autre question très importante est que chaque système contrôlé dans la vie réelle a une saturation de l'action de contrôle, c'est à dire les signaux d'entrée et/ou de sortie ne peuvent pas dépasser certaines valeurs. Dans la phase de conception d'un système de commande, généralement, l'effet de la saturation est accommodé en faisant en sorte que l'action de commande ne soit pas trop active et restera à l'intérieur des limites de saturation dans des conditions normales de fonctionnement. Les anomalies, cependant, peuvent avoir pour effet que l'action de commande reste à la limite de saturation. Par exemple, quand une perte partielle de l'efficacité de 50% dans un actuateur est diagnostiquée, une manière standard

et facile à accommoder l'anomalie est de redimensionner l'action de commande en deux afin que l'actuation résultante se rapproche de l'actuation sans anomalie. En conséquence, l'action de contrôle devient deux fois plus grande et peut aller aux limites de saturation. De toute évidence, dans de telles situations il ne faut pas essayer d'accommoder complètement l'anomalie, mais il faut être prêt à accepter certaines dégradations de performance imposées par la saturation. En d'autres termes, un compromis entre la capacité disponible de l'actuateur peut avoir besoin d'être faite après l'apparition d'une anomalie. Cette situation est souvent appelée dégradation gracieuse de la performance.

2. 3. Etat de l'art dans le contrôle de vol à tolérance de pannes [4]

Dans cette section un aperçu des travaux existants dans le domaine du contrôle à tolérance de panne est donné, un domaine qui a gagné une attention croissante dans la communauté aérospatiale au cours des dernières années.

En raison de l'amélioration de leur performance et leur capacité à faire face à une classe plus large des anomalies, les méthodes de FTC actif ont gagné beaucoup plus d'attention dans la littérature que les méthodes de FTC passifs. Dans la suite, une vue générale est donnée concernant les méthodes actuelles de FTC actifs. On commence par une classification des méthodologies de FTC décrites et évaluées pour aborder le problème de commande de vol reconfigurable.

2.3.1. Classification du contrôle reconfigurable

De nombreuses méthodes ont été proposées pour résoudre le problème du contrôle à tolérance aux pannes. Comme le montre la figure 2.9, ils se répartissent en deux grandes catégories : actifs et passifs.

Les méthodes passives sont essentiellement des techniques de contrôle robustes qui sont appropriés pour certains types de défaillances structurelles qui peuvent être modélisés comme des régions d'incertitude autour d'un modèle nominal. Toute défaillance qui ne fait pas sortir le système en dehors du rayon de stabilité donné par le contrôleur robuste aura toujours une stabilité satisfaisante et des performances garanties. Cependant, n'importe quel contrôleur avec un grand rayon de stabilité pour couvrir la plupart des situations de défaillance sera probablement inutilement conservateur et il n'y a aucune garantie que les défaillances imprévues ou multiples peuvent être manipulés ou même qu'un tel

contrôleur existe. Il y'a aussi de nombreux types de défaillances communes, tels que les anomalies des capteurs ou d'actuateurs, qui ne peuvent être adéquatement modélisées comme incertitude. Ces problèmes motivent la nécessité d'un dispositif de commande qui traite plus directement la situation.

Les méthodes actives se distinguent des approches passives en ce qu'elles prennent en compte des informations d'anomalie explicitement et n'assument pas un modèle statique nominal. La commande de vol reconfigurable est encore, pour une grande partie, une notion académique. Bien qu'il y'ait eu très peu de contrôleurs implémentés dans les systèmes physiques et non plus sur des avions commerciaux, au cours des 20 dernières années, plusieurs programmes de recherche ont été réalisés pour enquêter sur leur potentiel et, par conséquent, il y'a une variété de méthodes actives. Les sections suivantes donnent un aperçu de chaque approche.

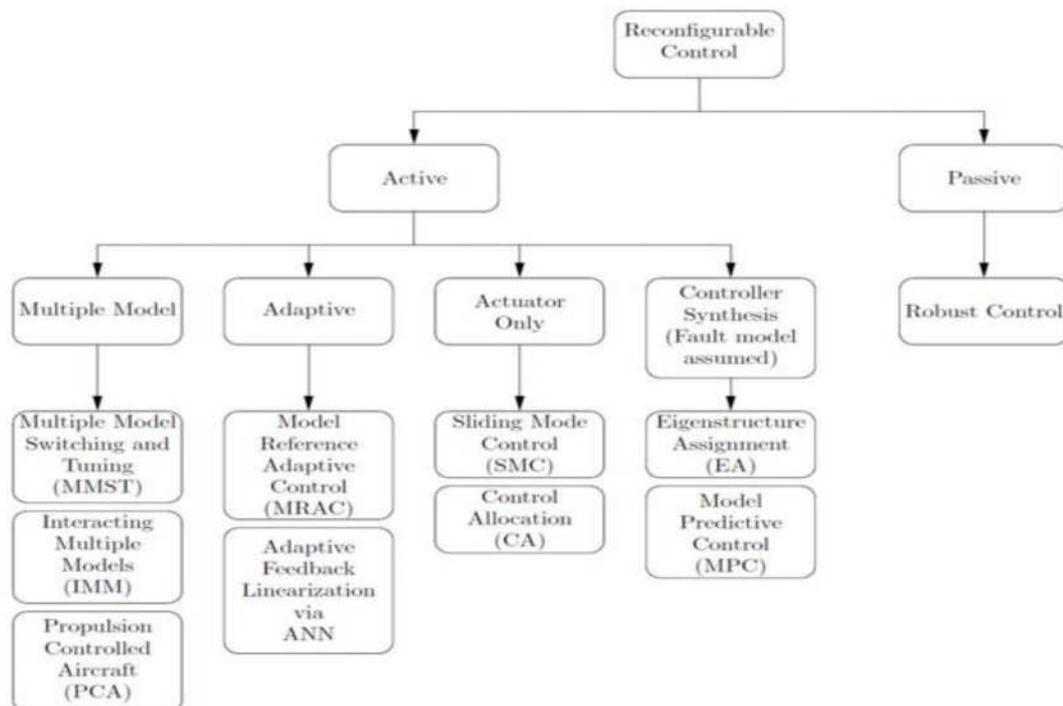


Figure.2.9. Classification des approches de contrôle reconfigurable de vol

2.3.2. Contrôle de modèle multiple

La méthode modèle multiple (MM) est une approche active de FTC qui appartient à la classe des méthodes basées sur la projection plutôt que les méthodes de re-conception en ligne. La méthode MM est fréquemment utilisé à des fins FDD / FTC. La méthode MM est basée sur un ensemble fini de modèles linéaires M_i , $i = 1, 2, \dots, N$ qui décrivent le système dans différentes conditions de

fonctionnement, c'est-à-dire en présence de différentes anomalies dans le système. Pour chacun de ces modèles locaux M_i un contrôleur C_i est conçu (hors-ligne). La clé dans la conception est de développer une procédure en ligne qui détermine l'action globale de contrôle à travers une (probabiliste) combinaison pondérée des différentes actions de contrôle qui peuvent être prises. La pondération de l'action de contrôle est généralement basée sur un banc de filtres de Kalman, où chaque filtre de Kalman est conçu pour l'un des modèles locaux M_i . Sur la base des résidus des filtres de Kalman, la probabilité $1 > \mu_i > 0$ de chaque modèle à être en vigueur, est calculée.

Il y'a trois types de contrôle reconfigurable qui entrent sous la rubrique du contrôle à modèles multiples : Commutation de modèle multiple (MMST), Interaction de Modèle multiple (IMM) et aéronefs contrôlée par propulsion (PCA). Dans les deux premiers cas, tous les scénarios de défaillance attendus sont dénombrés durant une analyse des modes et des effets de défaillance (FMEA) et une construction des modèles d'anomalie qui couvrent chaque situation. En cas de défaillance, MMST passe à une loi de commande pré-calculé correspondant à la situation de défaillance courante. Plutôt que d'utiliser le modèle qui est le plus proche du scénario courant de panne, l'IMM calcule un modèle d' comme une combinaison convexe de tous les modèles d'anomalie pré-calculées et utilise ensuite ce nouveau modèle pour prendre des décisions de contrôle. Le PCA est un cas particulier du MMST, où la seule anomalie prévue est une défaillance hydraulique totale, et dans ce cas, seuls les moteurs sont utilisés pour le contrôle.

2.3.3. Allocation de commande (CA)

L'Allocation de commande est le problème de la production d'un ensemble souhaité de forces et de moments d'un ensemble (généralement de grande taille) d'actuateurs. Par exemple, comme le montre la figure 2.10, la sortie de la loi de commande peut être un ensemble de moments souhaités et le travail du bloc d'allocation de commande est ensuite de sélectionner les points de consigne appropriés pour les actuateurs qui produiront ces moments.

L'algorithme d'allocation de commande prend en entrée les moments souhaités et une estimation des dérivés d'entrée (matrice adaptative B_f) non plus à partir d'un FDI ou un algorithme d'identification du système. L'algorithme a donc la capacité

d'adapter la façon dont les forces d'actionnement sont générées à partir des actionneurs disponibles, pour les anomalies qui ont eu lieu. Par exemple, si l'efficacité d'un certain actionneur devient 0% en raison d'une anomalie, la colonne correspondante dans B_f deviendra également 0. Cet actionneur n'est alors plus considéré par la méthode d'allocation de commande. Les actionneurs restants peuvent être utilisés pour générer les forces d'actionnement désirées. Le but est alors de produire les moments souhaités u_d en sélectionnant les entrées appropriées pour le système u . Etant donné que cela peut être fait dépend de la différence entre la taille de $u_d \in \mathbb{R}^n$ et le rang de la colonne de $u_d \in \mathbb{R}^{n \times k}$.

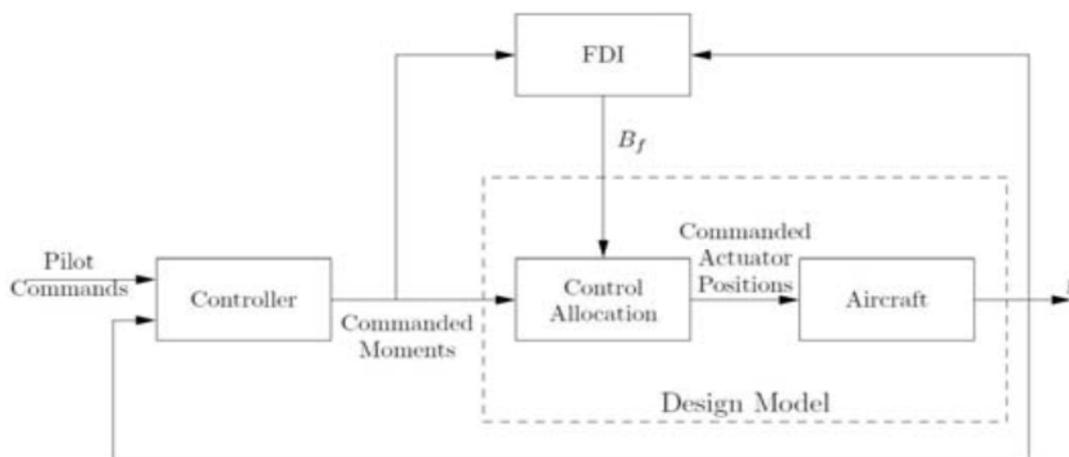


Figure.2.10 : Schéma de Contrôle d'Allocation

L'allocation de commande a été profondément étudié en relation avec les systèmes sur-actionnés et a reçu beaucoup d'attention dans la littérature pour les systèmes reconfigurables car elle permet aux actionneurs à être manipulés sans le besoin de modifier la loi de commande. Cependant, il y'a deux principaux obstacles à cette approche de la reconfiguration. Tout d'abord, le système ne sera pas nécessairement stable, même avec une loi de commande de stabilisation, lorsque $m > k$ comme entrée vue par le système peut ne pas être égale à celle prévue par le contrôleur. Deuxièmement, la dynamique et les limites des actionneurs après unedéfaillance ne sont pas prises en compte dans la loi de commande. Cela signifie que le contrôleur tentera toujours de réaliser la performance du système d'origine, même si les actionneurs ne sont pas capables de le réaliser.L'allocation de commande a reçu une attention considérable dans ledomaine de l'ingénierie aérospatiale.

2.3.4. Linéarisations Adaptatives à feed-back par Réseau de Neurones Artificiel

Cette section examine une méthode principalement développée par Calise et al impliquant système de commande adaptative à modèle de référence (MRAC) par le biais d'une linéarisation adaptative à feed-back augmentée par un réseau de neurones artificiel (ANN). Cette approche a été démontrée avec succès par simulation sur le TAFE (Tailless Advanced Fighter Aircraft) et le X-36. Cette approche divise la dynamique de l'avion en trois sous-systèmes SISO, dont chacun a un contrôleur adaptatif à modèle de référence : roulis, tangage et lacet. La sortie de chaque contrôleur est une commande spécifiant le moment de roulis, tangage ou de lacet voulu et c'est alors le rôle d'un effecteur de gestion de contrôle intégré (ICEM), une forme de répartition de commande, pour générer ces moments à l'aide des surfaces de contrôle disponibles.

2.3.5. Mode Control glissant (SMC)

Dans ce mode, le contrôleur est installé dans une configuration en cascade à deux boucles, avec l'objectif ultime de suivre une trajectoire donnée par des consignes d'angles roulis, tangage et de lacet. La boucle externe prend les consignes de roulis, tangage et de lacet et fournit des commandes de vitesse angulaire à la boucle intérieure, qui est assumée de suivre les commandes en utilisant les entrées vers les actionneurs.

La boucle externe est conçue en utilisant des techniques de SMC standard robuste. La boucle interne est également un contrôleur robuste de mode glissant, mais dispose d'une fonction adaptative pour gérer les limitations de magnitude et de taux de l'actionneur. Il a été démontré que la modification en ligne de la taille de la couche limite peut assurer que les limites de la magnitude et le taux de l'actionneur sont satisfaits. Il existe un compromis direct entre la taille de la couche limite et le suivi des performances. Par conséquent, cette procédure offre une méthode intuitive de maximiser le suivi tout en assurant les limites de la motorisation.

Les avantages de ce contrôleur à une commande reconfigurable sont deux. Tout d'abord, étant une technique de commande robuste, il peut gérer toutes les défaillances structurelles qui modifient la dynamique du système moins qu'une incertitude assumée. En second lieu, l'adaptation en ligne de la couche limite peut traiter une perte partielle des surfaces d'actionneur. Bien que cette technique offre

des avantages aux commandes de l'avion, il y'a des limites dues à l'utilisation du SMC quand il est présenté avec le problème de reconfiguration totale.

1. Il doit y avoir une seule surface de contrôle pour chaque variable contrôlée et en second lieu, aucune des surfaces de contrôle ne peut jamais être perdue. Ceci est géré en considérant uniquement les défaillances qui entraînent une perte partielle de l'efficacité des surfaces de contrôle, qui n'est pas réaliste puisque les actionneurs flottants ou coincés sont certainement des scénarios de défaillance possibles. Ce problème pourrait être résolu en plaçant un algorithme d'allocation de commande entre les sorties demandées et les actionneurs physiques.

2. La méthode propose d'utiliser la commande robuste pour gérer toutes les défaillances structurelles. Cela nécessite un réglage de la commande au point qu'il peut gérer des incertitudes, y compris toutes les défaillances structurelles possibles, qui pourraient bien aboutir à un contrôleur excessivement conservatif dans la situation sans défaillance.

2.3.6. Assignement de la structure propre (EA)

L'Assignement de la structure propre (EA) a été rendue populaire dans les années 1980 principalement par Andry, Shapiro et Chung dans leur article [12] où la méthode d'assignement de la structure propre directe (DEA) a été introduite. L'idée derrière la méthode est de placer les valeurs propres d'un système linéaire à l'aide de retour d'état et ensuite utiliser les degrés de liberté restant pour aligner les vecteurs propres aussi précisément que possible. Les valeurs propres déterminent la fréquence naturelle et l'amortissement de chaque mode tandis que les vecteurs propres contrôlent le taux de contribution de chaque mode à une sortie donnée. L'inconvénient est que les incertitudes du modèle et du FDD ne peuvent pas être facilement incorporées dans le problème d'optimisation, et que seuls les contrôleurs statiques sont pris en considération.

2.3.7. Commande adaptative à modèle de référence (MRAC)

Aström définit un contrôleur adaptatif comme "un dispositif de commande avec des paramètres réglables et un mécanisme de réglage de ces paramètres" ([13], page 1). De toute évidence, toutes les méthodes présentées dans cette étude sont adaptatives dans une certaine mesure (sauf pour les techniques de contrôle robuste) car elles nécessitent l'identification d'un modèle d'anomalie afin de

calculer une loi de commande. L'approche que nous considérons ici est la commande adaptative à modèle de référence (MRAC) qui peut être efficace pour de nombreux types de défaillances structurelles et est souvent utilisé comme une étape finale dans d'autres algorithmes.

Le but de la poursuite adaptative du modèle est de forcer la sortie du système pour suivre un modèle de référence. Nous considérons les systèmes linéaires de la forme :

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{d} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x}\end{aligned}\tag{2.2}$$

Où $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$, $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$, $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^k$ et un modèle de référence

$$\dot{y} = A_d y_d + B_d r\tag{2.3}$$

Où $y_d \in \mathbb{R}^k$ et $r \in \mathbb{R}^k$. A_d et B_d sont des matrices carrées arbitraires avec A_d stable.

On considère la forme de retour d'état suivante :

$$\mathbf{u} = \mathbf{C}_0 r + \mathbf{G}_0 \mathbf{x} + v\tag{2.4}$$

Où $\mathbf{C}_0 \in \mathbb{R}^{k \times k}$, $\mathbf{G}_0 \in \mathbb{R}^{k \times n}$ et $v \in \mathbb{R}^k$ sont des paramètres libres du contrôleur. Les dynamiques en boucle fermée sont alors :

$$\dot{y} = (\mathbf{C}\mathbf{A} + \mathbf{C}\mathbf{B}\mathbf{G}_0)\mathbf{x} + \mathbf{C}\mathbf{B}\mathbf{C}_0 r + \mathbf{C}\mathbf{B}v + \mathbf{C}\mathbf{d}\tag{2.5}$$

L'objectif est de rendre la dynamique en boucle fermée donnée par l'équation (2.5) correspondante à la dynamique désirée de l'équation (2.3). Si le modèle représenté dans l'équation (2.2) était connu exactement, les paramètres du régulateur \mathbf{C}_0 , \mathbf{G}_0 et v peuvent être calculés pour y parvenir. Cependant, comme la post-défaillance du modèle de (2.2) n'est pas connue exactement, les paramètres de régulation doivent être adaptés. Il existe deux méthodes pour y parvenir : l'adaptation directe et indirecte.

Adaptation indirecte

Il y'a deux étapes dans la commande adaptative indirecte. Tout d'abord les matrices \mathbf{A} , \mathbf{B} et \mathbf{D} sont estimées, puis sous l'hypothèse que ces estimations sont

correctes les paramètres de commande G_0 , C_0 et v sont calculées de telle sorte que le système en boucle fermée correspond à la dynamique désirée.

Un algorithme des moindres carrés peut être utilisé pour calculer les estimations de A , B et D , ce qui peut ensuite être utilisé pour calculer les paramètres de régulation de telle sorte que les dynamiques en boucle fermée (2.5) correspondent à celles désirées (2.3).

$$\begin{aligned} C_0 &= (C\hat{B})^{-1} B_d \\ G_0 &= (C\hat{B})^{-1} (A_d C - C\hat{A}) \\ v &= (C\hat{B})^{-1} (Cd) \end{aligned} \tag{2.6}$$

Où nous devons supposer que $\det(C\hat{B}) \neq 0$.

L'idée d'identifier le modèle en ligne, puis calculer une loi de commande sous l'hypothèse que le modèle estimé est parfait est courante dans la littérature de commande reconfigurable. Par exemple, les algorithmes d'assignement de la structure propre et les algorithmes IMM assument ce type de structure.

Adaptation directe

La commande adaptative Directe tente d'estimer les paramètres du contrôleur G_0, C_0 et v directement plutôt que de calculer d'abord les paramètres du modèle. Nous définissons G_0^*, C_0^* et v^* comme les valeurs «vraies» des paramètres de contrôleur qui vont forcer le système à suivre le modèle de référence. Un problème peut alors être formulé de telle sorte qu'une routine des moindres carrés peut être utilisée pour estimer les paramètres justes de commande [8]. L'idée de l'adaptation directe est considérée dans les algorithmes tels que l'approche de linéarisations adaptatives à feed-back par réseau de neurones artificiel présentée dans la section 2.3.4.

Les techniques de contrôle adaptatif à modèle de référence de base décrites ici ne sont pas par eux-mêmes adaptées au contrôle reconfigurable pour deux raisons principales. Tout d'abord, pour que ces approches fonctionnent, une structure de modèle doit être assumée. Cependant, les types de défaillances abordées dans le contrôle reconfigurable peuvent ainsi conduire la structure du système à changer

radicalement. Deuxièmement, la commande adaptative nécessite que les paramètres du système varient assez lentement pour que l'algorithme d'estimation puisse les suivre. Des anomalies peuvent ainsi provoquer des changements brusques et radicaux dans les paramètres déplaçant le système instantanément à une nouvelle région de l'espace des paramètres. Il n'y a aucune garantie que le système soit stable pendant la période transitoire dans lequel l'algorithme adaptatif identifie la section défectueuse. Malgré les limites de commande adaptative pour la reconfiguration, certains chercheurs ont tenté de l'appliquer sous des formes légèrement modifiés. En conséquence le contrôle adaptatif de son propre n'est pas suffisant pour régler le problème général, mais pourrait bien être une partie importante d'un algorithme reconfigurable.

2.3.8. Commande prédictive

Après son introduction dans les années 1970, la commande prédictive (MPC) est devenue une stratégie populaire dans le domaine du contrôle des processus industriels. Les principales raisons de cette popularité sont les capacités de MPC à commander les systèmes multivariables et à gérer les contraintes. Initialement, la MPC a été principalement appliquée aux procédés relativement lents, tels que les systèmes rencontrés dans l'industrie de transformation. La raison pour cela est que la MPC peut nécessiter un effort de calcul considérable pour générer les signaux de commande à la suite d'une optimisation qui doit être exécutée à chaque instance de temps. Cette optimisation est basée sur une prédiction correspondant de la sortie du système, dans une certaine trajectoire de référence désirée. Cette dernière est supposée être connue à l'avance. Pour les systèmes relativement lents dans l'industrie de transformation, l'effort de calcul considérable de la MPC n'était pas un problème en raison de la faible fréquence d'échantillonnage des contrôleurs. Cependant, pour des systèmes plus rapides, des fréquences plus élevées étaient nécessaires qui empêchait l'implémentation en ligne de MPC pour de tels systèmes. Plus récemment, MPC est devenue une alternative viable pour des systèmes plus rapides à la suite de l'augmentation de la puissance de calcul qui est disponible dans les systèmes de contrôle modernes. Par exemple, dans [15] MPC a été utilisé pour le contrôle en temps réel d'un aéroglisseur miniature. Un autre exemple est [16], dans lequel MPC a été utilisé pour le contrôle en temps réel d'un véhicule aérien sans pilote.

L'architecture MPC permet à la tolérance de panne d'être intégrée dans un moyen relativement facile par : (a) la redéfinition des contraintes pour représenter certaines anomalies (anomalies d'actuateur habituellement), (b) la modification du modèle interne, (c) la modification des objectifs de contrôle pour tenir compte des limitations dues au mode de fonctionnement défectueux. De cette manière, il n'y a pratiquement aucune optimisation supplémentaire qui doit être exécuté en ligne à la suite d'une anomalie diagnostiquée, de sorte que ce procédé peut être considéré comme ayant une propriété d'auto-reconfiguration inhérente. Toutefois, si une MPC à retour d'état est utilisée dans une interconnexion avec un observateur, il faut aussi prendre soin de reconfigurer aussi l'observateur approprié afin d'atteindre une tolérance de pannes à l'estimation d'état.

La Commande prédictive a été proposée comme une méthode de contrôle reconfigurable de vol en raison de sa capacité à gérer des contraintes et de l'évolution dynamique du modèle systématiquement. La MPC s'appuie sur un modèle interne du système et ainsi, comme la plupart des approches ici-présentées, un modèle de anomalie est nécessaire. Il y'a deux classifications générales de anomalies d'avions : anomalie d'actuateur et structurelle. Ces anomalies peuvent être traitées naturellement dans un cadre MPC via des changements dans les contraintes d'entrée et le modèle interne.

Une question importante lors de l'utilisation de MPC est la robustesse aux incertitudes. Comme la MPC dépend fortement de la façon dont le système contrôlé est représenté par le modèle utilisé, des mesures devraient être prises en cas d'incertitude du modèle. Une méthode pour le faire est de définir une région d'incertitude autour du modèle nominal et d'assurer que l'algorithme MPC atteint un certain niveau de rendement minimal pour toute la région d'incertitude. Les méthodes MPC qui prennent en compte l'incertitude du modèle explicitement sont appelées des méthodes MPC robustes.

Comme la plupart des méthodes FTC actives, la méthode FTC basée sur MPC nécessite la disponibilité de l'information d'anomalie pour accommoder les anomalies. Cette exigence limite la capacité des FTC basée sur MPC pour faire face à des conditions d'anomalie imprévues pour lesquels des informations d'anomalie ne peuvent être obtenu la plupart du temps. Un algorithme FTC qui a cette capacité est donc très souhaitable. Un tel algorithme est la commande

prédictive des sous-espaces (SPC). Cet algorithme se compose d'un prédicteur qui est dérivé en utilisant la théorie de l'identification de sous-espace [87], ce qui en fait une méthode de commande axée sur les données. Ce prédicteur de sous-espace est ensuite intégré dans une fonction objective de commande prédictive.. Si la prédiction de sous-espace est mise à jour en ligne avec de nouvelles données d'entrée-sortie dès qu'il sera disponible, alors le SPS a la capacité de s'adapter à l'évolution des conditions du système, qui peuvent également inclure des anomalies imprévus. En plus d'avoir cette capacité, un autre avantage important de l'algorithme SPC, c'est que la question de la robustesse par rapport à l'incertitude du modèle est implicitement adressée en raison de l'adaptation du prédicteur.

2.3.9. Poursuite du modèle

La méthode de poursuite du modèle est une autre approche de FTC actif. Ces méthodes ont l'avantage qu'ils ne nécessitent habituellement pas un système FDD. Un fort inconvénient est, cependant, qu'ils ne sont pas applicables aux anomalies de capteurs. En outre, ces méthodes ne traitent pas de l'incertitude du modèle.

