

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE MOULOU D MAMMERI TIZI-OUZOU



UNIVERSITE MOULOU D MAMMERI TIZI-OUZOU
FACULTE' DE GENIE ELECTRIQUE ET D'INFORMATIQUE
D'EPARTEMENT D'AUTOMATIQUE

PROJET DE FIN D'ÉTUDE

En vue de l'obtention du diplôme de master en automatique

Option : Commande des systèmes

Thème

*Conception et étude d'une plateforme
pour conduite défailante en vol*

Réalisé par :

CHIKHAOUI Ahmed

EL RAKAAWI Hani

Encadré par :

Mr. DJENNOUNE Saïd

Promotion 2012 - 2013

Remercîment

Nos vifs remerciements vont tout d'abord à Monsieur **DJENNOUNE Saïd**, professeur à l'UMMTO pour nous avoir dirigé, aidé et conseillé tout le long de notre travail.

Nous tenons aussi à remercier Monsieur **MELLAH Rabah**, Maitre de conférences classe A de nous avoir fait l'honneur d'accepter de présider le jury de ce mémoire.

Que Monsieur **KARA Redouane**, maitre de conférences classe A à l'UMMTO trouve ici, nos sincères remerciement pour avoir accepté de faire partie du jury d'examen de notre mémoire.

Nous exprimons également nos vifs remerciements à Monsieur **TOUAT Mohand**, maitre de conférences classe B à l'UMMTO pour sa présence parmi les membres du jury.

Sommaire

Acronymes	1
Introduction générale.....	2
Chapitre 1 : Détection et isolation de défauts	6
I.1. Introduction.....	7
I.2. Différents types de défaillances	8
I.3. Méthodes utilisées dans la détection et isolation de défauts.....	10
I.4. Détection et isolation de défaut.....	11
I.5. Génération de résidus.....	12
I.6. Détection des défauts capteurs.....	13
I.7. Détection des défauts actionneurs.....	13
I.8. Isolation des défauts.....	15
I.9. Conclusion	16
Chapitre 2 : Commande tolérante aux fautes.....	17
II.1. Introduction	18
II.2. Classification des commandes tolérantes aux défauts	19
II.2.1. Méthodes passives	20
II.2.2. Méthodes actives.....	21
II.3. Méthodes à base de projection.....	22
II.3.1. Commande à séquençement de gain.....	22
II.3.2. Les méthodes multi - modèles (MMC).....	22
II.3.2.1. L'approche MMST	23
II.3.2.2. L'approche IMM.....	24
II.4. Méthode de reconfiguration.....	25
II.4.1. Méthode de suivi de modèle (MFM)	25
II.4.2. Méthode de réaffectation des actionneurs.....	26

II.4.2.1. Problème mathématique de la réaffectation d'actionneurs.....	27
II.4.2.2. Approche par réaffectation directe	28
II.5. Conclusion	31
Chapitre 3 : Mécanique de vol et Modélisation.....	32
III.1. Introduction	33
III.2. Définition d'un aéronef	33
III.3. Principe de fonctionnement d'un aéronef	33
III.4. Modélisation.....	36
III.4.1. Trièdres de référence	36
III.4.1.2. Matrices de passages entre les différents trièdres de références	37
III.4.1.2.1. Passage du trièdre terrestre local au trièdre avion.....	37
III.4.1.2.2. Passage du trièdre terrestre local au trièdre avion.....	38
III.4.1.2.3. Passage du trièdre terrestre local au trièdre aérodynamique....	38
III.4.2. Equations régissant la dynamique de vol	38
III.4.2.1. Forces agissants sur l'appareil.....	39
III.4.2.1.1. La poussée des moteurs.....	39
III.4.2.1.2. La force de gravitation	40
III.4.2.1.3. Les forces aérodynamiques.....	40
III.4.3. Les moments aérodynamiques.....	42
III.4.3.1. Moments due à la poussé des moteurs	42
III.4.4. Equations du mouvement	43
III.4.4.1. Accélérations linéaires.....	43
III.4.4.2. Accélération angulaire autour du centre de gravité.....	44
III.5. Conclusion.....	46
Chapitre 4 : Présentation de la plateforme logicielle Et Simulation de défaillances	47
IV.1. Introduction	48
IV.2. Présentation de la plateforme	50

IV.2.1. Le module de détection et de réaffectation	50
IV.2.1.1. Le bloc régissant la dynamique du système à commander	51
IV.2.1.2. Principe de détection	53
IV.2.1.3. Principe de réaffectation utilisé.....	55
IV.3. Diffèrent mode de fonctionnement des vérins	55
IV.4. Contraintes de sureté de fonctionnement	56
IV.4.1. Priorité des actionneurs	56
IV.4.3. Minimisation du nombre de commutations entre les modes.....	56
IV.4.2. Préservation de la symétrie de fonctionnement.....	56
IV.5. Module de réaffectation des actionneurs.....	56
IV.5.1. Isolation d'actionneur quand une défaillance est enregistrée.....	58
IV.5.2. Passage du mode passive au mode standby.....	59
IV.5.3. Passage du mode passive au mode active	60
IV.5.4. Passage du mode standby au mode active.....	60
IV.5.5. Passage du mode Active au mode standby.....	61
IV.5.6. Transition à partir du mode off.....	62
IV.5.7. Diffusion d'un événement quand le vérin est arrêté ou isolé.....	63
IV.6. Modèle d'avion utilisé	64
IV.6.1. Bloc autopilot	65
IV.6.2. Bloc définissant la dynamique des câbles et actionneurs ainsi que le module de commande tolérante	67
IV.6.3. Génération de défaillances	68
IV.6.4. Le bloc avion	69
IV.7. Interfaçage de Simulink avec le logiciel de simulation FlightGear	70
IV.7.1. Le bloc de pré configuration de FlightGear pour animation a 6ddl	71
IV.7.2. Le bloc de génération du script	71
IV.8. Simulation	73

IV.8.1. Réponse du sous-système gouverne de profondeur à échelon sans défaut	73
IV.8.1.1. Interprétation des résultats	74
IV.8.2. Réponse du système gouverne de profondeur à un échelon avec défaut de position sur le vérin externe gauche.....	75
IV.8.2.1. Interprétation des résultats	77
IV.8.3. Conclusion.....	77
IV.8.4. Décollage avec défaut de position des gouvernes de profondeur sans réaffectation	77
IV.8.5. Décollage avec défaut de position des gouvernes de profondeur et avec réaffectation.....	80
IV.8.6. Conclusion.....	82
Conclusion générale	83
ANNEXE A.....	85
ANNEXE B.....	87
Bibliographie.....	89

Liste des figures

Figure I.1 : Signal correspondant à un défaut de position	8
Figure I.2 : Signal correspondant à une défaillance.....	9
Figure I.3 : Structure de détection à base d'observateur.....	13
Figure I.4 : structure de détection de défaut actionneurs	14
Figure I.5 : différentes structure de localisation	15
Figure II.1 : classification des différentes commandes tolérantes	19
Figure II.2 : structure MMST	24
Figure II.3 : commande à base de suivi de modèle.....	26
Figure II.4 : commande à base de réallocation des actionneurs	26
Figure III.1 : Principe de la portance.....	33
Figure III.2 : Ailles d'avion à géométrie variable	34
Figure III.3 : les différentes forces agissant sur l'appareil en vol	35
Figure III.4 : Mouvement de roulis	35
Figure III.5 : Mouvement de tangage	35
Figure III.6 : Mouvement de lacet.....	35
Figure III.7 : Trièdre avion et terrestre	36
Figure III.8 : Trièdre avion et aérodynamique	37
Figure III.9 : points d'application des forces agissant en vol.....	41
Figure III.10 : poussée dissymétrique	43
Figure IV.1 : Image correspondante aux gouvernes de profondeur.....	48
Figure IV.2 : Schémas synoptique du système des gouvernes	49
Figure IV.3 : Modèle générale du sous-système gouverne de profondeur	50
Figure IV.4 : Sous-système actionneur des gouvernes de profondeur.....	51

Figure IV.5 : Modèle du vérin hydraulique	52
Figure IV.6 : Modèle du volet de profondeur	52
Figure IV.7 : Schéma bloc de détection de défauts	53
Figure IV.8 : Schéma bloc de détection du dépassement de la variation limite	53
Figure IV.9 : Schéma bloc de détection du dépassement en débattement	54
Figure IV.10 : Table de vérité pour la gouverne de profondeur gauche	57
Figure IV.11 : Diagramme d'états des quatre vérins	57
Figure IV.12 : Diagramme d'état du vérin extérieur gauche	59
Figure IV.13 : Diagramme d'états transitant au mode actif.....	60
Figure IV.14 : Diagramme d'états menant à l'état actif	61
Figure IV.15 : Diagramme d'états menant du mode active au mode passive.....	62
Figure IV.16 : Diagramme d'états pour récupération du fonctionnement normal.....	62
Figure IV.17 : Diagramme d'états pour la diffusion d'évènement.....	63
Figure IV.18 : Modèle du Boeing 747	54
Figure IV.19 : Schéma bloc autopilot	66
Figure IV.20 : Intégration du module de commande tolérante a bord du 747	67
Figure IV.21 : boite de dialogue permettant d'injecter les défaillances	68
Figure IV.22 : Modèle générale de la dynamique du b747.....	69
Figure IV.23 : Couplage des blocs d'animation au modèle du b747	70
Figure IV.24 : Fenêtre de paramétrages de la simulation	71
Figure IV.25 : Fenêtre de réglages pour la génération du script.....	72
Figure IV.26 : Réponse des gouvernes en position sans défaut.....	73
Figure IV.27 : Allure de la commande des vérins sans défaut	74
Figure IV.28 : Réponse des gouvernes en position avec défaut	75
Figure IV.29 : Allure de la commande des vérins avec défaut.....	75

Figure IV.30 : Allure du signal de commande direct.....	76
Figure IV.31: commande de profondeur sur le manche.....	77
Figure IV.32: position des volets en défaillance.....	78
Figure IV.33: signal commande des volets sans réaffectation.....	78
Figure IV.34: courbe d'altitude en fonction de la distance parcourue en x.....	79
Figure IV.35: position des volets en défaillance avec réaffectation	80
Figure IV.36: allure de la commande en presence de defaillance et reafectation.....	81
Figure IV.37 : allure de la commande directe à échelle réduite	81
Figure IV.38 : courbe d'altitude en fonction de la distance parcourue en x.....	82
Figure 39 : différents composants d'un avion de transport.....	87
Figure 40 : vérin hydraulique de gouverne de profondeur.....	87
Figure 41 : schéma synoptique des vérins utilisés pour les gouvernes de profondeur...	88
Figure 42 : schéma de commande hydraulique des vérins.....	88

Acronymes

FDI: Fault Detection and Isolation

FTC: Fault Tolerant Control

MMC: Multi-Models Control

MMST: Multiple Models Switching and Timing

IMM: Interacted Multiple Model

MFM: Method Following Model

LO: Left Outer (vérin extérieur gauche)

LI: Left Inner (vérin intérieur gauche)

RO: Right Outer (vérin extérieur droit)

RI: Right Inner (vérin intérieur droit)

PFCU: Primary Fault Control Unit

LDL: Left Direct law

RDL : Right Direct Law

LIO : Left Input Output

RIO : Right Input Output

CG : Centre de Gravité

CP : Centre de Poussé

CA : Centre Aérodynamique

Introduction générale :

La sécurité du transport aérien est primordiale pour l'industrie aéronautique ainsi que pour l'aviation civile. Les efforts fournis pour la recherche et le développement du point de vue technique et l'élaboration de mesures efficaces pour la conception, la maintenance ne cessent de s'améliorer pour assurer une bonne qualité et une meilleure sécurité de vol.

De nos jours, les avions sont de plus en plus lourds et doivent satisfaire des vols de plus longue durée comme pour les traversées intercontinentales, et cela dans des conditions météorologiques difficiles et en présence de défauts qui peuvent surgir au cours du vol à n'importe quel moment.

En ces conditions sévères, les différents composants de l'appareil sont soumis à une usure parfois prématurée et non répertoriée lors des maintenances de routine, ainsi, le fonctionnement d'un sous-système de l'appareil est alors altéré provoquant une défaillance en vol qui risque de déstabiliser l'avion d'où l'importance de pouvoir détecter et isoler ces défaillances.

La détection et l'isolation de défauts est alors largement utilisée dans le domaine de l'aéronautique afin de déceler la défaillance et l'isoler. Plusieurs techniques sont utilisées pour la détection.

Les principales techniques utilisées sont la détection à base de traitement de signal qui est la plus recommandée pour la détection de fissures et de fatigues de pièces mécaniques comme le déséquilibre des pales du turboréacteur ainsi que les microfissures apparaissant au niveau des points sensibles du fuselage. L'autre technique s'inscrit dans le domaine de la détection à base de modèle qui utilise un modèle mathématique du système en fonctionnement normal (sans défaut). Dès qu'il y a défaillance, la réponse du système s'écarte de celle du modèle et au-delà d'un certain seuil, on peut dire que le système est en défaillance. Cette technique est mieux adaptée pour la détection de défauts capteur ou bien actionneur.

Afin de palier à ces problèmes critiques au court du vol, le système doit être capable de détecter une défaillance et l'isoler pour pouvoir prendre une décision juste et objective, c'est le rôle du bloc FDI (Fault Detection and Isolation).

Par la suite, sachant l'ampleur et la provenance du défaut, le système doit pouvoir élaborer une commande qui tolère le défaut en question et cela en maintenant les mêmes objectifs fixés par les pilotes ou bien en dégradant les performances pour un fonctionnement sain. C'est la fonction du bloc FTC (Fault Tolerant Control). Là aussi, plusieurs techniques sont proposées dans la littérature.

Nous pouvons citer quelques méthodes passives qui modélisent les défauts à priori et considérés comme des variations paramétriques du modèle. Le dimensionnement du correcteur robuste par des méthodes tel (H^∞ , mode glissant) est ainsi conçu de manière à faire face aux défauts déjà répertoriés au préalable. Le principal inconvénient de cette technique est qu'on ne peut rien faire face à un défaut non répertorié. Cela peut être fatal pour les systèmes aéronautiques. L'avantage est que ces techniques ne nécessitent pas les opérations de détection et d'isolation (absence du bloc FDI) dont les délais de réactions peuvent être très longs.

Les méthodes qui sont très utilisées dans le domaine de l'aéronautique sont les méthodes dites actives qui travaillent en collaboration avec le bloc FDI et permettent de faire face aux défauts même inconnus lors de la phase de conception. Dans ces méthodes, l'idée est d'adapter en temps réel la loi de commande par rapport aux défauts. L'adaptation peut se faire par changement des valeurs des paramètres de la loi de commande (accommodation) ou bien par modification de la structure du contrôleur (reconfiguration). Plusieurs techniques sont utilisées. Nous pouvons citer de manière non exhaustive quelques-unes, comme la méthode de séquençement de gain, les méthodes basées sur l'approche multi modèles, les méthodes adaptatives et la méthode de réaffectation d'actionneur.

Une bonne tolérance aux fautes est assurée quand on garde les mêmes objectifs fixés pour le vol. Mais quand ceci n'est plus possible, souvent à cause de l'ampleur des dégâts occasionnés par la défaillance, on a alors recours au fonctionnement en mode dégradé afin de garder la stabilité de l'appareil. Ce mode permet au système de fonctionner avec des performances réduites jusqu'à ramener l'appareil à un atterrissage sauf et procéder ensuite aux réparations nécessaires. Ce genre de situation est survenue au vol 1549 d'US Airways en 2009 à

l'aéroport de Guardia de York-La, New York. L'airbus A320 était en montée à 3000 pieds d'altitude jusqu'à ce qu'une formation d'oies venues du Canada vienne se percuter sur l'appareil provoquant une perte de poussée des deux réacteurs contraignant l'équipage à se poser d'urgence. L'approche sur l'aéroport de Guardia n'étant plus envisageable, le pilote a tenté un amerrissage d'urgence sur la rivière d'Hudson avec succès. L'incident n'a pas fait de victime, le pilote a ainsi réussi à utiliser les commandes tolérantes pour planer jusqu'à l'amerrissage en satisfaisant l'objectif qui s'est fixé en mode dégradé. L'intervention du système FTC sur l'appareil en présence de défauts a pour objectif dans la mesure du possible d'accommoder ou de reconfigurer la commande afin que la dynamique du système reste inchangée ou bien dans le cas critique essayer de garder la stabilité de l'avion jusqu'à l'atterrissage. Le bon fonctionnement du FTC est étroitement liée à celui du FDI car une bonne détection et isolation est vitale et permettra au système d'agir à l'instant et à l'endroit qu'il faut. On doit donc imposer une dynamique du FDI plus rapide que celle de l'appareille car les retards sont souvent source d'instabilité.

Notre travail consiste à , d'une part, à mettre en œuvre une commande active tolérante aux fautes par la méthode de réaffectation d'actionneur appliquée au pilotage d'un avion en vol et d'autre part développer une plateforme de simulation pour le vol d'un avion de ligne gros porteur pouvant prendre en compte l'injection de plusieurs types de défaillances au niveau des différents sous-systèmes constituant l'appareil et analyser la réponse de la défaillance avec et sans intervention du bloc FTC. Cette plateforme est conçue principalement sous MATLAB/SIMULINK offrant un cadre de simulation très avancé permettant d'analyser de manière fonctionnelle les différentes interactions entre les blocs constituant la simulation. Cette plateforme permet de simuler les défauts et intègre aussi la méthode de réaffectation d'actionneurs. Cette plateforme interface le logiciel FlightGear permettant ainsi de visualiser les données en vol pour créer une animation très détaillée en vol.

Notre mémoire est organisé comme suit.

- Dans le premier chapitre nous exposons les notions sur les différents types de défauts ainsi que les principes et les techniques de leur détection et de leur isolation.
- Dans le second chapitre, nous dressons le panorama des méthodes de commande tolérante aux fautes. Dans notre travail, la méthode active de réaffectation d'actionneurs est utilisée.

- Le troisième chapitre est consacré à la modélisation du vol d'un avion. Les principes physiques se rapportant à la dynamique du vol sont utilisés afin d'élaborer un modèle d'état non linéaire sur lequel sont effectuées toutes les simulations.

- Dans le quatrième chapitre, nous présentons d'abord la plateforme logicielle de simulation que nous avons réalisée sous MATLAB/SIMULINK avec l'interfaçage avec le logiciel d'animation FlightGear. Puis, nous présentons les résultats de simulation que nous avons obtenus montrant l'efficacité de la commande tolérante aux fautes basées sur la réaffectation d'actionneurs.

- Enfin, nous terminons notre travail par une conclusion générale et quelques perspectives.

Chapitre 1 :

Détection et isolation de défauts

I.1. Introduction :

La détection et l'isolation de défauts est partagée sur deux disciplines, la première est celle dédiée au traitement de signal qui utilise l'aspect fréquentiel des signaux générés par des sondes posées à des endroits bien précis de l'appareil.

En analysant par exemple les amplitudes des harmoniques générées par une certaine vibration, on peut identifier un défaut quelconque correspondant à l'anomalie observée.

Pour notre cas, c'est la deuxième discipline qui nous intéresse, celle qui est basée sur la réponse du modèle sain, et à partir de celle-ci, en la comparant à la réponse du système en temps réel on peut détecter à n'importe quel moment un éventuel écart correspondant à un défaut quelconque.

En second lieu, on doit isoler le défaut en remontant au niveau où celui-ci réside pour ça plusieurs algorithmes sont utilisés dans la littérature.

I.2. Différents types de défaillances :

On doit distinguer un défaut d'une défaillance ainsi qu'un défaut permanent d'un défaut fugitif.

On est face un défaut quand il y a écart entre la caractéristique observée sur le dispositif et la caractéristique réelle, cela correspond à un fonctionnement anormal du dispositif comme l'illustre le graphique ci-dessous, ceci pourrait correspondre à la surchauffe inhabituelle d'un dispositif de propulsion suite à une usure prématurée d'un ensemble de roulements, le réacteur continue à produire de la poussée mais celui-ci risque d'exploser ou de s'arrêter, ce qui le mène à un cas de défaillance.

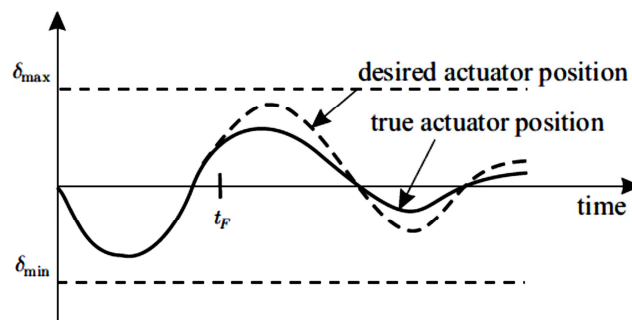


Figure I.1 : Signal correspondant à un défaut de position

Par contre une défaillance est l'incapacité du dispositif à accomplir sa fonction avec les caractéristiques définies lors de son dimensionnement, suite à une défaillance, le dispositif n'est plus utilisable la figure I.1 montre un cas de défaillance d'une surface aérodynamique suite à un dysfonctionnement du dispositif de commande hydraulique, ce dernier la contraint à se bloquer sur la position $\bar{\delta}$ à $t = t_F$

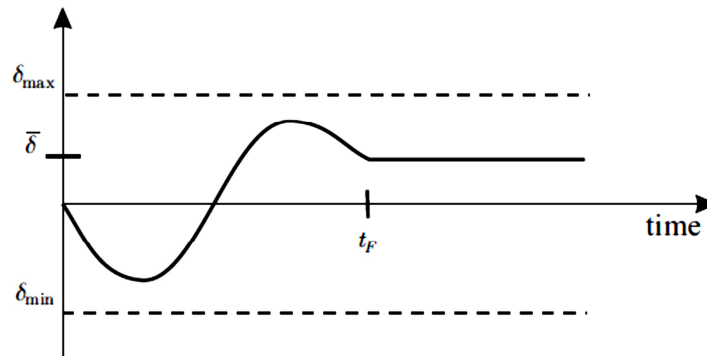


Figure I.2 : Signal correspondant à une défaillance

Entre le défaut et la défaillance, il y a la dégradation qui est un état intermédiaire entre ces deux disfonctionnements qui correspondent à une perte de performances fixée pour un objectif donné, ce dernier est revu à la baisse pour un fonctionnement sain du système, il est appelé le mode dégradé.

Au-delà de ce mode, c'est la défaillance car les objectifs revus pour celui-ci ne sont plus satisfait.

Il y a aussi la notion de défaut fugitif et permanent qu'on se doit de définir.

Un défaut fugitif est un défaut qui peut survenir à un instant donné, et qui disparaît après un certain temps par exemple on peut avoir une baisse de poussée pour un régime établi dû à la rareté de l'oxygène en haute altitude, ce défaut disparaît dès lors qu'on atteint une zone où la densité minimale d'oxygène suffit pour le bon fonctionnement des réacteurs.

Par contre un défaut permanent est un défaut qui survient à un instant donné, et qui reste actif jusqu'à ce que le système ait une révision ou réparation. C'est le cas dans l'exemple donné ci-avant pour la surchauffe dû à la défaillance des roulements.

I.3. Méthodes utilisées dans la détection et isolation de défauts :

En générale, les méthodes de FDI peuvent être classées en deux catégories principales :

Les techniques basées sur le signal, et les techniques basées sur le modèle.

Les méthodes basées sur le signal détectent les défauts en testant des propriétés spécifiques (l'analyse spectrale par exemple) de différents signaux de mesure. Les méthodes basées sur le modèle s'appuient sur la comparaison du comportement observe et du comportement attendu (prédit par un modèle) du système.

Elles possèdent un éventail d'application plus important, relativement aux méthodes basées sur le signal, et sont généralement constituées de deux étapes : génération des résidus et évaluation des résidus grâce à un système de décision [Isermann, 1997], [Chen et Patton, 1999], [Blanke et al, 2003].

Le rôle de ce système de décision est de déterminer si le résidu est significatif pour décider de l'existence d'un défaut.

Les résidus sont représentatifs des écarts entre le comportement observe du système et le comportement de référence attendu lorsque le système fonctionne «normalement».

Idéalement, un résidu doit rester à zéro en l'absence de défauts et s'éloigner significativement de zéro en présence de défauts.

Ceci n'est possible que si la modélisation du système est extrêmement précise. Avec des erreurs de modélisations et de bruits de mesures, un résidu ne peut pas rester identiquement à zéro en l'absence de défauts. Il en résulte que la génération du résidu n'est pas une tâche facile.

I.4. Détection et isolation de défaut :

La procédure de détection a pour objectif de déterminer l'apparition et l'instant d'occurrence de tout phénomène anormal affectant le comportement du système surveillé.

Pour parvenir à cet objectif, des résidus qui sont obtenus en comparant le comportement du modèle du système à celui du système réel sont utilisés.

Un moyen générique de construire un résidu est d'estimer le vecteur de sortie $y(\cdot)$ du système. L'estime $\hat{y}(\cdot)$ est alors soustrait du signal de sortie $y(\cdot)$ afin de former le vecteur de résidus $r(\cdot)$ suivant :

$$r(k) = y(k) - \hat{y}(k) \quad (\text{I-1})$$

Ceci est théoriquement idéalisé car pratiquement le résidu ne vaut pas zéro, en l'absence de défaut, il prend une certaine valeur qui renvoie l'image des hypothèses simplificatrices utilisées au cours de la modélisation, vient s'ajouter les bruits de mesure qui affectent le système d'acquisition, le vecteur se réécrit donc comme suit :

$$r(k) = y_m(k) - \hat{y}(k) \quad (\text{I-2})$$

Où $y_m(\cdot)$ est la sortie mesurée du système qui est composée, en plus de la sortie réelle $y(\cdot)$, de bruits de diverses natures relatifs à l'instrumentation et aux incertitudes de modélisation. Dans cette situation, une méthode de détection élémentaire consiste à comparer la valeur du résidu à un seuil prédéfini ε (fonction des erreurs de modélisation). Une alarme est déclenchée à chaque franchissement de ce seuil :

$$\begin{cases} r(k) \leq \varepsilon \rightarrow d(k) = 0 \\ r(k) > \varepsilon \rightarrow d(k) \neq 0 \end{cases} \quad (\text{I-3})$$

Où $d(\cdot)$ représente le vecteur des défauts.

Les résidus ont une valeur théorique nulle pour un système idéal en l'absence de défauts (pas d'incertitude du modèle, ni de bruits de mesure), et non nul dans le cas contraire.

La principale difficulté de la détection réside dans le calcul du seuil des résidus. Un seuil trop grand risque d'engendrer une non-détection. Au contraire, un seuil trop petit entraînera des fausses alarmes. La problématique est donc de trouver un seuil optimal qui constituera le compromis idéal entre un taux de fausse alarme et un taux de non-détection minimums [Fellouah, 2007].

I.5. Génération de résidus

De nombreuses approches ont été utilisées pour apporter une contribution à la solution du problème de génération des résidus. L'idée la plus naturelle, qui est utilisée dans plusieurs domaines industriels et notamment en aéronautique, est d'utiliser la redondance matérielle à base d'actionneurs et de capteurs. Cependant, bien que cette approche est très efficace, elle présente l'inconvénient d'augmenter le coût (nécessite d'installer un plus grand nombre de capteurs et d'actionneurs) et l'encombrement (espace additionnel requis pour l'installation des capteurs et des actionneurs supplémentaires) des processus.

Une autre approche, appelée redondance analytique, consiste à établir les relations entre les mesures de grandeurs dépendantes qu'elles soient de même nature ou de nature différente. Sa mise en œuvre nécessite l'existence d'un module (statique ou dynamique, linéaire ou non linéaire, déterministe ou stochastique) du système reliant les entrées et les sorties mesurées. L'idée principale est de vérifier la cohérence des mesures de différentes grandeurs effectuées sur le processus et le comportement prévu pour ce processus à partir du modèle analytique qui lui est associé.

Deux familles principales peuvent être distinguées dans cette approche, celles qui utilisent un modèle du système à surveiller, elles s'appuient sur la comparaison du comportement observé et du comportement attendu (prédit par un modèle) du système.

La deuxième famille concerne les méthodes pour qui seules les données acquises sur le processus permettent de caractériser son mode de fonctionnement.

Par exemple les méthodes basées sur l'intelligence artificielle et du traitement du signal [Frank, 1994], [Ragot et Maquin, 2000]

I.6. Détection des défauts capteurs

Le nombre d'observateurs utilisés est égal au nombre de combinaisons possibles de mesures (n^2-1 avec n est le nombre de sorties du système).

Chaque observateur d'état peut être piloté par différentes sorties, ce qui augmente le nombre de degrés de liberté de la détection de défauts.

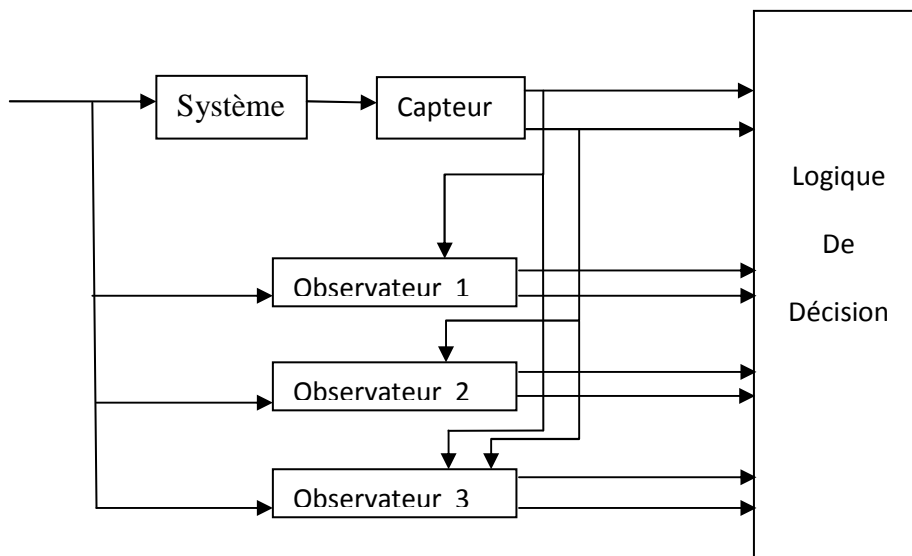


Figure I.3 : Structure de détection à base d'observateur

I.7. Détection des défauts actionneurs :

Pour la détection et la localisation des défauts actionneurs, plusieurs travaux récents se sont basés sur les observateurs à entrées inconnues permettant d'estimer à la fois l'état du système et les entrées inconnues. Dans le cas des systèmes linéaires, plusieurs auteurs ont proposé des méthodes de conception d'observateur capable de reconstruire entièrement l'état du système en présence d'entrées inconnues [Lyubchik et Kostenko, 1993],[Moreno, 2001]. Edwards et

Spurgeon ont proposé deux méthodes pour détecter et estimer les défauts actionneurs en s'appuyant sur des observateurs à mode glissant, [Edwards et Spurgeon, 2000].

Dans [Liu et Peng, 2002] un algorithme d'estimation des entrées inconnues basé sur l'inverse de la dynamique du système est proposé.

Dans le cas des multi-modèles, des multi-observateurs a entrées inconnues et leur applications pour le diagnostic de défauts ont été étudiés dans [Akhenak, 2004], [Akhenak et al., 2007],[Chadli et al., 2008a].

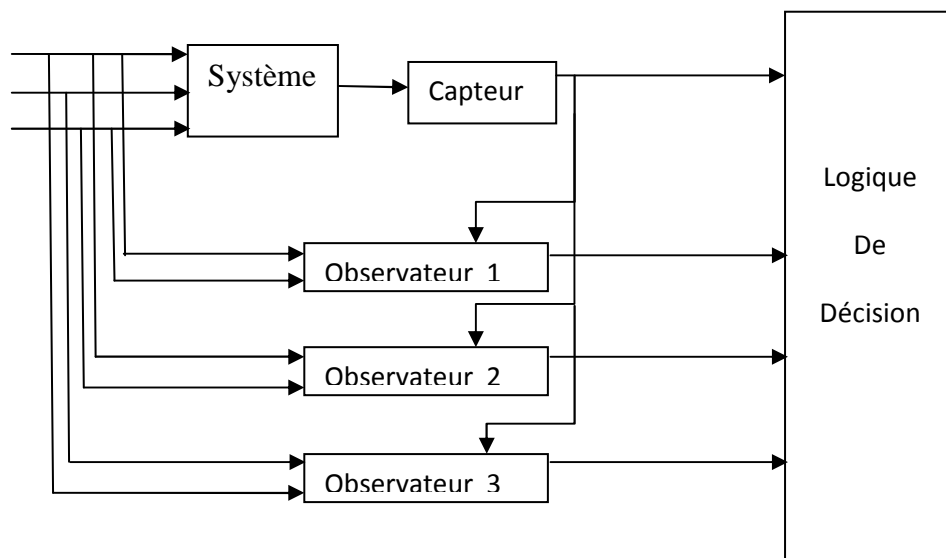


Figure I.4 : structure de détection de défaut actionneurs

I.8. Isolation des défauts :

La dernière étape du FDI est l'isolation, afin que le système sache où se situe le défaut et à quel niveau, on utilise les résidus générés par le défaut en question pour pouvoir remonter là où se situe la panne, l'utilisation de plusieurs résidus permet d'avoir plusieurs degrés de libertés et qui dit dimension augmenter dit direction plus précise ainsi on peut remonter vers l'origine de la défaillance systématiquement, la démarche à suivre est la suivante :

On définit au préalable des résidus $r_i(.)$ qui vont dépendre respectivement aux défauts $d_i(.)$, ainsi chaque défaut va correspondre à une signature résiduelle qui peut être unique ou multiple selon la structure adoptée, ainsi que la dimension relative a $r_i(.)$ et $d_i(.)$, la figure I.5 montre les différentes structures qui peuvent se présenter dans ce cas de localisation.

	d_1	d_2	d_3	d_4
r_1	0	1	1	1
r_2	1	0	1	1

Structure A

	d_1	d_2	d_3	d_4
r_1	0	0	1	1
r_2	0	1	0	1
r_3	1	0	0	0

Structure B

	d_1	d_2	d_3	d_4
r_1	0	1	1	1
r_2	1	0	1	1
r_3	1	1	0	1
r_4	1	1	1	0

Structure C

Figure I.5 : différentes structure de localisation

La structure A est sous dimensionnée car il y a deux résidus pour l'ensemble des défauts ceci est insuffisant pour la localisation de d_3 et d_4 , on parle alors de structure non localisantes.

La structure B quand a elle est déterministe et localisante car si le résidu r_2 ne s'active pas pour le défaut d_4 celui-ci sera confondu avec d_3 et la localisation est ainsi impossible vis à vis des deux défauts d_3 et d_4 .

La structure C est dite statistiquement localisante car tous les vecteurs $d_i(.)$ sont linéairement indépendants, ainsi la phase de localisation est sûre et fiable.

I.9. Conclusion :

A travers ce chapitre nous avons introduit les différentes techniques utilisées pour la détection et l'isolation de défauts ainsi que quelques définitions sur les défauts qu'on puisse rencontrer dans le domaine de l'aéronautique.

La technique que nous allons utiliser pour notre simulation est celle basé sur le modèle en comparant à chaque instant les données recueilli a des seuils prédéfinis permettant de détecté une défaillance quelconque.

Après ça, une fois le défaut identifié, on doit pouvoir élaborer une commande afin de palier au problème introduit par le défaut en question.

Pour cela le bloc FTC permet d'accommoder, reconfigurer ou bien restructurer le système afin de garder des performances acceptables pour un fonctionnement sain.

Plusieurs méthodes de commande tolérante existent dans la littérature. Le chapitre suivant illustre une classification non exhaustive de celle-ci.

Chapitre 2 :

Commande tolérante aux fautes

II.1. Introduction :

L'objectif principal d'une commande FTC est de maintenir le bon fonctionnement du système à contrôler sous la présence de défauts par accommodation, reconfiguration de la loi de commande ou restructuration.

Plusieurs méthodes de commande tolérante aux défauts existent, on les répertorie selon deux approches principales, l'approche passive et active.

L'approche passive est basée sur la conception robuste du système, ainsi le défaut est modélisé telle une perturbation, donc on conçoit un correcteur capable de rejeter celle-ci.

L'autre approche qui est active est élaborée de sorte à ce qu'elle apporte des modifications au système selon la sévérité du défaut occurrent, la structure du système et ses paramètres peuvent indépendamment ou la fois changer afin d'assurer un fonctionnement sain.

II.2. Classification des commandes tolérantes aux défauts :

Nous allons définir les différentes approches utilisées dans la commande tolérante aux défauts, la figure II.1 est sous forme d'arborescence de la situation de chaque commande.

Comme nous l'avons introduit ci-dessus les approches FTC sont divisées en deux parties : les approches passives et les approches actives.

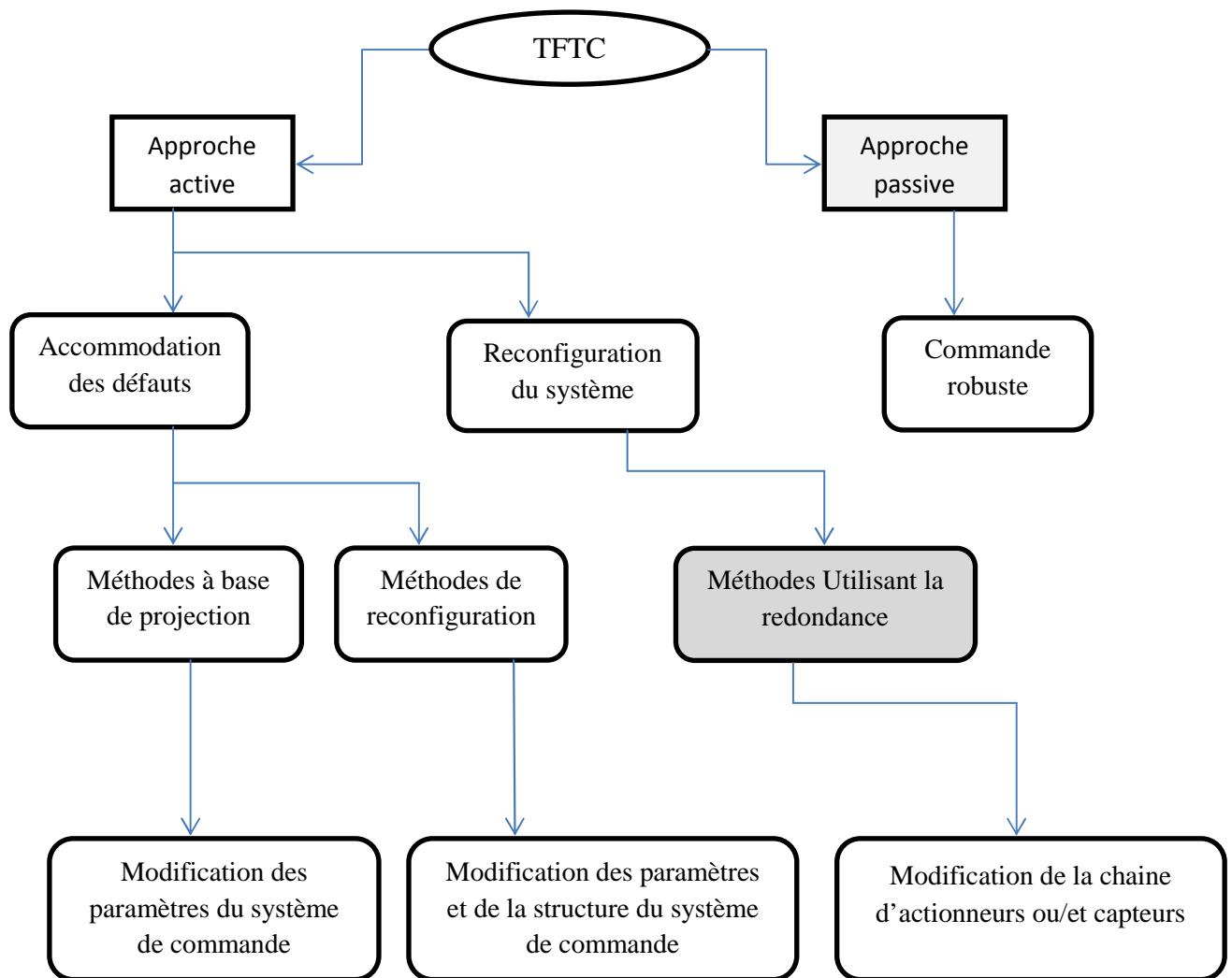


Figure II.1 : classification des différentes commandes tolérantes

II.2.1. Méthodes passives :

Les méthodes passives sont équivalentes aux méthodes de synthèse de loi de commande robuste car on conçoit le système de telle sorte à tolérer un nombre fini de défauts prédéfinis hors ligne.

De cette manière, en utilisant les techniques de commande robuste tel H^∞ et mode glissant le système demeure ainsi insensible aux défauts prédéfinis, et ça sans avoir à changer la loi de commande ainsi que les régulateurs.

Notre système fonctionnera de manière nominale et sans altération des performances quel que soit le défaut occurrent à condition que celui-ci ait été répertoriée lors de la phase de conception du système.

L'utilisation du bloc FDI n'est alors pas nécessaire dans cette approche passive car le défaut est pris comme étant une incertitude de modélisation, le principal atout d'avoir un bloc FDI dans une approche passive est la détection de pannes permanentes en vue d'une maintenance ultérieure, cependant l'utilisation de cette approche n'est pas sans risque car si un défaut non répertorié vient à se produire, le système voit sa marge de stabilité se réduire et même tomber dans l'instabilité, ce qui est très dangereux pour l'appareil .

II.2.2. Méthodes actives :

Les méthodes actives sont généralement classifiées en deux sous classes : l'accommodation de défauts, et la reconfiguration du système [Staroswiecki, 2003].

Lorsque l'on parle de reconfiguration du système, la structure du système à contrôler est modifiée de façon à compenser l'effet du défaut (utilisation de redondance matérielle, logicielle...).

C'est ce qui est utilisé pour notre simulation sur la plateforme car dans le domaine de l'aéronautique on a souvent recours à la redondance matérielle pour des raisons de fiabilités.

Une perte totale d'un actionneur ne peut être compensée que par un autre actionneur qui lui soit redondant ou bien par une réaffectation sur d'autres actionneurs sains permettant de réduire l'effet indésirable introduit par la perte de cet actionneur.

En d'autres termes, les entrées/sorties entre la loi de commande et le système à contrôler sont modifiées à travers un changement des paramètres et de la structure de la loi de commande. Lorsque l'on parle d'accommodation de défauts, les entrées/sorties entre la loi de commande et le système à contrôler restent inchangées.

Dans le cadre de l'accommodation de défauts, on distingue les méthodes à base de projection, des méthodes de reconceptions.

Dans les méthodes à base de projection, il s'agit de sélectionner la loi de commande adéquate à partir d'un ensemble de correcteurs pré-calculés hors ligne telle que la méthode de gain séquencé. Les méthodes de reconception impliquent un calcul en ligne ou hors ligne des paramètres du correcteur (commande reconfigurable) ou une nouvelle synthèse de la loi de commande modifiant ainsi la structure et les paramètres de cette dernière (commande restructurable).

II.3. Méthodes à base de projection :

Ce sont des méthodes de commande tolérante calculées en hors ligne pour les différentes situations de défauts qui peuvent survenir au cours du vol.

II.3.1. Commande à séquençement de gain

La technique de séquençement de gain est une méthode à base de projection cette méthode est utile du fait qu'un seul correcteur linéaire invariant ne peut satisfaire tous les critères de performance et de robustesse requise au long des différentes phases de vol, et en présence de défauts modifiant la dynamique du vol.

Le principe est qu'avant de voler des valeurs de gain du correcteur sont pré-calculées pour les différents cas de figures, donc en fonction de la vitesse. La masse qui décroît de façon non linéaire du fait de la consommation du carburant des moteurs, l'altitude qui dépendra du trafic aérien ainsi que des caprices de la météo, donc en fonction de tous ces paramètres physiques des gains sont pré-calculés pour différents cas de défaillances, on n'a ensuite qu'à commuter sur la valeur du gain du correcteur adéquat à la défaillance.

L'utilisation du mécanisme (FDI) est obligatoire, en plus d'une estimation d'état du système, elle est aussi requise afin de reconfigurer le correcteur sur les bons paramètres. Cette étape est cruciale car une mauvaise estimation de la commutation du système sur le gain ainsi défini ne correspondrait pas au défaut occurrence et ceci provoquera une instabilité certaine.

Le principal inconvénient de cette méthode est la disponibilité de lois de commande pré-calculées et enregistrées en hors ligne.

II.3.2. Les méthodes multi - modèles (MMC)

Cette méthode est très utilisée du fait de sa simplicité et sa plage d'action, car pour un système non linéaire sur un horizon connu, on peut le diviser en plusieurs fragments linéaires qui définissent chacun d'eux un domaine linéaire auquel on puisse élaborer une commande simple valable et propre à la plage où le système est en train d'évoluer, et par la suite on a

qu'à commuter sur la loi de commande qui correspond au régime de fonctionnement prédéfini.

Il existe deux approches pour la méthode du multi-modèle, la première utilise un algorithme qui commute sur les différentes lois de commande pré-calculées, appelée approche MMST (Multiple Model Switching and Tuning).

L'autre approche est celle de l'IMM (Interacting Multiple Model) qui utilise les différents modèles pré-calculés pour chaque défaut, par la suite une combinaison convexe est élaborée entre tous les modèles afin de prendre une décision de commande.

II.3.2.1. L'approche MMST

Comme définie ci-dessus cette méthode est élaborée au préalable, pour chaque défaut survenant sur le modèle nominal M_N , un modèle en défaut est construit en hors ligne M_{Fi} ainsi que son correcteur qui permet de recouvrir le défaut en question.

Le problème qui se pose est de trouver le meilleur couple correcteur/modèle afin d'avoir une bonne tolérance à la panne en question.

En présence d'une panne, la représentation du système est supposée s'écarter (en termes de distance paramétrique e_i) du modèle nominal (M_0) et adopter un modèle de défaillance (M_f). La méthode MMST permet en principe de converger très vite vers le modèle qui permet de mieux couvrir les effets de la panne et est donc plus performant qu'une approche par modèle unique comme le montre la figure II.2 [Geanina, 2010].

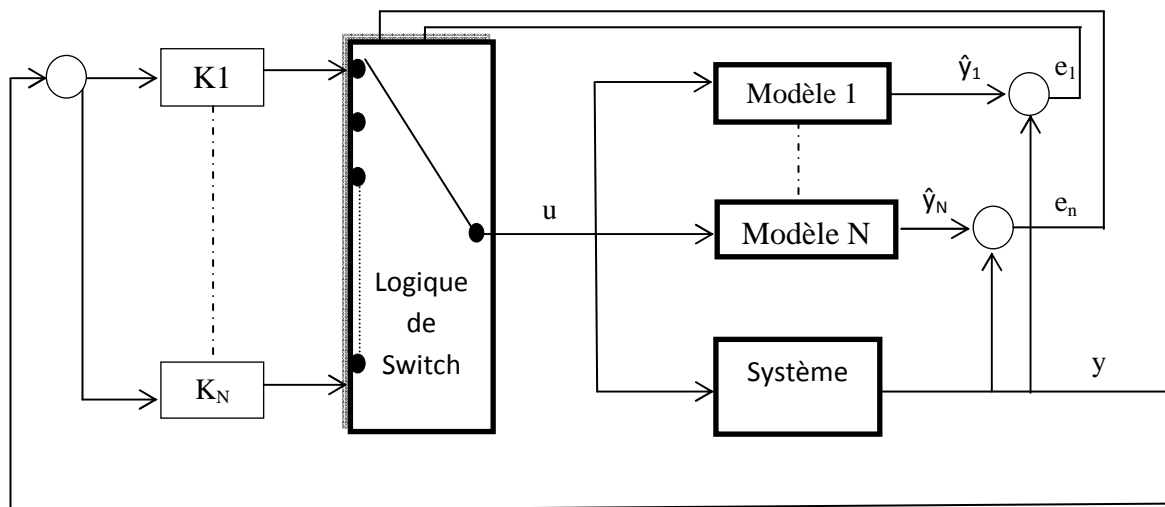


Figure II.2 : structure MMST

II.3.2.2. L'approche IMM :

L'approche MMST requière la connaissance exacte du modèle en défaut ce qui n'est pas nécessaire pour l'approche IMM qui elle, représente le modèle en défaut sous une combinaison convexe d'une multitude de modèles en défauts, le modèle de défaut occurrent est donné alors par la relation suivante :

$$M_f = \sum_{i=1}^N \mu_i M_i \quad \text{avec } M_i \in M, \mu_i > 0 \in \mathbb{R} \quad (\text{II-1})$$

$$\sum_{i=1}^N \mu_i = 1$$

Pour un défaut quelconque, le système de détection et d'isolation FDI calcule le μ_i qui est la probabilité que le défaut occurrent ait son modèle dans l'ensemble M et ensuite commute sur la loi de commande qui correspond au μ_i le plus proche de 1.