2.3.10. Commande adaptative

Les méthodes de commande adaptative forment une classe de méthodes qui est très appropriée pour le FTC active. En raison de leur capacité à s'adapter automatiquement aux changements dans les paramètres du système, ces méthodes pourraient être appelés «auto-reconfigurables», puisque souvent, elles ne nécessitent pas le «mécanisme de reconfiguration» et des composants "FDD", comme dans la Figure 2.6. Mais cela est surtout vrai pour les anomalies des composants et les anomalies d'actuateur, mais pas pour des anomalies de capteur. Si l'on fait usage, par exemple, d'un système de commande adaptative basé sur le retour de sortie pour compenser les anomalies de capteur il conduire la mesure erronée (plutôt que le signal vrai) à suivre un signal de référence désiré, et cela à son tour peut même conduire à l'instabilité. En effet, dans le cas d'une défaillance totale du capteur, un contrôleur adaptatif peut essayer d'augmenter l'action de commande pour rendre le signal mesure erroné égal à la valeur désirée ce qui ne sera pas possible en raison de la défaillance complète du capteur. Dans de tels cas, un système FDD est nécessaire pour détecter la défaillance du capteur, et un mécanisme de reconfiguration devrait reconfigurer correctement le contrôleur adaptatif. Nous notons ici que les approches de poursuite du modèle directe et

MM, évoquées ci-dessus, appartiennent aussi à la classe des algorithmes de contrôle adaptatifs. Les méthodes de contrôle LPV pour la conception de FTC sont également membres de cette classe. Dans [11], les méthodes LPV FTC sont développées qui traitent les paramètres structurés et l'incertitude de FDD. Par ailleurs, ces méthodes sont applicables à une large classe d'anomalies comme le signal d'anomalie est autorisé à entrer dans les matrices d'espace d'état du système n'importe quelle façon tant que les matrices restent bornées.

2. 4. Comparaison des méthodes de commande de vol à tolérance de panne

Le tableau de la page suivante présente une comparaison des méthodes de commande à tolérance de panne, applicables pour le contrôle reconfigurable de vol, étudié dans ce travail. Les cercles pleins signifient que la méthode a la propriété indiquée tandis que les cercles vides impliquent que l'auteur a suggéré que l'approche pourrait être modifiée pour incorporer la propriété. Les colonnes sont expliquées comme suit :

- Défaillances : Types de défaillances que la méthode peut gérer
- Robuste : La méthode utilise des techniques de contrôle robustes
- Adaptive : La méthode utilise des techniques de contrôle adaptatif
- Modèle d'anomalie :
 - FDI : Un algorithme FDI est incorporé dans la méthode
 - Adopté : La méthode adopte un algorithme qui fournit un modèle d'anomalie
- Contraintes : La méthode peut gérer les contraintes de l'actuateur
- Type de modèle : Le type de modèle interne utilisé

Tableau 2.1.Comparaison des méthodes de contrôle reconfigurable

Méthode	Défaillance		Robuste	adaptative	Modèle d'anomalie		contraintes	Type de modèle	
	Actuateur	Structurale			FDI	adopté		linéaire	Non linéaire
Multiple Model Switching and Tuning (MMST)		●		●	●				
Interacting Multiple Model (IMM)		●		●	●		○	●	
Propulsion Controlled Aircraft (PCA)	●		○			●		●	●
Control Allocation (CA)	●					●	○	●	
Feedback Linearization	●	●		●	●				●
Sliding Mode Control (SMC)	¹ ○	●	² ●				●		●
Eigenstructure Assignment (EA)		●				●		●	
Pseudo Inverse Method (PIM)		●				●		●	
Model Reference Adaptive Control (MRAC)		●		●	●			●	○
Model Predictive Control (MPC)	●	●	○	○	●	●	●	●	●

1 : Peut gérer la perte partielle de l'efficacité des actionneurs, mais pas la perte complète

2 : Admet une commande robuste capable de gérer toutes les formes de défaillances structurelles

2. 5. Conclusion :

Dans ce chapitre ont été présentées quelques définitions utilisées dans la suite de ce travail ainsi que des notions de contrôle à tolérances de pannes. Il existe deux approches principales pour le contrôle à tolérance de pannes : passives et actives. Les méthodes FTC passives sont basées sur les méthodes de conception de contrôleurs robustes et visent à réaliser une augmentation de l'insensibilité du système en boucle fermée à certaines classes d'anomalies prévues. Les principaux inconvénients de cette approche est que seul un ensemble très restreint d'anomalies peut être traitée (généralement des anomalies qui n'affectent pas de manière significative le comportement dynamique du système) et qu'il en résulte une diminution de la performance du système. Cette dernière s'explique par la pire approche d'optimisation qui est inhérente à la commande robuste de sorte que, une et la même performance est réalisée pour tous les modes de fonctionnement défectueux considérés du système. L'approche FTC actif, d'autre part, est soit basée sur une refonte complète du contrôleur (reconfiguration) ou sur une sélection d'un contrôleur à partir d'un ensemble de contrôleurs prédéfinis. Cette méthode nécessite souvent la présence d'un schéma de détection et diagnostic d'anomalie(FDD) qui a pour tâche de détecter et localiser les anomalies qui se produisent dans le système.

Un aperçu général des différentes techniques de commande trouvées dans la littérature et qui sont adoptées dans les algorithmes de FTC a été donné. L'approche que nous considérons ici est la commande adaptative à modèle de référence(MRAC) qui peut être efficace pour de nombreux types de défaillances structurelles et est souvent utilisé comme une étape finale dans d'autres algorithmes. Le chapitre ci-dessous détaillera la démonstration théorique de l'algorithme FTC adopté dans ce travail, et qui va être par la suite appliqué à la commande un avion de transport de type Boing 747-200.

CHAPITRE 3 :

APPLICATION DE LA

COMMANDE ADAPTATIVE AU

CONTROLE DE VOL A

TOLERANCE DE PANNES

CHAPITRE3 : APPLICATION DE LA COMMANDE ADAPTATIVE AU CONTROLE DE VOL A TOLERANCE DE PANNES

3.1. Introduction

Le contrôle de vol à tolérance de pannes (FTFC), ou contrôle auto-adaptatif intelligent, permet d'améliorer la survie et la récupération dans le cas de conditions de vol défavorables induites par les anomalies, les dommages et les troubles associés. Ceci peut être réalisé par utilisation "intelligente" de l'autorité de contrôle des actionneurs de commande restants dans tous les axes, comprenant des surfaces et les moteurs de contrôle ou une combinaison des deux. Dans cette technique, les stratégies de contrôle sont appliquées pour rétablir la stabilité du véhicule, la maniabilité et les techniques de pilotage classiques pour un fonctionnement sûr et l'atterrissage de l'avion.

L'état actuel de la recherche dans le domaine des systèmes de contrôle de vol à tolérance de pannes se concentre sur la façon d'assurer la robustesse contre les anomalies d'actionneurs au moyen de techniques de contrôle adaptatif. Bien que ce sujet et l'allocation de commande soient déjà bien évalués, les techniques de FDI représentent la prochaine étape vers la conception finale. Dans ce chapitre, le module de base impliquant les lois de commande **robustes** est décrit et rapporté en détail, avec quelques descriptions du module de pilote automatique. Le module de contrôle est basé sur la technique de poursuite de modèle adaptatif, tandis que le second est conçu au moyen de l'approche classique de fermeture séquentielle de boucle. Le FCS est l'objectif principal de ce chapitre et est représenté dans la figure. 3.1. Son contexte théorique est rappelé dans la section suivante.

3.2. Système de contrôle de vol à tolérance de pannes

La figure 3.2 illustre Le schéma de la conception actuelle d'un système de contrôle de vol à tolérance de panne.

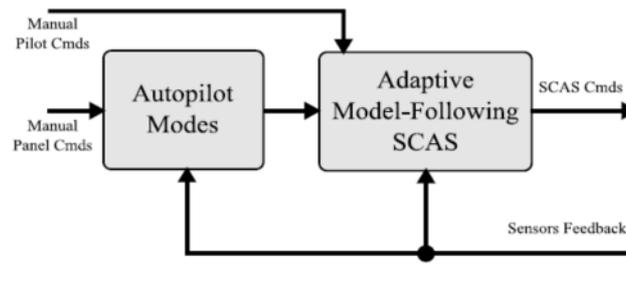


Figure 3.1 Le schéma de la conception actuelle d'un FCS à tolérance de panne

3.2.1. Commande Adaptative à modèle de référence

Parmi les nombreuses techniques de contrôle à tolérance de pannes, la commande Adaptative à modèle de référence (AMF), a été sélectionnée. C'est une technique d'adaptation directe, dont la stratégie est d'appliquer une loi de commande, avec une structure fixe, et avec un ensemble de matrices de gain qui assure deux objectifs, en particulier, le suivi et la stabilité. Cette technique se compose d'une variation du gain de commande en boucle pour minimiser la différence entre le modèle de référence et le comportement réel de l'installation. Plusieurs méthodes sont présentes dans la littérature en ce qui concerne l'algorithme d'adaptation. Celle adoptée dans la méthode AMF est basée sur la stratégie de Lyapunov. Il est intéressant de marquer que la stratégie d'adaptation directe diffère légèrement de celle indirecte. Cette dernière méthode est basée sur l'identification des paramètres actuels du système et l'utilisation d'une loi de commande à structure fixe, dont les gains dépendent des paramètres du système. Toutes les techniques d'adaptation, en principe, n'impliquent pas l'utilisation d'un sous-système FDI. Cette caractéristique rend ces méthodes très attrayantes, car elle permet au concepteur de se concentrer sur l'atteinte du niveau de robustesse souhaité pour le système en boucle fermée. Une autre caractéristique de la technique AMF est sa forte robustesse contre l'incertitude des paramètres du modèle du système, par rapport aux techniques classiques de contrôle. En outre, la commande Adaptative à modèle de référence permet au concepteur de faire la correction d'une manière claire et simple de la dynamique de référence pour le système. Cela est intéressant pour les concepteurs qui peuvent également planifier les lois de commande à travers toute l'enveloppe de vol, même si la conception a été réalisée dans une seule condition de vol.

Dans cette section, quelques détails sur la technique de contrôle AMF sont éclairés.

Considérons le modèle du système linéaire suivant :

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= A\mathbf{x} + B\mathbf{u} + \mathbf{d} \\ \mathbf{y} &= C\mathbf{x}\end{aligned}\quad (3.1)$$

Avec le vecteur d'état: $\mathbf{x} \in \mathfrak{R}^n$, le vecteur de sortie $\mathbf{y} \in \mathfrak{R}^l$, et le vecteur de commande : $\mathbf{u} \in \mathfrak{R}^m$, $A \in \mathfrak{R}^{n \times n}$, $B \in \mathfrak{R}^{n \times m}$, $C \in \mathfrak{R}^{l \times n}$. Où le terme \mathbf{d} représente les données de compensation pour les dérivés d'état. L'expression dynamique du système de référence est écrite comme suit :

$$\dot{\mathbf{y}}_m = A_m \mathbf{y}_m + B_m \mathbf{r} \quad (3.2)$$

Où \mathbf{y}_m est la sortie désirée pour le système, \mathbf{r} est la demande indiquée, et A_m et B_m représentent la dynamique de système linéaire de référence. La structure de la loi de commande est la suivante :

$$\mathbf{u} = C_0(G_0\mathbf{x} + \mathbf{v} + \mathbf{r} + K_0\mathbf{y}_m) \quad (3.3)$$

Où G_0 , C_0 et \mathbf{v} sont des termes évalués par les lois d'adaptation, et K_0 est une matrice de gain de réaction évaluée une fois. Il est maintenant possible de calculer la fonction d'erreur (erreur de poursuite) comme suit :

$$\mathbf{e} = \mathbf{y}_m - \mathbf{y} \quad (3.4)$$

Et il est particulièrement intéressant d'évaluer l'erreur dynamique, en fonction des paramètres du système et la dynamique du système de référence :

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{y}}_m - \dot{\mathbf{y}} &= (CA + CBC_0G_0)\mathbf{x} + CBC_0\mathbf{r} + CBC_0\mathbf{v} \\ &+ CBC_0K_0\mathbf{y}_m + C\mathbf{d} - A_m\mathbf{y}_m - B_m\mathbf{r}\end{aligned}\quad (3.5)$$

Assumant l'erreur dynamique désirée du système, exprimée comme suit :

$$\dot{\mathbf{e}} = A_e\mathbf{e} + \Phi \quad (3.6)$$

où A_e est une matrice stable et convenablement choisi et Φ représente une fonction de forçage bornée, il est possible d'écrire les identités suivantes pour assurer l'objectif de poursuite ($\mathbf{y}_m = \mathbf{y}$):

$$\begin{aligned}
CA + CBC_0^* G_0^* &= A_e C \\
CBC_0^* &= B_m \\
CBC_0^* \mathbf{v}^* &= -C\mathbf{d} \\
CBC_0^* K_0 &= A_m - A_e
\end{aligned} \tag{3.7}$$

Les identités (3,7) facilitent l'écriture des expressions pour les termes optimale G_0 , C_0 , \mathbf{v} et K_0 pour obtenir une inversion parfaite du modèle qui garantit la stabilité asymptotique du système et une erreur asymptotique nulle:

$$\begin{aligned}
G_0^* &= B_m^{-1} (A_e C - CA) \\
C_0 &= (CB)^{-1} B_m \\
\mathbf{v}^* &= -B_m^{-1} C\mathbf{d} \\
K_0 &= B_m^{-1} (A_m - A_e)
\end{aligned} \tag{3.8}$$

Il est évident qu'il est nécessaire à la fois pour les matrices B_m et CB d'être inversible. Si la première est un paramètre de conception et peut être choisie pour être inversible, celle-ci, appelée gain à haute fréquence, est une caractéristique structurelle du système. En fait, l'inversibilité du gain à haute fréquence est liée à la capacité des variables de contrôle d'affecter directement les variables de sortie passant à travers les variables d'état. Il est intéressant de remarquer que cela est différent de la contrôlabilité et l'observabilité de la représentation d'état étant donné que la réalisation de l'intégration double $A = [0 \ 1; 0 \ 1]$, $B = [0; 1]$ et $C = [0 \ 1]$ est à la fois contrôlable et observable, mais a une matrice de gain haute fréquence nulle. L'analyse qui précède ne tient pas compte des variations des paramètres du système. La non-linéarité du système réel peut être prise en compte au moyen d'une variation appropriée de la dynamique (A), l'entrée (B), les matrices de sortie (C), et les données de compensation (\mathbf{d}). De plus, l'incertitude sur les paramètres du système peut également être modélisée par une variation appropriée des matrices et des données mentionnées ci-dessus. Ainsi, un ensemble de règles d'adaptation est nécessaire pour réagir aux variations dans les paramètres du système et aux incertitudes. L'algorithme qui sera adopté est basé sur Lyapunov et sa structure est décrite ici. Tout d'abord, définissons les différences entre les paramètres adaptatifs réels et ceux optimaux comme suit :

$$\begin{aligned}
\Delta G &= G_0 - G_0^* \\
\Delta \Psi &= C_0^{*-1} - C_0^{-1} \\
\Delta \mathbf{v} &= \mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_0^*
\end{aligned} \tag{3.9}$$

Il est maintenant possible d'écrire des expressions pour l'erreur dynamique en tenant compte des variations de paramètres. Après quelques calculs on peut écrire :

$$\dot{\mathbf{e}} = A_e \mathbf{e} + B_m \Delta G \mathbf{x} + B_m \Delta \Psi \mathbf{u} + B_m \Delta \mathbf{v} \tag{3.10}$$

Maintenant, la condition de stabilité de Lyapunov pour l'erreur du système sera étudiée. Considérons la fonction candidate de Lyapunov :

$$V = \mathbf{e}^T P \mathbf{e} + tr \left\{ \frac{\Delta G^T \Delta G}{\gamma_1} \right\} + tr \left\{ \frac{\Delta \Psi^T - \Delta \Psi}{\gamma_2} \right\} + \frac{\Delta \mathbf{v}^T \Delta \mathbf{v}}{\gamma_3} \tag{3.11}$$

Où γ_i avec $i = 1, \dots, 3$ sont trois scalaires positifs et P est une matrice symétrique définie positive qui représente la solution de de l'équation de Lyapunov :

$$A_e^T P + P A_e = -Q \quad \text{with } Q > 0 \tag{3.12}$$

Avec Q une matrice de pondération définie positive. En calculant la dérivée temporelle de la fonction candidate de Lyapunov et la forçant à être nulle, les conditions représentent les règles d'adaptation pour les paramètres des de commandes sont obtenues qui.

La dérivée de V dans (3.11) a l'expression suivante :

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= -\mathbf{e}^T P \mathbf{e} + 2tr \left\{ \frac{1}{\gamma_1} \Delta G^T (\Delta \dot{G} + \gamma_1 B_m^T P \mathbf{e} \mathbf{x}^T) + \right. \\
&\quad \left. \frac{1}{\gamma_2} \Delta \Psi^T (\Delta \dot{\Psi} + \gamma_2 B_m^T P \mathbf{e} \mathbf{u}^T) \right\} + \\
&\quad \frac{1}{\gamma_3} \Delta \mathbf{v}^T (\Delta \dot{\mathbf{v}} + \gamma_3 B_m^T P \mathbf{e})
\end{aligned} \tag{3.13}$$

$$\begin{aligned}
\dot{G}_0 &= -\gamma_1 B_m^T P \mathbf{e} \mathbf{x}^T \\
\text{En choisissant : } \dot{C}_0 &= -\gamma_2 C_0 B_m^T P \mathbf{e} \mathbf{u}^T C_0 \\
\dot{\mathbf{v}}_0 &= -\gamma_3 B_m^T P \mathbf{e}
\end{aligned} \tag{3.14}$$

Annulent les trois derniers termes de l'expression de la dérivée dans (3,13). Les expressions (3,14) représentent les règles d'adaptation pour les paramètres de la loi de commande, affectés par les trois scalaires γ_i avec $i = 1, \dots, 3$ en termes de taux

d'adaptabilité. Enfin, en prenant en compte (3.14), (3.13) et (3,3), il est possible d'obtenir la non-positivité de la dérivée de la fonction candidate de Lyapunov :

$$\dot{V} = -e^T P e \leq 0 \quad (3.15)$$

Ce qui assure la stabilité asymptotique de l'erreur dynamique du système.

3.2.2. Architecture du SCAS

Le module du système d'augmentation de la contrôlabilité et la stabilité SCAS est composé de deux sous-modules conçus au moyen de la technique d'adaptation décrite dans la section précédente. Le module interne prend en charge les vitesses angulaires, tandis que celui de l'extérieur contrôle les angles d'attitude. Cette solution exploite la séparation entre la dynamique du taux angulaire, le plus rapide, et la dynamique des angles d'attitude qui sont plus lentes. L'approche permet une réduction sensible dans la complexité de la loi de contrôle, c'est-à-dire le nombre total d'états du contrôleur est diminué par rapport à un module de contrôle tout-en-un. Un schéma détaillé de l'architecture du SCAS est représenté sur la Figure3.2, alors que la description graphique détaillée de chaque module est rapporté à la Figure 3.3.

Les variables rapportés dans la figure 3.3 se reportent directement à la théorie de poursuite de modèle adaptatif décrite dans la section 3.2.2. Il est, maintenant, la évident de donner une description détaillée de la façon dont il est implémenté. En référence aux variables de la section 3.2.2, l'état, la sortie, le contrôle et les vecteurs de référence de la boucle externe, le régulateur de vitesses angulaires, sont mis en place comme suit

$$\begin{aligned} x &= [v_{TAS}, \alpha, \phi, \theta] \\ y &= [\phi, \theta] \\ u &= [p_{dem}, q_{dem}, r_{dem}] \\ r &= [\phi_{dem}, \theta_{dem}] \end{aligned}$$

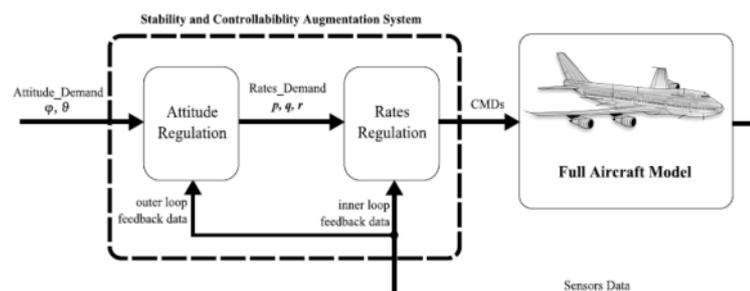


Figure. 3.2 :architecture SCAS

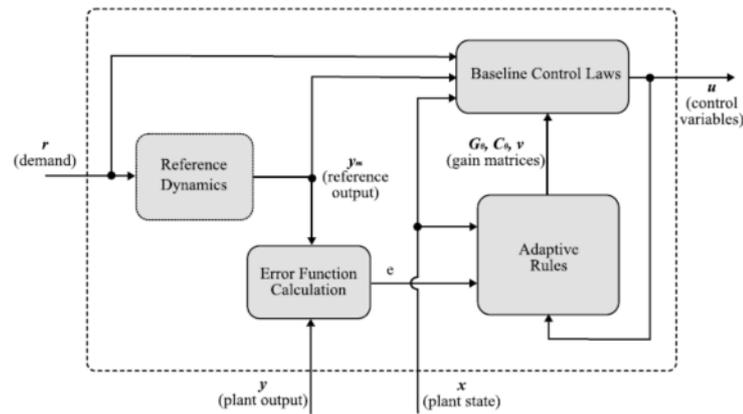


Figure. 3.3. Architecture interne de chaque module SCAS

Pour la boucle intérieure, les variables sont définies comme suit :

$$x = [v_{TAS}, \alpha, p, q, r]$$

$$y = [p, q, r]$$

$$u = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]$$

$$r = [p_{dem}, q_{dem}, r_{dem}]$$

Où la variable de commande, u , représente génériquement les commandes des ailerons, gouverne de profondeur et gouverne de direction. Les paramètres de conception des boucles à la fois intérieures et extérieures sont constitués de quelques matrices. Tout d'abord, les dynamiques du modèle de référence sont exprimées en termes de deux matrices A_m et B_m avec la limitation que le premier doit être choisi avec des valeurs propres négatives et le dernier inversible. Les dynamiques d'erreur souhaitée sont choisies au moyen de A_e . La mise au point de cette matrice permet la modification de la performance du système, en corrélation avec les paramètres du modèle de référence, mais elle affecte également la capacité de rejet de bruit et des perturbations, donc il a un sens en termes de bande passante du système de contrôle réel. La matrice Q , utilisée dans le calcul de la matrice de Lyapunov P (voir équation 3.12), peut être interprétée comme une matrice de pondération. La mise au point de cette matrice permet un compromis entre la condition de poursuite, en termes d'adaptabilité, d'un ou plusieurs variables de sortie par rapport aux autres. Enfin, les trois paramètres γ_1, γ_2 et γ_3 sont utilisés pour modifier la capacité adaptative, les plus grandes valeurs de ces paramètres, les plus rapides de l'adaptabilité. Ces paramètres ont été conçus au moyen d'une analyse d'erreurs.

3.2.3. Limitations et solutions pratiques

La poursuite de modèle adaptatif est une technique de contrôle très robuste, mais elle nécessite également plusieurs hypothèses fortes pour être vérifiées. La première hypothèse concerne la nécessité d'éviter les dynamiques non modélisées. Ce besoin se pose trivialement parce que les lois de commande, et notamment les lois d'adaptation, ne peuvent pas traiter correctement la dynamique du système, si cette information est incomplète. L'invalidité de l'hypothèse précitée peut conduire à une instabilité. Certains auteurs [4] expriment ce besoin en supposant que les zéros de transmission ont une partie réelle négative. Même si les deux hypothèses sont sensiblement différentes, elles traitent tous les deux le même problème. Dans le cas des dynamiques non modélisées, elles peuvent être réalisées en boucle fermée stable si les zéros de transmission sont situés dans le demi-plan réel négatif.

Dans ce travail, les modèles d'actionneurs et de capteurs n'ont pas une représentation dynamique, ils ne concernent que les non-linéarités et le bruit (dans le cas des capteurs). C'est une condition particulièrement favorable pour la technique de poursuite du modèle adaptatif et facilite le succès des résultats.

La seconde hypothèse fondamentale pour les problèmes de poursuite du modèle adaptatif concerne le gain à haute fréquence, qui est la matrice CB . Cette matrice, comme déjà discuté dans la Section 3.1.1, doit être de rang plein. Dans ce travail, aucune défaillance du capteur n'est considérée, ce qui évite les problèmes de la matrice équivalente C , dont le rang ne diminue jamais. Des affirmations similaires peuvent être faites concernant la matrice équivalente B . En fait, même si des défaillances d'actionnement sont prises en compte dans l'indice de référence, le niveau de redondance élevé des dispositifs de commande assure toujours un nombre suffisant de variables de contrôle, ce qui évite les problèmes de l'inversibilité de la matrice de gain haute fréquence.

Enfin, la poursuite du modèle adaptatif est une technique de commande pour systèmes linéaires. Cela signifie que les non-linéarités dans le système peuvent donner des problèmes, en particulier celles qui causent des variations brusques dans le comportement du système. Quelques exemples de ces types de non-linéarités sont les limites des actionneurs, à la fois en termes de taux et position, mais aussi ceux comme les conditions de décrochage. Toutes les non-linéarités ne sont pas traitées de

l'implantation de poursuite adaptative du modèle, ici discutées. Pour faire face aux limitations de l'actionneur, il serait nécessaire d'adopter des techniques telles que l'allocation de contrôle ou des techniques similaires pour réorganiser l'effort de commande. Le réarrangement peut être fondé sur la connaissance des limitations concernant les variables de commande et, en cas de défaillance, de l'état courant de l'actionneur. Dans les FCS décrit ici, la seule façon d'éviter ce genre de problème a été de réduire la performance autant que possible sans aller en dessous d'un niveau acceptable.