Pour cela on utilise un banc de filtre de Kalman où chaque filtre est associé à un mode de fonctionnement différent du système. De cette manière, on a une bonne estimation de l'état du système et un gain de calcul considérable.

Néanmoins le fait d'identifier μ_i en ligne provoque des commutations brusques sur les différents modèles, et si on a affaire à un défaut non répertorié ou à deux défauts à la fois, la commande ne peut garantir le maintien des performances exigées provoquant même parfois une instabilité.

II.4. Méthode de reconfiguration

II.4.1. Méthode de suivi de modèle (MFM)

Dans cette approche, les gains du contrôleur sont calculés en ligne afin d'imposer au système la trajectoire désirée en employant la technique du suivi du modèle ou en réduisant au minimum la fonction de coût quadratique des écarts entre les valeurs des états réels et celles générées par le modèle.

Ici $f(x_a, u_a)$ sur la figure ci-dessous représente l'avion en panne ou non, $x \in \mathbb{R}^n$ est le vecteur état mesuré de l'avion, $M(x_d, u_p, p)$ est le modèle à suivre, $p \in \mathbb{R}^p$ est le vecteur des paramètres de performance.

$U_p \in \mathbb{R}^l$ représente s'il s'agit de commander un avion, la commande du pilote (manche, manette de gaz, palonniers) et alors, $U_a \in \mathbb{R}^m$ représente la commande des surfaces aérodynamiques[Geanina, 2010].

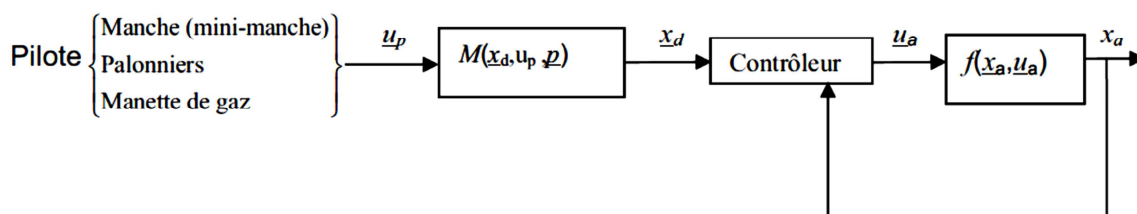


Figure II.3 : commande à base de suivi de modèle

II.4.2. Méthode de réaffectation des actionneurs

Dans le domaine de l'aéronautique la méthode de réaffectation d'actionneurs est très utilisée, car elle permet de calculer les différentes commandes à distribuer sur les actionneurs sains. Afin de produire les moments aérodynamiques désirés sans avoir à remodeler la loi de commande comme le montre la figure II.4, cette performance n'est atteinte que dans les systèmes sur-actionnés.

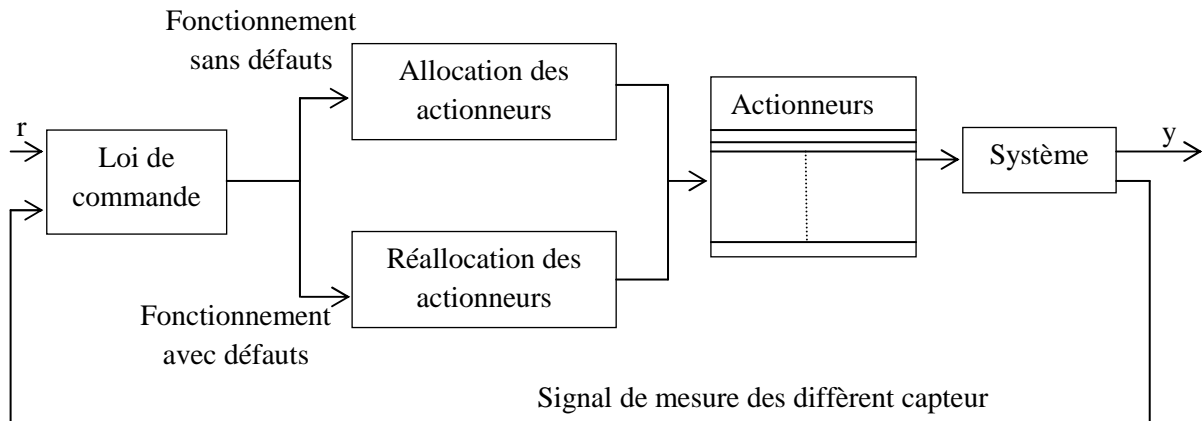


Figure II.4 : commande à base de réallocation des actionneurs

Les principaux avantages de cette méthode sont :

En présence de saturation d'actionneur quelconque dû à un appel d'effort supérieur à ce que celui-ci peut produire, l'intervention d'autres actionneurs judicieusement choisis viennent réduire la charge sur l'actionneur saturé et ainsi produire l'effort désiré.

La réaffectation d'actionneurs tire son avantage du fait de la redondance matérielle présente à bord de l'aéronef et permet au système d'optimiser ses objectifs, tel que la réduction de la traînée pour une minimisation de la consommation ainsi que l'augmentation de la portance permettant le décollage à faible vitesse.

En occurrence de défaut l'action du superviseur permet la réaffectation des actionneurs afin que celle-ci palie le défaut en question sans avoir à reconfigurer la loi de commande tout en gardant la dynamique désirée.

II.4.2.1. Problème mathématique de la réaffectation d'actionneurs :

Considérant le système linéarisé suivant :

$$\dot{x} = A x + B u \quad (\text{II-2})$$

Lorsque l'une des surfaces aérodynamiques voit son efficacité réduite ou bien reste bloquée sur une position quelconque, l'équation d'état s'écrit comme suit :

$$\dot{x} = A x + B_f u_f + d \quad (\text{II-3})$$

Avec

B_f est la matrice de commande après défaut

u_f est la commande des actionneurs sains restant

d est la commande que provoque l'actionneur bloqué sur le système

Soit le vecteur de sortie

$$y = C x \quad (\text{II-4})$$

La dérivée de la sortie donne

$$\dot{y} = C \dot{x} \quad (\text{II-5})$$

En substituant l'équation (II-3) dans (II-5) on aura

$$\dot{y} = C A x + C B_f u_f + C d \quad (\text{II-6})$$

Dans les systèmes à réallocation d'actionneur le nombre de surface de commande ou d'actionneur est toujours supérieur ou égale au vecteur de commande en sortie.

Pour un fonctionnement saint (sans défaut), le système donne la commande u_s à tous ses actionneurs, on aura donc y_s comme suit :

(II-7)

$$\dot{y}_s = C A x + C B u_s$$

L'objectif de notre commande est alors de chercher u_f afin que \dot{y}_s soit le plus possible proche de \dot{y} ce qui revient à réécrire l'équation suivante

$$C B u_s = C B_f u_f + C d \quad (\text{II-8})$$

u_f est alors calculé de sorte à minimiser le critère quadratique ci-dessous

$$\min_u J = \frac{1}{2} [(1-\varepsilon) (C B_f u_f + C d - C B u_s)^T Q (C B_f u_f + C d - C B u_s) + \varepsilon u_f^T Q_2 u_f] \quad (\text{II-9})$$

Sujet à :

$$u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \quad (\text{II-10})$$

Avec

$$0 < \varepsilon < 1$$

u_f : commande en présence de défaillances.

u_s : commande saine (sans défauts).

La contrainte qui est posée sur u permet d'éviter le phénomène de saturation des actionneurs.

Q et Q_2 étant des matrices définies positives de dimensions adéquates.

Plusieurs méthodes existent pour la résolution du problème d'optimisation de la réaffectation des actionneurs, on peut citer la méthode du pseudo inverse, le point fixe, moindre carré pondéré, la réaffectation directe qui est très bien détaillée dans [zhou, 2009].

II.4.2.2. Approche par réaffectation directe :

L'objectif principale de cette méthode est de trouver un vecteur de commande u qui donne la meilleure approximation de v dans une direction donnée. Ainsi, la réaffectation des commandes directes vérifie la direction du vecteur à chaque instant, qui est une caractéristique importante particulièrement pour des applications telles que la commande de vol.

Dans un cas particulier de la matrice B, la réaffectation directe fournit une solution unique au problème.

La condition pour que cette propriété soit satisfaite est que toutes les lignes q de B doivent être linéairement indépendantes.

Avec q nombre de lignes de B.

Pour la commande en vol, le nombre de lignes de B est souvent égal à trois, qui correspondent aux trois composantes du vecteur v dans la loi de commande du modèle.

Ces composantes sont les accélérations angulaires suivant les trois directions de l'avion : tangage, lacet et roulis.

Les colonnes de B représentent les contributions des divers gouvernes à chacune des trois accélérations angulaires.

Pour une matrice donnée B il faut trouver un nombre réel (α) ainsi qu'un vecteur (u) satisfaisant la fonction objective suivante :

$$\max J = \alpha \quad (\text{II-11})$$

Sujet à :

$$(\text{B}) u_i = \alpha v \quad (\text{II-12})$$

$$\alpha = \frac{(\text{B}) u_i}{v} \quad (\text{II-13})$$

$$u_{\min,i} \leq u_i \leq u_{\max,i} \quad (\text{II-14})$$

Si on a $\alpha > 1$ alors

$$u = \frac{u_i}{\alpha} \quad (\text{II-15})$$

L'avantage principal de cette approche est qu'elle traite le problème de réaffectation de façon directe et audacieuse. Aucune reconfiguration des paramètres n'est nécessaire, puisque la solution au problème est déterminée de manière efficace par le biais de la matrice (B) et des contraintes.

Si $\alpha > 1$, aucun actionneur ne sera saturé, la commande est saine. Sinon il y a risque de saturation et donc d'instabilité. Là encore, il existe une parade, en implémentant dans la boucle de commande en réaffectation une commande (antiwindup) pour éviter le phénomène de saturation.

La méthode employée pour résoudre le problème d'optimisation lié à cette approche est la programmation linéaire.

II.5. Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons exposé les différentes techniques permettant de commander le système de manière à tolérer la faute occurrente quel soit connue ou pas, pour ça il faudrait avoir une dynamique du bloc FDI assez rapide par rapport au dispositif de commande tolérante FTC car l'introduction de retard propre dans la boucle est une non linéarité qui conduit souvent à une instabilité certaine. Là aussi, il y a plusieurs travaux qui ont été mené pour l'analyse d'architecture coopérative pour la gestion des deux blocs FDI/FTC [CIESLAK, 2007].

Nous rappelons que notre plateforme de simulation est assez flexible et permet la modification des techniques de détection et de commande tolérante par le simple ajout de blocs dédiés à ce contexte sous l'environnement Simulink.

Pour notre simulation, nous avons opté pour une réaffectation directe des actionneurs redondants sur le sous-système des gouvernes de profondeur, car c'est cette technique qui est utilisée par la firme Boeing sur son 747-400.

Avant d'entamer la simulation, on se doit de définir quelques notions de mécanique de vol ainsi que la modélisation mathématique de la dynamique de vol, ceci sera développé au chapitre suivant.

Chapitre 3 :

Mécanique de vol et Modélisation

III.1. Introduction :

Avant d'entamer la modélisation de l'appareil de vol, on se doit de définir quelques notions en mécanique de vol, c'est-à-dire comment un appareil pesant plus de 190 tonnes arrive à voler dans le ciel, car l'air est occupé par un fluide de plus faible densité que les matériaux utilisés pour la construction des aéronefs.

III.2. Définition d'un aéronef :

Un aéronef est tout appareil pouvant s'élever et circuler dans les airs par ses propres moyens.

III.3. Principe de fonctionnement d'un aéronef :

Afin qu'un avion puisse rester en sustentation dans l'air, celui-ci doit compenser son poids qui le contraint à tomber en direction de la terre due à la gravité terrestre en générant une force supérieure ou égale et de sens opposée. Cette force s'appelle la force de portance.

Pour générer une force de portance, il faut que l'air se trouvant au-dessus de l'appareil soit plus léger que celui qui est au-dessous, on se doit donc soit de créer une dépression au-dessus de l'aéronef ou bien d'avoir une surpression en dessous comme le montre la figure III.1, ces principes sont utilisés selon le type d'aéronef étudié (avion civil, aile volante, hélicoptère, aile battante....).

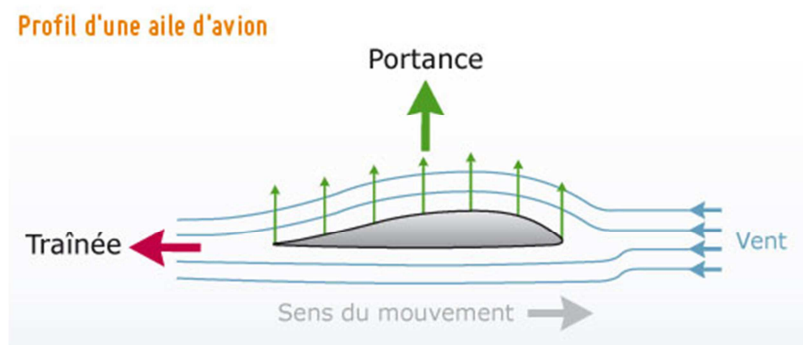


Figure III.1 : Principe de la portance

Dans notre cas, c'est un avion de transport commercial qui nous intéresse, ce type d'avion relativement lourd crée de la portance en faisant circuler l'air plus vite au-dessus des ailes qu'au-dessous. Pour cela, ils doivent acquérir une vitesse relative à l'air suffisante pour que celle-ci crée la portance nécessaire au décollage ou au maintien de la sustentation, c'est le rôle des réacteurs qui fournissent une poussée qui se mesure en pourcentage.

Ce type d'avion est équipé d'ailes à géométrie variable, ils peuvent donc contrôler leur portance à différentes vitesses au gré du pilote, la figure ci-dessous montre l'aile a géométrie variable en action.

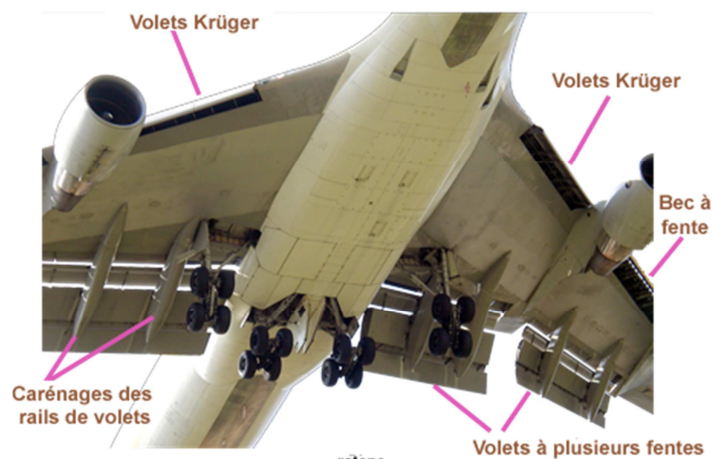


Figure III.2 : Ailes d'avion à géométrie variable

Une autre force vient s'ajouter aux trois types de force cités ci avant qui est la traînée. La traînée n'est qu'une force de réaction due à celle de la poussée qui dépend de la vitesse et des surfaces que l'air vient percuter de face.

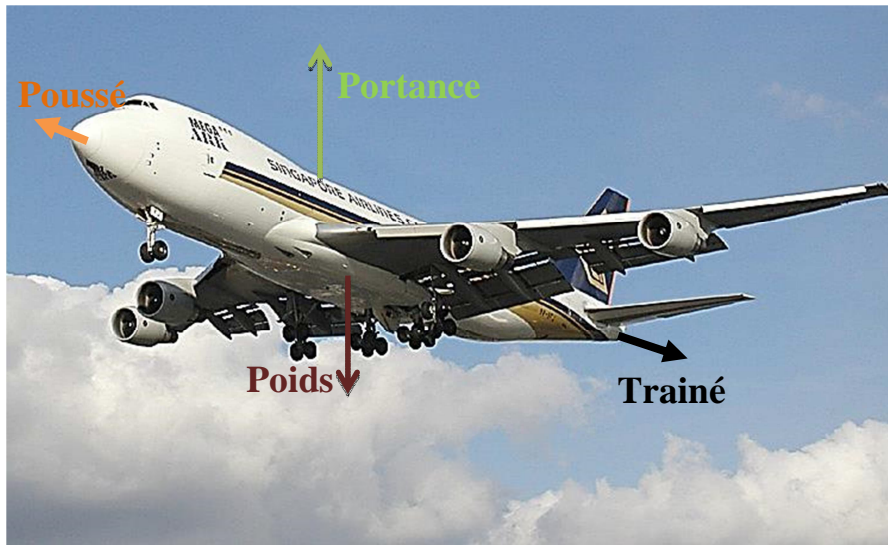


Figure III.3 : les différentes forces agissant sur l'appareil en vol

A partir de ces quatre forces fondamentales, on peut les utiliser pour que l'appareil suive des mouvements de roulis, tangage et lacet tout en gagnant de la distance suivant son espace d'évolution, la figure III.3 illustre ces mouvements principaux.

Le tangage permet à l'appareil de gagner de l'altitude ou d'en perdre, les mouvements de roulis et de lacet sont utilisés pour prendre des virages stables ou bien de compenser des effets indésirables provoqués par le couplage des différentes commandes de vol ainsi que la présence de vent latérale perturbant.

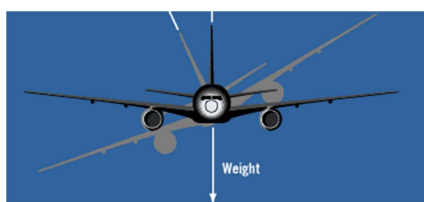


Figure III.4 : Mouvement de roulis

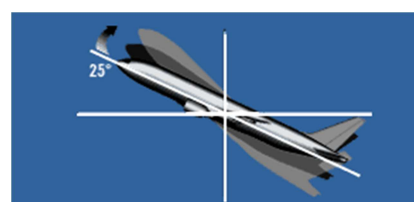


Figure III.5 : Mouvement de tangage

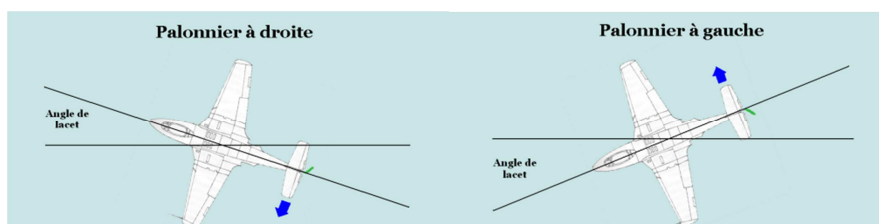


Figure III.6 : Mouvement de lacet

III.4. Modélisation :

III.4.1. Trièdres de référence :

Selon l'utilité, les différents paramètres de vol tel que la position cartésienne, les positions angulaires, vitesse lié au centre de gravité, sont référés selon trois trièdres distincts.

Le trièdre terrestre local $G_E, (X_E, Y_E, Z_E)$: L'origine de ce trièdre coïncide avec le centre de gravité de l'avion. L'axe X_E est dirigé suivant une référence d'azimut (nord vrai ou nord magnétique en général).

L'axe Z_E est orienté dans la direction du centre de la Terre, l'axe Y_E est perpendiculaire au plan $X_E Z_E$ et est orienté vers l'Est comme le montre sur la figure xx en bleu.

Le trièdre avion $G_B, (X_B, Y_B, Z_B)$: Ce trièdre est une base d'étude pour le mouvement de l'avion par rapport aux autres trièdres de références.

L'axe X_B est issu de l'origine O_B et orienté vers le nez de l'avion. C'est l'axe longitudinal de l'avion, en général voisin de son axe principal d'inertie. L'axe Y_B est perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion et est orienté vers la droite. Le plan $X_B Z_B$ coïncide avec le plan symétrique de l'avion.

L'axe Z_B est perpendiculaire au plan horizontal avion $X_B Y_B$ et est orienté vers le bas, celui-ci est représenté en noire sur la figure ci-dessous.

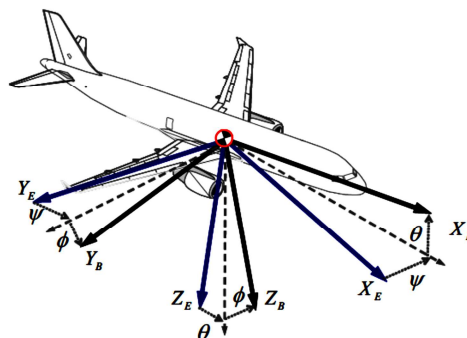


Figure III.7 : Trièdre avion et terrestre

Le trièdre aérodynamique G_W , (X_W, Y_W, Z_W) : L'axe X_W est orienté suivant la direction du vecteur vitesse air. L'axe Z_W est perpendiculaire à l'axe X_W et orienté vers le bas.

L'axe Y_W est perpendiculaire au plan $X_W Z_W$ et est orienté vers la droite comme illustrer ci-dessous en couleur rouge.

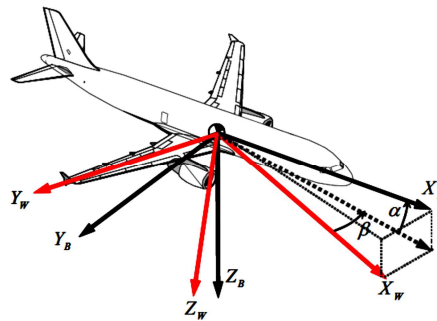


Figure III.8 : Trièdre avion et aérodynamique

III.4.1.2. Matrices de passages entre les différents trièdres de références :

Selon le besoin, l'expression des différents paramètres en fonction d'un repère particulier est plus aisée qu'en fonction des autres repères.

On passe d'un repère à un autre en faisant une rotation de ce dernier autour du centre de gravité, mathématiquement cela se traduit par les différentes matrices de passages entre repères.

III.4.1.2.1. Passage du trièdre terrestre local au trièdre avion :

La matrice de passage du trièdre aérodynamique au trièdre avion (une rotation en α puis une rotation en β) est donnée par :

$$L_{W \rightarrow B} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (\text{III-1})$$

III.4.1.2.2. Passage du trièdre terrestre local au trièdre avion :

La matrice de passage correspond à trois rotations du trièdre terrestre local au trièdre avion $\Psi \rightarrow \theta \rightarrow \phi$ et s'écrit :

$$L_{E \rightarrow B} = \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \theta & \sin \Psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \Psi \sin \theta \sin \phi - \sin \Psi \cos \phi & \sin \Psi \sin \theta \sin \phi + \cos \Psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \Psi \sin \theta \cos \phi + \sin \Psi \sin \phi & \sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (\text{III-2})$$

Où les trois angles ϕ , θ et Ψ sont les angles d'Euler (l'assiette latérale, l'assiette de tangage et le cap ou azimut).

III.4.1.2.3. Passage du trièdre terrestre local au trièdre aérodynamique :

La matrice de passage du trièdre aérodynamique au trièdre terrestre local suivant les rotations successives, $\chi \rightarrow \gamma \rightarrow \mu$, est exprimée par :

$$L_{W \rightarrow E} = \begin{bmatrix} \cos \chi \cos \gamma & \cos \chi \sin \gamma \sin \mu - \sin \chi \cos \mu & \cos \chi \sin \gamma \cos \mu + \sin \chi \sin \mu \\ \sin \chi \cos \gamma & \sin \chi \sin \gamma \sin \mu + \cos \chi \cos \mu & \sin \chi \sin \gamma \cos \mu - \cos \chi \sin \mu \\ -\sin \gamma & \cos \gamma \sin \mu & \cos \gamma \cos \mu \end{bmatrix} \quad (\text{III-3})$$

Où les angles χ et γ sont respectivement l'azimut aérodynamique et la pente aérodynamique (ou "la pente"). L'angle μ représente l'angle de roulis aérodynamique [Geanina, 2010].