Un problème plus difficile est la condition de décrochage. Il est toujours nécessaire de prévoir un système de protection de l'enveloppe appropriée. Par exemple, comme on le fait habituellement dans le contrôle classique, il serait possible d'envisager un module pour remplacer les lois de contrôle lorsque la condition de vol s'approche de décrochage. Dans le cas d'une technique FTC, dans le cas de dommages structuraux, c'est un sujet très critique en raison du degré de complexité plus élevé d'un tel FCS et les interactions entre les lois de commande et le module de protection de l'enveloppe. En outre, dans le cas de dommages structurels lourds, l'angle de décrochage peut changer de manière significative (de 15 à 8,5 degrés), de sorte que, lors de la conception de la stratégie de protection de l'enveloppe, il est nécessaire d'éviter les interactions destructrices entre les lois de commande et le système de prévention de décrochage. Ainsi, deux philosophies opposées sont possibles : on peut essayer d'identifier la nouvelle valeur de l'angle de décrochage au moyen d'une technique FDI appropriée et de l'utiliser comme un nouveau seuil. Ce dernier adopte une règle de sécurité en considérant aveuglément une réduction de l'angle de décrochage supposée d'un certain pourcentage de celui nominal. Cette technique a été prise en compte afin de conserver l'une des principales caractéristiques du FCS, c'est-à-dire, l'absence d'un sous-système FDI. D'autre part, cela représente un inconvénient en raison de la réduction des performances provoquée dans tous les cas qui n'impliquent pas une variation de l'angle de calage par rapport à celle nominale. Dans le FCS, décrit ici, le module de prévention de décrochage implique deux actions. La première concerne les angles d'attitude (φ , θ), dont la référence est à la fois limitée au moyen d'un couple de seuils variables qui dépendent de la valeur actuelle de l'angle d'attaque. La deuxième action se réfère aux taux d'attitude (p , q , r), dont les références sont modifiées pour contrer la condition de décrochage quand une condition de décrochage est approchée.

3.3. Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté une étude théorique de la commande adaptative à modèle de référence appliquée à un modèle de contrôle à tolérance de pannes. L'architecture de ce dernier a été illustrée en présentant ses différents blocs permettant son implémentation dans un système de commande de vol.

Dans le chapitre qui suit, nous présenterons une application du contrôle à tolérance de pannes utilisant la technique de commande adaptative à modèle de référence pour piloter un avion de type Boeing 747-200 dans une condition de vol critique.

CHAPITRE 4 :
CONCEPTION DE LA COMMANDE
A L'AIDE DE MATLAB ET
SIMULINK

CHAPITRE 4 : CONCEPTION DE LA COMMANDE A L'AIDE DE MATLAB ET SIMULINK

4.1. Introduction

Le processus de conception des systèmes de commande doit passer par plusieurs phases. Deux phases principales consistent en la synthèse de la commande et sa simulation dans la dynamique de l'avion. Les systèmes de commande de vol sont généralement synthétisés pour les systèmes linéaires à différents points de fonctionnement dans l'enveloppe de vol. Ces systèmes linéaires peuvent être obtenus par les outils de linéarisation dans AFTFC_B747. L'environnement MATLAB fournit ensuite un certain nombre de boîtes à outils qui peuvent être appliqués pour la conception du contrôleur à l'aide d'une procédure de conception désirée par l'utilisateur.

Diverses procédures de conception existent pour la conception de contrôleur et peuvent donc également être appliquées à la conception des systèmes de commande de vol. Tout d'abord, il existe des techniques de conception classiques qui sélectionnent les gains de retour pour placer les pôles en boucle fermée à des endroits qui garantissent des temps de réponse et des qualités de robustesse souhaitables. Ces techniques sont directement applicables pour les systèmes SISO, tandis que les systèmes MIMO nécessitent plusieurs boucles fermées individuelles successives. La procédure de conception est simple et peut être exécuté à la fois dans l'environnement MATLAB et SIMULINK en construisant des systèmes en boucle fermée avec des gains de retour réglables, le calcul des emplacements des pôles et effectuer des simulations en fonction du temps.

Les Techniques de contrôle modernes ferment une multitude de boucles de retour en une seule étape et calculent simultanément tous les gains de retour. Les gains de commande sont résolus à partir des équations matricielles obtenues de la formulation des spécifications de performance en termes de critère de performance. Une approche importante est la poursuite de modèle, où le critère pénalise les déviations de la réponse du système en boucle fermée par rapport à un modèle d'avion idéal avec des qualités de vol souhaitables. Une autre approche importante est l'application de l'analyse robuste dans le domaine fréquentiel. Sur MATLAB, les toolboxes de contrôle et contrôle robuste fournissent des M-fonctions pour la conception des contrôleurs

avec des techniques de contrôle modernes.

Une fois un contrôleur a été synthétisé, la simulation du système de contrôle sur un modèle d'avion devient une partie essentielle du processus de conception. Des éléments de commande tels que les limiteurs de taux et de déviation sur les actionneurs de surface de commande ou les retards dans les mesures des capteurs peut maintenant être ajoutés dans le modèle en boucle fermée avant l'exécution d'une simulation. Dépendamment de la performance évaluée, des ajustements peuvent être apportés à la conception du contrôleur. Les limiteurs d'actionneur et les retards des capteurs peuvent être modélisés de façon indépendante dans le modèle de capteur et actionneur respectivement et ensuite ajoutés dans une boucle fermée avec le modèle de l'avion. Le modèle en boucle fermée peut ensuite être utilisé pour la simulation en SIMULINK, où un signal de référence peut être généré au moyen d'un générateur de signal supplémentaire de façon indépendante.

Ce chapitre décrit d'abord les modèles SIMULINK qui sont utilisés dans la structure de modèle à boucle fermée. L'opération d'une simulation en boucle fermée est discutée dans le chapitre suivant.

4.2. Modèles Simulink dans le système en boucle fermée

Pour les systèmes de commande de vol, le modèle en boucle ouverte de l'aéronef est inclus dans un système de retour d'information et ses entrées de contrôle sont commandées par un dispositif de commande de vol. Par ailleurs, la structure générale de retour d'information comprend également des modèles de capteurs et d'actionneurs et le système lui-même en boucle fermée est commandé par une entrée de référence. Les modèles dans le système de commande de vol en boucle fermée peuvent donc être subdivisés en plusieurs éléments comme suit:

- modèle de l'aéronef
- modèle de contrôleur
- modèle de capteur
- Le modèle de l'actionneur
- générateur de signal de référence

Le système en boucle fermée est fourni par une fonction SIMULINK qui sert d'enveloppe d'exploitation. Les modèles dans le système en boucle fermée sont des

fonctions SIMULINK indépendantes qui sont intégrées dans le modèle de SIMULINK de l'enveloppe d'exploitation.

4.2.1. Enveloppe de fonctionnement pour la simulation d'aéronefs en boucle fermée

Les enveloppes d'exploitation fournissent une structure pour comprendre le modèle de l'aéronef et du contrôleur ainsi que des modèles supplémentaires dans une structure de retour d'information. Elles servent également d'interface pour simuler et analyser le système en boucle fermée.

Tous les modèles dans l'enveloppe d'exploitation sont inclus à travers des blocs de S-fonctions. Les modèles sont définies par l'utilisateur à l'exception du modèle d'aéronef qui est liée à l'enveloppe de fonctionnement à cause de la forme des sorties d'observation. Il est supposé que le modèle de l'aéronef comprend toujours les modèles des moteurs pour fournir la poussée, c.-à-d., les paramètres de la manette des gaz (d'angle de levier de puissance) comme commande de poussée.

La boucle fermée contient en outre un bloc de retard. Ce bloc est inclus pour éviter la présence d'une boucle algébrique qui réduit considérablement la vitesse d'une simulation car elle nécessite une solution itérative dans chaque étape d'intégration. En outre, le traitement des signaux de mesure prend toujours un certain temps et des retards qui sont donc toujours présents dans les systèmes physiques en boucle fermée. Le retard est réglé au moyen de la variable Delay qui a une valeur par défaut de 10^{-2} .

L'enveloppe d'exploitation par défaut ne comprend que les éléments de base du système en boucle fermée d'un système de commande de vol. Pour une utilisation effective, le modèle SIMULINK de l'enveloppe d'exploitation peut être améliorée avec des signaux et des modèles supplémentaires.

Une extension très commune au modèle SIMULINK par défaut est l'insertion de signaux supplémentaires de perturbation et d'erreurs de mesure. Ces signaux peuvent par exemple être générés comme des bruits blancs à partir de la bibliothèque Simulink et ensuite additionnées aux signaux reliant les modèles. Si on le souhaite, tout signal supplémentaire peut être passé à travers un filtre avant la sommation pour le rendre correspondant à la fréquence. Les signaux supplémentaires peuvent bien entendu également être inclus dans les modèles eux-mêmes. Ceci est par exemple le cas pour le vent et la turbulence, qui sont inclus dans le modèle de l'aéronef via les modèles de turbulence et de vent. En outre, des perturbations peuvent également être modélisés dans le générateur de modèle de référence, voir la section 4.2.6générateur de signal de référence.

Pour l'analyse de la performance robuste du système d'aéronef commandé, les modèles dans le système en boucle fermée ne sont pas fixés à un seul modèle mais à un ensemble de modèles qui couvrent l'incertitude d'un tel modèle. En outre, les entrées et sorties réelles pour les différents modèles sont pondérées pour rendre les nouvelles entrées et sorties adaptées aux spécifications de performance souhaités. Ces modèles de perturbation supplémentaires et les fonctions de pondération peuvent bien entendu être intégrés avec les modèles réels et laissent l'enveloppe de fonctionnement inchangé. Cependant, pour l'intégrité des modèles et l'accessibilité des nouveaux éléments par l'utilisateur, il est souhaitable d'avoir le modèle d'origine inclus dans l'enveloppe de fonctionnement, en le considérant comme un modèle nominal, et pour ajouter les modèles de perturbation et les fonctions de pondération de l'enveloppe d'exploitation. Figure 4.1 donne un exemple de la façon dont cela peut être accompli pour le modèle de l'actuateur. Les signaux et blocs nouvellement ajoutés permettent des ajustements faciles et directes des spécifications de performance en boucle fermée en réglant les fonctions de pondération et en contrôlant les incertitudes du modèle de l'actuateur en modifiant ses perturbations.

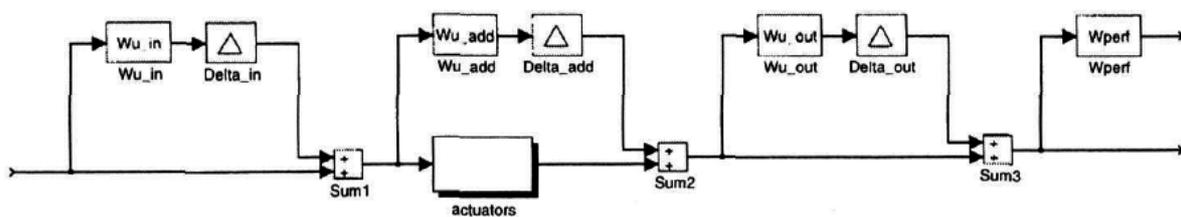


Figure.4.1 : Exemple d'implémentation des modèles de perturbations et pondérations de performance pour le modèle de l'actuateur dans l'enveloppe d'exploitation
SIMULINK

Dans la figure ci-dessus : Δ_{in} : perturbations d'entrée normalisé multiplicative, Δ_{add} : perturbations additives normalisées, Δ_{out} : perturbations normalisées multiplicatives de sortie, W_u pondérations de la perturbation, W_{perf} : le pondérations de la performance.

4.2.2. Modèle de l'avion :

Le modèle de l'avion est constitué du modèle générique de l'avion. Ces modèles sont adaptés pour un avion et des conditions spécifiques en incluant des sous-modèles de l'aéronef et des conditions spécifiques, désigné par des variables qui sont affectés dans la routine de la spécification de l'aéronef.

Le modèle d'avion générique est fourni dans une S-fonctions SIMULINK. Les modèles utilisent les équations du moment non linéaires de 6 degrés de libertés pour un avion de corps rigide avec une masse constante sur une terre plate non rotatif. Les équations de force sont définies dans repère de référence lié à la trajectoire d'air pour permettre la résolution explicite des équations d'état en présence de dépendance de taux d'angle d'attaque et taux d'angle dérapage pour les coefficients aérodynamiques. Les équations des moments sont définies dans le repère de référence de lié à l'avion pour obtenir des conditions d'inertie constantes. Dans les équations de moment, les termes de l'avion et de la situation spécifiques sont fournis par l'utilisateur dans les modèles aérodynamiques, de propulsion, des moteurs, de masse, de vent et de turbulence.

Chaque modèle d'avion générique a deux réalisations, l'une comprenant les modèles des moteurs pour fournir la poussée, l'autre ayant la poussée comme une entrée de commande directe. Cette double conception résulte en différents formats des Etats et des entrées de commande. La S-fonctions Simulink du modèle complet avec ses sous-systèmes de plus hauts niveaux sont présentés dans la figure 4.2.

Le modèle d'avion générique exige l'inclusion des modèles d'aéronefs et des conditions spécifique. Ils configurent les équations générales du moment applicables à l'avion et de l'état analysé. Les sous-modèles sont soit des S-fonctions SIMULINK incluses dans le modèle générique par des blocs S-fonctions ou des M-fonctions MATLAB qui fonctionnent indépendamment et génèrent des données qui sont alors inclus via les noms de variables dans les blocs constants principaux.

Le modèle de moteur est également une S-fonction. Il est cependant inclus dans la S-fonction du modèle de la propulsion. Le modèle de masse est une M-fonction qui calcule les propriétés de masse.

Les résultats du modèle d'avion générique sont fournis à la fois en tant que signaux externes via une série de blocs de sorties et comme des variables dans l'espace de travail MATLAB via des blocs de retour vers d'espace de travail. Les signaux externes fournissent les connexions du modèle d'avion générique avec des enveloppes d'exploitation Simulink pour la simulation avec des fins de l'évaluation en ligne et hors ligne et aux fonctions MATLAB à des fins d'analyse. Le format de ces signaux est normalisé pour garantir un transfert de données correct.

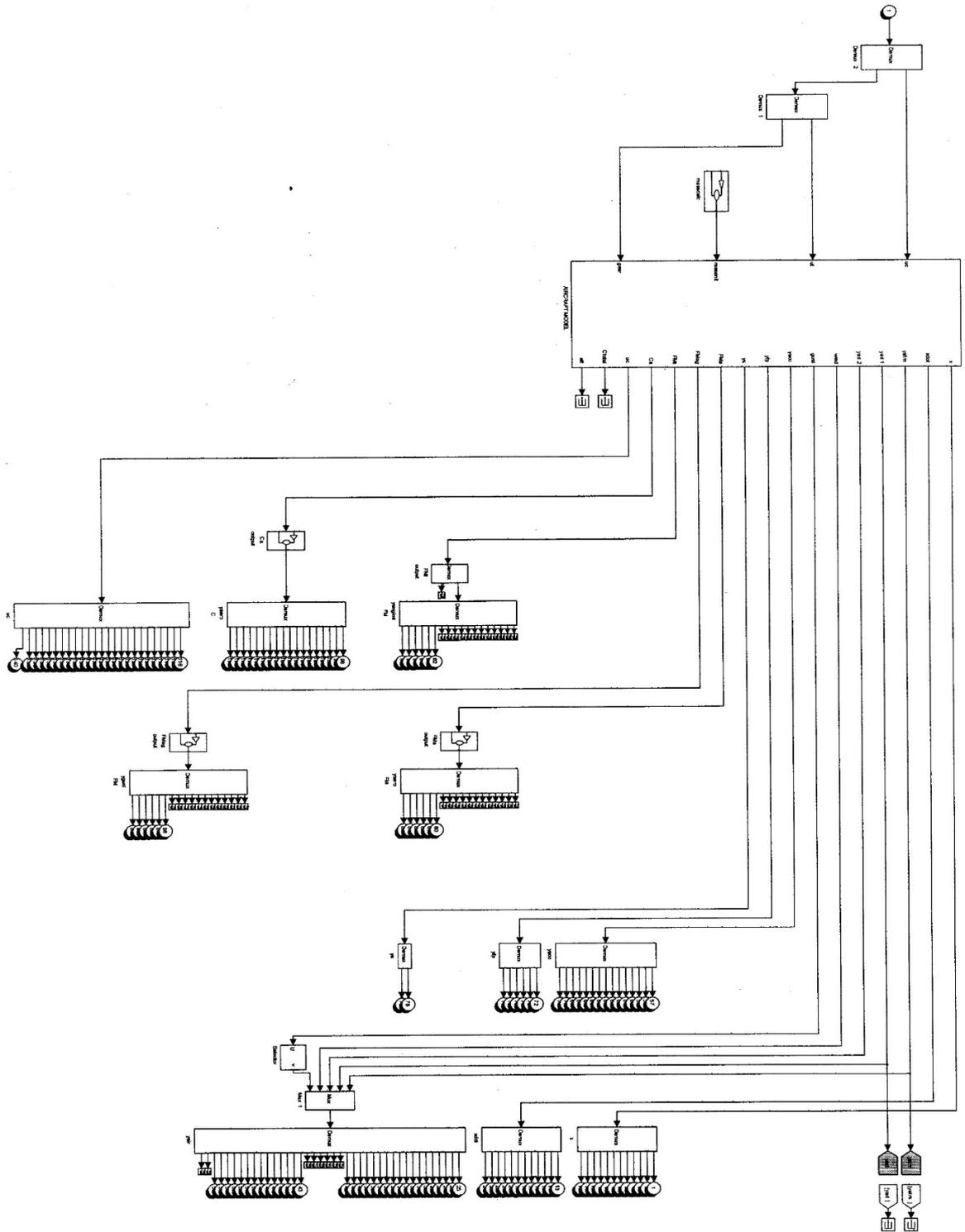


Figure.4.2 : S-fonction SIMULINK du modèle général d'aéronef

Le vecteur d'état x est déterminé par les équations du moment six degrés de liberté et le choix d'inclure le modèle de moteur. Les équations de six degrés de liberté résultent en 12 variables d'état, considérées comme étant les États de l'avions x_a . Si le modèle de moteur est inclus, alors x_a est prolongée avec les états des moteurs x_t autant de fois le nombre de moteurs. La représentation du vecteur d'état de l'avion devient donc:

$$x = \begin{cases} x_a & \text{(modèle du moteur non inclu)} \\ [x_a \ x_{t1} \ x_{t2}] & \text{(modèle du moteur inclu)} \end{cases} \quad (4.1)$$

Où

$$x_a = [p_b \ q_b \ r_b \ V_{TAS} \ \alpha \ \beta \ \theta \ \psi \ h_e \ x_e \ y_e] \quad (4.2)$$

Les entrées de commande u sont subdivisés en commandes aérodynamiques et de poussée. Les commandes aérodynamiques U_c se composent des commandes de vol primaires et secondaires. Les commandes de poussée u_t , sont les paramètres de poussée (angle de levier de puissance PLA,) lorsque le modèle de moteur est inclus ou la poussée T_N , elle-même pour chaque moteur. La représentation des entrées de commande devient donc:

$$u = [u_a \ u_{t1} \ u_{t2}] \quad (4.3)$$

Où

$$u_a = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r \ \delta_{t_e} \ \delta_{t_a} \ \delta_{t_r} \ \delta_f \ \ell g_{sw}] \quad (4.4)$$

$$u_{t_i} = \begin{cases} PLA_i & \text{(modèle du moteur inclu)} \\ T_{N_i} & \text{(modèle du moteur non inclu)} \end{cases}$$

Par défaut, les paramètres de poussée PLA, sont attribués dans la variable de contrôle u_t . Les poussées T_N , sont stockées dans une variable de poussée T_n distincte.

Les sorties d'observation y peuvent contenir jusqu'à 240 variables, y compris les États de l'avion, leurs dérivés temporelles et une variété d'autres paramètres d'intérêt comme par exemple les accélérations et les composants de force et de moment des sous-modèles aérodynamiques et de propulsion. Les sorties d'observation générées

par des blocs de sortie comme les signaux externes sont distingués dans 18 groupes pour permettre une accessibilité plus facile dans les modèles SIMULINK.

4.2.3. Modèle de Contrôleur

Le contrôleur est une S-fonction SIMULINK indépendante qui détermine les entrées de commande pour le modèle de l'avion (par l'intermédiaire du modèle de l'actuateur), sur la base des signaux de référence commandé, et les signaux contrôlés des réponses de l'avion (par l'intermédiaire du modèle des capteurs).

Les tâches d'un contrôleur de vol peuvent être subdivisées en trois catégories, en fonction de la réponse de l'avion aux manœuvres de commandes et l'activité du pilote requise. Pour les modes très rapides où le pilote l'aurait trouvé difficile, voire impossible de contrôler l'avion si elles ont été légèrement atténuées ou instable, le système de contrôle est connu comme un système d'augmentation de la stabilité (SAS). Ce système de commande est simplement un système de commande à retour d'information destiné à augmenter l'amortissement relatif d'un mode particulier. Il est généralement intégré dans les systèmes de contrôle mentionnés par la suite. Si le système d'augmentation est prévu pour commander un mode et pour fournir au pilote un type particulier de réponse aux entrées de commande, il est connu comme un système d'augmentation de contrôle (CAS). Enfin, il existe un système de contrôle automatique intégré qui prend en charge toute commande manuelle du pilote afin de fournir une assistance au pilote. Il est généralement désigné par le pilote automatique. Ce système de contrôle offre une collection de modes de commande à partir de laquelle le pilote peut choisir en fonction de la tâche requise pour une phase particulière de vol.

Les modes de contrôle mentionnés ci-dessus sont généralement intégrés dans un seul contrôleur. Pour chaque mode, la loi de commande appropriée est ensuite rendu opérationnelle via des commutateurs logiques. Les modes courants de pilotage automatique sont:

- maintien d'attitude de tangage (PAH)
- maintien d'altitude (ALH)
- sélection d'altitude (ALS)

- maintien du Mach (MH)
- slide-slope (GS)
- poussée automatique
- maintien d'attitude de Roulis (RAH)
- maintien de cap (HH)
- navigation (NAV)

Le mode de PAH est normalement utilisé pour maintenir l'angle de tangage, conduisant à un vol d'escalade lorsque la poussée est augmentée ou le poids de l'aéronef diminue (un plus petit angle d'attaque nécessaire pour l'équilibre de la force verticale). Le mode ALH permet à l'avion de rester à une altitude fixe, tandis que le mode ALS contrôle l'appareil de telle manière que l'altitude choisie est atteinte à une vitesse d'escalade prédéterminée. Généralement, les modes ALS et ALH se suivent automatiquement lorsque l'aéronef est commandé pour changer d'altitude. Le mode MH détient l'avion à un nombre de Mach spécifié. Le mode GS contrôle l'appareil le long de l'axe de descente de référence lors de l'atterrissage automatique. Tous ces modes sont similaires en ce qu'ils utilisent principalement commande de l'élévateur pour commander le mouvement de l'avion. Les modes de commande longitudinaux comprennent en outre le mode poussée automatique qui commande les paramètres de la puissance du moteur pour maintenir une vitesse air de référence. Ce mode peut être sélectionné simultanément avec un autre mode, où sa combinaison avec le mode GS est une pratique courante.

En ce qui concerne les modes de commande latéraux, le mode RAH maintient un angle de roulis sélectionné. Il est aussi souvent appliqué en boucle interne pour les autres modes de pilotage automatique pour permettre à l'avion de voler sur un cap compas fixe de (mode HH) ou à la sur une balise de radionavigation omnidirectionnelle (mode NAV). Ces derniers peuvent soit appartenir à un VOR ou un ILS. Les modes latéraux affectent généralement la commande de l'aileron et la gouverne de direction simultanément.

Une possibilité de sélection du mode (s) de pilotage automatique est en éditant les commutateurs à l'intérieur du contrôleur. Lorsque le dispositif de commande est représenté par un modèle SIMULINK, ceci peut être réalisé en incluant des blocs de

commutation de la bibliothèque non linéaire du simulink et commander les commutateurs par l'intermédiaire des variables dans l'espace de travail MATLAB.

Le contrôleur peut être synthétisé par une méthode quelconque, par exemple, en utilisant la théorie du contrôle classique ou moderne (robuste). La structure dans le contrôleur est libre tant que les entrées et les sorties du contrôleur correspondent avec les modèles connectés. En outre, le contrôleur n'a pas besoin d'être linéaire et peut intégrer des éléments non linéaires tels que des limiteurs et des fonctions de saturation.

L'intégration du contrôleur dans le système en boucle fermée permet une grande flexibilité pour le choix de la structure interne du contrôleur. Une commande à deux degrés de liberté peut être conçue, comportant séparément un filtre de retour et un préfiltre sur le signal de référence. La figure 4.3 donne quelques exemples. Le pré-filtre peut aussi inclure un compensateur à action directe pour annuler les perturbations mesurées ou il peut représenter un modèle idéal pour la réponse du système en boucle fermée. Le filtre de retour est généralement utilisé pour augmenter la stabilité et pour la régulation. Les filtres de retour peut apparaître à la fois dans la ligne de retour et la ligne directe. Dans le contrôle classique, la ligne de retour contient généralement des gains, programmées en outre, par des signaux de retour, et la ligne directe peut avoir un compensateur dynamique, par exemple un compensateur proportionnelle et intégrale (PI). En commande moderne, par exemple LQG, la ligne directe peut contenir un compensateur constitué par une connexion en série d'un filtre de Kalman avec une matrice de retour d'état.

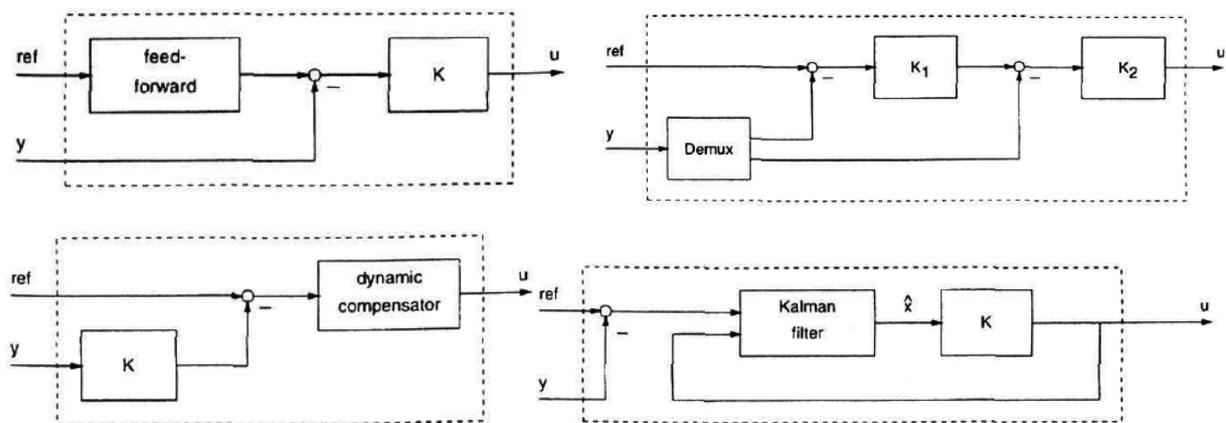


Figure.4.3.Exemples de structures internes du contrôleur.