III.4.2. Equations régissant la dynamique de vol :

Afin de traduire le comportement dynamique d'un avion sous forme d'équations mathématiques, on utilise les principes fondamentaux de la mécanique Newtonienne avec les

conditions idéalisâtes qui considère le système avion tel un corps rigide, alors qu'en réalité il existe une dynamique des différentes parties de l'aéronef (fléchissement des ailes selon la charge et la portance, augmentation de la pression appliquée sur le fuselage en haute vitesse).

On considère aussi, la masse de l'appareil reste inchangé pour le modèle alors que celle-ci est sensé diminuer a fur et à mesure que l'avion consomme son carburant.

III.4.2.1. Forces agissants sur l'appareil

Au cours du vol l'appareil est soumis à des forces extérieurs par le biais de la poussé des moteurs, les forces aérodynamiques ainsi que la gravitation terrestre, ces forces sont modélisé comme suit :

III.4.2.1.1. La poussée des moteurs

Plusieurs moyen de poussés existent dans le domaine de l'aéronautique, pour notre modèle on s'intéresse au turboréacteur qui est utilisé dans la plupart des avions a réactions.

La poussée d'un moteur est généré par la détente du gaz résultant de la combustion du carburant à travers la tuyère d'échappement, une force de poussée est alors créé et est appliquée sur le centre de poussé de l'appareil CP.

Le vecteur poussé est tel que :

$$\vec{T}_B = \begin{pmatrix} \vec{T}_{XB} \\ \vec{T}_{YB} \\ \vec{T}_{ZB} \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} \vec{T}_{XB} \\ \vec{0} \\ \vec{0} \end{pmatrix} \quad (\text{III-4})$$

On remarque qu'il y a qu'une seule composante poussée selon l'axe X du trièdre avion B, cela est due au fait que les réacteurs sont solidaires au ailles et sont fixés de manière à avoir la poussée suivant l'axe X de l'appareil pour des raisons de stabilité.

III.4.2.1.2. La force de gravitation

C'est la force qu'applique la terre sur tout objets se situant à l'intérieur de son champ de gravitation, elle est appliquée au centre de gravité de l'avion CG et dépend de l'altitude z et de sa masse m .

Son vecteur exprimé dans le trièdre terrestre est tel :

$$\vec{G}_E = m \begin{pmatrix} \vec{0} \\ \vec{0} \\ g(z) \end{pmatrix} \quad (\text{III-5})$$

La projection du vecteur \vec{G}_E dans le trièdre s'obtient en multipliant la matrice de passage par le vecteur considéré comme suit :

$$\vec{G}_B = L_{E \rightarrow B} \cdot \vec{G}_E \quad (\text{III-6})$$

Ce qui donne :

$$\vec{G}_B = \begin{pmatrix} \vec{G}_{XB} \\ \vec{G}_{YB} \\ \vec{G}_{ZB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -m g \sin \theta \\ m g \cos \theta \sin \varphi \\ m g \cos \theta \cos \varphi \end{pmatrix} \quad (\text{III-7})$$

III.4.2.1.3. Les forces aérodynamiques

On distingue trois forces aérodynamiques principales s'appliquant sur le fuselage de l'avion, et donnant une résultante s'appliquant sur le centre aérodynamique CA, il y a la traînée D (drag), la portance L (lift) et la force latérale Y.

Il est plus aisé d'exprimer ces composantes dans le trièdre aérodynamique et ensuite faire la projection sur le trièdre avion.

$$\vec{A}_W = \begin{pmatrix} \vec{A}_{XW} \\ \vec{A}_{YW} \\ \vec{A}_{ZW} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -D \\ -Y \\ -L \end{pmatrix} = -\frac{1}{2} \rho S V_a \begin{pmatrix} C_D \\ C_Y \\ C_L \end{pmatrix} \quad (\text{III-8})$$

On note $Q = \frac{1}{2} \rho S V_a$ qui est la pression dynamique.

Avec :

ρ : La densité de l'air s'écoulant sur les surfaces aérodynamiques

S : c'est la surface que font les ailes ou les projetant sur l'axe considéré

C_D , C_L et C_Y : sont les coefficients de pénétrations de l'air (coefficients aérodynamiques)

L'expression des forces aérodynamiques dans le trièdre avion est :

$$\vec{A}_B = \begin{pmatrix} \vec{A}_{XB} \\ \vec{A}_{YB} \\ \vec{A}_{ZB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -D \cos \alpha \cos \beta + Y \cos \alpha \sin \beta + L \sin \alpha \\ -D \sin \beta - Y \cos \beta \\ -D \sin \alpha \cos \beta + Y \sin \alpha \sin \beta - L \cos \alpha \end{pmatrix} \quad (\text{III-9})$$

Le vecteur résultant des trois forces appliqué à l'appareil s'écrit alors :

$$\vec{F}_B = \begin{pmatrix} \vec{F}_{XB} \\ \vec{F}_{YB} \\ \vec{F}_{ZB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \vec{A}_{XB} + \vec{G}_{XB} + \vec{T}_{XB} \\ \vec{A}_{YB} + \vec{G}_{YB} + \vec{T}_{YB} \\ \vec{A}_{ZB} + \vec{G}_{ZB} + \vec{T}_{ZB} \end{pmatrix} \quad (\text{III-10})$$

La figure III.9 montre les différents points d'applications des trois forces principales



Figure III.9 : points d'application des forces agissant en vol

III.4.3. Les moments aérodynamiques

Un moment aérodynamique est le moment que fait la force aérodynamique qui résulte de la charge qu'impose le vent sur les surfaces aérodynamiques avec le foyer (centre de poussé des forces aérodynamiques).

Le vecteur des moments aérodynamiques dans le trièdre aérodynamique est donné par :

$$\vec{M}_W^A = \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 \begin{pmatrix} b \cdot C_l \\ c \cdot C_m \\ b \cdot C_n \end{pmatrix} \quad (\text{III-11})$$

Avec :

b : la demi longueur d'aile.

c : est la longueur de corde.

C_l, C_m et C_n sont des coefficients aérodynamiques.

Pour avoir les moments aérodynamiques dans le trièdre avion il faut faire le calcul suivant :

$$\vec{M}_B^A = (\vec{r}_{CP} - \vec{r}_{CG}) \vec{A}_W + \vec{M}_W^A \quad (\text{III-12})$$

Ou $(\vec{r}_{CP} - \vec{r}_{CG})$ est appelé vecteur extrémité qui correspond a la distance entre le centre de poussé et le centre de gravité.

III.4.3.1. Moments due à la poussé des moteurs

Un moment de poussé est créé lorsque on commande les moteurs de part et d'autre d'un avion de façon dissymétrique cela a pour effet de produire un couple de lacet soit à cause d'une défaillance affectant la poussé de l'un des moteur qui est un effet indésirable, ou bien en réponse à une défaillance de l'empennage verticale afin de contrecarre l'effet du lacet indésirable provoqué par le blocage de la dérive d'empennage.

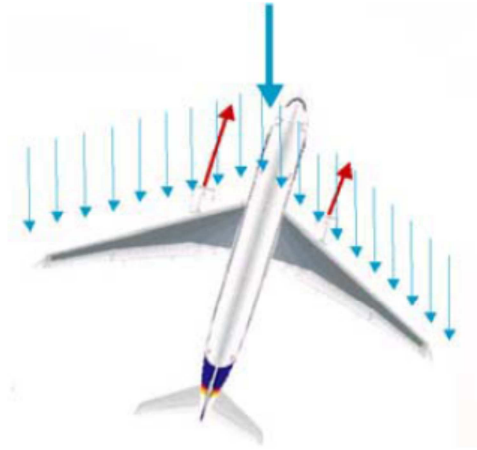


Figure III.10 : poussée dissymétrique

Le moment de la poussée est donné par :

$$\vec{M}_B^{CG} = (\vec{r}_p - \vec{r}_{CG}) \vec{T}_p + \vec{M}_B^p \quad (\text{III-13})$$

Le moment total créé par les moments aérodynamiques et moment de poussé est comme suit :

$$\vec{M}_B = \vec{M}_B^A + \vec{M}_B^p \quad (\text{III-14})$$

Ici le moment créé par la force de gravitation n'intervient pas dans l'expression des moments totaux car il est nul, celui-ci s'applique directement sur le centre de gravité.

III.4.4. Equations du mouvement

Les équations régissant le mouvement de l'appareil s'obtient par l'application du principe fondamental de la dynamique, on définit les accélérations linéaires selon les trois axes du trièdre avion ainsi que les accélérations angulaires associées.

III.4.4.1. Accélérations linéaires

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{u} = \frac{F_{XB}}{m} + q w - r v \\ \dot{v} = \frac{F_{YB}}{m} + r u - p w \\ \dot{w} = \frac{F_{ZB}}{m} + p v - q u \end{array} \right. \quad (\text{III-15})$$

III.4.4.2. Accélération angulaire autour du centre de gravité :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{p} = \frac{I_{ZZ}}{D} M_{XB} + \frac{I_{XZ}}{D} M_{ZB} + \frac{(I_{XX} - I_{YY} + I_{ZZ})I_{XZ}}{D} p q + \frac{(I_{YY} - I_{ZZ})I_{ZZ} - I_{XZ}^2}{D} r q \\ \dot{q} = \frac{1}{I_{YY}} M_{YB} + \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} p r + \frac{I_{ZX}}{I_{YY}} (r^2 - p^2) \\ \dot{r} = \frac{I_{XZ}}{D} M_{XB} + \frac{I_{XX}}{D} M_{ZB} + \frac{(I_{XX} - I_{YY})I_{XX} + I_{XZ}^2}{D} p q + \frac{(I_{YY} - I_{XX} - I_{ZZ})I_{XZ}}{D} r q \end{array} \right. \quad (\text{III-16})$$

$$\text{Ou } D = I_{XX} I_{ZZ} - I_{XZ}^2 \quad (\text{III-17})$$

$I_{(i,j)}$ est la matrice d'inertie.

A ces équations on associe les équations d'Euler qui donne :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\theta} = -r \sin \varphi + q \cos \varphi \\ \dot{\psi} = \frac{q \sin \varphi + r \cos \varphi}{\cos \theta} \\ \dot{\varphi} = p + \text{tg } \theta (q \sin \theta + r \cos \varphi) \end{array} \right. \quad (\text{III-18})$$

Cela va nous permettre de relier les vitesses angulaires mesurées dans le trièdre avion aux taux de variation des angles d'assiette.

L'effet que provoquent les forces aérodynamiques dépendra de l'orientation du vecteur vitesse air par rapport au repère avion.

Il est utile de donné la forme du vecteur vitesse air :

$$\vec{V}_a = \begin{pmatrix} u_a^B \\ v_a^B \\ w_a^B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (u - W_X)^B \\ (v - W_Y)^B \\ (w - W_Z)^B \end{pmatrix} \quad (\text{III-19})$$

Son intensité est donné par :

$$\vec{V}_a = \sqrt{u_a^2 + v_a^2 + w_a^2} \quad (\text{III-20})$$

D'où les angles aérodynamiques suivant :

$$\begin{cases} \alpha = \text{tg}^{-1}\left(\frac{w_a}{u_a}\right) \approx \frac{w_a}{u_a} \approx \frac{w_a}{V_a} \\ \beta = \text{sin}^{-1}\left(\frac{v_a}{V_a}\right) \approx \frac{v_a}{V_a} \end{cases} \quad (\text{III-21})$$

Ainsi que la vitesse inertielle liée au trièdre terrestre qui est donné par :

$$\begin{pmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \cos \theta & \cos \Psi \sin \theta \sin \varphi - \sin \Psi \cos \varphi & \cos \Psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \Psi \sin \varphi \\ \cos \cos \theta & \sin \Psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \Psi \cos \varphi & \sin \Psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \Psi \sin \varphi \\ \sin \theta & -\cos \theta \sin \varphi & -\cos \theta \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U \\ V \\ W \end{pmatrix} \quad (\text{III-22})$$

III.5. Conclusion :

Au cours de ce chapitre on a donné un bref aperçu sur le fonctionnement d'un avion de ligne ainsi que ses différents composants, ses moyens de propulsions, sustentation.

Nous avons aussi élaboré le modèle mathématique permettant de décrire les différents mouvements de ce géant des airs à partir d'équations assez simplificatrice, car on a considéré l'appareil comme étant un corps rigide muni d'une masse constant.

Afin d'avoir des résultats se rapprochant le plus possible au fonctionnement réel on doit utiliser un modèle décrivant avec fidélité le vrai fonctionnement d'un avion de cette catégorie.

Pour cela un modèle numérique non linéaire existe sous MATLAB [mathworks] et permet d'avoir des résultats assez proche de la réalité.

A partir de ce modèle nous allons développer une plateforme qui va permettre d'étudier et d'élaborer différentes techniques de détections et de commandes tolérantes avec pour résultats une animation graphique détaillée avec toutes les surfaces aérodynamiques en action.

C'est ce que nous allons développer au cours du chapitre suivant.

Chapitre 4 :

Présentation de la plateforme logicielle

Et

Simulation de défaillances

IV.1. Introduction

L'utilisation de modèles est devenue commune dans le développement d'avions. Beaucoup de modèles de sous-systèmes d'avions sont conçus pour analyser, optimiser, et synthétiser la commande propre à ces sous-systèmes. Le comportement du modèle de l'appareil dans les simulateurs en présence d'échecs est utilisé afin de concevoir les différents modules de commande embarqués à bord.

Cette simulation montre comment un sous-système de commande des gouvernes de profondeur peut être relié à un modèle complexe qui simule la dynamique générale de l'appareil avec la perte du contrôle.

Pour notre exemple de simulation nous allons nous intéresser au blocage de la gouverne de profondeur en position sur un Boeing 747-400.

Cet appareil est équipé de deux gouvernes de profondeurs, chaque une d'elle est actionnée par deux vérins hydrauliques alimentés par 3 circuits hydrauliques indépendants.

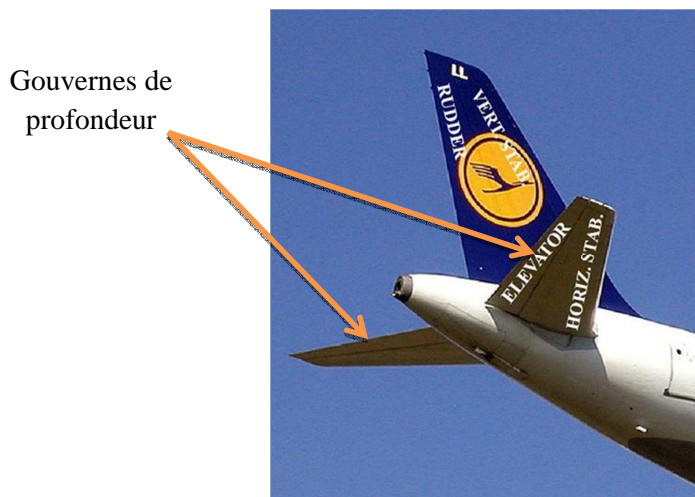


Figure IV.1 : Image correspondante aux gouvernes de profondeur

Pour la partie électronique le système est piloté par deux unités de commande de vol primaire (PFCU) ainsi que deux modules de commande par vérin qui agissent à travers deux lois de commandes différentes selon que le système soit en fonctionnement normal ou défaillant.

Pour un fonctionnement normal le système obéit à une loi dite sophistiquée entré-sortie LIO et RIO qui commande les vérins extérieurs, par contre dans le cas de la défaillance le module de commande des vérins intérieurs incorpore une loi de commande directe LDL et RDL.

La répartition des circuits hydrauliques sur les quatre vérins est illustrée à la figure IV.2, on a deux circuits alimentant chaque vérin extérieur de part et d'autre, le troisième circuit est quant à lui partagé par les deux vérins intérieurs gauche et droit.

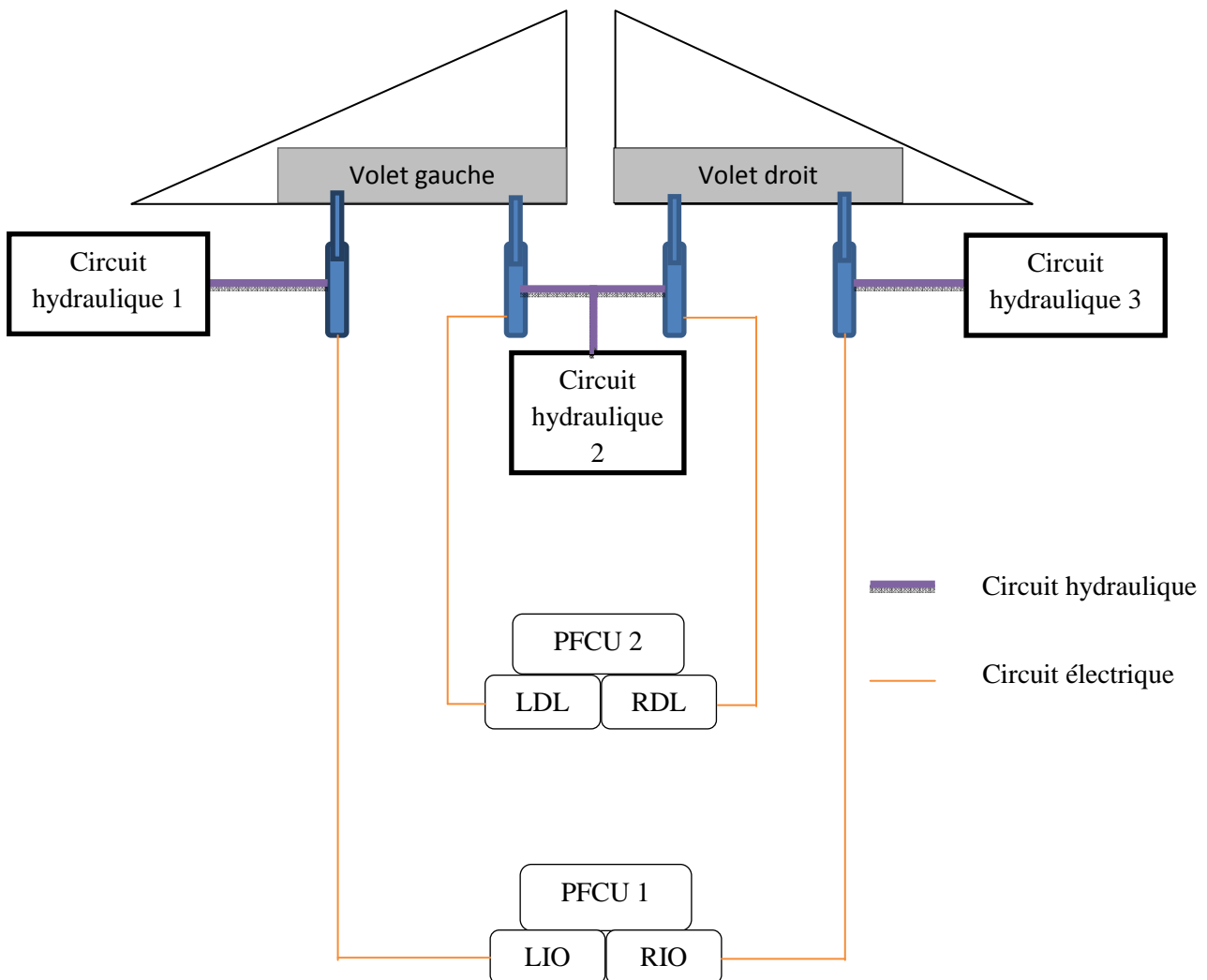


Figure IV.2 : Schémas synoptique du système des gouvernes

IV.2. Présentation de la plateforme :

Notre plateforme se compose de trois parties essentielles, la première concerne le module de surveillance qui assure la détection et la réaffectation des actionneurs ainsi que l'injection de défauts, la seconde partie interprète les résultats issus de la dynamique des gouvernes et les envoie dans le modèle de l'appareil afin d'illustrer l'influence de celle-ci sur la dynamique de l'aéronef, cette partie affiche les données essentielles relative à la dynamique de l'avion tel l'altitude, le roulis, le lacet, la vitesse....

Pour la troisième partie c'est l'interface graphique qui génère une animation propre aux données recueillies de la simulation appliquée à l'appareil en question via le logiciel de simulation FlightGear.

IV.2.1. Le module de détection et de réaffectation :

Le modèle utilisé pour notre banc d'essai est disponible dans la bibliothèque de Simulink MATLAB, plusieurs travaux ont été menés s'intéressant ainsi à la dynamique des gouvernes sous l'effet de tout type de défaillance [Pieter J. Mosterman et Jason Ghidella,2004].

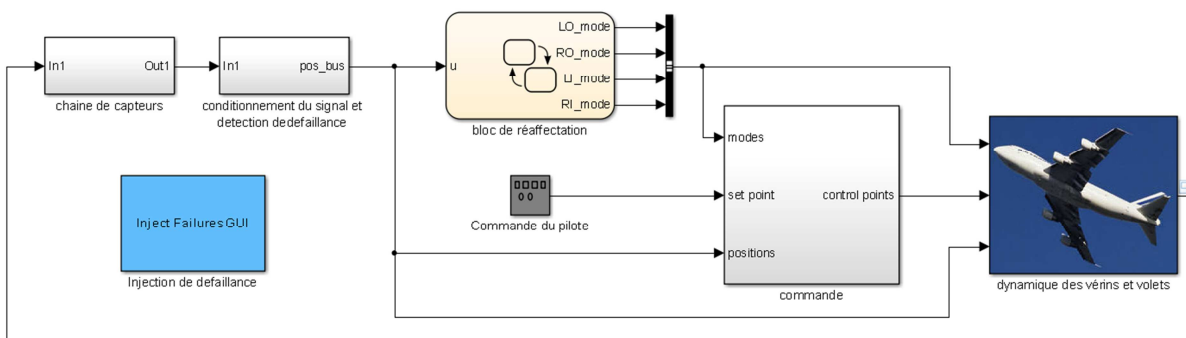


Figure IV.3 : Modèle générale du sous-système gouverne de profondeur

Cette partie modélise la dynamique existante entre le manche qui commande les gouvernes de profondeur par l'intermédiaire des vérins hydrauliques qui sont reliés au volets ainsi que la dynamique de ces derniers qui sont soumis à la charge des vents et les forces aérodynamiques.

A cela s'ajoute les blocs qui ont pour fonction la commande, la détection et la réaffectation.

IV.2.1.1. Le bloc régissant la dynamique du système à commander

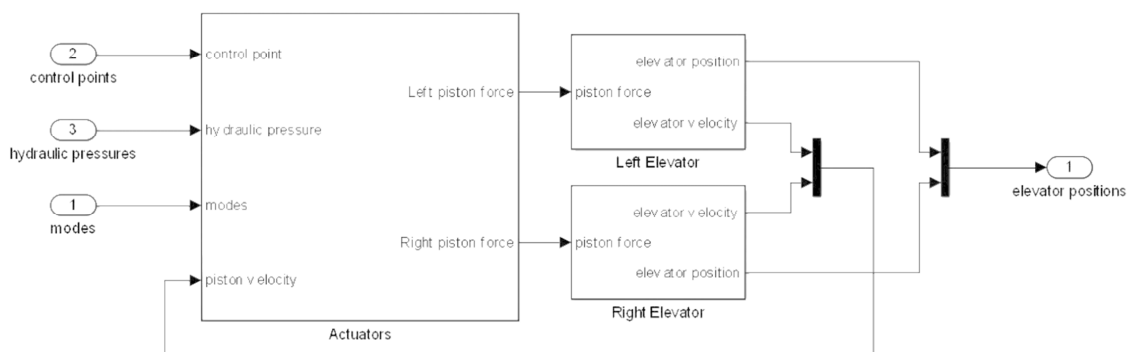


Figure IV.4 : Sous-système actionneur des gouvernes de profondeur

Comme le montre la figure IV.4 le système est divisé en trois sous-systèmes qui sont interconnectés entre eux afin d'assurer la fonction des gouvernes.

Sous système **actuators** : il représente la dynamique des quatre vérins qui sont sélectionnés selon le mode opératoire qui dépend de la défaillance occurrente, en sortie on a une force qui est délivré par une paire de vérins sélectionnée.

La dynamique qui lie la commande du vérin à la force délivrée par celui-ci en sortie est donnée par le schéma bloc suivant.