Pour la mise en œuvre sur un aéronef, les gains de commande dans le contrôleur de vol devraient être de gain programmés. La dynamique de l'avion varie sur l'enveloppe de vol, alors que la performance du contrôleur devrait rester presque invariable. Puisque les gains proviennent des caractéristiques aérodynamiques, les gains et les formes des lois de commande qui donnent une réponse satisfaisante dans une condition de vol peut conduire à une dynamique insuffisamment amorties, ou même instables, dans une autre condition de vol. Et si nécessaire les lois de commande doivent donc adaptées selon la fonction de la commande de vol. La variable d'ordonnancement sera normalement mesurée par la pression dynamique, mais peut impliquer d'autres variables dans les cas les plus compliqués, par exemple, angle d'attaque, nombre de Mach, densité de l'air, etc.

Les entrées au contrôleur peuvent être subdivisées en deux groupes. Le premier groupe comprend les entrées de référence qui sont générées par le générateur de signal de référence. Le second groupe se compose des signaux de retour fournis par le modèle de capteur. Les signaux de retour peuvent être appliqués pour suivre les entrées de référence, soit pour la construction d'un signal d'erreur qui sera soumis à un gain de commande, ou ils peuvent être appliqués pour planifier les gains.

Les sorties du dispositif de commande sont constitués des signaux qui commandent les actuateurs. Généralement, les sorties impliquent le contrôle de l'élévateur, les ailerons et de la gouverne de direction, plus la commande de poussée pour chaque moteur. La commande de poussée est par défaut fourni par le réglage l'accélérateur du moteur (angle de levier de puissance). Tous les signaux de commande sont des signaux considérés comme additifs aux valeurs nominales dans le point de fonctionnement.

Un exemple d'un modèle de commande de vol est représenté sur la figure 4.4. Dans ce modèle, les entrées de commande sont d'abord divisées en signaux de référence, des signaux de retour pour suivre les signaux de référence et les signaux de retour pour programmer les gains. Tous les gains sont ensuite programmés dans un sous-système séparé. Les signaux d'erreur sont ensuite traités avec les gains de sous-systèmes de commande longitudinale et latérale séparés. Le contrôleur longitudinal détermine les paramètres de l'élévateur et la poussée des moteurs (angle de levier de puissance), tandis que le contrôleur latéral fournit les commandes des ailerons et de gouverne

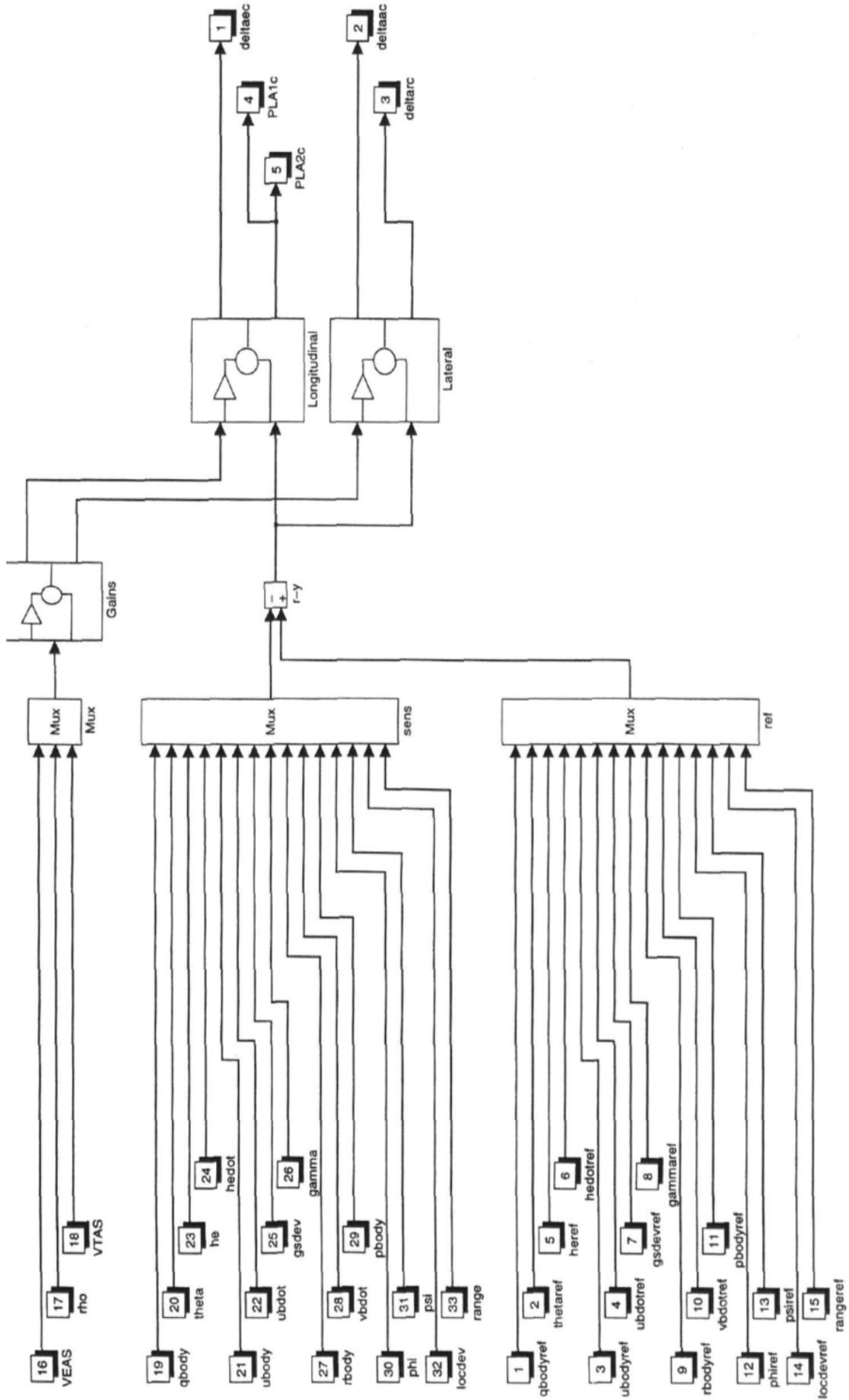


Figure.4.4 : S-fonction SIMULINK d'un modèle de contrôleur de vol

4.2.4. Modèle de l'actuateur

Le modèle de l'actuateur est une S-fonction SIMULINK indépendante qui contient la dynamique de tous les actuateurs ou servomécanismes qui déplacent les surfaces aérodynamiques de contrôle et règlent les paramètres de poussée du moteur. Si on le désire, les composants mécaniques, hydrauliques et électriques du système de commande peuvent également être modélisés.

Les systèmes des actuateurs ont leurs propres caractéristiques dynamiques qui affectent la performance du système en boucle fermée. Par rapport à la dynamique de l'avion, la réponse dynamique de l'actuateur est généralement très rapide. Toutefois, pour les gros avions et/ou pour des vitesses élevées, l'actuateur doit fournir de grands moments de charnière pour le contrôle; et la réponse n'est pas instantanée. Il est donc préférable de représenter la dynamique de l'actuateur par l'intermédiaire d'un filtre de premier ordre, où le gain et la constante de temps dépendent de la caractérisation de l'actuateur. Il convient toutefois de noter que la dynamique de l'actuateur réel contient des termes et des non-linéarités d'ordre supérieur. Ces effets devraient toujours être étudiés au cours des essais de simulation finales.

Les entrées du modèle d'actionnement sont constituées par les signaux commandés fournis par le dispositif de commande de vol. Les canaux de commande se composent généralement de commandes de vol primaires et les paramètres de poussée du moteur. Les entrées d'actionnement sont en outre considérées comme des signaux additifs sur les valeurs nominales dans le point de fonctionnement.

Les sorties de l'actuateur contiennent toutes les entrées de commande du modèle d'avion. Selon les canaux contrôlés, les sorties donc incluent également les commandes de vol secondaires. En outre, les sorties d'actuateur ont toujours un format fixe correspondant à la représentation des entrées de commande du modèle d'avion. Avec le modèle de moteur inclus dans le modèle d'avion cela donne pour les sorties de l'actuateur $y_{act} = u$.

$$y_{act} = [u_a \ u_{i1} \ u_{i2}] \quad (4.5)$$

$$\text{Où } \begin{aligned} u_a &= [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r \ \delta_{te} \ \delta_{ta} \ \delta_{tr} \ \delta_f \ \ell g_{sw}] \\ u_{i_i} &= PLA_i \end{aligned} \quad (4.6)$$

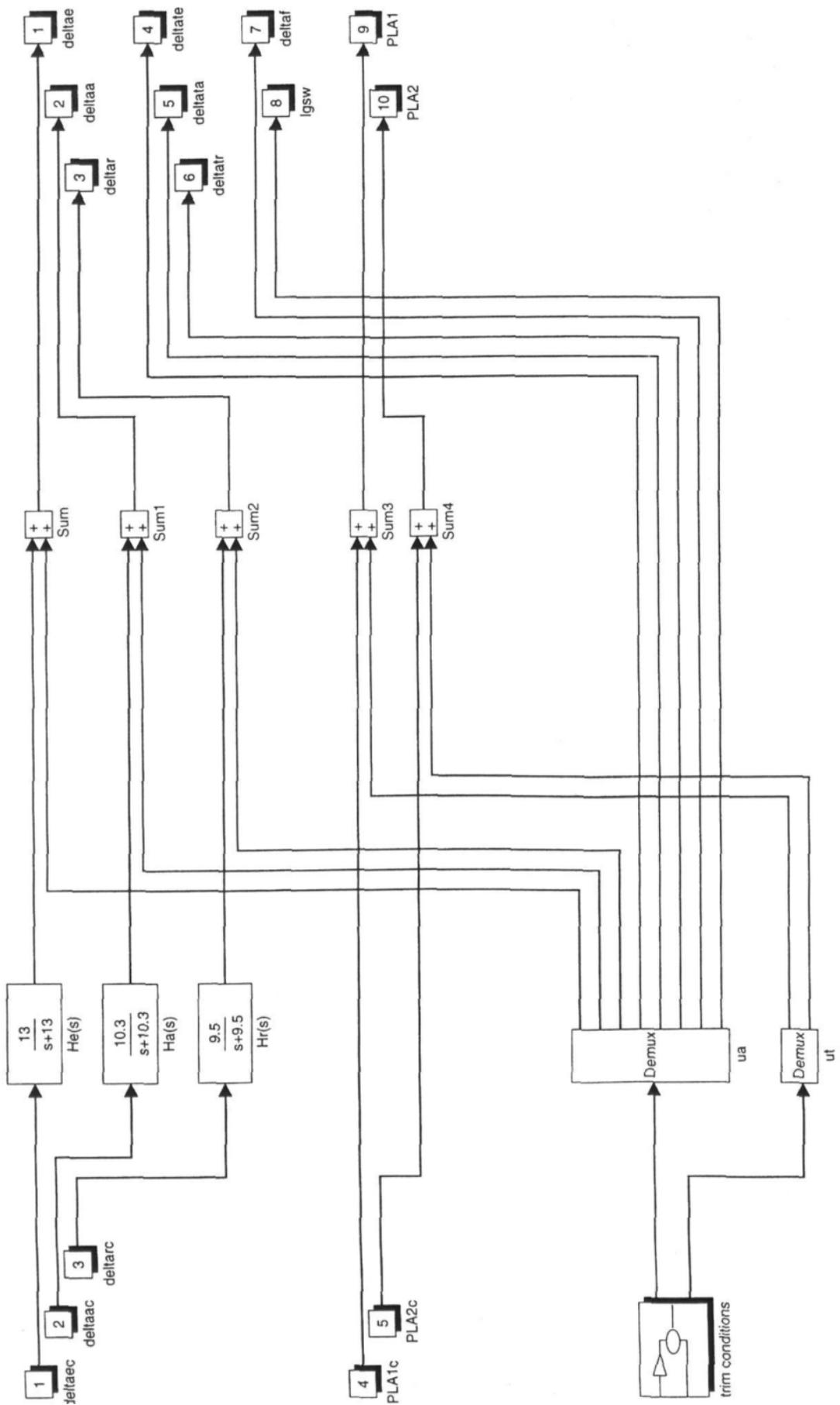


Fig.4.5. Exemple d'une S-fonction simulik pour un modèle d'actuateur

Un exemple d'un modèle d'actuateur dans SIMULINK est donné dans la figure 4.5, qui est relié avec le modèle de contrôleur sur la figure 4.4. Dans le modèle, les actuateurs pour les surfaces de commande de vol primaires sont indépendamment modélisés par trois filtres de premier ordre et les paramètres de poussée du moteur sont fournis sous forme de deux signaux directs. Les conditions de compensation sont en outre incluses à l'aide de valeurs constantes, lues à partir de l'espace de travail MATLAB.

4.2.5. Modèle de capteur

Le modèle de capteur est un S-fonction SIMULINK indépendante qui retourne les réponses de l'avion aux commandes de vol. Il modélise la dynamique de chaque instrument de mesure, habituellement un transducteur. Les capteurs les plus courants sont des gyroscopes et des accéléromètres.

Un capteur transfère une variable de mouvement en un signal applicable pour le contrôleur. Certains capteurs électroniques traitent les informations si rapidement en comparaison avec la réponse de l'avion qu'il est évident de considérer leur action de transduction aussi instantanée. Cependant, les capteurs ont souvent des filtres intégrés pour améliorer leurs caractéristiques de bruit et les constantes de temps de ces filtres sont alors considérées comme celles représentant du capteur. En dehors de la dynamique de capteur, un autre aspect important de la performance du capteur est son emplacement dans l'appareil, en particulier quand un avion est considéré comme élastique.

Comme un grand nombre de sorties d'observation sont calculées dans le modèle de l'aéronef, le modèle de capteur a seulement besoin de modéliser la dynamique de mesure. Tous les signaux de mesure qui ne sont pas encore modélisés dans le modèle d'avion doit d'abord être construits à partir des sorties d'observation fournies.

Si aucun modèle de capteur n'est inclus, la fonction S-SIMULINK du modèle de capteur est fournie par C-code. La relation directe entre les entrées et les sorties du capteur peut être simplement accomplie par réindexer les canaux d'entrée vers les canaux de sortie souhaités. Une condition préalable est que ce C-code doit être compilé séparément dans un MEX-file pour chaque plate-forme d'ordinateur différent.

Les entrées du modèle de capteur sont constitués de toutes les sorties d'observation modélisés du modèle de l'avion. Le format de ces entrées dépend du modèle d'avion appliquée, soit le modèle général ou sa version compacte.

Les sorties du modèle de capteur comprennent des signaux de retour contrôlés ainsi que tous les signaux nécessaires pour des gains prévus dans le contrôleur. Le format des signaux est défini par l'utilisateur, dans la mesure où il correspond aux entrées de l'unité de commande appliqué. Le modèle ne contient pas un modèle du capteur et son S-fonction SIMULINK est donc écrite sous forme d'un C-code. Les états d'avions et quelques accélérations sont instantanément renvoyés au contrôleur.

4.2.6. Générateur de signal référence

Le générateur de signal de référence est une S-fonction SIMULINK indépendante qui fournit les réponses d'avions désirés que le contrôleur devrait essayer d'induire. Lorsque le contrôleur a une entrée de régulation, le générateur de signal de référence fournit soit des signaux zéro ou aucun signal du tout. En plus des signaux de référence, les perturbations peuvent également être modélisées.

Dans le monde réel, les signaux de référence peuvent provenir d'un système de guidage, peuvent être commandées par le pilote, ou bien ils peuvent être zéro. Ces signaux sont étroitement liés aux diverses tâches du contrôleur, voir la section 4.2.3 modèle de contrôleur. Des signaux nuls sont liés au SAS, tandis que les signaux commandés sont généralement liés au CAS, mais peuvent également être utilisés avec certains modes du pilote automatique. Les signaux provenant des systèmes de guidage généralement contrôlent les modes de pilotage automatique.

Différents types de signaux de référence peuvent être distingués. Les signaux de référence les plus simples ont des valeurs constantes, par exemple zéro. Des exemples de ces signaux sont les déviations d'alignement de descente ou les valeurs de référence de vitesse et d'altitude. Ces types de signaux de référence sont appliqués avec les différents modes de maintien de pilote automatique détaillées dans la section 4.2.3.

Les signaux de référence appliqués très fréquemment consistent en des fonctions échelons. Une application principale est leur utilisation comme des signaux de test

pour l'analyse des performances du contrôleur via des simulations temporelles non linéaires. En comparant l'entrée de référence à la réponse de l'avion contrôlé, diverses quantités de performance standard peuvent être dérivés tels que le temps de montée, le temps du pic, le temps de stabilisation et de dépassement.

La plupart des signaux de référence complets peuvent être constitués d'une trajectoire de vol complet de l'avion qu'il doit suivre. Une telle trajectoire peut être constituée d'une trajectoire de vol à suivre, avec des perturbations de l'appareil en des points prédéfinis le long de la trajectoire. Les signaux de référence sont ensuite généralement modélisés en fonction du temps ou de la position, où celui-ci exige une attention spéciale parce que SIMULINK utilise le temps comme une variable indépendante lors des simulations. La trajectoire de référence peut inclure des signaux comme la position de l'aéronef, la vitesse de l'air commandée, cap commandé, des switches pour engager un mode de commande ou générer des perturbations.

Les blocs appliqués dans le générateur de signal de référence consistent généralement de blocs d'entrée de constantes ou des échelons de la bibliothèque Sources de Simulink. Les perturbations peuvent être générées via un bloc de nombres aléatoires. Les signaux de référence les plus complexes peuvent d'abord être générés hors ligne, puis appliqués pour la simulation en boucle fermée via les blocs de l'espace de travail ou depuis un fichier.

Il est conseillé de faire un modèle de générateur de signal de référence aussi complet que possible. Par exemple, de nombreux blocs d'entrée échelon peuvent être inclus où ils ne seront jamais appliqués simultanément. Si aucun signal échelon n'est désiré, pour chaque signal de référence, la valeur finale dans l'échelon du bloc d'entrée est simplement fixée à la valeur initiale. En outre, tout signal de référence est mieux modélisé comme une déviation par rapport à la valeur compensée. Ces valeurs compensées peuvent être lues à partir de l'espace de travail MATLAB. Le générateur de référence n'a généralement pas d'entrées.

Les sorties du générateur de référence ont aucune règle prescrite. Leur format peut être défini par l'utilisateur. La seule exigence est que leur format devrait convenir avec le modèle de contrôleur appliquée.

Un exemple d'un générateur de signal de référence est présenté dans la figure 4.6. Les signaux de référence générés correspondent aux données d'entrée nécessaires du modèle de contrôleur de la figure 4.4. Un certain nombre de signaux de référence se

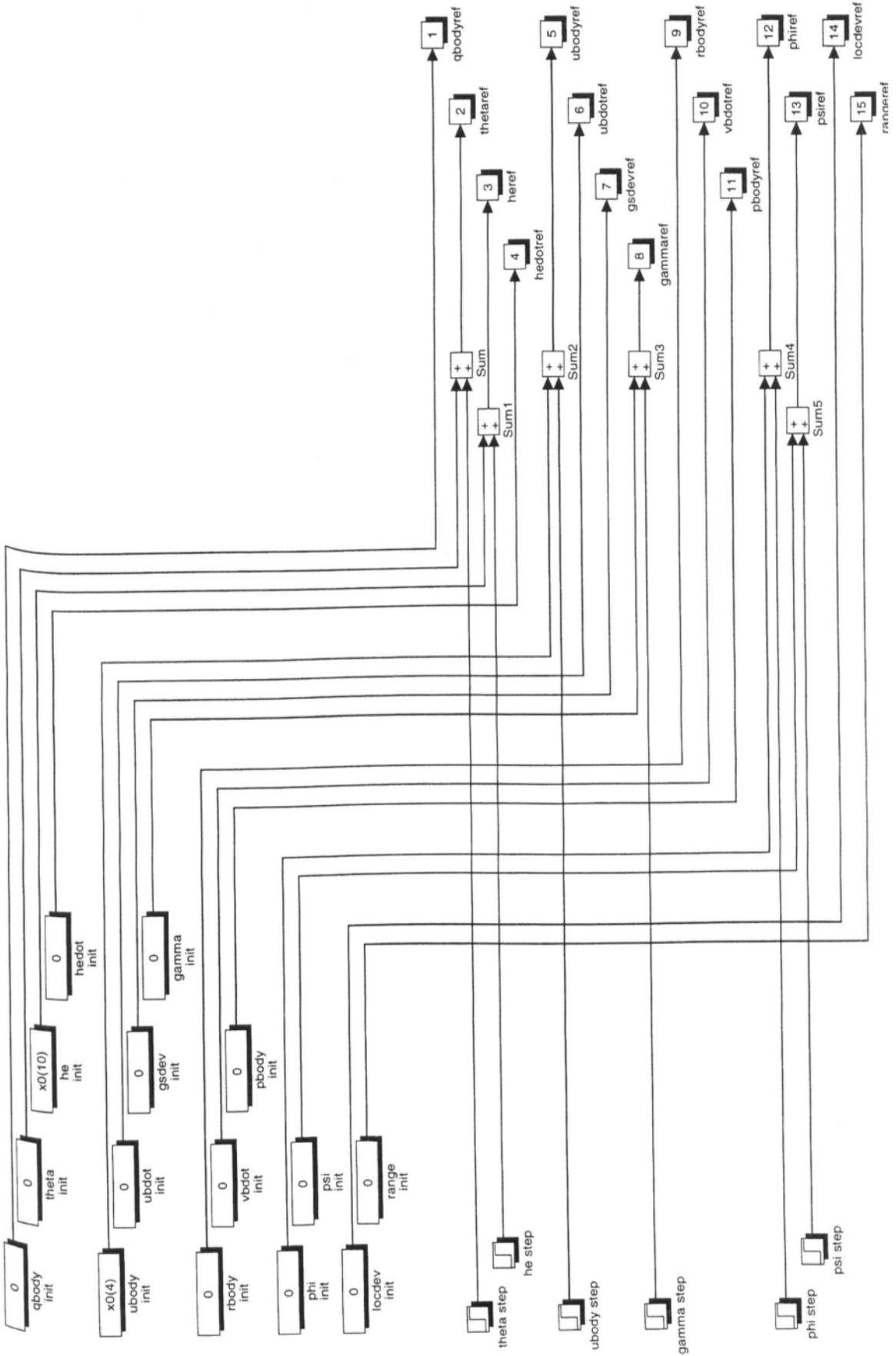


Fig.4.6.Exemple d'une S-fonction simulik pour un générateur de signal de référence.

composent de valeurs constantes, se référant à certaines valeurs compensées. En outre, un certain nombre de blocs d'entrée échelon sont présents pour générer des signaux à partir des valeurs compensées. Les signaux de pas disponibles permettent de tester les différents modes de pilotage automatique détaillées dans la section 4.2.3.

4.3. Implémentation du module SCAS

Le module SCAS est composé de deux sous-modules, en tirant parti du principe de la séparation dynamique, la dynamique de vitesse angulaire étant suffisamment rapide que celle d'attitude. Cette architecture de deux modules conduit également à une réduction correspondante de la complexité globale (en termes de nombre d'états) de l'algorithme adaptatif. La conception des deux boucles intérieures et extérieures consiste à accorder certains paramètres. Tout d'abord, les matrices A_m et B_m représentant la dynamique du modèle de référence, doivent être choisis avec la limitation que la première doit être trivialement choisie avec des valeurs propres négatives et la dernière doit être choisi inversible. Ces deux matrices définissent effectivement les exigences de performance du système de commande. Pour les deux régulateurs de l'attitude et des taux, un couple de modèles de référence très simples formé de deux systèmes diagonales (1^{er} ordre et systèmes découplés) ont été choisis. Les dynamiques d'erreur désirées sont choisies à travers la matrice A_e par laquelle, il est également possible de modifier la capacité du système pour qu'il soit plus robuste vis-à-vis du bruit et des perturbations.

La matrice Q , utilisé pour le calcul de P , a la signification d'une matrice de pondération. Par un réglage fin de cette matrice, il est possible de rendre plus ou moins pertinent la condition de poursuite d'une ou plusieurs variables de sortie par rapport aux autres. Enfin, les trois paramètres γ_1 , γ_2 et γ_3 sont utilisés pour réguler la capacité adaptative. Pour rappel, dans le tableau 4.1 tous les paramètres de conception sont mentionnés.

Après résolution de l'équation 3.8 et 3.12 on trouve :

Pour la boucle extérieure

$$\text{L'équation 3.8 donne : } C_0 = \begin{vmatrix} 0.4921 & 0 \\ 0 & 0.0500 \\ 0.0623 & 0 \end{vmatrix} ; P = \begin{vmatrix} 0.33 & 0 \\ 0 & 0.33 \end{vmatrix} ; k_0 = \begin{vmatrix} 2 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{vmatrix}$$

Pour la boucle intérieure

$$C_0 = \begin{vmatrix} 0 & -16.9838 & -4.0608 \\ 0 & -112.6431 & 5.3778 \\ 0 & -47.3828 & 4.0083 \end{vmatrix}; p = \begin{vmatrix} 0.0889 & 0 & 0 \\ 0 & 0.133 & 0 \\ 0 & 0 & 0.111 \end{vmatrix}; k_0 = \begin{vmatrix} 3.5 & 0 & 0 \\ 0 & 3.5 & 0 \\ 0 & 0 & 3.5 \end{vmatrix}$$

Tableau 4.1 : Paramètres du module SCAS

	$A_m, B_m A_e Q \gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$
Boucle interne	$\begin{vmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} -45 & 0 & 0 \\ 0 & -45 & 0 \\ 0 & 0 & -45 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} 0.8 & 0 & 0 \\ 0 & 1.2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} 0.06 \\ 0.1 \\ 0.1 \end{vmatrix}$
Boucle externe	$\begin{vmatrix} -0.5 & 0 \\ 0 & -0.5 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} 0.5 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} -1.5 & 0 \\ 0 & -0.25 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} 0.01 \\ 0.01 \\ 0.2 \end{vmatrix}$

4.4. Conclusion

L'intégration du module du système d'augmentation de la contrôlabilité et la stabilité SCAS avec le système de commande de vol a été discutée dans ce chapitre. La structure des différents blocs SIMULINK constituant le programme FTFC_B747 a été présentée tels que le modèle de l'avion, le système de commande de vol, les actionneurs, les capteurs et du générateur de signal de référence. Le choix des matrices représentant la dynamique du modèle de référence est très important car ces elles qui définissent les exigences de performance du système de commande.

Les modules obtenus seront ensuite combinés dans l'outil FTFC_B747 à l'aide de MATLAB et SIMULIK. La validation numérique et les simulations pour l'évaluation de la commande à tolérance de panne en question feront l'objet du chapitre suivant.

CHAPITRE 5 :

**COMMANDE DE VOL
ADAPTATIVE A TOLERANCE DE
PANNE D'UN GRAND AVION DE
TRANSPORT**

CHAPITRE 5 : COMMANDE DE VOL ADAPTATIVE A TOLERANCE DE PANNE D'UN GRAND AVION DE TRANSPORT

5.1. Introduction

Pour l'évaluation (en temps réel) des nouvelles techniques de contrôle de vol à tolérances de pannes, une référence de simulation a été développée sur la base d'un avion A340-200. L'architecture de base de la commande pour **AFTFC_B747** (adaptive Fault Tolerant Flight Control) est basée sur DASMAT (Delft University Aircraft Simulation and Analysis Tool).

Dans ce chapitre sera présentée l'interface **AFTFC_B747** de notre programme basé sur DASMAT en utilisant le module du système d'augmentation de la contrôlabilité et la stabilité SCAS développé à base de l'algorithme de Commande Adaptative à modèle de référence discuté dans le chapitre trois.

5.2. Architecture du programme

Le programme **AFTFC_B747** est équipé de plusieurs outils de simulation et d'analyse, tous centrés autour d'un modèle d'avion pour des simulations à six degrés de liberté. Ses outils comprennent la compensation et la linéarisation pour le design des lois (adaptatives) de commande de vol, non linéaires simulations (interactives) hors ligne, et analyse de données de simulation. La personnalisation du programme **AFTFC_B747** en appliquant des modèles générés par les utilisateurs est possible pour la simulation de tout type d'aéronef spécifique ou un scénario de panne.

En outre, les capacités du programme sont adaptés à des fins éducatives et de démonstration donnant un aperçu de la conception des algorithmes avancés de contrôle de vol, la dynamique de vol de aéronefs et les qualités de manipulation des interfaces utilisateurs.

L'architecture du programme de simulation **AFTFC_B747** (Figure : 5.1) comprend un modèle d'aéronef et ses modules spécifiques, y compris l'aérodynamique, le système de commande de vol et les moteurs. Le modèle de base du système de commande de vol reflète l'architecture du système hydromécanique du Boeing 747-100 / 200

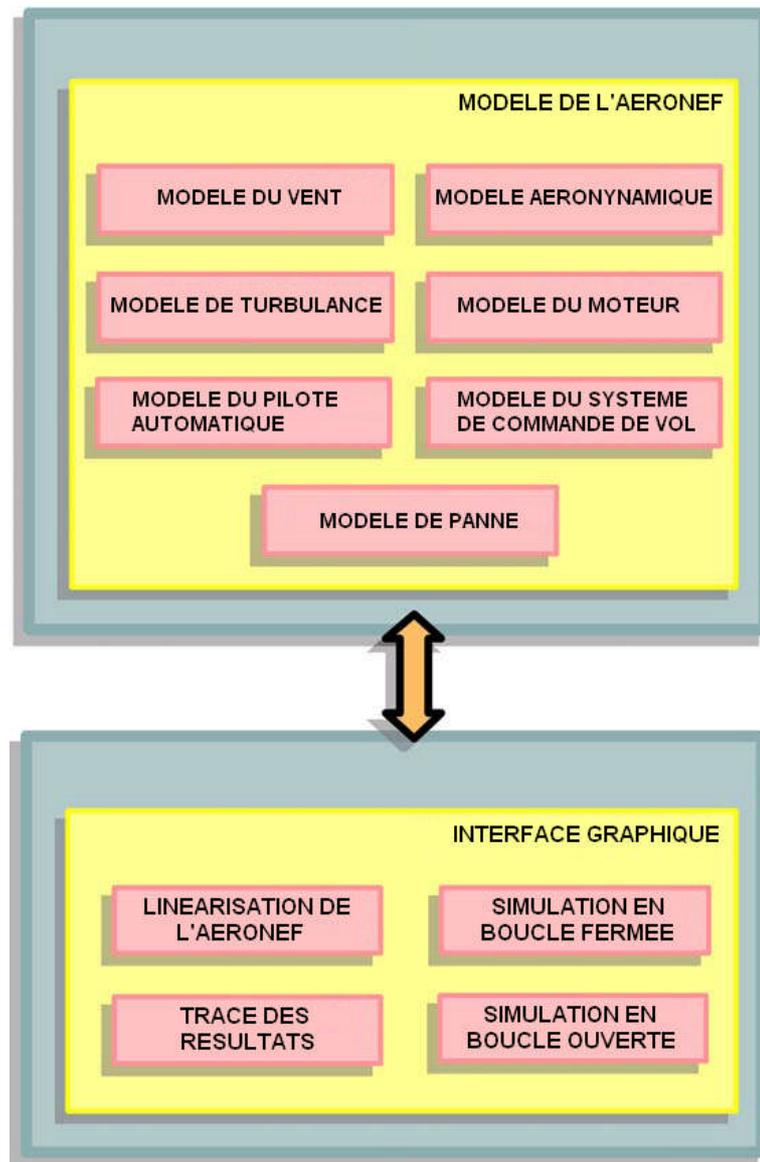


Figure5.1 : L'architecture du programme de simulation AFTFC_B747

5.3. Utilisation de l'interface AFTFC_B747

Cette section décrit la structure et le fonctionnement des différents outils (personnalisables) du programme **AFTFC_B747** qui peuvent être accessibles via l'interface graphique **AFTFC_B747**. Quelques exemples d'utilisation sont fournis pour démontrer les procédures pour effectuer une simulation dans un état particulier d'aéronef et effectuer une linéarisation du modèle non-linéaire de l'aéronef. La figure ci-dessous montre l'interface utilisateur de notre programme.

5.2.1. Menu principal

Les outils de simulation et d'analyse du programme **AFTFC_B747** peuvent

être accessibles via une interface graphique Matlab. Le menu principal peut être lancé en tapant **AFTFC_B747** dans la fenêtre de commande Matlab. Les options de l'utilisateur dans le menu sont divisés en trois sections principales permettant à l'utilisateur d'effectuer l'initialisation et les simulations et exécutez les outils d'analyse y compris les linéarisations des aéronefs, traçant des résultats de simulation et des critères d'évaluation de commande de vol.



Figure.5.2 : Interface utilisateur du programme AFTFC_B747

5.2.2. Simulation en boucle ouverte

Le bouton simulation en boucle Ouverte (Figure 5.2) dans la section de simulation du menu principal activera l'initialisation d'une simulation en boucle ouverte d'un nouvel algorithme de contrôle. Lors de l'initialisation, le calcul d'une (spécifié par l'utilisateur) condition d'équilibre est réalisé, et un scénario particulier de test et un mode de défaillance de l'aéronef peuvent être sélectionnés.

5.2.3. Simulation en boucle fermée

Le bouton Simulation en boucle fermée (Figure 5.2) dans le menu principal activera l'initialisation d'une simulation en boucle fermée. Comme avec l'initialisation d'une simulation en boucle ouverte, le calcul d'un (spécifié par l'utilisateur) condition d'équilibre est réalisé, et un scénario particulier de test et un mode de défaillance de l'aéronef peuvent être sélectionnés. Il convient de noter que la simulation en boucle fermée est effectuée en utilisant des scénarios prédéfinis de test.

5.2.4. Linéarisation de l'aéronef [16]

Aux fins de la conception de la loi de commande, le modèle non-linéaire de l'avion peut être linéarisé en utilisant une routine de linéarisation de base qui est disponible comme une partie de **AFTFC_B747**. La routine de linéarisation permet d'obtenir un modèle linéaire avec douze États et 29 entrées de commande (25 surfaces de commande et quatre moteurs). Dans ce travail, la linéarisation ne peut être faite uniquement pour le modèle non linéaire totale perturbant les douze États et les 29 entrées de commande.

Pour obtenir un modèle linéarisé, une condition de vol équilibré doit être calculée par l'initialisation d'une simulation en boucle fermée ou en boucle ouverte.

Quand une condition de vol équilibré est déterminée, la linéarisation du modèle non-linéaire de l'avion peut être démarrée en utilisant le bouton **LINEARISATION DE L'AERONEF**(Figure5.1) dans le menu principal qui active la procédure de linéarisation.

Les matrices du modèle linéaire calculé, qui est donné sous forme espace

d'état, sont disponibles comme des variables Alin, Blin, Clin, Dlin dans l'espace de travail. Notez que la variable Alin est en radians, mais toutes les déflexions des surfaces de commande (à l'exception de la poussée qui est en Newtons) dans la matrice Blin sont en degrés. Aux fins de la conception d'un contrôleur, il pourrait être préférable de convertir la matrice Blin en radians (cela peut être fait en multipliant les colonnes de Blin, associés aux déviations de surface de commande, par $180/n$).

L'ordre des états Xlin et les surfaces de commande Ulin du modèle linéaire global décrit par les matrices Alin et Blin sont comme indiqué dans l'équation (1). Les spoilers # 6 et # 7 sont des spoilers sol et ne sont pas utilisés pendant le vol. Les colonnes 10 et 11 associés à ces surfaces de contrôle peuvent donc être négligées lors de la conception. A noter également que le nombre de colonnes de la matrice Blin est 29. La colonne 30 est associée au train d'atterrissage et n'a pas été incluse dans le modèle linéaire.

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{lin} = [p_b \ q_b \ r_b \ V_{TAS} \ \alpha \ \phi \ \theta \ \psi \ h_e \ x_e \ y_e] \\ \mathbf{u}_{lin} = [\delta_{air} \ \delta_{ail} \ \delta_{aor} \ \delta_{aol} \ \delta_{sp_{1-12}} \ \delta_{eir} \ \delta_{eil} \ \delta_{eor} \ \delta_{eol} \ \delta_{ih} \ \delta_{ru} \ \delta_{rl} \ \delta_{fo} \ \delta_{fi} \ \delta_{T_{N1-4}}] \end{cases} \quad (5.1)$$

5.2.5. Compensation de l'aéronef [16]

L'outil de compensation de l'aéronef fournit une installation pour générer un vol stable pour une configuration spécifiée de l'aéronef à un point de fonctionnement spécifié. Cet état de vol équilibré sert de condition pour les autres outils du programme **AFTFC_B747**. C'est le point de départ pour la simulation de l'aéronef et des moteurs ; et le point d'analyse pour l'outil de linéarisation et l'outil d'ajustement du modèle aérodynamique.

L'outil de compensation retourne les entrées de commande et les états de l'aéronef et des moteurs qui correspondent à une condition de vol à laquelle les accélérations linéaires et angulaires sont nulles. De toutes les entrées de commande, seules les commandes de vol primaires et la poussée sont considérées comme indépendantes pour compenser le modèle de l'aéronef. Ainsi, ceux-ci sont calculés par la routine de compensation. Les entrées de commande restantes, à savoir les commandes de vol secondaires, la déflexion des volets et la position du train d'atterrissage sont considérés comme des

paramètres invariables de la configuration de l'aéronef pré-spécifié par l'utilisateur. En outre, la compensation de l'aéronef est effectuée pour une masse pré-spécifiée de l'aéronef et la distribution de masse correspondante avec des conditions zéro vent et zéro turbulence. La poussée compensée est ensuite utilisée pour la compensation du modèle du moteur au cours duquel le réglage de la poussée (angle de la manette des gaz) et les états du moteur sont calculés.

Cette section donne une courte description de la procédure de compensation. La condition de vol compensé représente une condition dans laquelle toutes les variables de moment sont constantes ou nulles, soit un état où les accélérations de translation et de rotation sont égales à zéro. Pour le modèle de l'aéronef, seules les dérivées temporelles suivantes du vecteur d'état de l'aéronef doivent être nulles pour satisfaire une condition compensée :

$$\dot{p}_b = \dot{q}_b = \dot{r}_b = 0 \quad (5.2)$$

$$V_{TAS} = \dot{\alpha} = \dot{\beta} = 0 \quad (5.3)$$

En plus des exigences ci-dessus qui compensent l'aéronef, le moteur doit être compensé également. Cela nécessite en outre que les dérivés d'état du moteur s'annulent. Toutefois, dans le processus de compensation, une version statique du moteur est utilisée. Les états du moteur de tout modèle dynamique du moteur devraient être modélisés comme des sorties du modèle de moteur statique. La condition de vol compensé est obtenue à partir de la solution simultanée des équations différentielles non linéaires de moment avec les variables d'état et les entrées de commande comme variables de conduite.

5.2.6. Tracé des résultats de simulation

Le bouton **TRACE DES RESULTATS DE SIMULATION** (Figure 5.2) active la fonction de traçage des résultats correspondant à une simulation en boucle fermée ou en boucle ouverte. Cette fonction génère des réponses temporelles de l'aéronef y compris les états de l'avion. Des exemples de simulation des réponses de l'avion obtenus par la fonction de tracé seront illustrés dans la partie 5.5.

5.4. Spécification des Scénarios de panne

Pour la spécification des scénarios de panne ; les modes de défaillance couramment rencontrés et les dommages aux gros avions de transport ont été sélectionnés. Les scénarios de panne sélectionnés se sont révélés être critique dans les cas d'accidents et incidents récents et représenter une combinaison des lésions structurelles et surfaces de contrôle bloquées ou erronées. Le résultat final était une recommandation pour une liste de panne standard pour être étudiées, un scénario de vol standard et un ensemble de critères d'évaluation opérationnelle.

5.4.1. Scenario de vol

Le scénario se compose d'un certain nombre de phases. Tout d'abord, il commence par une courte section de vol normal, après laquelle une panne apparaît, qui est à son tour suivie d'une phase de récupération. Si cette reprise est réussie, l'avion devrait être à nouveau dans un état de vol stable, mais pas nécessairement à l'altitude et le cap d'origine. Après la récupération, une phase d'identification optionnelle est introduite au cours de laquelle les capacités de vol de l'avion peuvent être évaluées. Cela permet une identification complète des paramètres du modèle de l'avion endommagé ainsi que l'identification de l'enveloppe de vol sécurisé. Heureusement, les connaissances acquises au cours de cette phase d'identification peuvent être utilisées par le contrôleur pour améliorer les chances pour un atterrissage en toute sécurité. En principe, le système de commande de vol est maintenant reconfiguré pour permettre un vol sécurisé dans les limites d'exploitation identifiées. La performance de l'avion reconfiguré est ensuite évaluée dans une série de cinq phases de vol. Elles consistent en (figure.5.3) vol droit en palier, Virage à droite et interception du localizer, interception du localizer, interception du Glideslope et Approche finale avec pas de côté. Au cours de la phase d'approche finale, l'avion est soumis à un déplacement latéral soudain juste avant le seuil, qui simule l'effet d'un vent de cisaillement à faible altitude. L'atterrissage ne fait pas partie du programme, car un modèle aérodynamique réaliste de l'avion endommagé avec effet de sol ne sont pas disponibles. Cependant, il est supposé que si l'avion est porté au seuil dans un état stable, le pilote serait en mesure de prendre soin de l'approche finale et l'atterrissage (en tenant compte des limites opérationnelles de l'avion

endommagé).

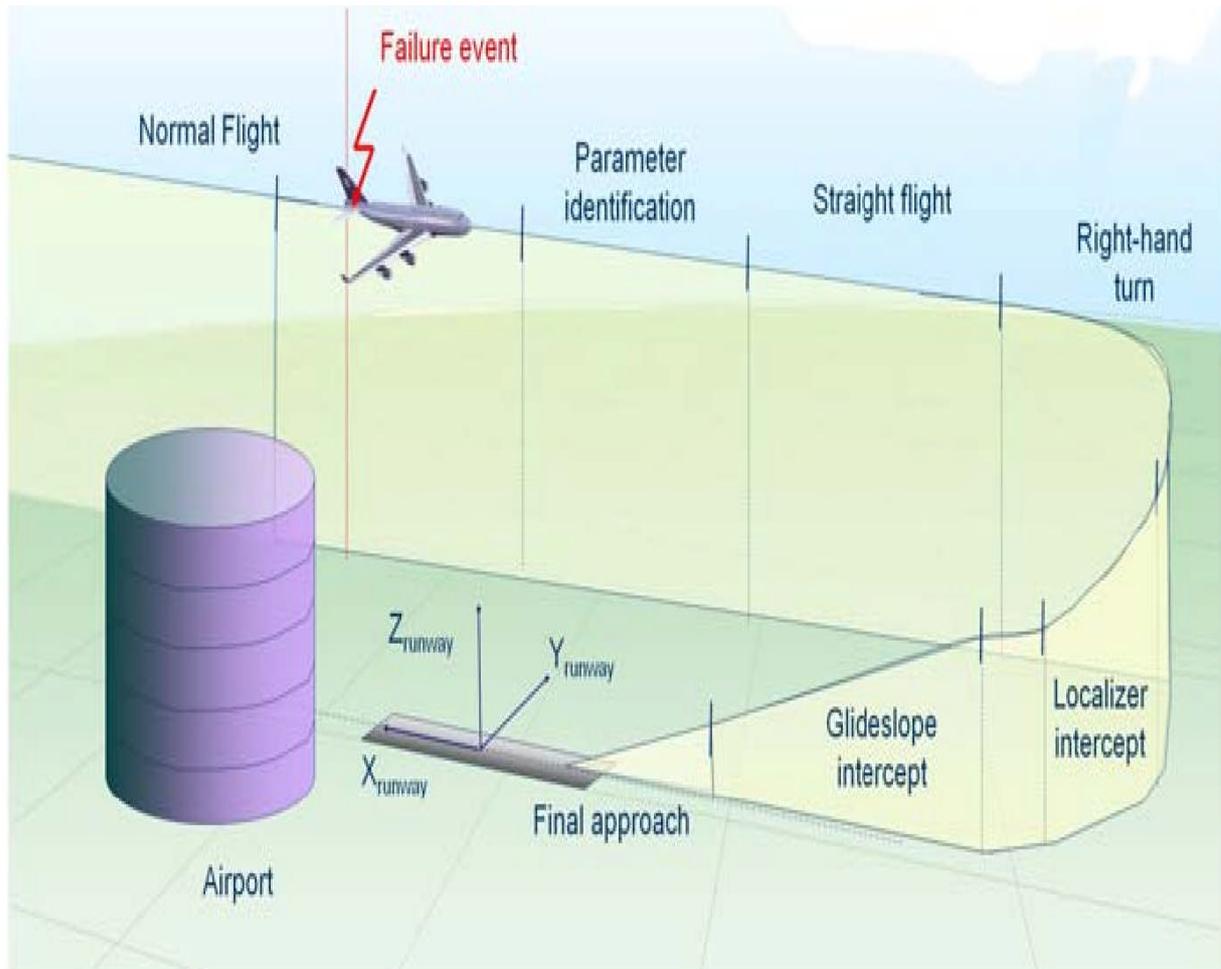


Figure.5.3 : scénario de vol pour la qualification des systèmes de contrôle de vol à tolérance de pannes pour atterrir en toute sécurité d'un grand avion de transport endommagé (source: Jérôme Cieslak / IMS-Bordeaux)

Le tableau 5.1 résume les phases de scénarios de test qui peuvent être sélectionnés dans le programme. L'avion est équilibré à l'état initial requis pour chacun des scénarios de test. Si le test précédent a échoué, le prochain test peut être exécuté de toute façon.

Tableau 5.1. Phases du scénario de test

Test	Nom du scénario de vol	Description
0	Événement de défaillance	C'est la phase de test où la défaillance est supposée se produire en premier. elle est prévue d'apparaître après 5 secondes de vol stationnaire normal. La tâche principale du système de commande est de récupérer de toute situation de vol défavorable et de retrouver le vol stabilisé dans une condition arbitraire (sure) de vol.
1	vol droit : Straight flight	C'est le premier test d'évaluation de l'avion récupéré. C'est surtout pour montrer qu'un état compensé peut être maintenu.
2	Virage à droite et interception du localisateur : Right turn and localize intercept	C'est le deuxième test d'évaluation pour montrer que l'avion peut être manœuvré en toute sécurité dans le plan horizontal de sorte que l'aéronef est aligné pour l'atterrissage.
3	interception du Glideslope : Glideslope intercept	C'est le troisième test d'évaluation pour montrer que l'avion peut être manœuvré en toute sécurité dans le plan vertical de sorte qu'un atterrissage peut être
4	Approche finale avec pas de côté : Final approach with sidestep	C'est le quatrième test d'évaluation pour montrer que l'avion peut se remettre d'une perturbation supplémentaire très proche de la piste.
-1	Identification des paramètres (fournis par l'utilisateur) : Parameter identification (user supplied)	C'est un test facultatif qui peut être utilisé librement par le développeur à des fins comme la détermination d'un nouveau modèle dynamique de l'avion qui était en panne ou une enveloppe de vol en toute sécurité. Il est censé se produire après l'événement de panne, mais avant tout les scénarios de test, de sorte que les résultats obtenus pourraient

5.4.2. Les cas et les modes de défaillance

Une description des cas de pannes sélectionnées et leur effet sur les qualités de manipulation de l'avion est présentée dans le tableau 5.2. Bien que les quatre premiers modes de défaillance dans le tableau soient graves, il pourrait être excepté que la poursuite de vol vers la destination originale serait possible. Cela n'étant pas vrai pour les deux derniers cas de défaillance qui sont extrêmement graves et où un atterrissage à l'aéroport le plus proche devient très critique. Le cas avant-dernier est directionnellement instable en raison de la perte de l'empennage vertical et les commandes du gouvernail. Il est similaire au cas d'accident d'avion dans lequel une perte de l'empennage vertical a eu lieu (ex : JAL Vol 123), même si elle ne vise pas à être une représentation exacte. Les critères d'évaluation de référence ont été conçus pour tenir compte de cela en mettant l'accent sur les conditions finales des spécifications.

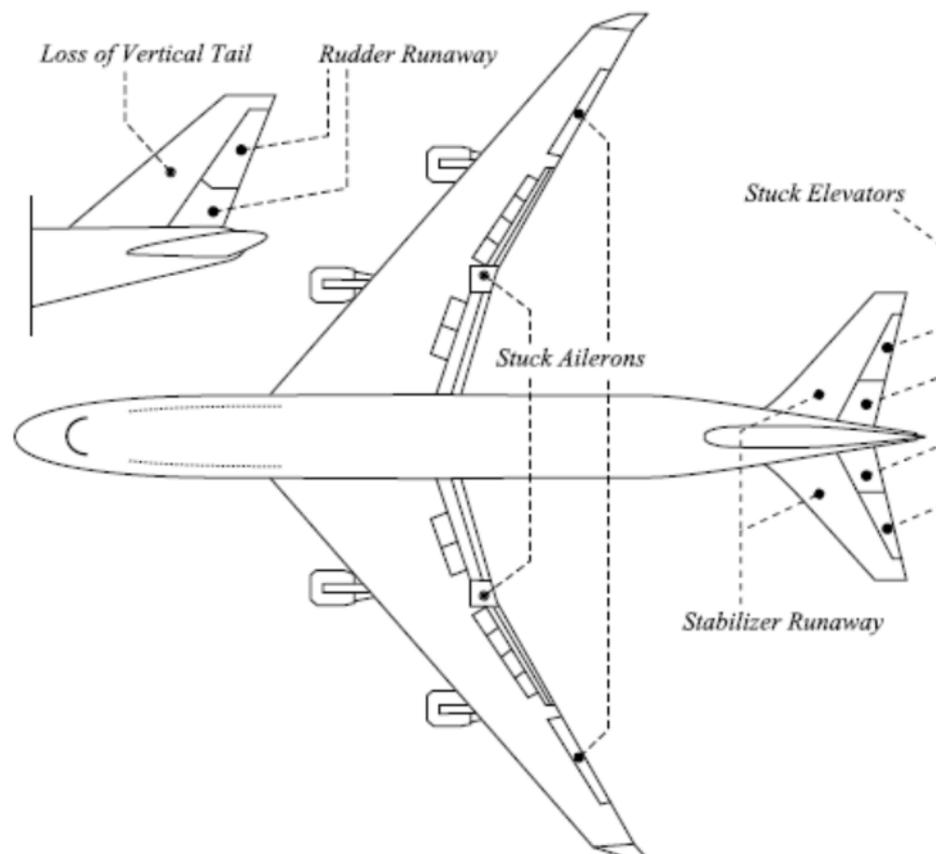


Figure.5.4 : Scénario de défaillance des surfaces de commande

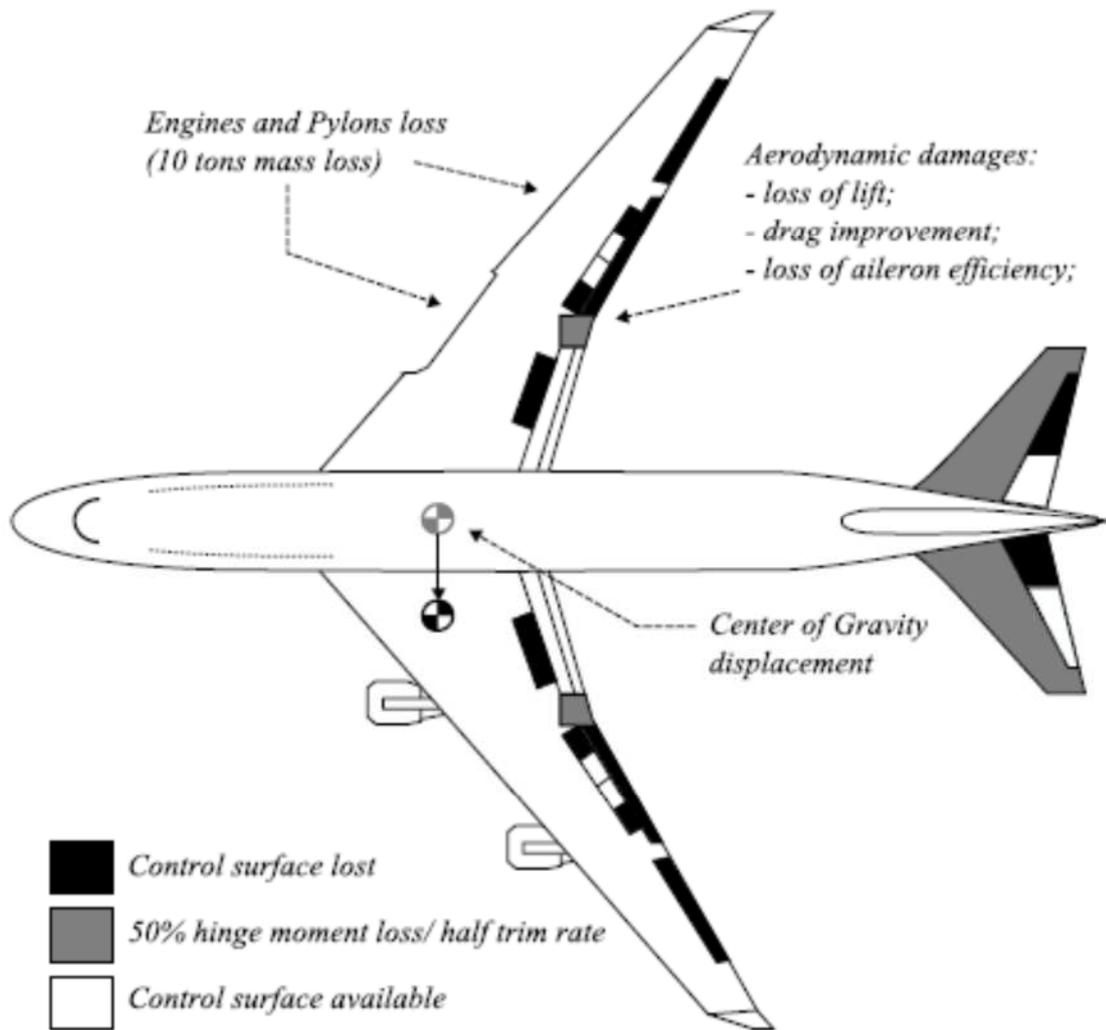


Figure.5.5 Scénario de défaillance du vol EL AL 1862

Tableau 5.2. Cas d'anomalie standard et l'effet sur les qualités de pilotage de l'aéronef

Mode de défaillance	Nom	Description	Effet sur l'aéronef	criticité
0	Pas de défaillance	Aéronef en bon état		

1	Stuck elevators:Elévateurs bloqués	Toutes les surfaces de l'élévateur sont bloquées dans une position défectueuse avec un décalage par rapport à l'équilibre de 3 degrés.	Moment de piquage continu	Major
2	Stuck aileron : Aileron bloqué	Toutes les surfaces de l'aileron sont bloquées dans une position défectueuse avec un décalage par rapport à l'équilibre de 3 degrés.	Réduction de l'efficacité du contrôle latéral	Major
3	Stabiliser runaway :Stabilisateur hors contrôle	La surface du stabilisateur se déplace rapidement vers le bas pour atteindre un décalage par rapport à l'équilibre de 2 degrés.	Moment de piquage continu (fugu)	Catastrophique
4	Rudder runaway : Gouvernail hors contrôle	Toutes les surfaces de gouvernail se déplacent rapidement à la limite de déflexion aérodynamique gauche. Le débattement maximum de la gouverne est fonction de la vitesse.	Moment de lacet continu (fugu) à gauche	Catastrophique
5	Stuck elevators(with turbulence): Elévateurs bloqués (avec turbulence)	Comme le mode de défaillance #1 avec turbulence et vent		

6	Stuckaileron (withturbulence): Aileron	Comme le mode de défaillance #2 avec turbulence et vent		
7	Stabiliserrun- away (with tur- bulence): Stabilisateur hors contrôle(avec turbulence)	Comme le mode de défaillance #3 avec turbulence et vent		
8	Rudder runaway (with turbulence): Gouvernail hors contrôle (avec turbulence)	Comme le mode de défaillance #4 avec turbulence et vent		
9	Loss of vertical tail : Perte de empennage vertical	Surfaces de contrôle de gouvernail non disponible	La perte de tout amortissement dans les axes de roulis et de lacet	Catastrophique
10	Loss of engines (dynamic method) : pertes des moteurs (méthode dynamique)	Séparation des moteurs de l'aile droite #3 et #4	Perte des marges et l'efficacité du contrôle des latéral, soutenu moment de roulis continu à droite, moment de piquage continu, la réduction des capacités de la performance de l'aéronef	Catastrophique

11	Loss of engines (static method) : pertes des moteurs (méthode statique)	Comme le mode de défaillance #10. Permet la comparaison avec le modèle de défaillance d'origine du Vol 1862. Mis en œuvre en utilisant des valeurs dans des entrées masquées et ne peut pas être utilisé pour le scénario d'essai #1, qui nécessite qu'une défaillance se produise à $t = 5s$.		
----	---	---	--	--

5.5. Validation numérique par logiciel

L'architecture de SCAS a été personnalisée en fonction des variables de commande, u , pour correspondre aux actionneurs de contrôle. Il convient d'ajouter que le module A/P fournit la demande pour les angles d'attitude, ϕ et θ , et la valeur moyenne de la commande des gaz pour les moteurs.