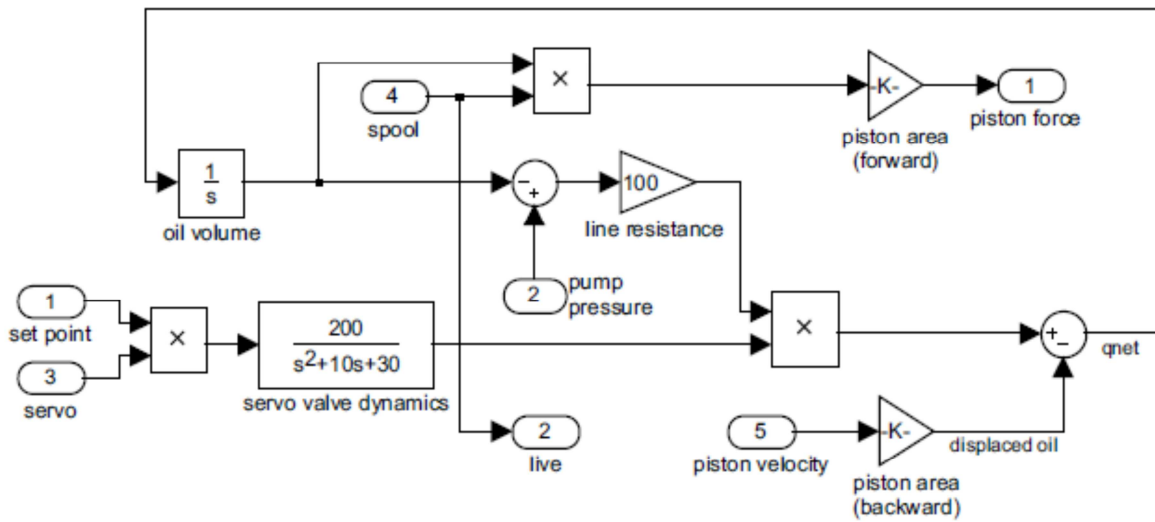


Figure IV.5 : Modèle du vérin hydraulique

Ensuite, à partir de la force générée par les pistons de part et d'autre des gouvernes, on doit recueillir en sortie la position de la gouverne car c'est elle qui nous intéresse afin d'analyser la dynamique de l'ensemble, le transfert qui lie la force et la position de la gouverne est donné par la figure IV.6.

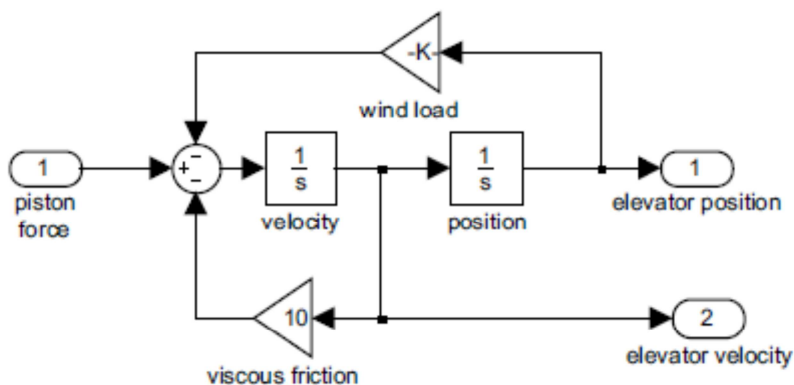


Figure IV.6 : Modèle du volet de profondeur

IV.2.1.2. Principe de détection

Le principe utilisé pour la détection de défauts est basé sur la comparaison de valeurs par rapport à des seuils de fonctionnement normal piloter par un raisonnement logique comme illustré a la figure IV.7, pour notre cas on dispose d'une chaine de capteurs redondants au nombre de trois, afin de faire face au cas de défaillance d'un des capteurs.

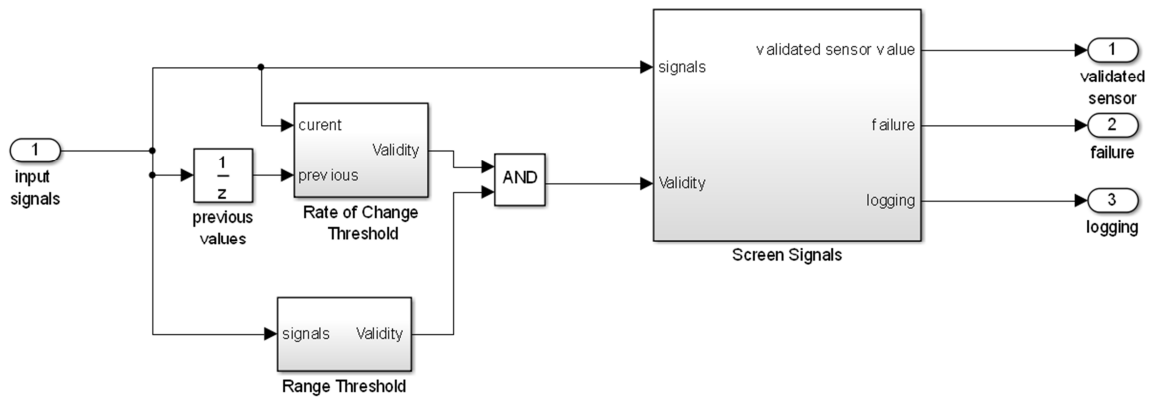


Figure IV.7 : Schéma bloc de détection de défauts

L'entrée du signal de position est ainsi retardé par le bloc previous values afin de mesurer la différence de la valeur actuelle de la position à sa valeur antérieure, la différence ainsi calculer est comparé au seuil de variation maximal autorisé par ce type d'avion qui est de l'ordre de 20 cm par 0.01 s. la figure IV.8 montre le schéma bloc correspondant à cette vérification.

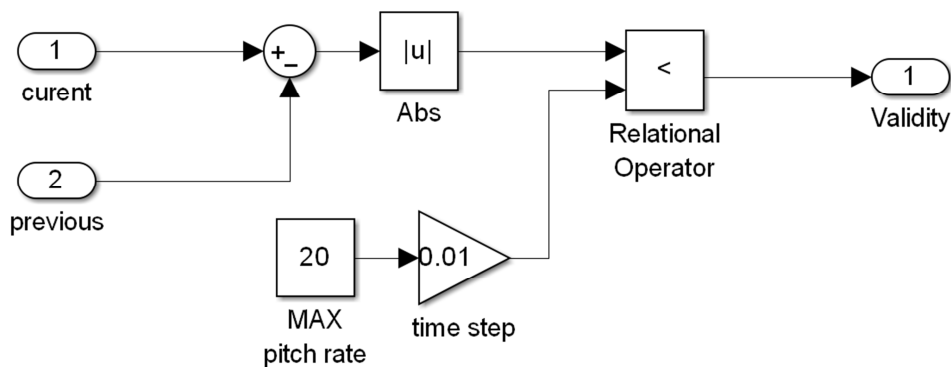


Figure IV.8 : Schéma bloc de détection du dépassement de la variation limite

Si la variation de la position est normale, la validité vis-à-vis de ce critère est mise à 1, un deuxième critère doit être vérifié afin de déterminer la validité générale du vérin en fonctionnement, qui est lié au débattement maximal des volets de profondeur limité par la dynamique de ce gros porteur.

Le schéma suivant montre comment le signal de position est comparé au seuil limite fixé à +10 cm et -10 cm, si cette valeur est bornée par ces limite et la variation maximale de la position est inférieur à la limite autorisé alors l'actionneur en question est déclaré sain sinon il y a défaillance de celui-ci.

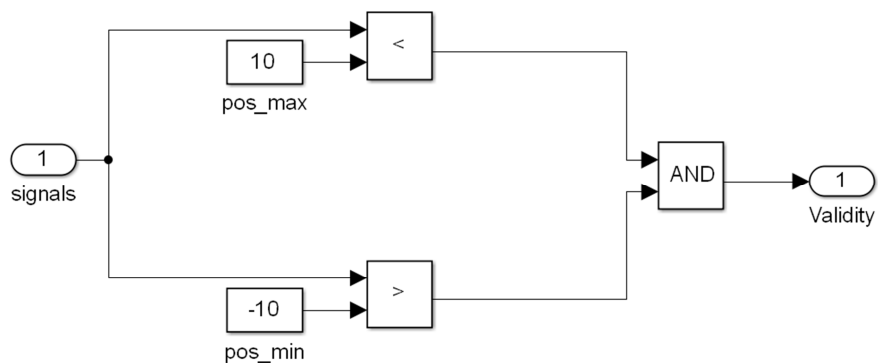


Figure IV.9 : Schéma bloc de détection du dépassement en débattement

De même, le système de détection de défaut enregistre un défaut dans l'un des circuits hydrauliques lorsque la pression est en dehors des limites normales, ou si les variations de pression est très rapide. Dans cet exemple, le système de détection surveille la pression dans le circuit hydraulique qui doit être comprise entre 500 kPa et 2 MPa, et que sa variation n'excède pas plus de 100 kPa par 0,01 secondes.

IV.2.1.3. Principe de réaffectation utilisé :

Avant d'entamer le processus de réaffectation on doit d'abord définir les différents états dans lesquels les vérins peuvent se trouver, ainsi que les contraintes de sureté de fonctionnement.

IV.3. Diffèrent mode de fonctionnement des vérins :

Selon la défaillance et l'état antérieur du système les quatre vérins peuvent être dans Cinq modes de fonctionnements différents supervisé par un algorithme satisfaisant des contrainte qui seront développées plus bas, l'outil utiliser pour ce fait est state flow disponible dans la bibliothèque Simulink permettant de modélisé les évènement de commutation des modes par une machine a états.

Isolated mode :

L'actionneur est mis hors service pour une période indéfini.

Off mode :

L'actionneur est hors service temporairement à cause d'une défaillance, celui-ci reviendra en ligne lorsque la défaillance disparaît.

Passive mode :

L'actionneur attend mais ne reçoit pas de signal de commande.

Standby mode :

La loi de commande est active mais l'actionneur ne délivre aucune force, il est prêt à prendre la commande du volet en introduisant des coupures brefs.

Active mode :

L'actionneur est actif et contrôle les volets avec la loi de commande nominale.

IV.4. Contraintes de sureté de fonctionnement :

Un seul vérin est actif pour un volet, le système ne peut avoir qu'un seul actionneur actif pour le même volet. Jamais deux à la fois, car si le système fonctionne avec les deux vérins à la fois la perte de l'un des deux a de forte chance d'affecter l'autre et le système va se retrouver ainsi dépourvu de sa surface aérodynamique, ou bien un fonctionnement dissymétrique des deux vérins du même volet peut provoquer des dommages irréversibles et l'appareil va se retrouver sans gouvernes de profondeur.

IV.4.1. Priorité des actionneurs :

Les actionneurs extérieurs ont la priorité sur les actionneurs intérieurs car ceux-ci sont commandés par une loi de commande nominale, les actionneurs intérieurs sont quant à eux soumis à une loi de commande dégradante.

IV.4.2. Préservation de la symétrie de fonctionnement :

Il est préférable de conserver une certaine symétrie de commande lorsque celle-ci est possible entre les deux volets afin d'avoir les mêmes lois de commande de part et d'autre des gouvernes.

IV.4.3. Minimisation du nombre de commutations entre les modes :

Il faut toujours veiller à avoir un nombre de commutation entre les modes minimal, car plus les commutations sur l'état des actionneurs augmente, plus on a du retard qui s'accumule et on risque d'avoir une instabilité.

IV.5. Module de réaffectation des actionneurs

Comme notre sous système de détection contient plusieurs types de défauts (positions, circuits hydrauliques...), ainsi que la possibilité que plusieurs défaillances arrivent en même temps.

Le système de gestion de condition logique devient très complexe d'où l'incorporation de celle-ci sous forme de tables de vérités qui régissent la prise de décision sous forme de condition, décision, action, comme illustrer à la figure IV.10.

Condition Table:

#	Description	Condition	1	2	3	4	5	6	7
1	Hydraulic system 1 Low pressure (Left Outer line)	low_press[1]	T	T	F	F	-	-	-
2	Left Outer actuator position failed	L_pos_fail[1]	-	-	T	T	-	-	-
3	Hydraulic system 2 Low pressure (Inner line)	low_press[2]	F	-	F	-	T	-	-
4	Left Inner actuator position failed	L_pos_fail[2]	F	-	F	-	-	T	-
	Actions		2	3,5	3	3,5	4	5	Default

Action Table:

#	Description	Action
1	Default - All ok, do nothing.	Default
2	Hydraulic System 1 Failure. Turn off Left Outer Actuator	send(go_off,Actuators.LO);
3	Left Outer Actuator Failure. Isolate Left Outer Actuator	send(go_isolated,Actuators.LO);
4	Hydraulic System 2 Failure. Turn off Left Inner Actuator	send(go_off,Actuators.LI);
5	Left Inner Actuator Failure. Isolate Left Inner Actuator	send(go_isolated,Actuators.LI);

Figure IV.10 : Table de vérité pour la gouverne de profondeur gauche

Par la suite le changement d'état ainsi que la réaffectation des vérins est assuré par le diagramme state flow qui illustre l'aspect discret du système et permet de le connecter au système continue, l'ensemble du système est alors dit hybride.

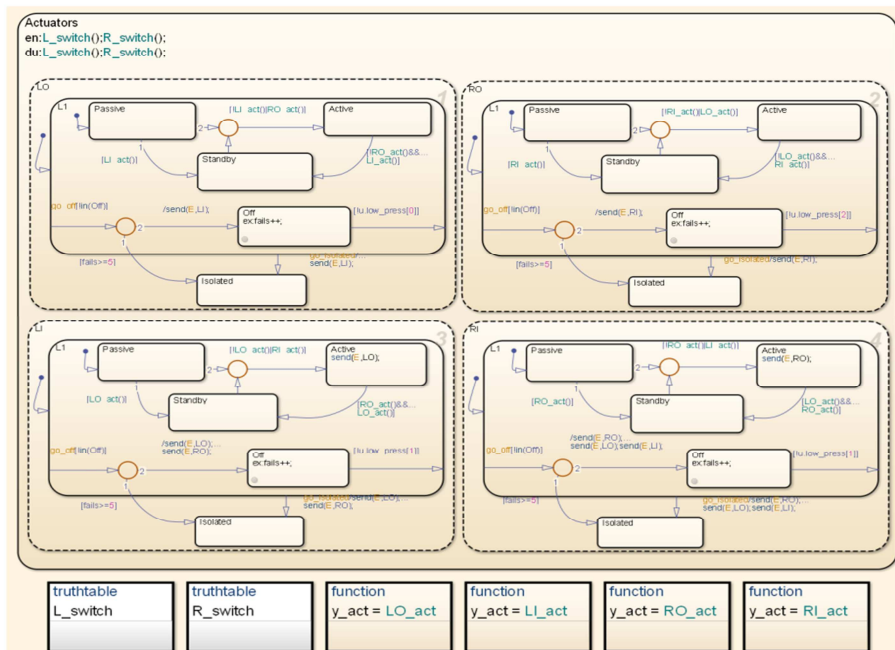


Figure IV.11 : Diagramme d'états des quatre vérins

Pour chaque vérin on a le même raisonnement d'états, il suffit alors d'analyser le diagramme correspondant à un seul vérin et de généraliser pour le reste.

On va s'intéresser au cas où la défaillance en position est appliquée au niveau du vérin extérieur gauche, initialement actif.

La fonction table de vérité L-Switch évalue la décision D1 si elle est vraie et procède à une action 2 qui est de déconnecter l'actionneur extérieur gauche suite à la défaillance en position de celui-ci, cet événement est envoyé vers LO state où l'actionneur extérieur gauche est mis hors service après ça un événement est envoyé à partir du LO state vers LI state pour que l'actionneur intérieur gauche se mette en marche et passe en mode actif, dès que cela arrive un événement est envoyé de RI state à RO state pour placer l'actionneur extérieur droit en mode standby.

En résumé ; après la détection de la défaillance au niveau du vérin extérieur gauche, celui-ci est automatiquement déconnecté, son homologue droit est mis en standby, et les actionneurs intérieurs prennent le relais en s'activant.

IV.5.1. Isolation d'actionneur quand une défaillance est enregistrée :

Lors de l'occurrence de défaillances successives sur l'un des actionneurs celui-ci n'est plus sollicité, si le nombre de défaillances est supérieur à Cinq, cela est représenté par un état isolé ne contenant aucun arc de sortie, l'accès vers cet état se fait soit par le biais du label go_isolated à partir de l'état off, si la défaillance actuelle est grave tel le dépassement de la limite de débattement du volet autorisé alors l'actionneur est directement isolé, ou bien en incrémentant la variable fails à chaque fois qu'une défaillance tel le dépassement de la vitesse normalisée est enregistré comme étant un défaut fugitif.

Donc si l'un des actionneurs entre en mode isolé il le restera jusqu'à ce qu'une réparation de la défaillance et la réinitialisation du système soit effectuée par l'équipe de maintenance.

IV.5.2. Passage du mode passive au mode standby

Supposant qu'un défaut ne s'est pas produit, un vérin se trouvant en mode passive doit passer soit au mode actif ou au mode veille (il ne reste jamais en mode passif).

Le vérin externe gauche ne peut transiter au mode actif si le vérin intérieur gauche est en mode actif parce que le volet gauche est commandé par un et seulement un vérin à la fois.

En outre, on doit optimiser le nombre de commutation, on ne change pas de mode si il n'est pas nécessaire, par conséquent, nous ne voudrions pas commuter le vérin intérieur gauche du mode active au mode veille et puis commuter le vérin externe gauche au mode actif, et donc le vérin externe gauche passe du mode passif au mode veille si et seulement si le vérin intérieur gauche est déjà en activité, comme le montre la figure ci-dessous du diagramme d'état du vérin extérieur gauche, il passe du mode passif au mode standby par le biais du label `LI_act()` qui veut dire que cette actionneur est sain.

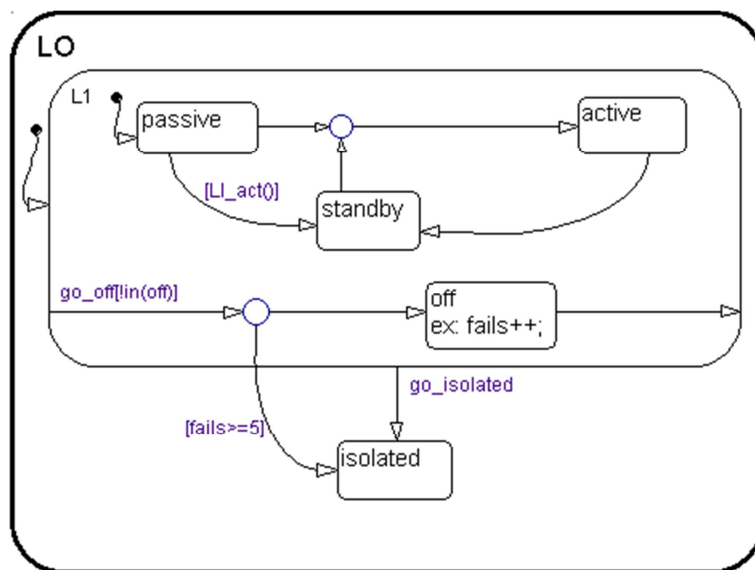


Figure IV.12 : Diagramme d'état du vérin extérieur gauche

IV.5.3. Passage du mode passive au mode active :

Comme citer ci-dessus, le volet gauche est commandé par le vérin externe gauche ou le vérin intérieur gauche. Si l'actionneur intérieur gauche n'est pas en activité et le vérin externe gauche est actuellement en mode passif, alors le vérin extérieur gauche devrait être commuté au mode actif. Cette addition est montrée sur la figure suivante, le label [!LI_act()] veut dire que l'actionneur intérieur gauche est en défaillance.

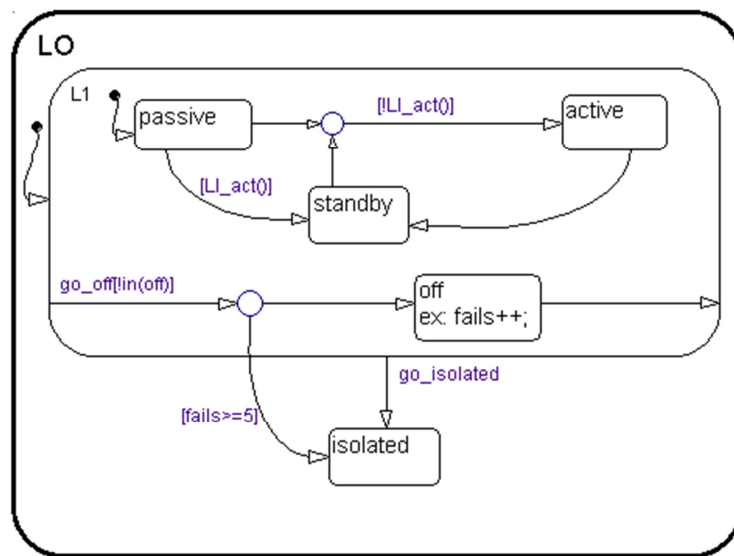


Figure IV.13 : Diagramme d'états transitant au mode actif

IV.5.4. Passage du mode standby au mode active

Sur la figure IV.14, on peut voir que si le vérin intérieur gauche est inactif, le vérin de réserve transite au mode actif.

Une autre condition peut mener au même cas de figure, si l'actionneur externe droit est en activité, alors nous voudrions faire activer l'actionneur externe gauche afin de conservé une certaine symétrie entre les actionneurs gauches et droits (cette condition a été énoncée au niveau des contraintes de fonctionnement).

Par conséquent, le label correspondant à cette transition est changé, suivant les indications de la figure IV.14, ainsi la transition aura lieu également si le vérin externe droit est en activité.

L'utilisation de la jonction supérieure (c.-à-d., l'objet circulaire qui apparaît sur la figure ci-dessous et permet de rejoindre l'état actif du vérin extérieur gauche), Si nous n'employons pas cette jonction, alors nous devrions ajouter la déclaration conditionnelle [! LI_act ()|RO_act ()] au deux transitions distinctes qui partent de l'état passive et standby. Cependant, avec la jonction, une seule déclaration conditionnelle est nécessaire facilitant ainsi la lecture et la correction du diagramme.

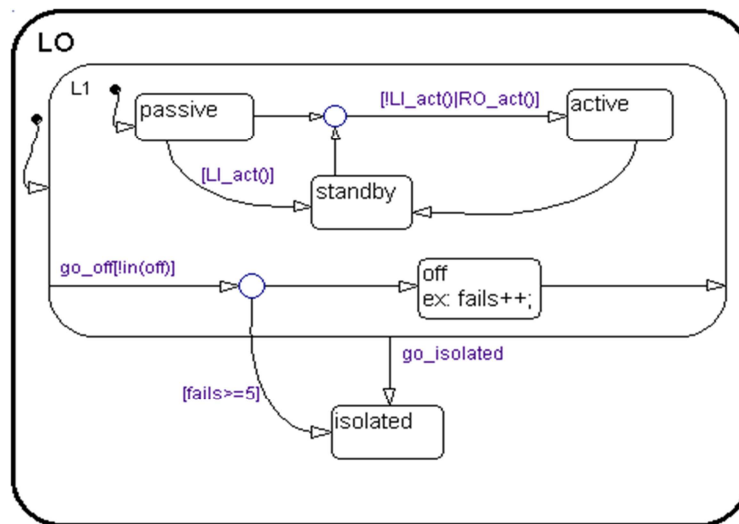


Figure IV.14 : Diagramme d'états menant à l'état actif

IV.5.5. Passage du mode Active au mode standby

En raison des conditions de symétrie, si l'actionneur externe droit devient inactif, le système doit transiter l'état du vérin externe gauche du mode active au mode veille. Cependant, on ne peut autoriser cette transition jusqu'à ce que le vérin intérieur gauche entre dans l'état actif.

Par conséquent, nous incluons la condition supplémentaire qui impose au vérin intérieur gauche d'être en activité afin que le vérin externe gauche passe du mode active au mode veille.

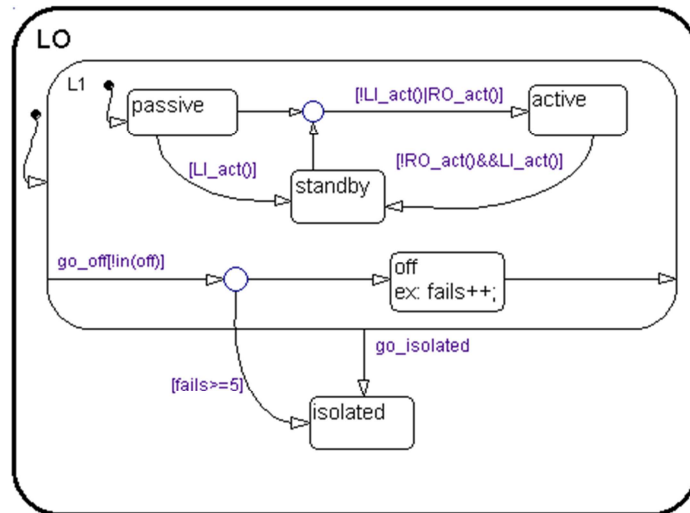


Figure IV.15 : Diagramme d'états menant du mode active au mode passive

IV.5.6. Transition à partir du mode off

A partir du mode off le système peut récupérer ses états de fonctionnement normal (passive, active, standby), ceci est possible à partir de la transition partant de l'état off au superstate L1 étiqueté par les conditions de négation des défauts de positions et de pressions hydrauliques.

Cette transition mène directement le vérin extérieur gauche à l'état passif par défaut, après ça selon l'état de fonctionnement du système général, l'état du vérin peut basculer soit au mode standby ou bien active.

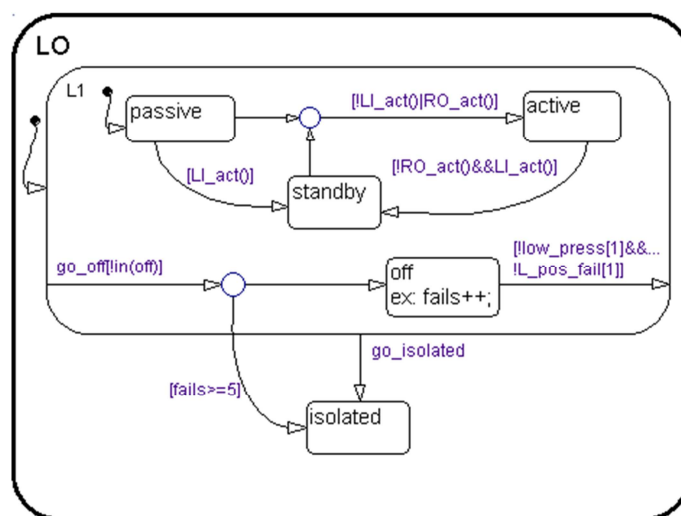


Figure IV.16 : Diagramme d'états pour récupération du fonctionnement normal

IV.5.7. Diffusion d'un événement quand le vérin est arrêté ou isolé

Si le vérin externe gauche est arrêté ou isolé, il faudrait que le vérin intérieur gauche transite à l'état actif immédiatement de sorte qu'il y ait lieu le plus vite possible pour que le volet gauche ne reste pas longtemps sans commande.

Nous introduisant ceci en envoyant un événement au vérin intérieur gauche quand l'une de ces situations se produit, l'évènement est modélisé par l'étiquetage `send(E,LI)` qui est le diminutif de `(enable left inner)`, cela active directement le vérin intérieur en parallèle et met le vérin externe en isolation.

La figure ci-dessous illustre la diffusion d'évènement.

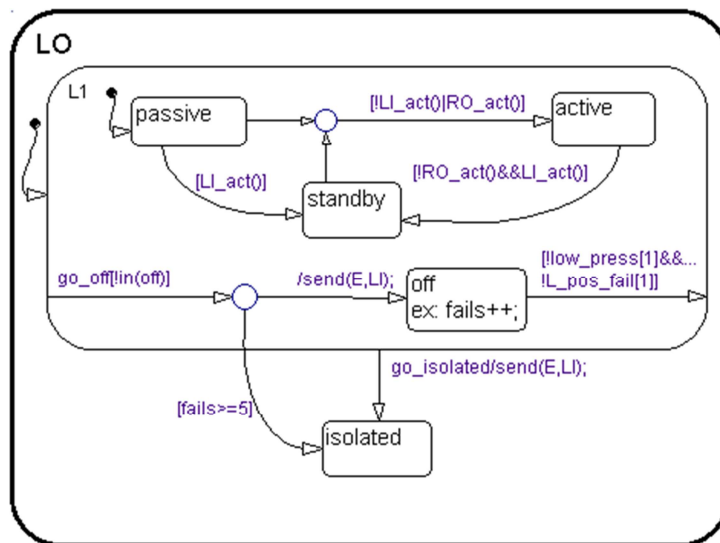


Figure IV.17 : Diagramme d'états pour la diffusion d'évènement

IV.6. Modèle d'avion utilisé

Le modèle utilisé est un modèle non linéaire numérique disponible sur le site [mathworks] accompagné de son script MATLAB, il décrit la dynamique du Boeing 747-400 qui est un avion de transport long courrier.

Ce modèle est reparti en quatre parties différentes disposées comme illustré à la figure ci-dessous

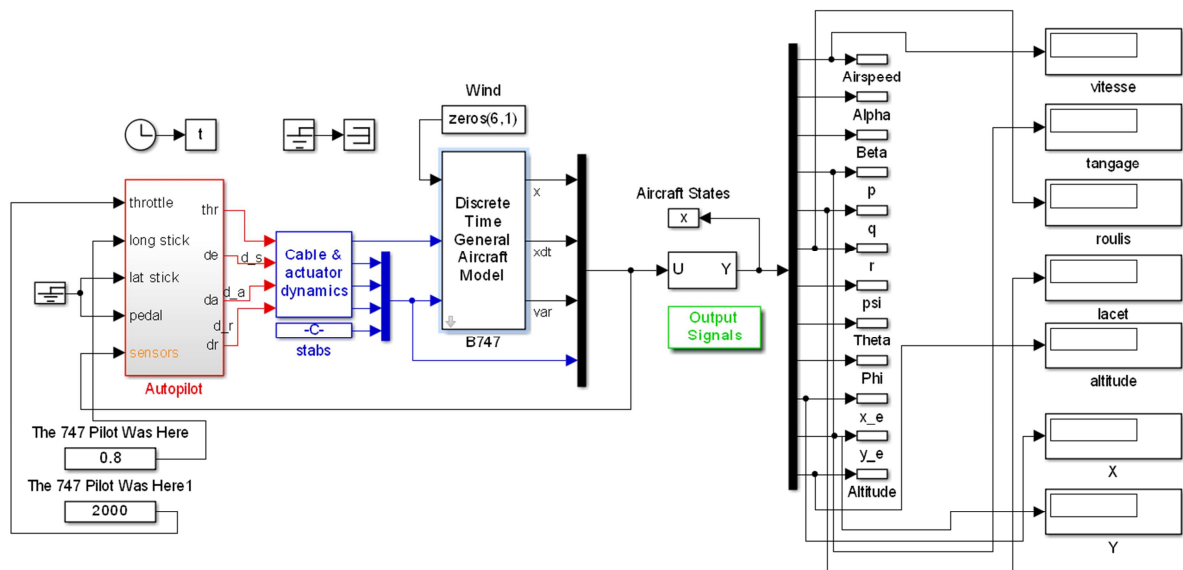


Figure IV.18 : Modèle du Boeing 747

Comme on peut le voir à la figure IV.18 notre modèle se décompose en quatre blocs qui sont : le bloc commandes autopilot qui permet de piloter l'avion soit en mode manuel ou bien en automatique, le deuxième illustre la dynamique existante entre les commandes et les actionneurs de l'appareil, le troisième bloc représente la dynamique de l'appareil soumis à une distribution des vents prédéfinis, ainsi qu'au commande des volets et réacteurs.

La dernière partie se compose des différentes sorties utiles pour analyser la dynamique du tout à partir d'une batterie d'afficheurs.

IV.6.1. Bloc autopilot

Ce bloc sert d'interface de commande de cette aéronef, c'est un peu la partie commande du cockpit, deux mode peuvent être sélectionné à l'intérieur de celui-ci.

On a le mode pilote manuelle qui prend en compte les données présenter à l'entrée du bloc qui se définissent comme suit :

Throttle : c'est la commande des gaz qui permet d'augmenter la poussée des moteurs de façon symétrique.

Long stick : cette entrée incarne le degré de liberté qui existe d'avant en arrière sur le manche de cet appareil, cela permet directement de commander le tangage par le biais des volets de profondeur.

Lat stick : celle-ci modélise le degré de liberté qui permet de faire pivoter le manche latéralement de gauche à droite, cette commande est transmise aux ailerons qui permettent de prendre du roulis pour amorcer des virages stable.

Pedal : elle se situe sous le tableau de bord du cockpit, se sont deux pédales qui permettent de commander le lacet à partir de la gouverne de dérive qui se situe sur la queue de l'appareil.

Sensors : quant à cette entrée elle renvoie les données sur la position des différents actionneurs afin d'asservir le pilotage automatique.

La figure ci-après permet de dévoiler comment ce bloc autopilot est organisé à l'intérieur.

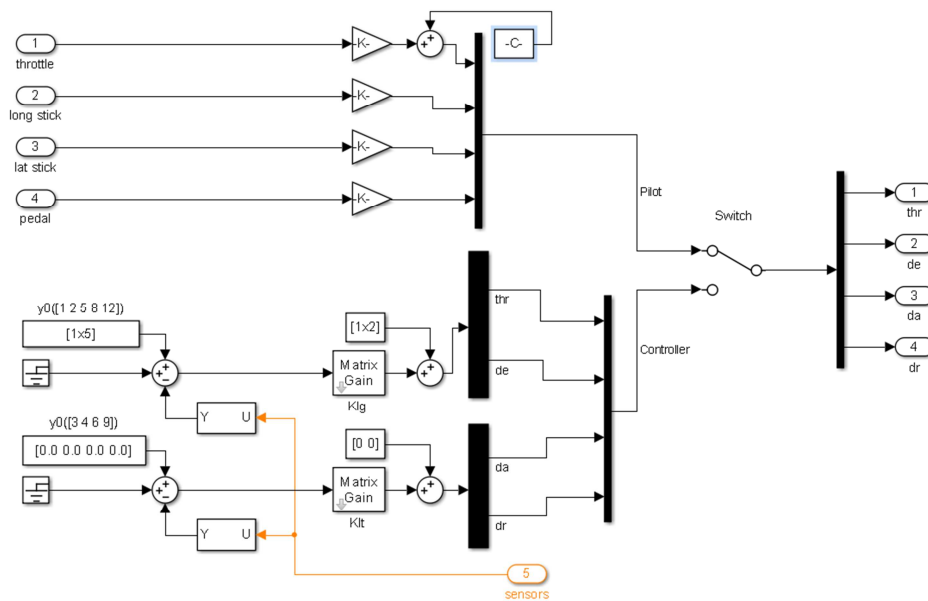


Figure IV.19 : Schéma bloc autopilot

Comme on peut le voir sur la figure IV.19 le pilotage automatique est activé par un simple Switch de sélection, avant d'activer celui-ci il faut d'abord définir les consignes à suivre par l'appareil en introduisant les valeurs de cap, assiette, vitesse de croisière, altitude de référence, vitesse de montée ou de descente au niveau des vecteurs y_0 .

Pour notre simulation nous allons nous intéresser sur le décollage en mode manuelle avec redressement de l'assiette sur une certaine altitude donné, le Switch est donc sur la position pilot.

Les entrées qui permettent de commander l'appareil sont couplé à des gains qui représente les transferts qui définissent le manche et palonnier entre les mains et pieds du pilote jusqu'au entrés de câbles et actionneurs.

Les sorties de ce bloc sont commune au pilote automatique qu'au pilote manuelle et représentent les variations de commandes des gaz (th), angle d'inclinaison des ailerons (da) ainsi qu'aux angles fait par les volets de profondeur (de) et de dérive (dr).

Par la suite ces sorties sont transmises au bloc suivant qui contient la dynamique des actionneurs ainsi que le module de détection et de réaffectation introduit plus haut.

IV.6.2. Bloc définissant la dynamique des câbles et actionneurs ainsi que le module de commande tolérante :

Cette partie modélise les transferts existant entre la commande des actionneurs et la sortie de ceux-ci en termes d'angle d'inclinaison pour les différents volets et de poussée produite par les moteurs.

Pour les moteurs, la dynamique est modélisée par un retard pur due à la commande au cockpit et aux différents paramètres de réglages de celui-ci, suivi d'une fonction de transfert du premier ordre avec sa constante de temps appropriée qui donne en sortie la force de poussée en newton , par la suit le signal est amplifié par un gain k et limiter par la saturation introduite juste après.

La commande des gouvernes de profondeurs est supervisée par le module de détection et de réaffectation comme illustrer à la figure IV.20, et permet de commander celles-ci avec et sans défaut ainsi qu'avec intervention du bloc de réaffectation ou non.

Un Switch est disposé à l'intérieur du module afin de faire intervenir la réaffectation ou non.

Pour ce qui est des autres gouvernes la dynamique est la même, avec un retard de transmission de commande coupler à la fonction de transfert du première ordre pour le suivie de consigne, ainsi qu'au bloc rate limit qui limite la vitesse de variation des gouverne a un certain seuil de contraint, et enfin le signal est limité en amplitude correspondant au débattement maximal autorisé pour cette avion.

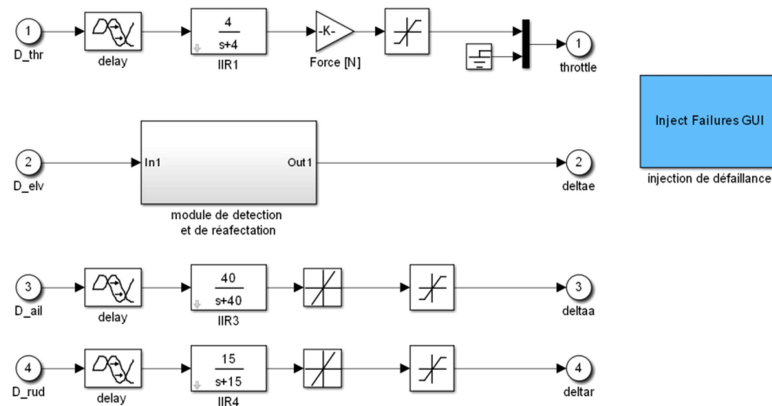


Figure IV.20 : Intégration du module de commande tolérante à bord du 747

Les sorties de ce bloc sont directement injecter au bloc suivant qui permet de synthétiser un vecteur d'état contenant toutes les données propre à la cinématique de l'appareil qui sont l'altitude, la distance dans le plan xoy relative au repère terrestre, les différents angles utile alpha, beta, psi, thêta, phi, ainsi que la vitesse air, celle du roulis, tangage et lacet.

IV.6.3. Génération de défaillances :

L'injection de défaillances se fait par le biais du bloc Inject Faillures GUI, il suffit de cliquer dessus et une fenêtre s'affiche comme le montre la figure ci-dessous.

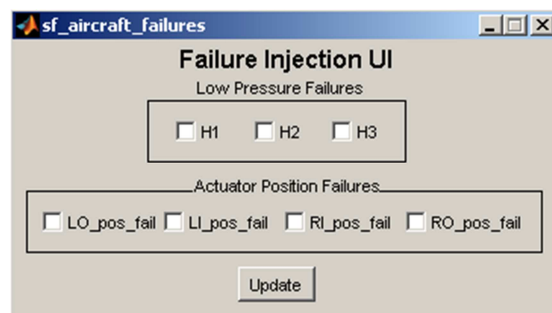


Figure IV.21 : boîte de dialogue permettant d'injecter les défaillances

Pour sélectionner une défaillance quelconque on doit cocher la case qui correspond au défaut voulu, on peut choisir une perte de pression hydraulique de l'un des trois circuits ou bien un défaut de position de l'un des actionneurs, plusieurs défauts peuvent être choisies à la fois.

Par la suite, le chargement du défaut se fait en appuyant sur le bouton Update en bas au milieu de la figure.

IV.7. Interfaçage de Simulink avec le logiciel de simulation FlightGear

La visualisation des paramètres de vol sous forme d'animation 3D et mieux interpréter que les chiffres qui s'affiche sur les afficheurs de Simulink, on a donc opter pour une animation de vol qui est réalisée par le logiciel FlightGear, on peut ainsi choisir une piste de décollage et l'heure de vol, les autres paramètres sont directement charger à partir de la simulation sous Simulink par le biais du bloc FG interface qui crée le script contenant les données de la simulation.

Une fois le script créé on a qu'à l'exécuter sous FlightGear pour voir l'animation, les étapes à suivre sont données ci-dessous.

Le logiciel FlightGear est un open source disponible gratuitement sur le site [FlightGear], par la suite, une fois le logiciel télécharger et installer on procède à l'interfaçage sous Simulink.

Comme le montre la figure ci-dessous on a remplacé le bloc de visualisation classique par deux blocs issus de la bibliothèque Aerospace Blockset se trouvant dans le groupe Animation/flight simulator interfaces.

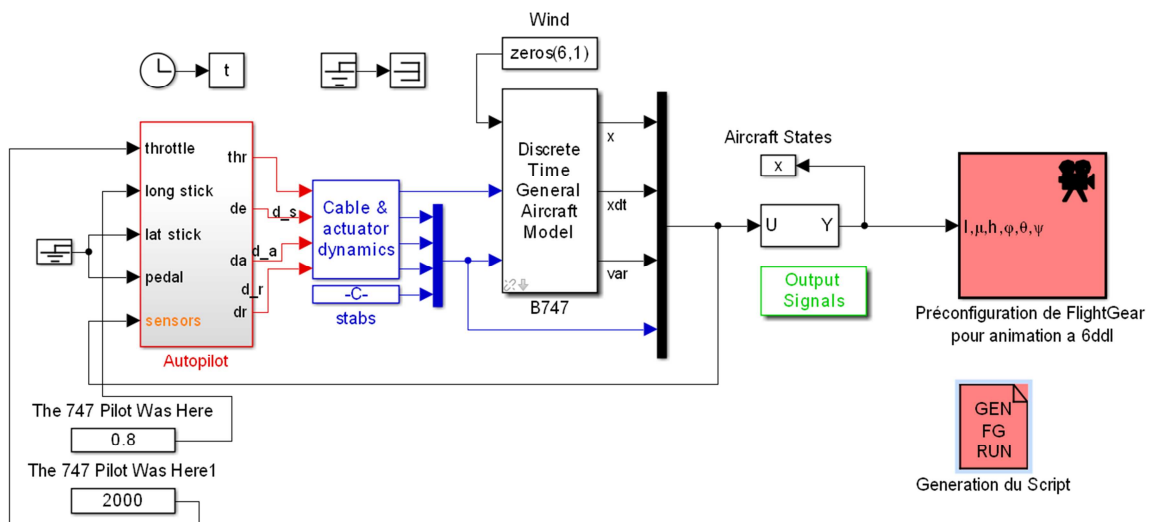


Figure IV.23 : Couplage des blocs d'animation au modèle du b747

IV.7.1. Le bloc de pré configuration de FlightGear pour animation a 6ddl

Ce bloc revoie les valeurs de la position, altitude, longitude, latitude, ainsi que les valeurs de roulis, tangage, et lacet au simulateur de vol, ces données sont utiles afin que l'animation de l'aéronef soit précise et réaliste.

IV.7.2. Le bloc de génération du script

Pour la génération du fichier script le bloc de pré-configuration est accompagné du bloc génération du script qui permet de configurer l'interface et d'interpréter les données issu du bloc de pré-configuration.

Si on clique sur le bloc génération du script, une fenêtre s'affiche à l'écran, comme le montre la figure IV.24.

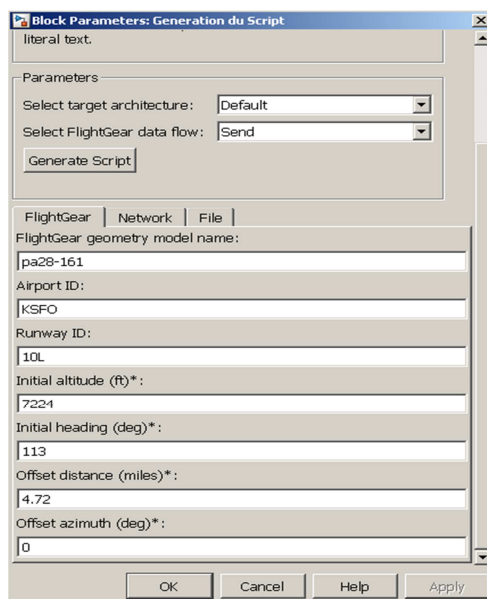


Figure IV.24 : Fenêtre de paramétrages de la simulation

Le premier onglet FlightGear est réservé pour définir le nom du modèle de simulation, l'identifiant de l'aéroport, et éventuellement des conditions initiales de départ tel l'altitude et la position.

Par la suite on doit définir le nom du fichier de sortie ainsi que le répertoire ou celui-ci va être créé, il faudrait impérativement choisir le répertoire ou le simulateur a été créé, comme illustrer a la figure IV.25.

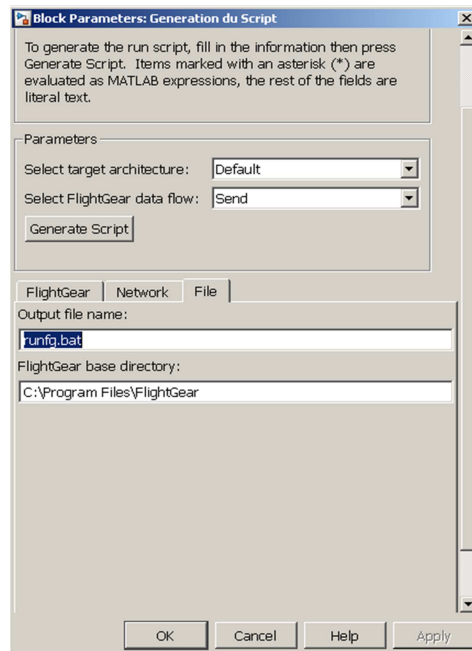


Figure IV.25 : Fenêtre de réglages pour la génération du script

Avant de créer le script en cliquant sur le bouton Generate script, on doit d'abord lancer la simulation. Ensuite, il y a qu'à lire le script avec le simulateur de vol, et l'animation démarre.

IV.8. Simulation

IV.8.1. Réponse du sous-système gouverne de profondeur à échelon sans défaut

Nous allons soumettre le sous-système gouverne de profondeur à une consigne de forme porte, afin de voir l'évolution de la dynamique des volets.

Les volets vont donc monter ensuite descendre, la figure ci-dessous illustre la réponse des volets à une consigne 0.8 ensuite à -0.2, en bleu, c'est le volet droit et le rouge représente le volet gauche.