Le programme AFTTFC_B747 comprend un modèle détaillé de l'avion, et est capable de reproduire le comportement réel même dans des conditions défectueuses. Les figures 5.4 et 5.5 rapportent des scénarios de défaillance des surfaces considérées et la condition de défaillance de vol EL AL 1862. Le FCS a été testé vis-à-vis de chaque condition de défaillance, tout en effectuant toutes les manœuvres disponibles. Ces manœuvres représentent les quatre phases d'une manœuvre d'atterrissage d'urgence après qu'une panne se produise pendant la phase initiale de montée. Tous les tests ont été effectués dans des conditions de turbulence et vent ($u_{wind} = 11 \text{ m / s}$, $v_{wind} = 12 \text{ m / s}$, $w_{wind} = 0 \text{ m / s}$).

Les résultats numériques des tests sont présentés en fonction de temps. Même si toutes les combinaisons de conditions défectueuses et les manœuvres ont été explorés; seuls les résultats les plus significatifs de la tolérance aux pannes atteints grâce aux FCS proposées sont rapportés ici.

5.5.1. Rudder runaway : Gouverne de direction hors contrôle

Un des pires cas de panne est la perte de contrôles de la gouverne de direction. Dans cette situation, la gouverne de direction génère un moment de lacet qui réduit la manœuvrabilité directionnelle. Ce problème est particulièrement évident dans le cas de la manœuvre de virage à droite (voir Figure.5.6), quand il est nécessaire de générer un couple de lacet opposé à celui fourni pour effectuer le virage. La performance n'est pas vraiment bonne, mais la stabilité est maintenue.

Cette manœuvre consiste à l'interception du faisceau d'alignement de piste (Localizer), parallèle à la trajectoire initiale de vol, mais de sens opposé. Donc, dans le stade précoce de la manœuvre, un virage à droite est effectuée, puis la capture et le suivi du faisceau d'alignement de piste sont effectuées. La panne, au contraire, consiste en un emballement des deux surfaces de gouverne de direction supérieure et inférieure, donnant ainsi un fort couple de lacet opposé au virage souhaitée. L'AMF se montre suffisamment robuste pour faire face à cette situation de défaillance et il permet à l'aéronef d'accomplir la manœuvre, même si avec des performances réduites.

5.5.2. Loss of vertical tail : Perte de empennage vertical

La manœuvre considérée ici droite (Figure.5.6), est la même décrite dans le paragraphe précédent, mais le scénario de panne consiste en la perte de l'empennage vertical. Ceci est à la fois une défaillance structurale et d'actionnement, en fait, la perte des gouvernails affecte fortement l'aérodynamique et la stabilité latérale-directionnelle, ce qui compromet la possibilité d'amortir les rotations sur les axes de roulis et de lacet. Dans ce cas, la technique classique n'est pas en mesure d'atteindre la stabilité latérale. En fait, les informations sur l'efficacité de la poussée différentielle est déjà disponible dans la technique AMF, en raison du modèle linéaire de l'avion nu. Ainsi, comme les erreurs de suivi augmentent, les lois soulèvent base l'effort de contrôle sur les deux gouvernails (défectueux) et la poussée différentielle. Ce dernier est suffisamment efficace pour assurer la maniabilité. Le FCS adaptative est capable de gérer cette condition sans aucun problème, les performances sont également acceptables.

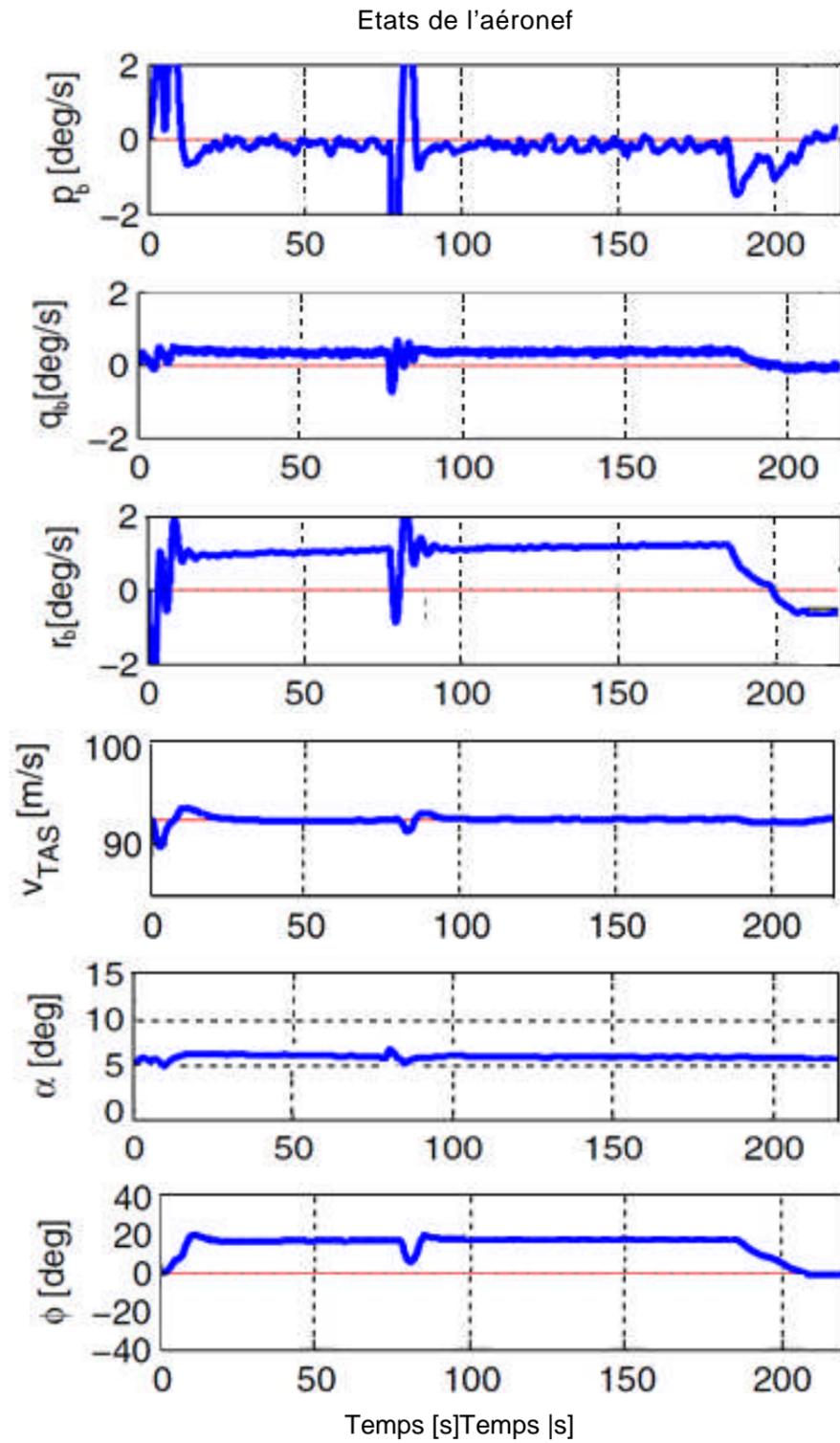


Figure 5.6 : Virage à droite et interception du Localizer avec Rudder runaway

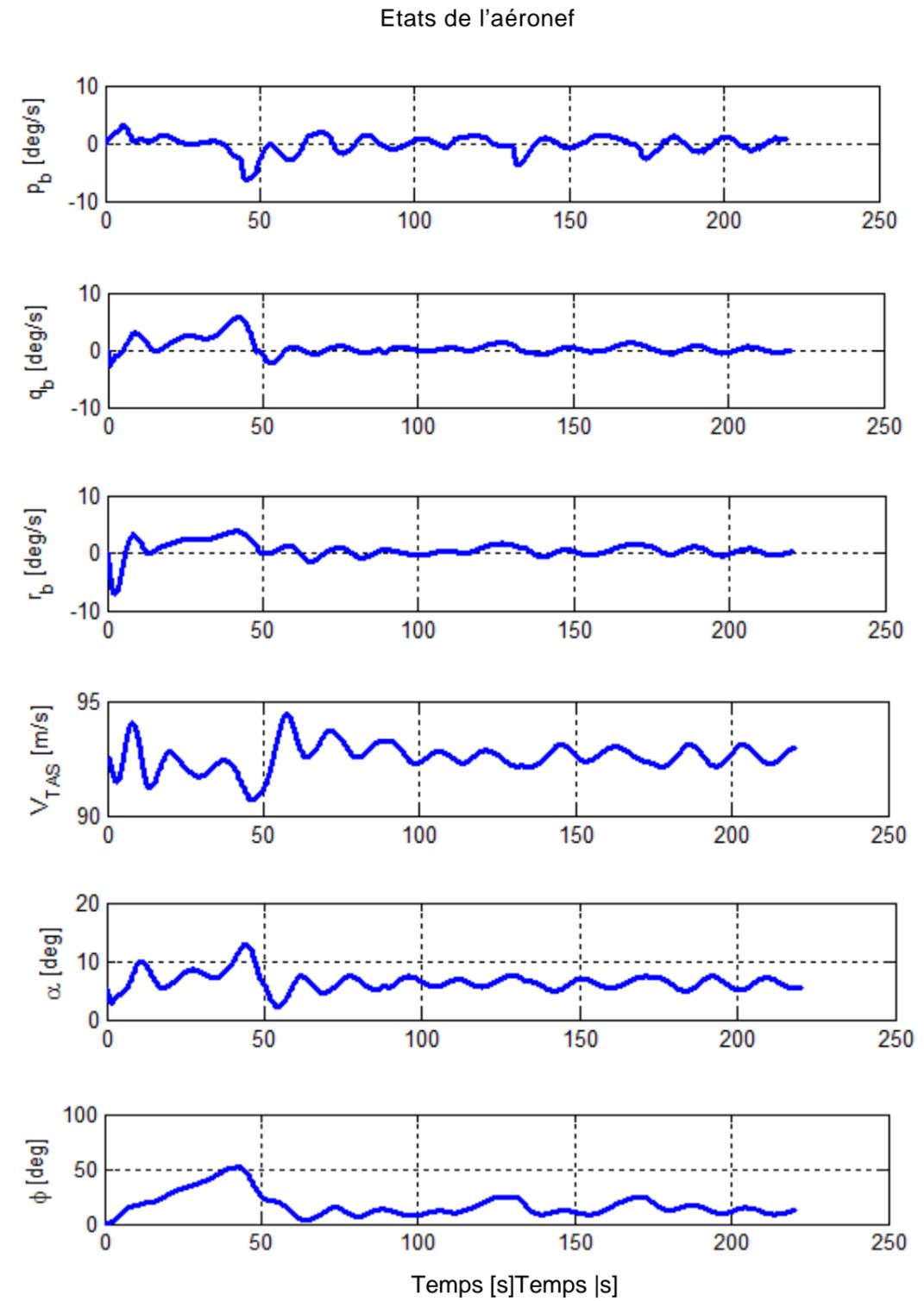


Figure 5.7 : Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'un Virage à droite et interception du Localizer avec Rudder runaway

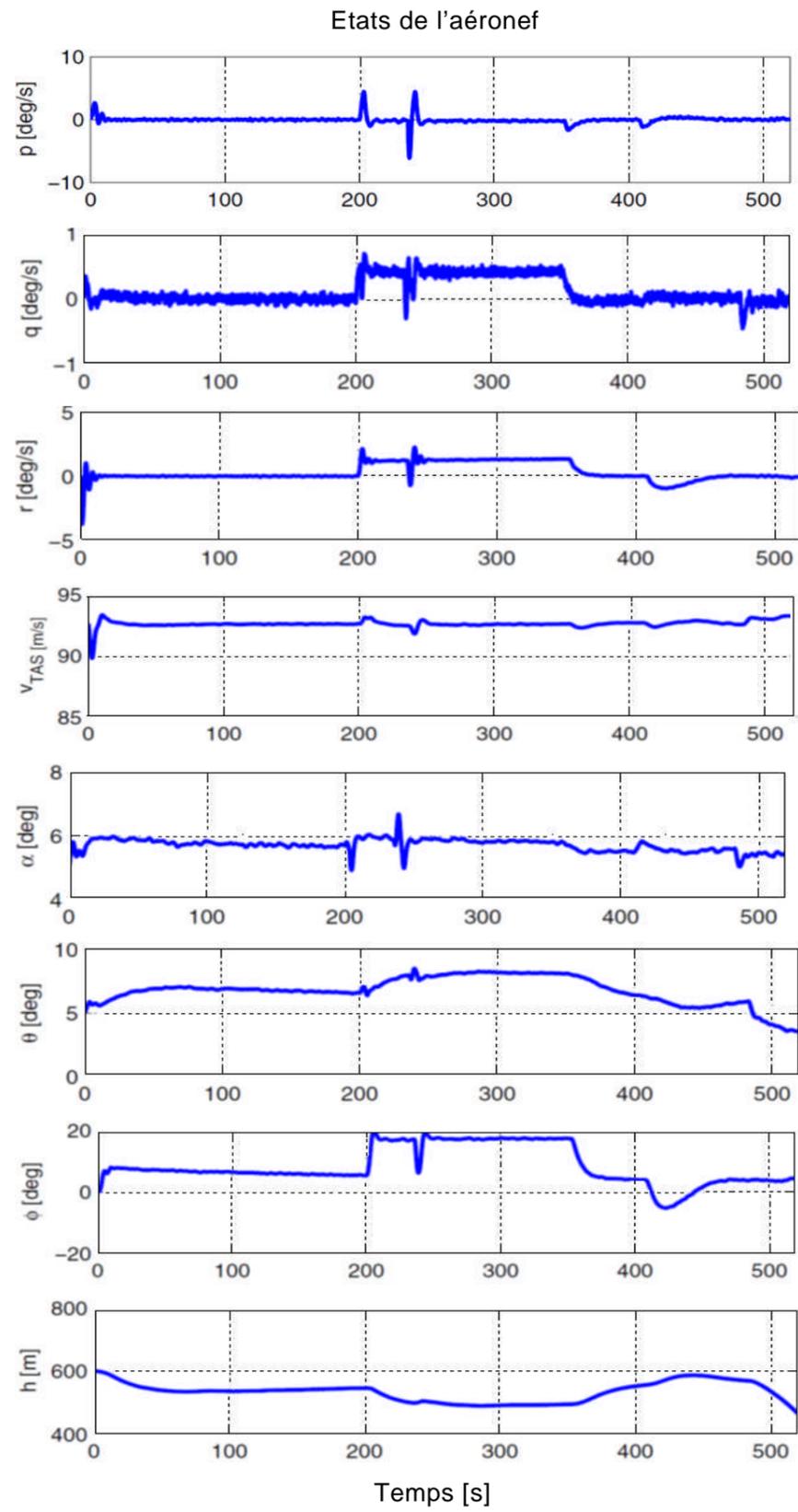


Figure.5.8 :Manœuvre globale d'urgence avec Rudder runaway

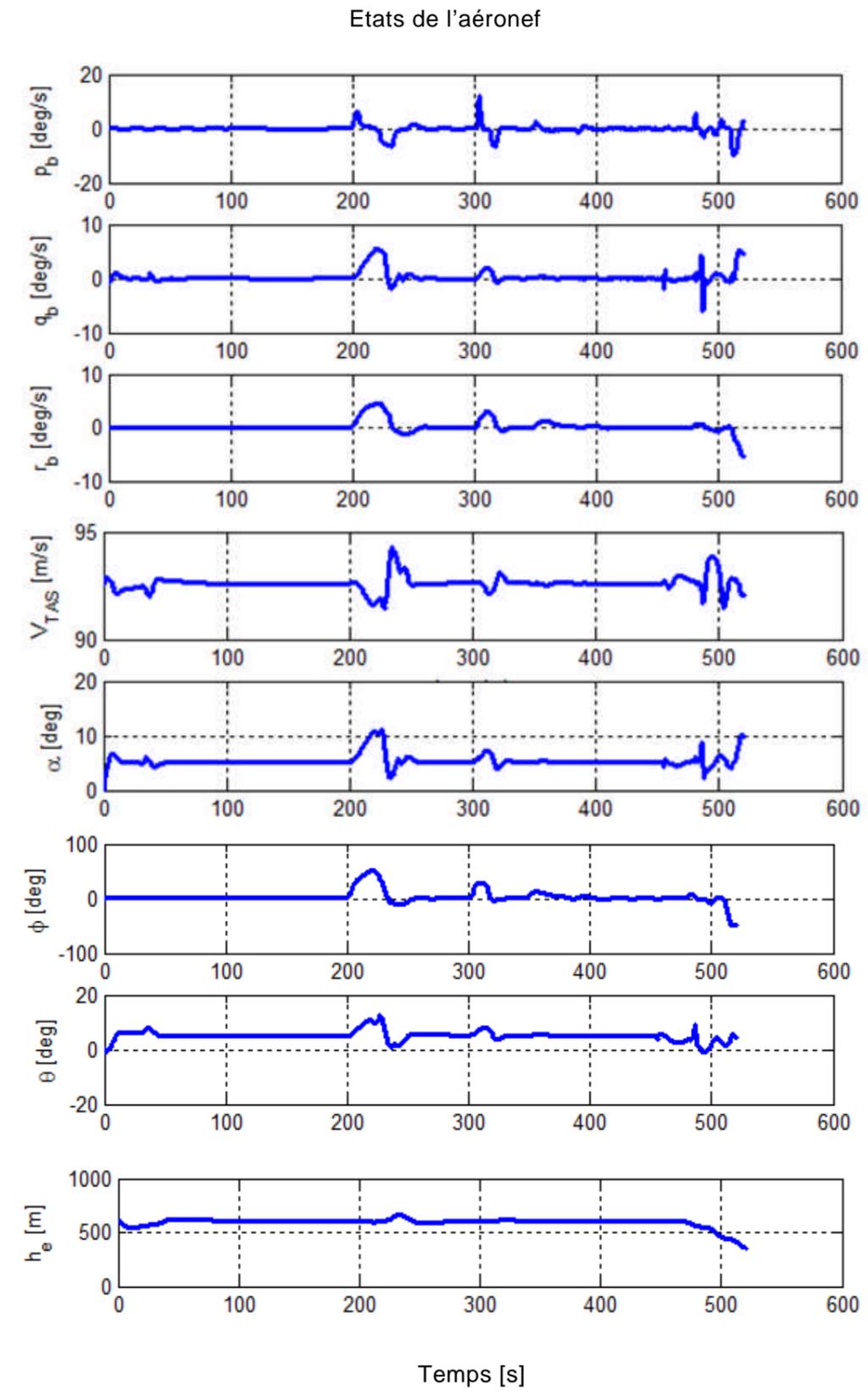


Figure 5.9 : Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'une manœuvre globale d'urgence avec Rudder runaway

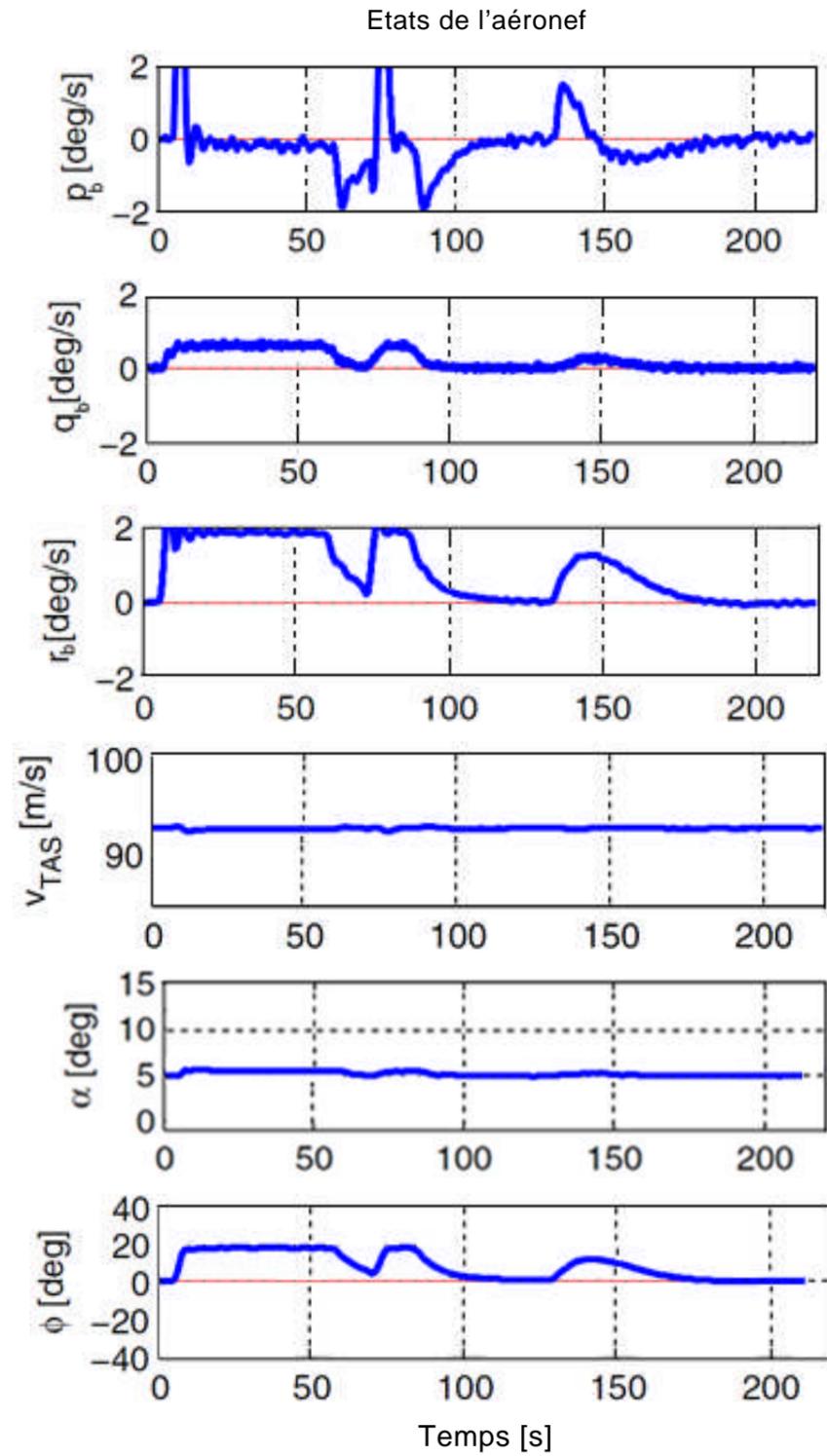


Figure.5.10 : Virage à droite et interception du Localizer avec perte de l'empennage vertical

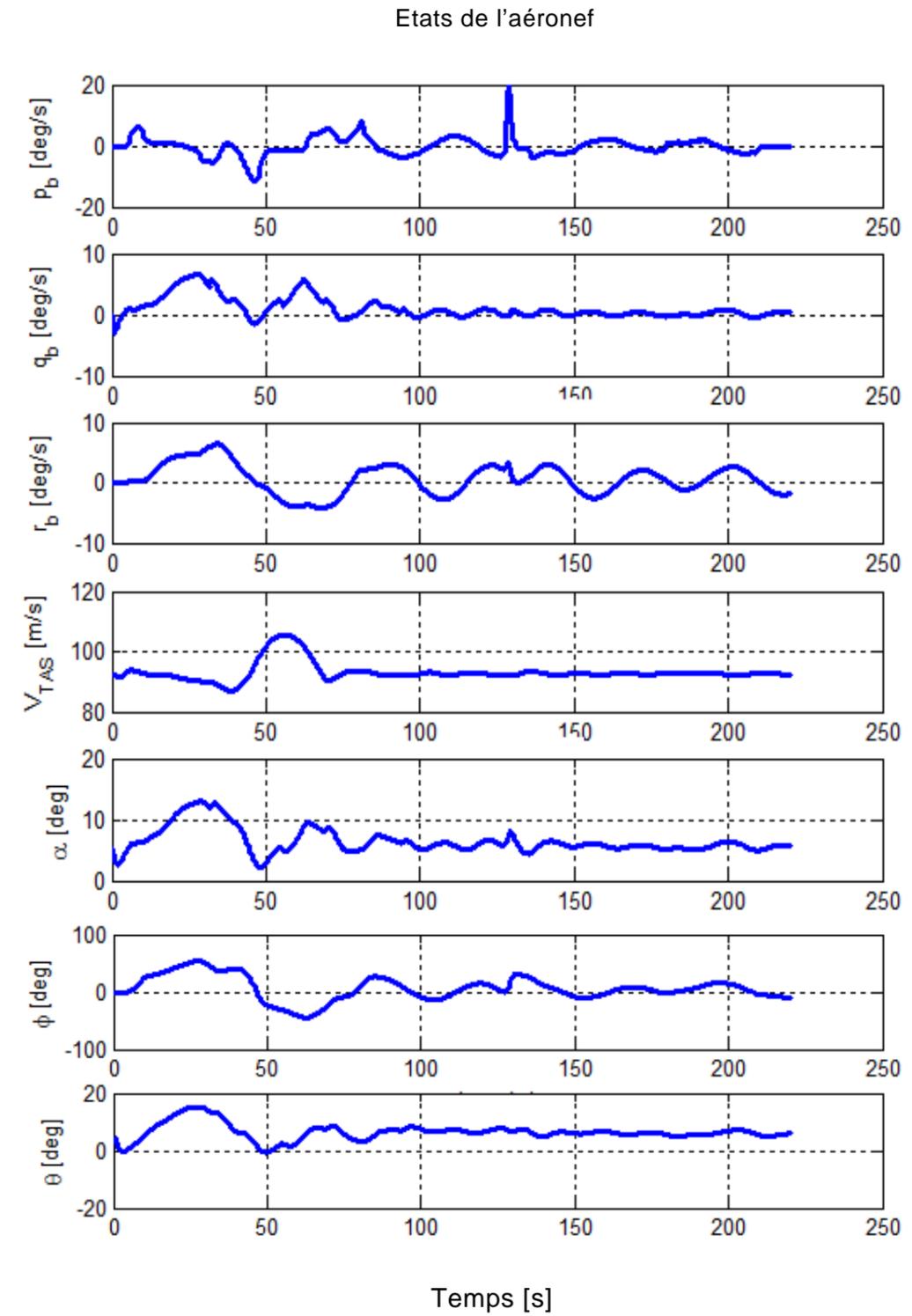


Figure.5.11. Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'un Virage à droite et interception du Localizer avec perte de l'empennage vertical

5.5.3. Stuck Elevators : Perte de controle des elevateurs

Le blocage de l'élévateur aussi ne représente pas une condition critique dans l'une des manœuvres envisagées, grâce au stabilisateur étant utilisé comme surface de contrôle alternative. Dans le cas du pilote automatique classique, la figure 5.13 montre la difficulté de gérer une telle condition de vol.

5.5.4. Stabilizer runway : Perte de contrôle du stabilisateur

Cependant, la perte du contrôle du stabilisateur est une panne assez importante. Après 5s de vol stabilisé, il est évident (voir Fig.5.14) que le moment de piquet, généré par le stabilisateur défaillant, engendre un piquage rapide de l'avion. Les lois de contrôle "travaillent durement" pour réagir et atteindre l'altitude appropriée (609 m). Ici, l'absence d'un sous-système de FDI est évidemment un inconvénient. Les lois de commande supposent que toutes les surfaces sont disponibles et l'effort de commande est distribué sur cette base. Si l'information FDI est disponible, à partir de la connaissance de la panne, tout l'effort de contrôle aurait été déplacé sur les élévateurs. Dans le cas du pilote automatique classique, la figure 5.15 montre une perte de contrôlabilité de l'avion.

5.5.5. Manœuvre d'urgence dans le cas scénario de panne du vol EL AL 1862

Le scénario de défaillance EL AL 1862 est certainement la condition la plus difficile (voir Fig.5.16). Cette panne est notamment essentielle non seulement en raison du nombre réduit des actuateurs de contrôle disponibles, mais aussi en raison du dommage structurel sur l'aile droite qui engendre des variations fortes et brusques dans les paramètres d'inertie et aérodynamiques, tels que l'angle de décrochage. Ce paramètre important est considérablement réduit en raison de l'endommagement. Lors du commencement de la phase de virage, l'angle d'attaque augmente rapidement, approchant de la nouvelle valeur de décrochage, donc une oscillation persistante se pose, légèrement amortie, mais il ne disparaît lorsque le virage à droite est presque accompli.

Il est évident que le blocage des élévateurs et des ailerons et la perte de l'empennage vertical sont des conditions de défaillance facilement gérables. Toutefois, la perte de contrôle du stabilisateur et de façon encore plus spectaculaire, la perte de contrôle de la gouverne de direction sont des conditions de défaillance critiques. Enfin, le cas de panne EL AL 1862 est tout à fait gérable au moyen de la FCS adaptative, même s'il n'est pas toujours possible d'atteindre des performances acceptables.

5.6. Conclusion

Les tests numériques montrent que la technique adaptative à modèle de référence peut être appliquée avec succès pour récupérer des pannes de surface en présence d'une efficacité de contrôle restant suffisante. Dans le cas de dommages structurels, (cas EL AL 1862), les lois de commande adoptées restent efficace aussi longtemps que leurs hypothèse d'applicabilité soit valables, à savoir la contrôlabilité, observabilité et l'absence des dynamiques non modélisés. En fait, le principal point faible des FCS, comme cela a été démontré par les tests numériques, est la faible capacité à restaurer le vol stationnaire, lorsque les limites de l'enveloppe sont dépassées. Dans cette condition, le comportement de l'appareil change brusquement, ce qui représente une situation critique pour le contrôle adaptatif et une menace réelle pour stabilité. Cette condition est particulièrement critique dans le cas de dommages structurels, lorsque les limites de l'enveloppe peuvent changer de manière significative. Une solution appropriée devrait être adoptée pour assurer la protection de l'enveloppe plus efficace, afin de préserver la validité des Hypothèses nécessaires à l'applicabilité de la technique de contrôle adaptatif.

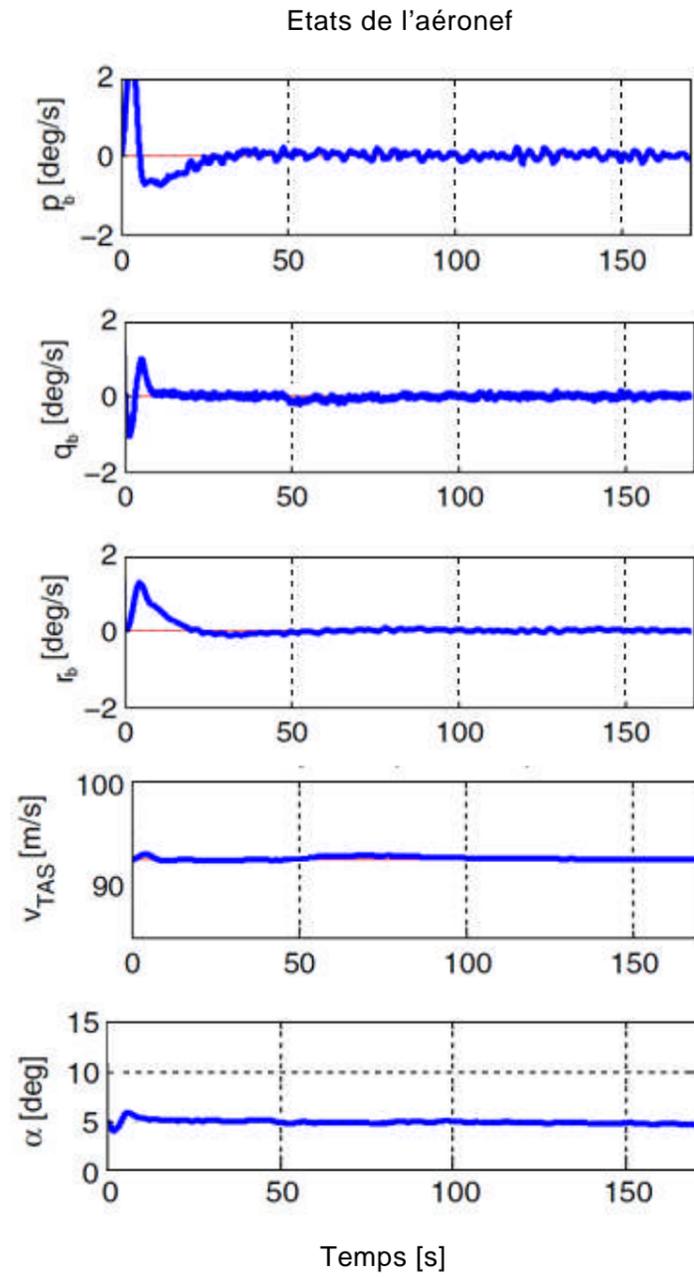


Figure.5.12 : interseption du faisceau Glide slope avec elevateur bloqué

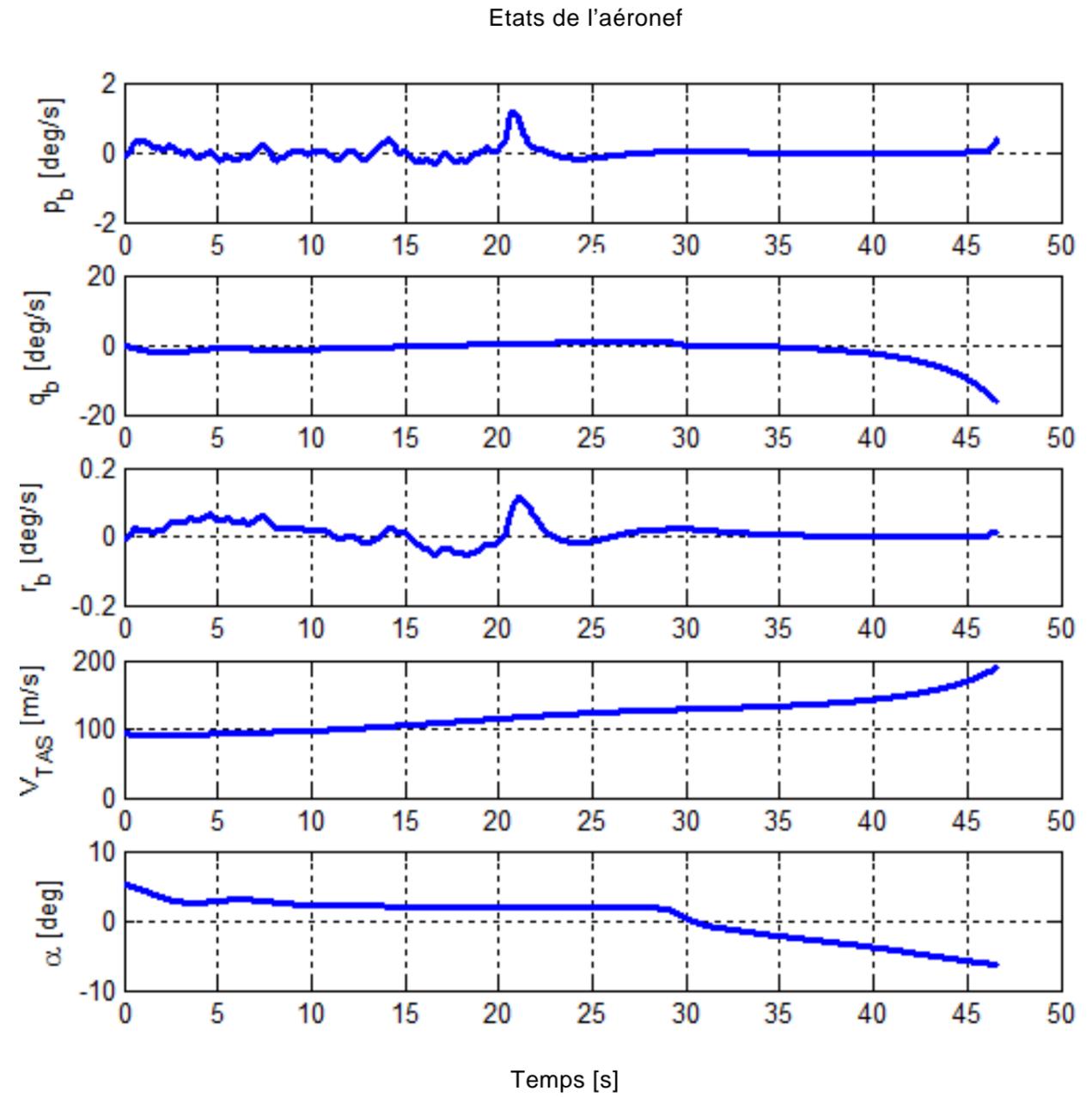


Figure.5.13. Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'interseption du faisceau Glide slope avec elevateur bloqué

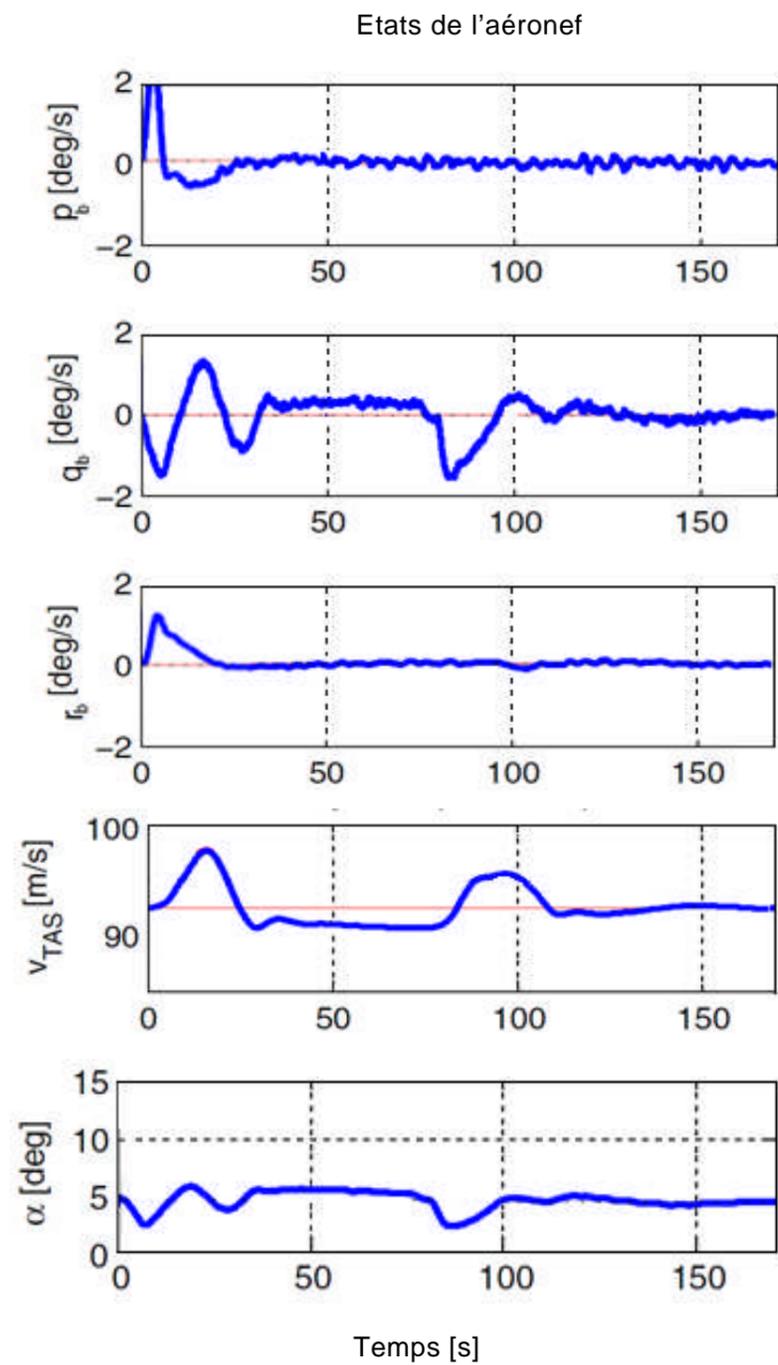


Figure.5.14 : Interception du faisceau Glide slope avec perte du contrôle du stabilisateur

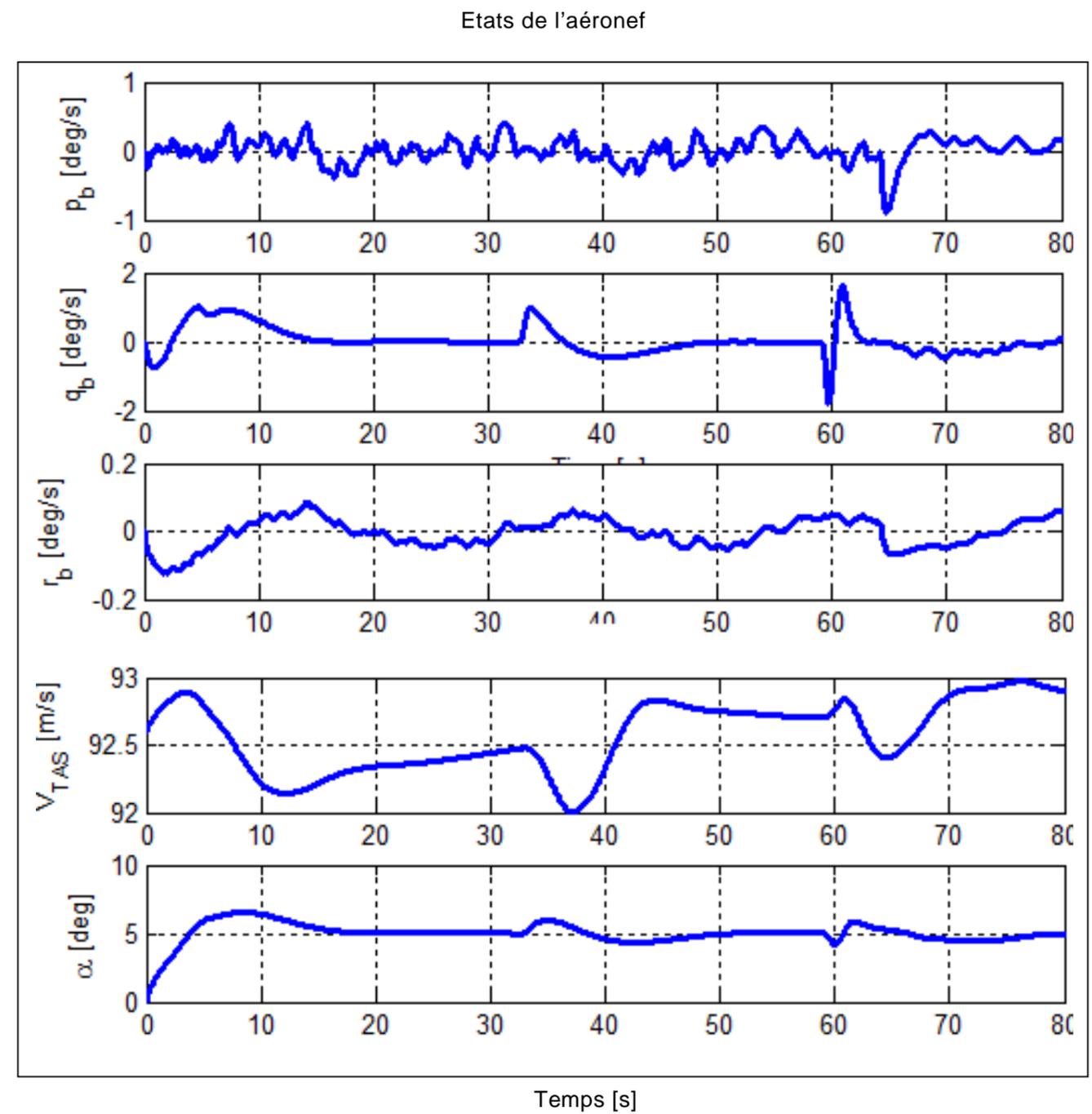


Figure.5.15 : Réponse du Pilote automatique classique dans le cas d'interception du faisceau Glide slope avec perte du contrôle du stabilisateur

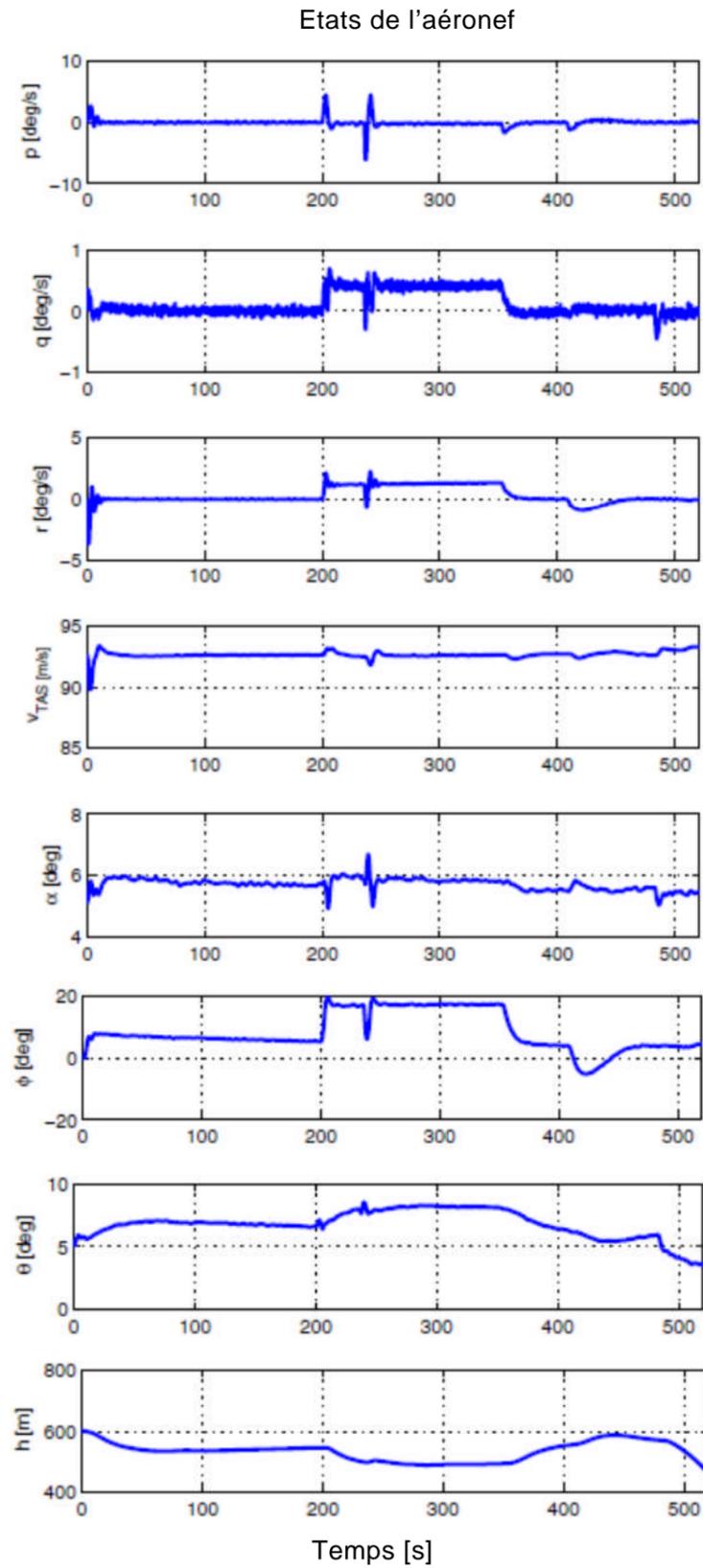


Figure.5.16 : Manœuvre d'urgence dans le cas scénario de panne du vol EL AL 1862

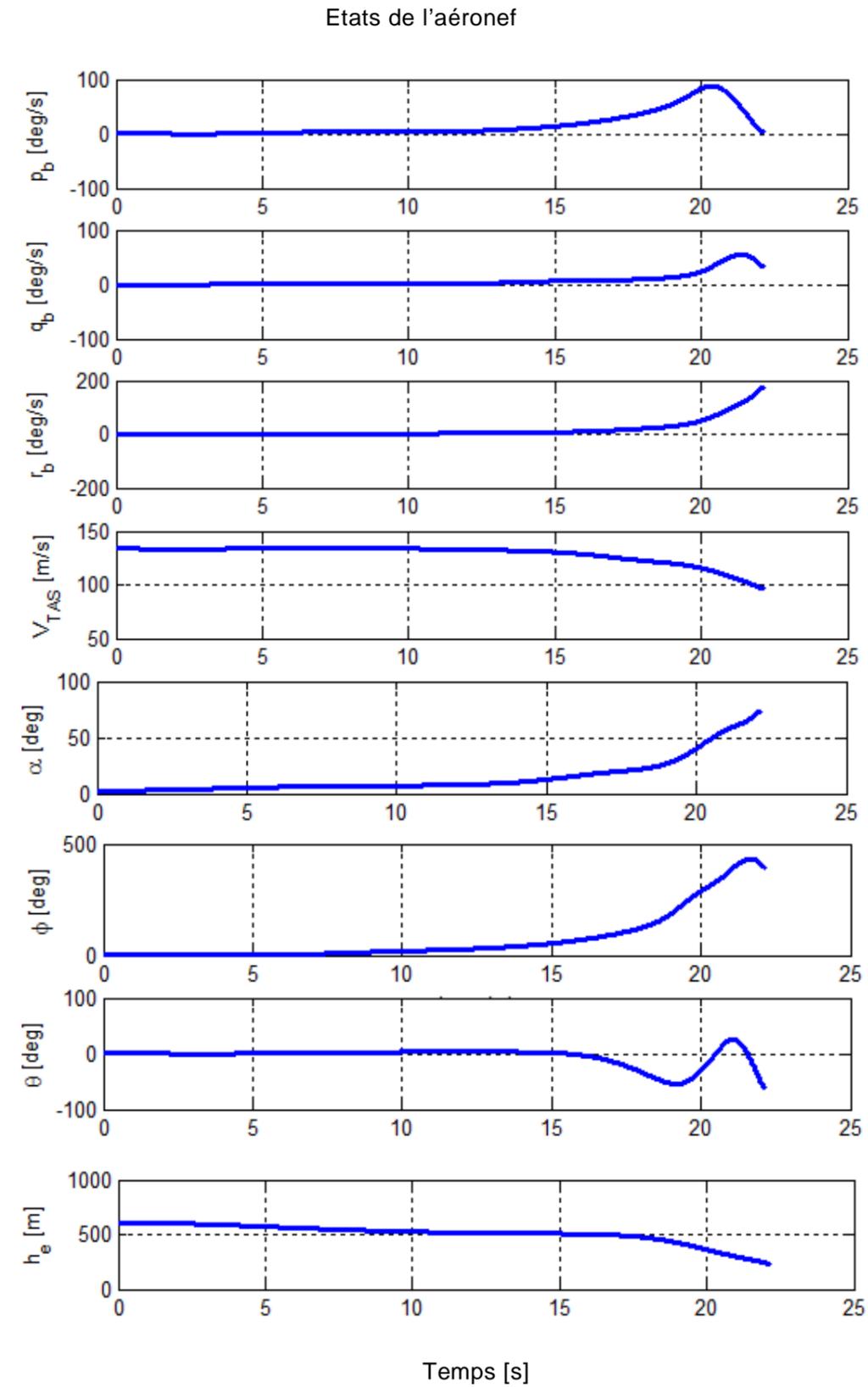


Figure.5.17. Réponse du Pilote automatique classique avec Manœuvre d'urgence dans le cas scénario de panne du vol EL AL 1862

CONCLUSION

CONCLUSION

Une simulation pour l'évaluation intégrée de nouvelles techniques de contrôle reconfigurable à tolérance de pannes a été développée dans le programme AFTFC_B747. Le contrôle reconfigurable pour le retour d'urgence des aéronefs de ce programme répond à la nécessité pour les modèles de simulation à améliorer la performance de la prédiction de nouveaux algorithmes des systèmes de contrôle de vol à tolérance de pannes en modes dégradés. Le programme AFTFC_B747 fournit des modèles de défaillance précis, des scénarios réalistes et des critères d'évaluation pour un avion de transport civil avec grande conditions de défaillance allant de la gravité majeur à catastrophique. Il est adapté pour la conception et l'analyse des nouveaux systèmes de contrôle à tolérance de pannes.