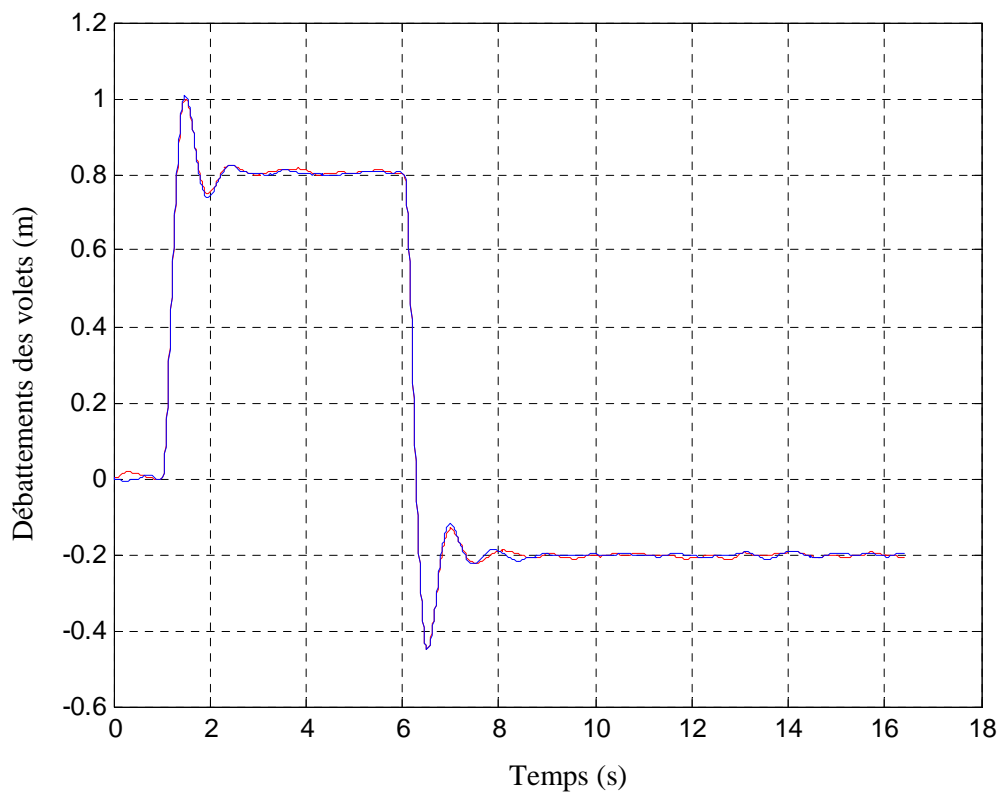


Figure IV.26 : Réponse des gouvernes en position sans défaut

La figure suivante montre l'allure de la commande des vérins

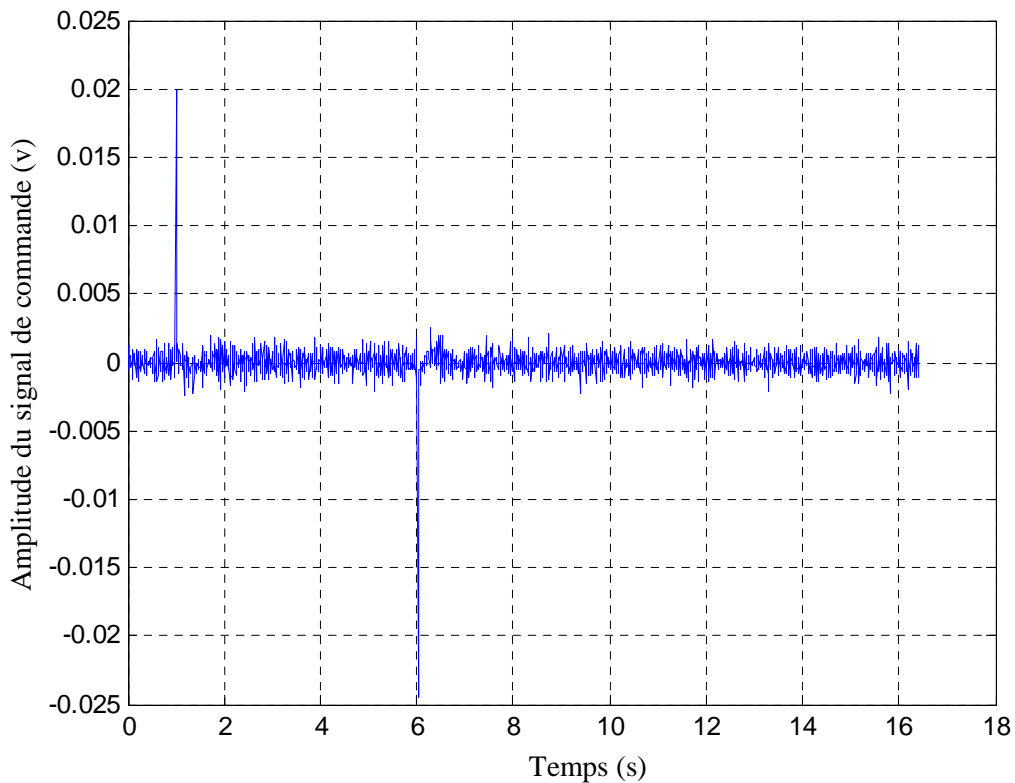


Figure IV.27 : Allure de la commande des vérins sans défaut

IV.8.1.1. Interprétation des résultats

Le sous-système gouverne de profondeur à une réponse de type du deuxième ordre avec un dépassement non négligeable qui vaut 25 %, cela est dû au déplacement de la masse du piston contre la viscosité et l'élasticité de l'huile, une autre force vient s'ajouter à cela, elle dépend du débattement du volet. C'est l'appuie aérodynamique, il est proportionnel à la position du volet.

Pour le signal de commande des vérins, c'est la loi de commande complexe entrée/sortie qui est appliqué. Car en l'absence de défauts c'est cette commande qui est adopté.

Les pics observés sur la figure permettent de commander les vérins énergiquement afin de satisfaire un temps de réponse imposé. Des fluctuations apparaissent au niveau de la commande, cela est dû à l'asservissement en position des volets en présence de perturbations.

IV.8.2. Réponse du système gouverne de profondeur à un échelon avec défaut de position sur le vérin externe gauche

Nous allons imposer au système le même signal d'entrée qu'avec la simulation précédente, on va injecter une défaillance en position sur le vérin extérieur gauche, initialement actif.

La défaillance intervient à $t = 1.8$ s, la figure ci-dessous montre l'évolution du système.

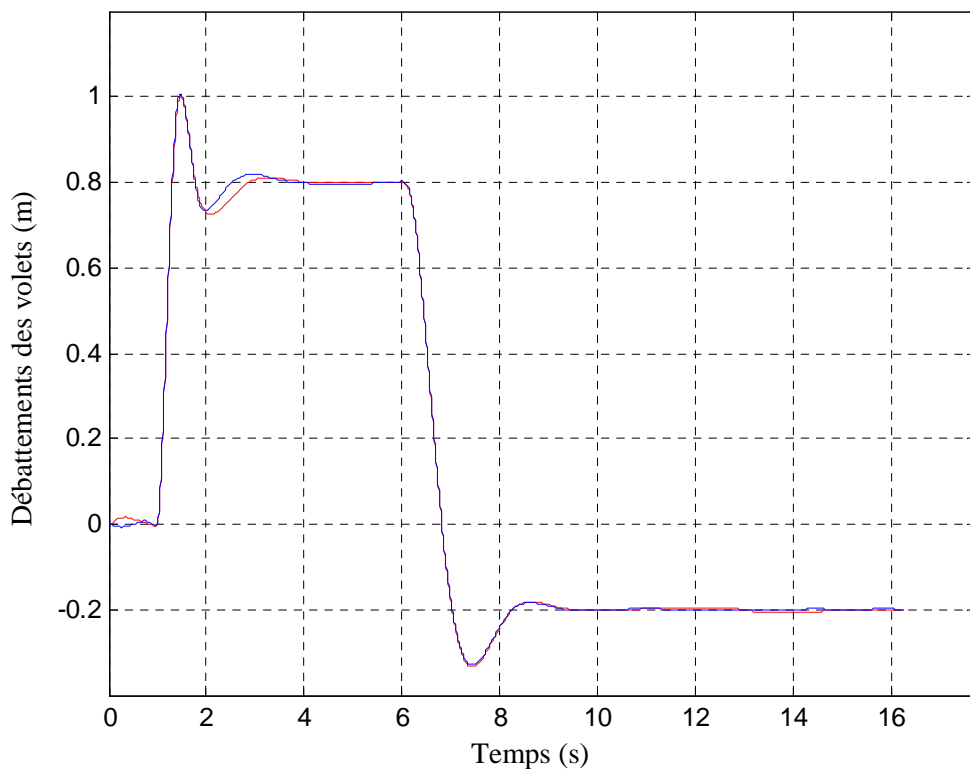


Figure IV.28 : Réponse des gouvernes en position avec défaut

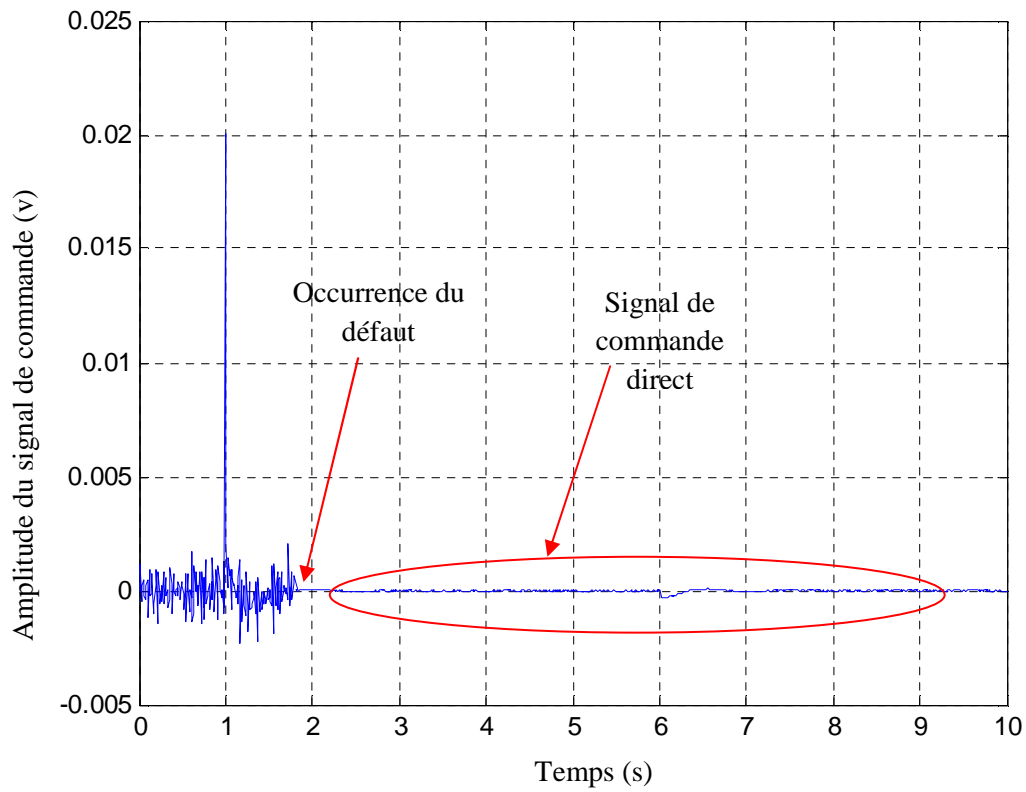


Figure IV.29 : Allure de la commande des vérins avec défaut

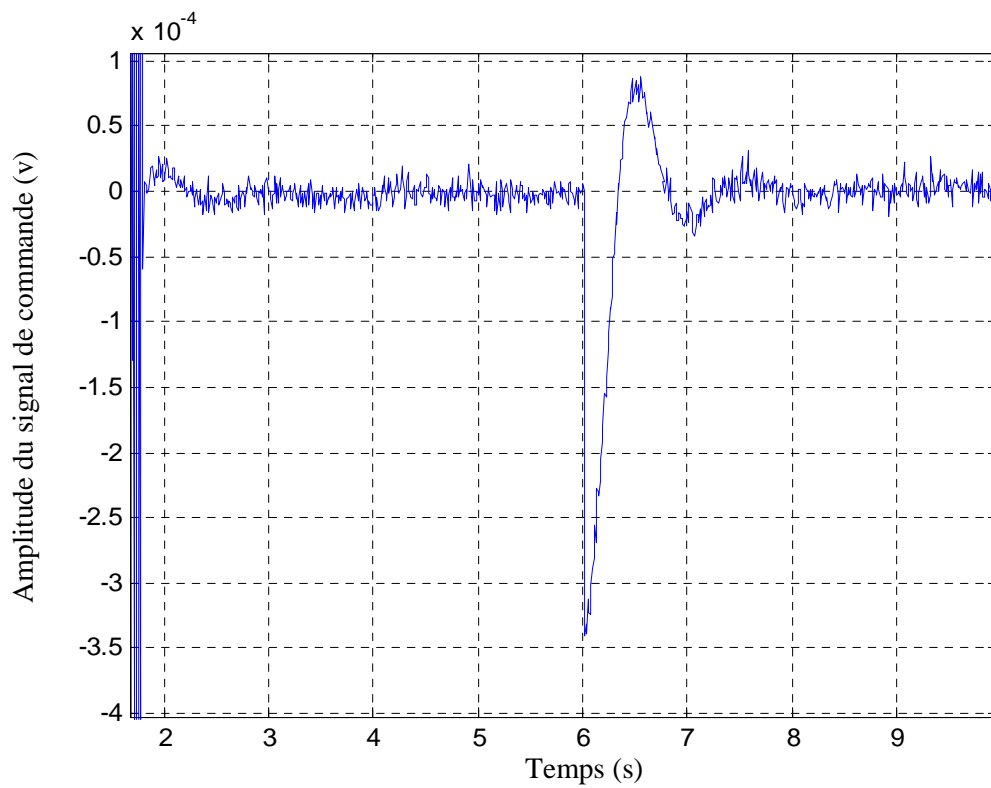


Figure IV.30 : Allure du signal de commande direct

IV.8.2.1. Interprétation des résultats

La réponse avant apparition du défaut de position sur le vérin extérieur gauche est quasiment la même que celle sans défaut, que ce soit pour la position ou pour la commande.

Après apparition du défaut, la position du volet gauche a tendance à se déphaser par rapport à celui de droite, cela est dû au temps mis par le système afin de réaffecter le vérin intérieur gauche à la place de celui se trouvant à l'extérieur du même volet.

La commande des vérins est restée inchangée avant l'occurrence du défaut, après ça, la commutation sur l'autre loi de commande, qui elle est directe change l'allure du signal.

Cette commande introduite par le bloc de réaffectation a des performances réduites par rapport à celle utilisée pour le système saint, ainsi on remarque que le temps de réponse en défaut est plus important que celui obtenue sans la défaillance.

IV.8.3. Conclusion

A travers les simulations effectuées sur la réponse en position des volets à la consigne imposée, on remarque que l'influence de la défaillance est infime vis-à-vis de la position en présence d'une commande qui tolère celle-ci, mais quand est-il si la réaffectation n'intervient pas et quel est son impact sur l'appareil.

IV.8.4. Décollage avec défaut de position des gouvernes de profondeur sans réaffectation

Nous allons effectuer un décollage sur pilote manuel, la commande du pilot n'intervient que sur la manette des gaz et le manche de profondeur ainsi que les volets d'hypersustentation, les autres commandes sont maintenues au neutre, initialement l'appareil est à l'arrêt sur la piste, on va donc actionner la manette des gaz jusqu'à saturation pour avoir le maximum de poussée, par la suite dès qu'on atteint la vitesse de 160 m/s on tire sur le manche afin de relever le nez de l'appareil et ainsi amorcer la montée.

Le signal correspondant à la commande du manche est illustré à la figure IV.31.

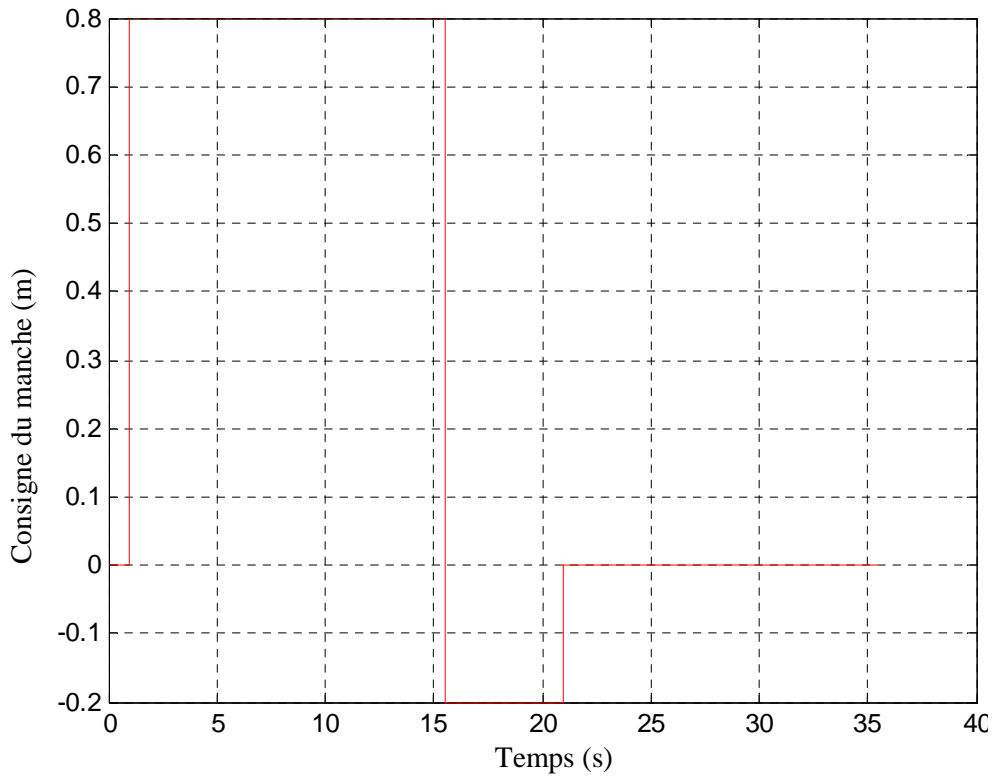


Figure IV.31: commande de profondeur sur le manche

La défaillance en position agissant sur les deux actionneurs extérieurs intervient a $t = 15.55$ s, la figure ci-après montre le blocage des volets sur la position 0.8, la réaffectation n'intervient pas ici.

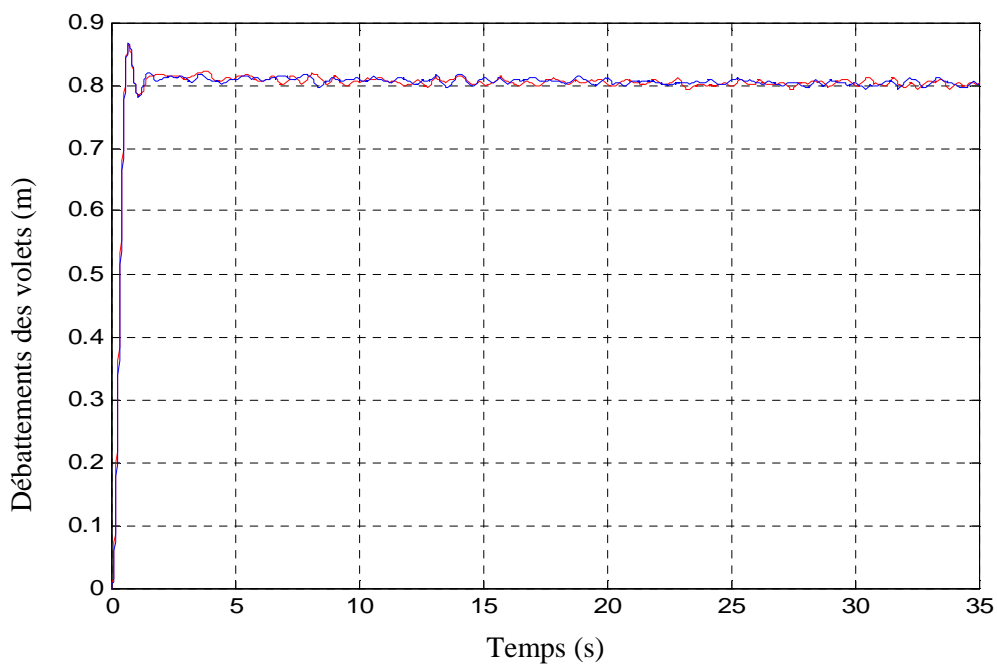


Figure IV.32: position des volets en défaillance

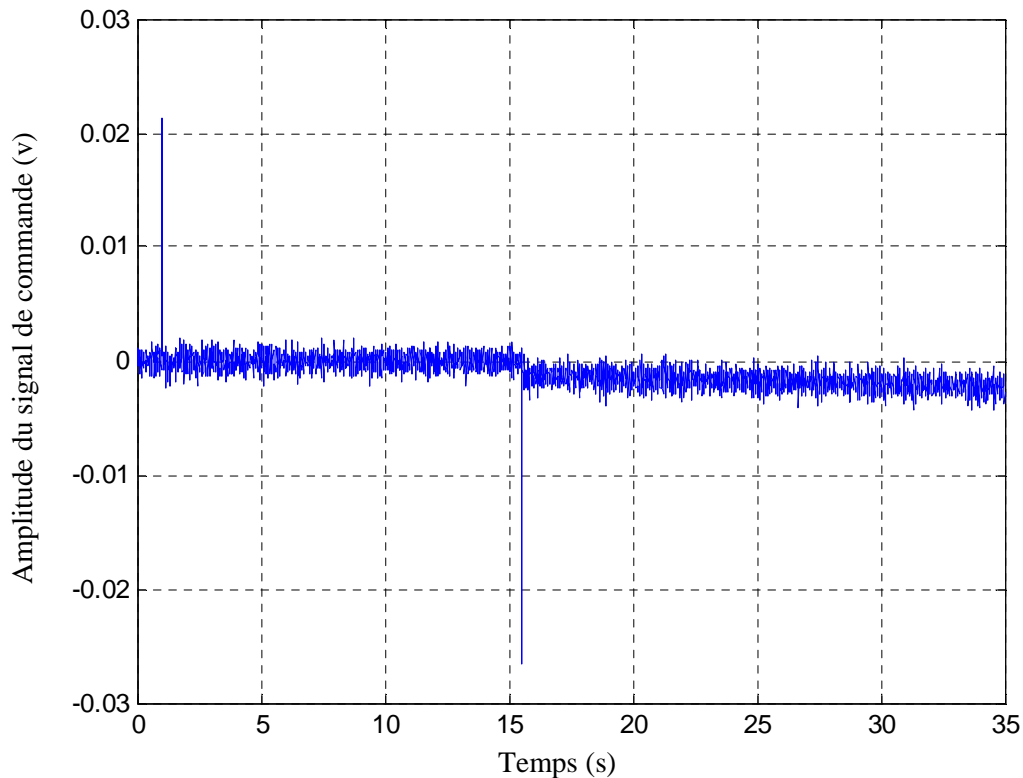


Figure IV.33: signal commande des volets sans réaffectation

La commande des vérins est nominale, l'apparition de la défaillance à $t = 15.55$ s a décalée la commande vers des valeurs négatives, car l'absence de réaffectation ainsi que le blocage en position des actionneurs contraint le module dédié aux vérins défectueux de commander énergiquement les distributeurs hydrauliques.

Il est important de voir l'influence que provoque le blocage des gouvernes de profondeurs lors de la phase de montée après décollage sur un avion gros porteur tel le Boeing 747-400.

La figure ci-contre montre la réponse de l'appareil au signal de commande avec apparition de la défaillance à $t = 15.55$ s, ce qui correspond à $x = 900$ m sur la courbe.

L'incapacité d'actionner les gouvernes de profondeur à cette instant critique contraint l'appareil à dépasser la valeur d'assiette longitudinale limite qui provoque la perte de la totalité de ses forces de portance, cela arrive au point de décrochage montré sur la figure IV.34, par la suite l'appareil tombe comme une pierre jusqu'au crash.

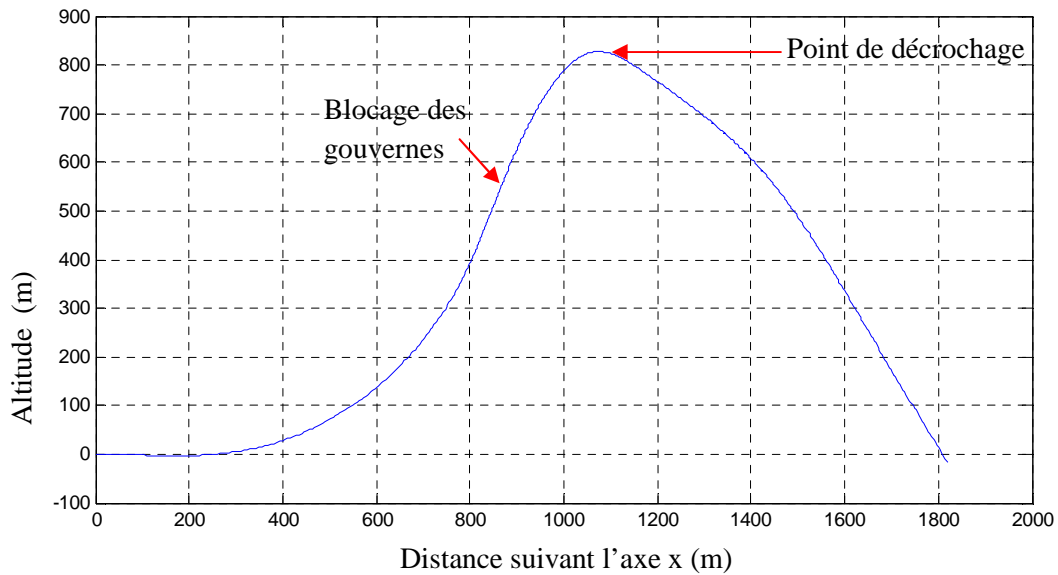


Figure IV.34: courbe d'altitude en fonction de la distance parcourue en x

IV.8.5. Décollage avec défaut de position des gouvernes de profondeur et avec réaffectation

Le signal de commande est le même que celui de la figure IV.35, sauf que cette fois ci le module embarqué de réaffectation est activé, le module intervient lors de la défaillance en activant les vérins internes, et en mettant ceux de l'extrémité hors service.