En ce qui concerne les performances réalisées dans des conditions défectueuses, il est juste de dire qu'ils sont légèrement dégradés si on les compare avec celles des conditions nominales. En effet, dans le cas de dommages des surfaces, la perte de performance n'est pas si évidente, mais dans le cas de dommages structurels, le comportement de l'avion est nettement différent du cas nominal. En outre, les dynamiques de l'avion sont également aggravées par les conditions de vol qui sont vraiment proches de la limite de décrochage. Il est intéressant de noter que, dans le cas des surfaces collées, ceux qui sont endommagés sont considérés comme enfermés dans une position proche de la neutralité. Dans ces conditions, le moment est généré est presque négligeable, les surfaces non défaillantes sont donc suffisamment efficace pour fournir la manœuvrabilité nécessaire pour le contrôle d'attitude. Ceci est la raison pour laquelle ces conditions de défaillance sont assez simples à récupérer.

Dans le cas des surfaces bloquées en d'hors de leur position neutre (voir par exemple le blocage du stabilisateur et de la gouverne de direction), les lois de contrôle adaptatif à modèle de référence peuvent ne pas être suffisantes pour restaurer le vol stable et ils ont besoin de l'aide d'une technique spécifique comme le contrôle d'allocation avec un ensemble plus large d'information sur l'état actuel des actionneurs (besoin d'un sous-

système FDI).

Le schéma adaptatif à modèle de référence représente un point de départ intéressant pour construire un FCS à tolérance de pannes. Cela revient à dire, il peut être utilisé avec succès comme une loi de commande de base, mais il devrait être intégré avec plusieurs autres modules comme un système de contrôle d'allocation (pour redistribuer efficacement et rapidement l'effort de contrôle) d'un sous-système FDI (pour fournir des informations sur les nouvelles limites de l'enveloppe de vol) et d'assurer un ensemble consolidé de signaux de retour. Un autre module optionnel pourrait être un bon superviseur pour reconfigurer les trajectoires à partir de la connaissance des limites de l'enveloppe de vol en cours (par exemple, virage à droite non sécurisé mais un virage à gauche possible) et la disponibilité des appareils de contrôle.

PESPECTUVE

Dans cette thèse, une architecture FCS à tolérance de panne a été proposée. Elle exploite les principales caractéristiques de la commande adaptative. Cependant, de nombreuses autres techniques contemporaines peuvent être combinées avec cette dernière afin d'améliorer la performance du FTC tel que le contrôle d'allocation pour le traitement des défaillances explicites des actionneurs et qui permet d'améliorer de manière significative les capacités de la tolérance de panne, à la seule dépense d'exiger quelques informations limitées sur l'état des actionneurs de l'aéronef. Une autre technique consiste à utiliser le système de détection et isolation de pannes (FDI) avec le mécanisme de reconfiguration. L'objectif est de maintenir la stabilité globale du système et des performances acceptables en dépit de l'apparition de pannes en reconfigurant la loi de commande nominale quand une panne est détectée par l'unité FDI. Le mécanisme FDI est censé détecter et diagnostiquer les défaillances pertinentes qui pourraient conduire à une dégradation des performances de vol. Ces techniques ont montré des améliorations significatives en termes de tolérance de panne si on les compare à un contrôleur classique simple et au contrôleur seulement adaptatif.

APPENDICES

APPENDICE A :
LISTE DES ABREVIATIONS

AFTCS:	Adaptive Fault Tolerant Control
AFTFCS:	Adaptive Fault Tolerant Flight Control System
AMF:	Adaptive Model Following
CA:	Control Allocation
EA :	Eigenstructure Assignment
FCS:	Flight Control System
FDI :	Fault Detection And Isolation
FTC:	Fault Tolerant Control
FTC:	Fault Tolerant Control
MRAC :	Model Reference Adaptive Control
SCAS:	Stability and Controllability Augmentation System
SMC :	Slide Mode Control

APPENDICE B : LISTES DES VARIABLES UTILISES DANS LA PROGRAMMATION

Tableaux B1 : B747-100 / 200 limites de fonctionnement des surfaces de commande de vol (signe positif : déviation de surface vers le bas / panneau spoiler vers le haut)

Surface de commande	Symbole	Limite Mécanique	Le Taux avec deux systèmes hydrauliques	Le Taux avec un seul système hydraulique
Elévateur	δ_{ei}	+17/-23	+37/-37	+30/-26
Elévateur	δ_{eo}	+17/-23	+37/-37	+30/-26
Stabilisate	ih	+3/-12	+/-0.2 to +/-0.5	+/-0.1 to +/-0.25
Aileron	δ_{ai}	+20/-20	+40/-45	+27/-35
Aileron	δ_{ao}	+15/-25	+45/-55	+22/-45
Spoilers #1	δ_{sp1-4}	+45	+75	0
Spoilers #9 -	δ_{sp9-12}	+45	+75	0
Spoilers	$\delta_{sp5}, \delta_{sp8}$	+20	+75	0
Spoilers	δ_{sp6}	+20	+25	0
Gouvernail	δ_{ru}	+25/-25	+50/-50	+40/-40
Gouvernail	δ_{rl}	+25/-25	+50/-50	+40/-40

Tableau A2 : Les états de l'aéronef (X)

Symbole	Dimension	Description
P_b	rad/s	taux de roulis autour de l'axe X-avion
q_b	rad/s	taux de tangage autour de l'axe Y-avion
r_b	rad/s	taux de lacet autour de l'axe Z-avion
V_{TAS}	m/s	vitesse air vraie
α	rad	angle d'attaque
β	rad	angle de dérapage
ϕ	rad	Angle de roulis
Θ	rad	angle d'inclinaison
ψ	rad	Angle de lacet
h_e	m	Altitude géographique
x_e	m	position horizontale le long de l'axe terrestre
y_e	m	position horizontale le long de l'axe terrestre

Tableau B3 : Les dérivées d'états de l'aéronef (\dot{X})

Symbole	Dimension	Description
$\dot{P}b$	rad/s ²	accélération de roulis autour de l'axe X-avion
$\dot{q}b$	rad/s ²	accélération de tangage autour de l'axe Y-avion
$\dot{r}b$	rad/s ²	accélération de lacet autour de l'axe Z-avion
\dot{V}_{TAS}	m/s	Dérivée temporelle de la vitesse air vraie
$\dot{\alpha}$	rad	Taux de l'angle d'attaque
$\dot{\beta}$	rad	Taux de l'angle de dérapage
$\dot{\phi}$	rad	Taux de l'angle de roulis
$\dot{\theta}$	rad	Taux de l'angle d'inclinaison
$\dot{\psi}$	rad	Taux de cap
\dot{h}_e	m	Taux d'altitude géographique
\dot{x}_e	m	vitesse horizontale le long de l'axe terrestre X
\dot{y}_e	m	vitesse horizontale le long de l'axe terrestre Y

Tableau B4 : paramètres de l'air

Symbole	Dimension	Description
Pa	N/m ²	Pression ambiante
ρ	kg/m ³	Densité de l'air
T	K	température ambiante
g	m/s ²	accélération de la pesanteur
h_p	m	altitude pression
h_R	m	radio altitude
H	m	Altitude géo potentielle
V_{sound}	m/s	Vitesse de son
M	—	Nombre de Mach
\bar{q}	N/m ²	Pression dynamique
Re'	—	Nombre de Reynolds par unite de longueur
q_c	N/m ²	pression d'impact
q_{rel}	—	pression d'impact relative
pt	N/m ²	Pression totale
T _t	K	température totale
V_{EAS}	m/s	Vitesse air équivalente
V_{CAS}	m/s	Vitesse air calibrée

V_{IAS}	m/s	Vitesse air indiquée
u_{w_b}	m/s	Vitesse du vent le long de l'axe X-avion
v_{w_b}	m/s	Vitesse du vent le long de l'axe Y-avion
w_{w_b}	m/s	Vitesse du vent le long de l'axe Z-avion
u_{w_e}	m/s	Vitesse du vent le long de l'axe terrestre X
v_{w_e}	m/s	Vitesse du vent le long de l'axe terrestre Y
w_{w_e}	m/s	Vitesse du vent le long de l'axe terrestre Z
\hat{u}_g	—	Dimension de la vitesse de rafale le long de l'axe X-avion négatif
α_g	rad	Angle d'attaque de la rafale
β_g	rad	Angle de dérapage de la rafale
$\dot{\hat{u}}_g$	1/s	Dimension de la dérivée de la vitesse de rafale le long de l'axe X-avion négatif
$\dot{\alpha}_g$	rad/s	Taux d'angle d'attaque de la rafale
$\dot{\beta}_g$	rad/s	Taux d'angle de dérapage de la rafale
$\hat{u}_{g_{asym}}$	—	Dimension de la vitesse de rafale le long de l'axe X-avion, variant le long de l'envergure
$\alpha_{g_{asym}}$	rad	Angle d'attaque de la rafale, variant le long de l'envergure

Tableau B5 : Paramètres de l'accélération

Symbole	Dimension	Description
a_{x_b}	g	accélération au C.G. le long de l'axe des X-avion
a_{y_b}	g	accélération au C.G. le long de l'axe des Y-avion
a_{z_b}	g	accélération au C.G. le long de l'axe des Z-avion
a_{nx_b}	g	sortie de l'accéléromètre au C.G. le long de l'axe X-avion
a_{ny_b}	g	sortie de l'accéléromètre au C.G. le long de l'axe Y-avion
a_{nz_b}	g	sortie de l'accéléromètre au C.G. le long de l'axe Z-avion
a_{nx_a}	g	sortie de l'accéléromètre au C.G. le long de l'axe X de la trajectoire
a_{ny_a}	g	sortie de l'accéléromètre au C.G. le long de l'axe Y de la trajectoire
a_{nz_a}	g	sortie de l'accéléromètre au C.G. le long de l'axe Z de la trajectoire
a_{nx,i_b}	g	sortie de l'accéléromètre à $(x, y, z)_{i_{acc}}$, le long de l'axe X-avion
a_{ny,i_b}	g	sortie de l'accéléromètre à $(x, y, z)_{i_{acc}}$, le long de l'axe Y-avion
a_{nz,i_b}	g	sortie de l'accéléromètre à $(x, y, z)_{i_{acc}}$, le long de l'axe Z-avion
a_{n_b}		accélération normale au C.G.
a_{n,i_b}		accélération normale à $(x, y, z)_{i_{acc}}$
n		facteur de charge

Tableau B6 : paramètres liées à la trajectoire de vol

Symbole	Dimension	Description
γ	Rad	angle de trajectoire de vol
χ	Rad	angle d'azimut
$\dot{\gamma}$	rad/s	taux de l'angle de trajectoire de vol
$\dot{\chi}$	rad/s	taux d'angle d'azimut
\ddot{h}_e	m/s ²	accélération vertical
fpa	m/s ²	accélération de trajectoire de vol

Tableau B7 : termes liées à l'énergie

Symbole	Dimension	Description
E_s	m	énergie spécifique
P_s	m/s	puissance spécifique

Tableau B8 : Les forces et les moments aérodynamiques

Symbole	Dimension	Description
T_b	N	force aérodynamique tangentielle dans le repère de l'avion
Y_b	N	coefficient aérodynamique de force latérale dans le repère de l'avion
N_b	N	force aérodynamique normale dans le repère de l'avion
\bar{L}_b	Nm	moment aérodynamique de roulis dans le repère de l'avion
M_b	Nm	moment aérodynamique de tangage dans le repère de l'avion
\bar{N}_b	Nm	moment aérodynamique de lacet dans le repère de l'avion

Tableau B9 : Forces et moments dus à la turbulence

Symbole	Dimension	Description
T_{g_b}	N	force tangentielle due à la turbulence dans le repère de l'avion
Y_{g_b}	N	coefficient de force latérale due à la turbulence dans le repère de l'avion
N_{g_b}	Nm	force normale due à la turbulence dans le repère de l'avion
\bar{L}_{g_b}	Nm	moment de roulis dû à la turbulence dans le repère de l'avion
M_{g_b}	Nm	moment de tangage dû à la turbulence dans le repère de l'avion
\bar{N}_{g_b}	Nm	moment de lacet dû à la turbulence dans le repère de l'avion

Tableau B10: Forces et moments de propulsion

Symbole	Dimension	Description
T_{t_b}	N	propulsion tangentielle due à la turbulence dans le repère de l'avion
Y_{t_b}	N	coefficient de force de propulsion latérale due à la turbulence dans le repère de l'avion
N_{t_b}	N	propulsion normale due à la turbulence dans le repère de l'avion
\bar{L}_{t_b}	Nm	moment de roulis de la propulsion dû à la turbulence dans le repère de l'avion
M_{t_b}	Nm	Moment de tangage de la propulsion dû à la turbulence dans le repère de l'avion
\bar{N}_{t_b}	Nm	moment de lacet de la propulsion dû à la turbulence dans le repère de l'avion

Tableau B11: coefficients aérodynamiques de Force et de moment

Symbole	Dimension	Description
C_{D_a}	—	coefficient aérodynamique de traînée dans le repère de la trajectoire
C_{Y_a}	—	coefficient aérodynamique de force latérale dans le repère de la trajectoire
C_{L_a}	—	coefficient aérodynamique de portance dans le repère de la trajectoire
C_{ℓ_a}	—	coefficient aérodynamique de moment de roulis dans le repère de la trajectoire
C_{m_a}	—	coefficient aérodynamique de moment de tangage dans le repère de la trajectoire
C_{n_a}	—	coefficient aérodynamique de moment de lacet dans le repère de la trajectoire
C_{D_s}	—	coefficient aérodynamique de traînée dans le repère de la trajectoire
C_{Y_s}	—	coefficient aérodynamique de force latérale dans le repère de la trajectoire
C_{L_s}	—	coefficient aérodynamique de portance dans le repère de la trajectoire

C_{ℓ_s}	—	coefficient aérodynamique de moment de roulis dans le repère de la stabilité
C_{m_s}	—	coefficient aérodynamique de moment de tangage dans le repère de la stabilité
C_{n_s}	—	coefficient aérodynamique de moment de lacet dans le repère de la stabilité
C_{T_b}	—	coefficient aérodynamique de force tangentielle dans le repère de l'avion
C_{Y_b}	—	coefficient aérodynamique de force latérale dans le repère de l'avion
C_{N_b}	—	coefficient aérodynamique de la force normale dans le repère de l'avion
C_{ℓ_b}	—	coefficient aérodynamique de moment de roulis dans le repère de l'avion
C_{m_b}	—	coefficient aérodynamique de moment de tangage dans le repère de l'avion
C_{n_b}	—	coefficient aérodynamique de moment de lacet dans le repère de l'avion

Tableau B12: Surfaces de commande

Symbole	Dimension	Description
δ_{air}	rad	déflexion de l'aileron droit interne
δ_{ail}	rad	déflexion de l'aileron gauche interne
δ_{aor}	rad	déflexion de l'aileron droit externe
δ_{aol}	rad	déflexion de l'aileron gauche externe
δ_{sp1}	rad	déflexion du spoiler #1
δ_{sp2}	rad	déflexion du spoiler #2
δ_{sp3}	rad	déflexion du spoiler #3
δ_{sp4}	rad	déflexion du spoiler #4
δ_{sp5}	rad	déflexion du spoiler #5
δ_{sp6}	rad	déflexion du spoiler #6
δ_{sp7}	rad	déflexion du spoiler #7
δ_{sp8}	rad	déflexion du spoiler #8
δ_{sp9}	rad	déflexion du spoiler #9
δ_{sp10}	rad	déflexion du spoiler #10
δ_{sp11}	rad	déflexion du spoiler #11
δ_{sp12}	rad	déflexion du spoiler #12
δ_{eir}	rad	déflexion de la gouverne de profondeur intérieure droite

δ_{el}	rad	déflexion de la gouverne de profondeur intérieure
δ_{eor}	rad	déflexion de la gouverne de profondeur extérieure
δ_{eol}	rad	déflexion de la gouverne de profondeur extérieure
ih	rad	déflexion stabilisateur
δ_{nu}	rad	déflexion du gouvernail supérieur
δ_{ni}	rad	déflexion du gouvernail inférieur
δ_{fo}	rad	Déflexion des volets extérieurs de bord de fuite
δ_{fi}	rad	inboard trailing edge flaps deflection

Tableau B13 : Entrées de la commande du pilote (modèle en boucle ouverte B747)

Symbole	Dimension	Description
δ_c	rad	Position de la colonne de commande (+12.67deg/-12.5deg)
δ_w	rad	position de la roue de commande (+88deg/-88deg)
δ_p	rad	position de la pédale de gouvernail (+14deg/-14deg)
δ_{stab}	rad	position de la poignée du stabilisateur (0-15 unités)
δ_{sbh}	rad	position de la poignée des aérofreins (0-37deg détente en
δ_{fh}	rad	position de la poignée des volets (0-30 détente)
EPR1	—	EPR moteur #1 (0.94-1.62)
EPR2	—	EPR moteur #2 (0.94-1.62)
EPR3	—	EPR moteur #3 (0.94-1.62)
EPR4	—	EPR moteur #4 (0.94-1.62)
gear	0/1	position de la poignée des trains

Tableau B14 : Système d'atterrissage aux instruments (ILS) paramètres (bloc de capteurs Stanadrds)

Symbol	Dimension	Description
GS_{dev}	rad	déviations d'alignement de descente (glideslope)
DME	m	distance au seuil de la piste
$GS_{...}$	0/1	validation du signal d'alignement de descente
$LOC_{...}$	rad	déviations de localiser
$LOC_{...}$	0/1	validation du signal de localiser

APPENDICE C : PARAMETRES DE CONCEPTION DU MODELE SCAS BASE SUR L'ALGORITHME AMF

	Am	Bm	Ae	Q	Y1, Y2, Y3
Boucle intérieure	$\begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -4.5 & 0 & 0 \\ 0 & -4.5 & 0 \\ 0 & 0 & -4.5 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.8 & 0 & 0 \\ 0 & 1.2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.06 \\ 0.1 \\ 0.1 \end{bmatrix}$
Boucle extérieure	$\begin{bmatrix} -0.5 & 0 \\ 0 & -0.5 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.5 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -1.5 & 0 \\ 0 & -0.75 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.01 \\ 0.01 \\ 0.2 \end{bmatrix}$

Exemple de représentation d'état pour la Boucle intérieure

$$A = \begin{bmatrix} -0.0199 & 3.0796 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0021 & -0.5211 & 0 & 1.0053 & 0 \\ 0 & 0 & -0.8226 & 0 & 0.1666 \\ 0.000317 & -0.5588 & 0 & -0.4861 & 0 \\ 0 & 0 & -0.1303 & 0 & -0.0199 \end{bmatrix} ;$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -0.0098 & -0.0074 & 0 \\ -0.1819 & 0 & 0.0652 \\ -0.0676 & -0.1494 & 0 \\ -0.0128 & 0 & -0.1272 \end{bmatrix} ; C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Exemple de représentation d'état pour la Boucle extérieure

$$A = \begin{bmatrix} -0.0199 & 3.0796 & 0 & -9.8048 \\ -0.0021 & -0.5211 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} ; B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0053 & 0 \\ 1 & 0 & 0.1265 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} ;$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

BIBLIOGRAPHIE:

BIBLIOGRAPHIE:

1. Abder Rezak Benaskeur : Aspects de l'application du backstepping adaptatif à la commande décentralisée des systèmes non linéaires. Thèse présentée à la faculté des études supérieures de l'université Laval pour l'obtention du grade de Philosophiæ Doctor (Ph-D.). FACULTÉ DES SCIENCES DE GÉNIE, Département de Génie Électrique et de Génie Informatique, Québec février 2000
2. Nicolas Petit, Pierre Rouchon : Automatique Dynamique et contrôle des systèmes, MINES ParisTech CAS - Centre Automatique et Systèmes, Unité Mathématiques et Systèmes, Février 2011
3. Khebbache Hicham : Tolérance aux défauts des systèmes non linéaires via la méthode Backstepping, Application : Système UAV de type quadrirotor. Mémoire Présenté pour l'obtention du diplôme de MAGISTER EN ELECTROTECHNIQUE Option : AUTOMATIQUE. Université Ferhat Abbas De Setif Faculté de Technologie, Département D'Electrotechnique 2011.
4. Mogens Blanke · Michel Kinnaert · Jan Lunze · Marcel Staroswiecki: Diagnosis and Fault-Tolerant Control; Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2006
5. Mufeed M. Mahmoud, Jin Jiang, Youmin Zhang: Active Fault Tolerant Control Systems - Stochastic Analysis and Synthesis - Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2003
6. Daniel J. Sorin Duke University: Fault Tolerant Computer Architecture. A Publication in the Morgan & Claypool Publishers series, Lecture #5. Series Editor: Mark D. Hill, University of Wisconsin, Madison 2009
7. Guillaume_J._J._Ducard ; Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems: Practical Methods for Small Unmanned Aerial Vehicles. Springer-Verlag London Limited 2009
8. François Veysset : Modélisation et identification de comportements de l'avion en vol turbulent par modèles à retards. THÈSE présenté en vue d'obtenir le grade de Docteur , Spécialité : Automatique et Informatique Industrielle École Centrale de Lille, Université des Sciences et Technologies de Lille, 2006.
9. Alaeddin Bani Milhim : Modeling and Fault Tolerant PID Control of a Quad-Rotor UAV. A Thesis in The Department of Mechanical and Industrial Engineering Presented in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of

Applied Science (Mechanical Engineering) at Concordia University Montreal, Quebec, Canada 20210

10. Stoyan Kanev : Robust Fault-Tolerant Control. Ph.D. Thesis University of Twente . The Netherlands 2004
11. Andry, A.N., Shapiro, E.Y., Chung, J.C.: Eigenstructure assignment for linear systems. IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems 19(5) (September 1983)
12. Astrom, K.J., Wittenmark, B.: Adaptive control, 2nd edn. Addison-Wesley Publishing. Company, Reading (1995)
13. Gang Tao: Adaptive Control Design and Analysis; university of Virginia; published by John Wiley & Sons, 2003;
14. Keviczky, T., Balas, G.J.: Software-enabled receding horizon control for autonomous unmanned aerial vehicle guidance. Journal of Guidance, Control, and Dynamics 29(3), 680–694 (2006)
15. Seguchi, H., Ohtsuka, T.: Nonlinear receding horizon control of an underactuated hovercraft. International Journal of Robust and Nonlinear Control 13(3-4), 381–398 (2003)
16. DASMAT-Delft University Aircraft Simulation Model and Analysis Tool. A Matlab/Simulink Environment for Flight Dynamics and Control Analysis. Series 03: Control and Simulation 03. 1998
17. Federico Corraro, Gianfranco Morani and Adolfo Sollazzo: Fault-Tolerance of a Transport Aircraft with Adaptive Control and Optimal Command Allocation; Advances in Flight Control Systems; Italian Aerospace Research Centre (CIRA); Italy. April, 2011
18. Smaili, M.H., Breeman, J., Lombaerts, T.J.J., Joosten, D.A.: A Simulation Benchmark For Integrated Fault Tolerant Flight Control Evaluation. Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Keystone, CO. 2006
19. Ganguli, S., Papageorgiou, G., Glavaski, S., Elgersma, M.: Piloted simulation of fault detection, isolation and reconfiguration algorithms for a civil transport aircraft. In: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, San Francisco, CA, AIAA- 2005-5936 (August 2005)

20. Corvin, J.H., Havern, W.J., Hoy, S.E., Norat, K.F., Urnes, J.M., Wells, E.A.: Self-repairing flight control systems, volume i: Flight test evaluation on an f-15 aircraft. Final Report WL-TR-91-3025 (1991)
21. Anonymous. Intelligent flight control: Advanced concept program. Final Report BOEING-STL 99P0040, The Boeing Company (1999)
22. Kim, K. S., Lee, K. J. & Kim, Y. (2003), Reconfigurable Flight Control System Design Using Direct Adaptive Method, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26, No. 4, pp. 543-550.