La figure IV.35 montre l'influence du changement de la paire de vérins sur l'asservissement en position des volets.

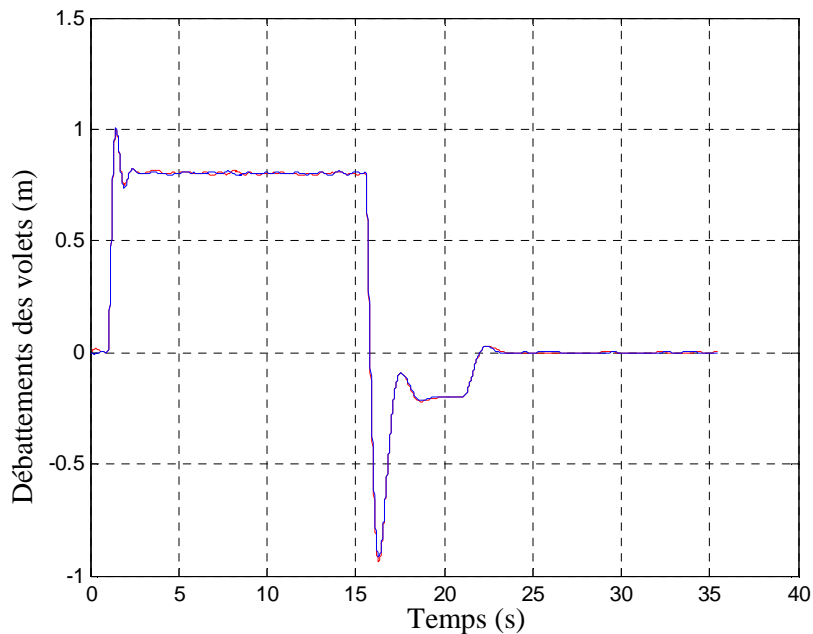


Figure IV.35: position des volets en défaillance avec réaffectation

Le passage des volets sur la paire de vérins interne est illustré par le changement de la commande comme le montre la figure suivante, les volets sont alors commandés par la commande directe (Direct Link Control Law), ce qui augmente les temps de réponses du sous-système.

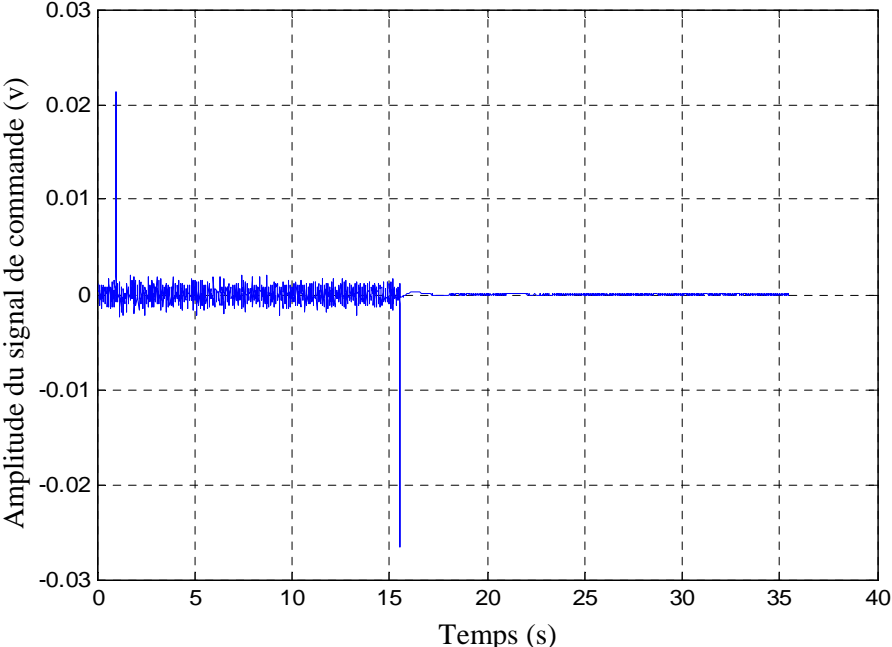


Figure IV.36: allure de la commande en presence de defaillance et reafectation

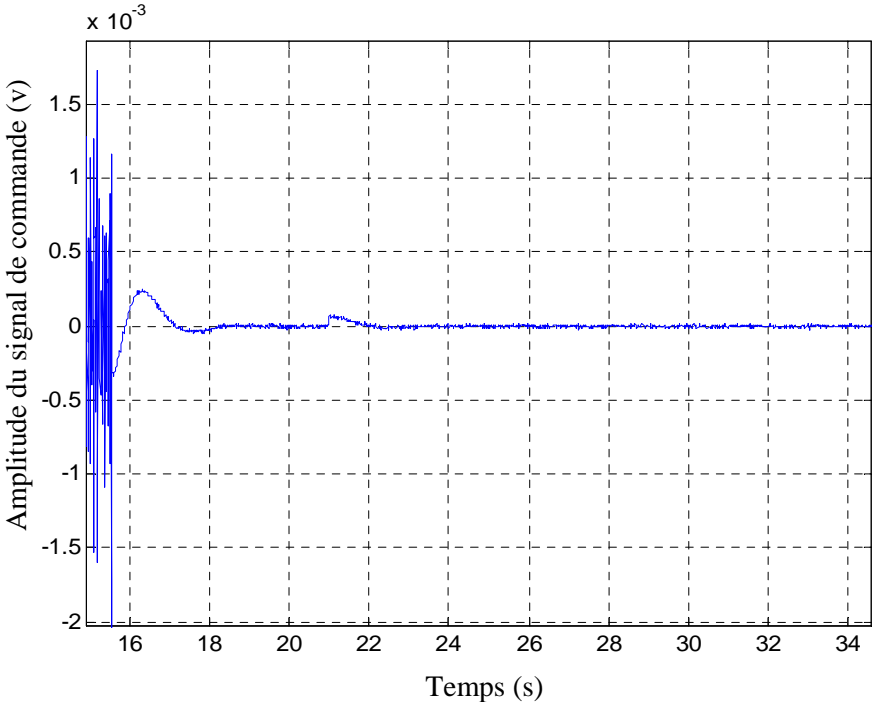


Figure IV.37 : allure de la commande directe à échelle réduite

Du fait de la présence du module de réaffectation le système a pu déconnecter les vérins défectueux et passer sur une chaîne d'actionneurs sains, ce qui a permis à l'appareil de redresser les gouvernes au moment critique avec des performances proche de celle sans défaillances.

La figure suivante montre l'allure de l'altitude que l'appareil a pu prendre grâce au module de réaffectation.

L'avion s'est stabilisé à une altitude de 827 m sans aucune perturbation, ce qui assure le confort et la sécurité des occupants.

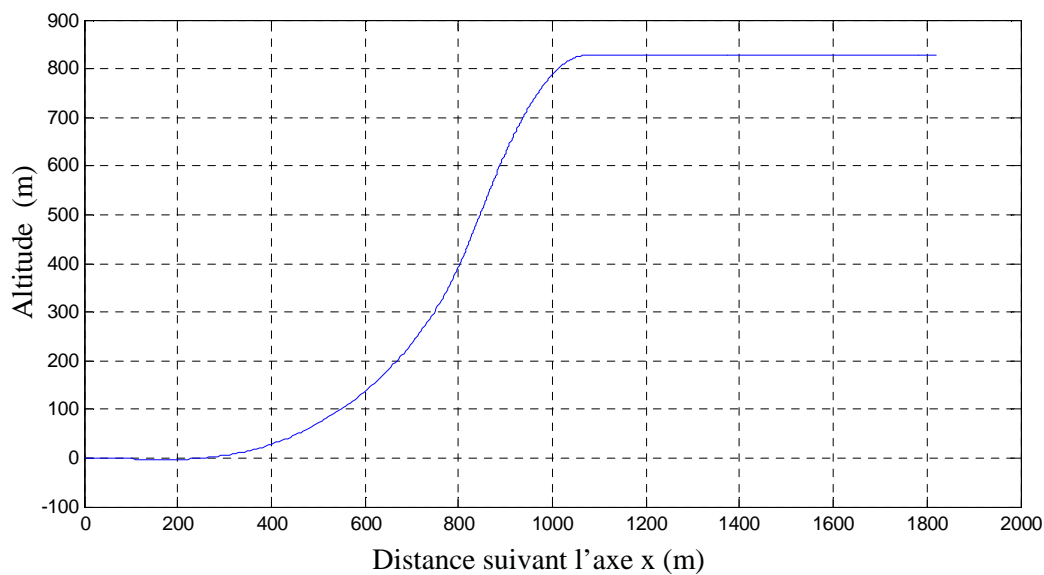


Figure IV.38 : courbe d'altitude en fonction de la distance parcourue en x

IV.8.6. Conclusion :

A travers ce chapitre nous avons vu comment l'architecture du module de réaffectation était faite, de la détection jusqu'à la réaffectation afin qu'il est un suivie de consigne optimale en présence de défaillances.

Par la suite, nous avons exposé un bref aperçu du modèle d'appareil utilisé, ainsi que l'interface graphique qu'on a développé pour notre plateforme d'essai.

Enfin, on a procéder a deux essai de simulation afin de mettre en avant l'intérêt d'utiliser les systèmes a redondance matérielles pour le domaine de l'aéronautique, car malgré le cout et l'encombrement que présente cette technique, c'est l'une des plus fiable et qui satisfait les contraintes de sécurités et confortés imposées par la législation en vigueur.

Conclusion générale :

Le travail effectué dans ce mémoire concerne la mise en œuvre d'une plateforme d'essai pour avions de lignes afin de d'analyser et de comparer les différentes stratégies de détections et de commandes tolérantes aux fautes.

Nous avons opté pour une analyse complète du concept de commande tolérante en vol, détection, isolation et commande.

Les défauts simulés sur le banc nous ont permis de voir l'impact que peut provoquer une double défaillance en position des deux gouvernes de profondeur, qui se traduit par une perte brusque d'altitude menant l'appareil au crash.

Après avoir présenté les différentes techniques de détection et d'isolation au premier chapitre, ainsi que les définitions utilisées dans le domaine de l'aéronautique pour qualifier une défaillance, la méthode choisie pour la détection et l'isolation est une technique basée sur le traitement logique de l'information, les modèles de détection ont été exposés au dernier chapitre sous MATLAB/SIMULINK.

Par la suite, on a classifié de manière exhaustive les différentes techniques de commande tolérante, et développé quelques-unes d'entre elles en posant les problèmes mathématiques à résoudre.

Pour notre plateforme c'est la technique de réaffectation d'actionneurs qui a été choisie, cette technique satisfait certains critères qui ont été exposés au chapitre 4, c'est les contraintes de sûreté de fonctionnement.

Au troisième chapitre nous avons introduit les notions de mécanique de vol ainsi que les outils mathématiques utilisés pour la modélisation du comportement d'un aéronef, nous avons un peu montré les différentes parties d'un avion de ligne et ses différents moyens de sustentations, afin de mieux comprendre la simulation et interpréter les résultats de celle-ci.

Par ailleurs, la situation d'une panne affectant la position des volets conduisant à une situation catastrophique sans aucune parade a été exposée au dernier chapitre, la plateforme de simulation décrite en détailles en ce chapitre nous a permis de suivre l'évolution des surfaces aérodynamiques ainsi que les paramètres de commande et d'altitude.

On a pu voir aussi à travers ce chapitre l'avantage du module de réaffectation, qui nous a permis d'effectuer la manœuvre de redressement à l'altitude donnée et éviter ainsi le décrochage de l'appareil qui est une situation catastrophique.

Dans ce domaine beaucoup reste à faire :

Il s'agira d'approfondir l'étude présentée ici en la complétant par l'adoption d'une commande qui évite la saturation (antiwindup) des différentes surfaces aérodynamiques, afin qu'ils contribuent à la tolérance de pannes occurrentes à des instant tardif où la commande par réaffectation ne peut être utilisée.

Cette même commande pourrait même recouvrir les imperfections que présente le bloc FDI, qui sont les retards dus au temps de détection et d'isolement ainsi que l'imprécision des signaux de défaillances générer par ce dernier.

La plateforme présentée ici pourrait être améliorée du point de vue modèle d'appareil utilisé, en introduisant la dynamique due aux contraintes mécaniques qui pèsent sur la structure de l'aéronef, ainsi que les différentes non linéarités introduite par le déplacement du centre de gravité et la diminution du poids du carburant.

Par la suite, des études dans le domaine de la mécanique peuvent être menées pour la conception de matériaux composites qui optimisent la gestion de défaillance en situation critique, le modèle ainsi obtenue sera plus proche que jamais du modèle réel.

ANNEXE A

Références et notations aéronautiques utilisées

Repères utilisés	
Trièdre terrestre local	(G, XE, YE, ZE)
	GXE : direction du nord
	GYE : direction de l'est
	GZE : la verticale descendante.
Trièdre aérodynamique	(G, XW, YW, ZW)
	GXW : direction de la vitesse air,
	GZW : dans le plan vertical avion (vers le bas),
	GYW : complète le trièdre direct
Trièdre avion	(G, XB, YB, ZB)
	GXB : direction de l'axe du fuselage,
	GZB : dans de plan de symétrie de l'avion (vers le bas)
	GYB : dans le plan des ailes, complète le trièdre direct.

Paramètres atmosphériques		
a	$m.s^{-1}$	Vitesse du son
r	USI	Constante des gaz parfaits
ρ	$Kg.m^3$	Masse volumique de l'air
P_s	Pa	Pression statique
T_s	K	Température statique
Paramètre inertiels		
\vec{g}	$m.s^2$	Accélération de la pesanteur
m	Kg	Masse de l'avion
$I = \begin{pmatrix} A & 0 & -E \\ 0 & B & 0 \\ -E & 0 & C \end{pmatrix}$	$Kg.m^2$	Matrice d'inertie
(x, y, z)	m	Position de l'avion dans le référentiel terrestre
V	$m.s^{-1}$	Vitesse de l'avion dans le référentiel terrestre
\varnothing	rad	Assiette latérale (schéma 2)
θ	rad	Assiette longitudinale (schéma 1)
ψ	rad	Cap avion (schéma 3)
Aérodynamique de l'avion		
V_a	m/s	Vitesse air de l'avion
α	rad	Angle d'incidence (schémas 1 et 3)
β	rad	Angle de dérapage (schéma 3)

γ	rad	Pente aérodynamique (schéma 1)
S	m^2	Surface de référence de l'aile
b,c	m	Longueurs de référence des moments aérodynamiques
L	N	Portance (lift)
D	N	Traînée (drag)
T	N	Poussée (total thrust)
C_D, C_L et C_Y	—	Coefficients de traînée, dérapage et traînée
C_l, C_m et C_n	—	Coefficients de roulis, tangage et lacet
Q	$N.m^2$	Pression dynamique

ANNEXE B

Les différents composants d'un avion de ligne

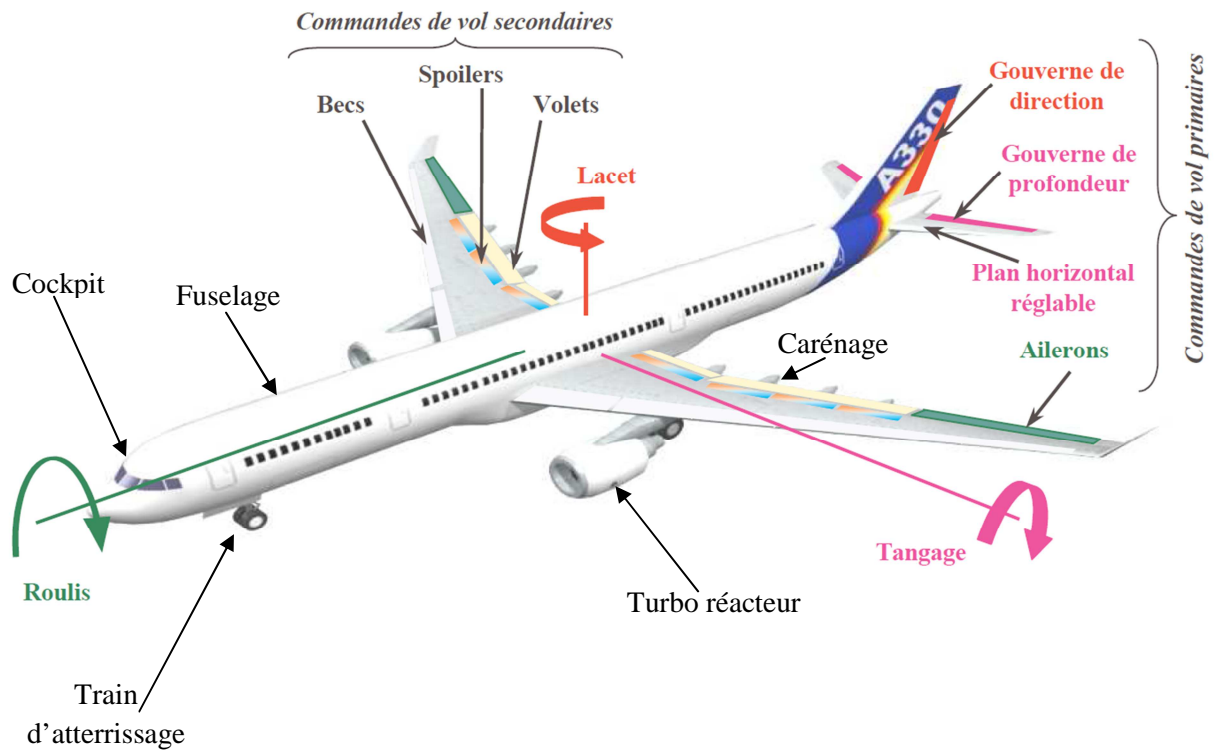


Figure 39 : différents composants d'un avion de transport

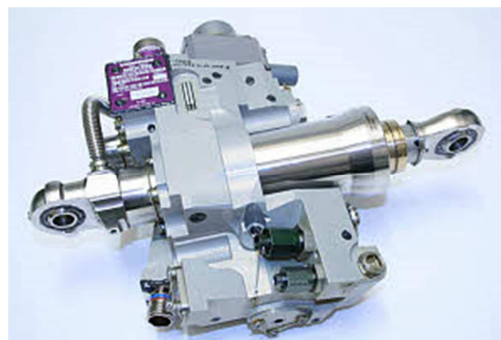


Figure 40 : vérin hydraulique de gouverne de profondeur

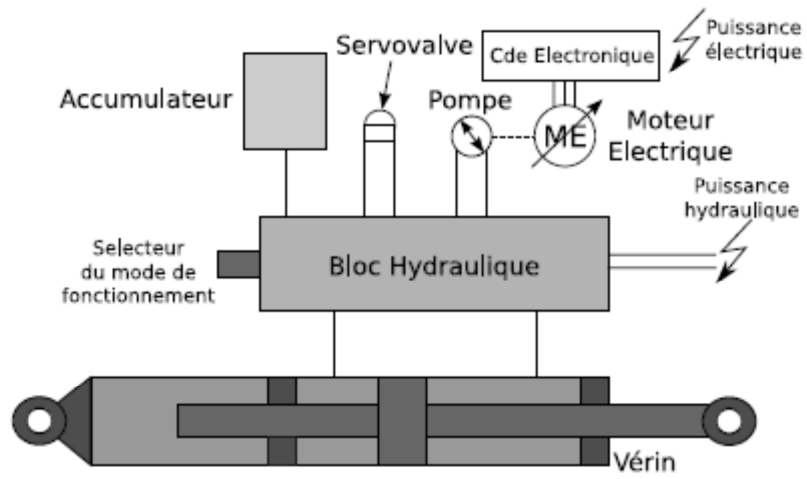


Figure 41 : schéma synoptique des vérins utilisés pour les gouvernes de profondeur

Bibliographie :

[Akhenak, 2004] A. Akhenak. Conception d'observateurs non linéaires par approche multi-modèle : application au diagnostic. *Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Lorraine*, 2004.

[Akhenak *et al.*, 2004] A. Akhenak, M. Chadli, J. Ragot, et D. Maquin. State estimation of uncertain multiple model with unknown inputs. *43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantic, Bahamas*, 2004.

[Blanke *et al.*, 2003] M. Blanke, M. Kinnaert, J. Lunze, et M. Staroswiecki. Diagnosis et fault-tolerant control. *Springer-Verlag*, 2003.

[Chadli *et al.*, 2008a] M. Chadli, A. Akhenak, Didier Maquin, et José Ragot. Fuzzy observer for fault detection and reconstruction of unknown input fuzzy models. *International Journal of Modelling, Identification and Control*, 3, 2008.

[Chen et Patton, 1999] J. Chen et R.J Patton. Robust model-based fault diagnosis for dynamics systems. *Academic Publishers*, 1999.

[CIESLAK, 2007] M.JEROME, CIESLAK, ANALYSE ET SYNTHÈSE D'UNE ARCHITECTURE COOPÉRATIVE POUR LA COMMANDE TOLÉRANTE AUX DÉFAUTS APPLICATION À UN SYSTÈME AÉRONAUTIQUE. Thèse de doctorat, école doctorale des sciences physiques et de L'Ingénieur, université de BORDEAUX 1, 2007.

[Edwards et Spurgeon, 2000] C. Edwards et S. K. Spurgeon. Sliding mode observers for fault detection and isolation. *Automatica*, 36, 2000.

[Fellouah, 2007], Fellouah rabah, contribution au diagnostic de pannes pour les systèmes différentiellement plats, thèse de doctorat, université de TOULOUS, 25,2007

[FlightGear], <http://www.flightgear.org/download/>.

[Frank, 1994] P. M. Frank. Enhancement of robustness in observer-based fault detection. *International Journal of Control*, 59 :955-981, 1994.

[Geanina, 2010] Geanina. ANDREI, Contribution à la commande tolérante aux pannes dans la conduite du vol, thèse de doctorat, université de TOULOUSE, 2010.

[Isermann, 1997] R. Isermann. Supervision, fault detection et fault diagnosis methods , an introduction. *Control Eng. Practice*, 5 :639-652, 1997.

[Liu et Peng, 2002] C. S. Liu et H. Peng. Inverse-dynamics based state and disturbance observers for linear time-invariant systems. *Journal of Dynamic System, Measurement, and Control*, 124 :732-737, 2002.

[Lyubchik et Kostenko, 1993] L. M. Lyubchik et Y. T. Kostenko. The output control of multivariable systems with unmeasurable arbitrary disturbances - the inverse model approach. *European Control Conference*, pages 1160-1165, 1993.

[mathworks], <http://www.mathworks.com/>.

[Moreno, 2001] J. Moreno. Quasi-unknown input observers for linear systems. *Conference on Decision and Control*, pages 732-737, 2001.

[Pieter J. Mosterman et Jason Ghidella,2004]. Model Reuse for the Training of Fault Scenarios in Aerospace. The MathWorks, Inc., 3 Apple Hill Drive, Natick, MA, 01760, USA

[Ragot et Maquin, 2000] J. Ragot et D. Maquin. Diagnostic des systèmes linéaires. *Hermès Science Publication*, 2000.

[Staroswiecki, 2003] Staroswiecki M., 2003, Fault Tolerant Control. *Aalborg seminar, décembre 2003*

[Zhou, 2009] Qing-Li Zhou, Reconfigurable Control Allocation Design with Applications to Unmanned Aerial Vehicle and Aircraft, thesis, Concordia University, Montreal, Quebec, Canada, August 2009

Résumé :

Ce travail présente une étude comparative des différentes méthodes de détections et de commandes tolérantes aux fautes, qui sont utilisées dans le domaine de l'aéronautique.

Au premier chapitre, on trouve une présentation non exhaustive des différentes techniques de détections et d'isolations. Le second chapitre est consacré aux méthodes de commandes qui tolèrent les défauts.

Au troisième chapitre, une modélisation d'un avion de ligne type Boeing 747 est illustrée, accompagnée de quelques notions de mécanique de vol.

Le dernier chapitre a été développé dans le but de montrer l'intérêt de la réaffectation d'actionneurs afin de pallier aux défauts de position sur les gouvernes de profondeur ainsi que leur impact sur la dynamique générale de l'appareil. Une plateforme a été développée spécialement à cet effet.

Mots clés : commande tolérante aux fautes, détection, isolation, dynamique de vol, conduite défaillante en vol, réaffectation d'actionneurs, FlightGear, flight tolerant control.