

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	27
CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE	31
1.1 Présentation de l'avion L1011-500	31
1.2 Stabilité de l'avion	33
1.2.1 Stabilité statique	34
1.2.2 Stabilité dynamique	35
1.3 La détermination des équations de mouvement de l'avion rigide par les lois de Newton	36
1.4 L'orientation et la position de l'avion	44
1.5 Les forces gravitationnelles et les forces de propulsion	47
1.6 La théorie des petites perturbations	48
CHAPITRE 2 PRÉSENTATION DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION L1011-500 ET CONSTRUCTION DU MODÈLE GLOBAL DE L'AVION	55
2.1 Introduction	55
2.2 Présentation du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500	55
2.3 Construction du modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011-500	58
2.3.1 Le bloc définissant l'atmosphère	59
2.3.2 Le bloc définissant la gravité	60
2.3.3 Le bloc de la poussée	62
2.3.4 Le bloc Simulink 6DoF	63
2.3.5 Le bloc définissant l'inertie	65
2.3.6 Le bloc de visualisation du comportement physique réel de l'avion	72
2.4 Mise en place du modèle global de l'avion L1011-500	73
2.5 Conclusion	75
CHAPITRE 3 OBTENTION DES ENTRÉES DU MODÈLE GLOBAL DE L'AVION L1011-500	77
3.1 Introduction	77
3.2 Analyse des données de la poussée fournis par le commanditaire Esterline-CMC Electronics	77
3.3 Modélisation sous Matlab/Simulink de la poussée de l'avion	78
3.4 Analyse des différents essais en vol	81
3.4.1 Les données des essais en vol	82
3.4.2 Présentation et description des différents tests de vol	87
3.5 Conclusion	90

CHAPITRE 4	SIMULATION DU MODÈLE DE DYNAMIQUE DE VOL DE L'AVION L1011-500 SOUS MATLAB/SIMULINK ET ÉTUDE DE SA STABILITÉ.....	91
4.1	Introduction.....	91
4.2	Simulation directe du modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011-500 sous Matlab/Simulink	91
4.3	Interprétation des résultats	93
4.4	Méthode utilisée pour la stabilisation du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500.....	94
4.4.1	Présentation de la méthode	94
4.4.2	Validation de l'étude à partir des travaux faits par CMC Electronics-Esterline sur leur propre modèle aérodynamique (celui fait par Bombardier Aerospace et modifié par CMC).....	96
4.5	Validation de notre étude à partir des données d'un avion réel L1011-500	103
4.5.1	Application de la méthode de compensation conçue et comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global et les valeurs des tests de vol d'un avion réel L1011-500.....	103
4.5.2	Application de la nouvelle méthode de compensation conçue (après l'introduction des coefficients dCL, dCM et dCD) et comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global et les données des essais en vol réel de l'avion L1011-500	111
4.5.3	Simulation du nouveau modèle aérodynamique global construit (avec l'introduction du tableau d'interpolation) et comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global et les données des essais en vol d'un avion réel L1011-500	120
4.5.4	Interprétations des résultats trouvés	135
4.5.5	Conclusion	136
CONCLUSION	137
ANNEXE I	LE MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE BASE DE L'AVION L1011-500	139
ANNEXE II	LE ENTRÉES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE BASE DE L'AVION L1011-500	141
ANNEXE III	LE SORTIES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE BASE DE L'AVION L1011-500	145
ANNEXE IV	LES ENTRÉES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE ET LEUR DESCRIPTION	149
ANNEXE V	LES SORTIES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE	151

ANNEXE VI	LES DIFFÉRENTES ÉQUATIONS PERMETTANT D'OBTENIR LES FORCES ET MOMENTS DU MOTEUR À PARTIR DE LA POUSSÉE ET DE LA POSITION DU CENTRE DE GRAVITÉ	153
ANNEXE VII	LES MOMENTS D'INERTIE DE L'AVION EN FONCTION DE LA MASSE ET DE LA POSITION DU CENTRE DE GRAVITÉ DE L'AVION	155
ANNEXE VIII	LE MODÈLE GLOBAL DE L'AVION L1011-500	157
ANNEXE IX	LE TEST DE VOL F07-22-04-10.....	159
ANNEXE X	LE TEST DE VOL F12-01-06-10.....	161
ANNEXE XI	LE TEST DE VOL F14-10-06-10.....	163
ANNEXE XII	LE TEST DE VOL F19-17-08-10.....	165
ANNEXE XIII	LE TEST DE VOL F24-21-09-10.....	167
ANNEXE XIV	LE TEST DE VOL F25-24-09-10.....	169
ANNEXE XV	LE TEST DE VOL F27-03-11-10.....	171
ANNEXE XVI	LE TEST DE VOL F28-04-11-10.....	173
ANNEXE XVII	LES PARAMÈTRES INITIAUX DE LA CONFIGURATION DE VOL CHOISIE.....	175
ANNEXE XVIII	LE MODÈLE AÉRODYNAMIQUE GLOBAL APRÈS INTRODUCTION DU TABLEAU D'INTERPOLATION	177
	LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	180

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1 Les différentes positions des volets de bord de fuite et les vitesses maximales.....	33
Tableau 3.1 Les données nécessaires dans l'étude de la stabilité de l'avion	833
Tableau 4.1 Configurations des vols correspondants aux 6 tests de vol.....	977
Tableau 4.2 Comparaison entre les sorties de la fonction de compensation appliquée à notre modèle et le même type des sorties trouvés par CMC pour les 6 tests de vol.....	98
Tableau 4.3 Les différentes configurations de poids et des centres de gravité de l'avion et les 8 tests correspondants	1044
Tableau 4.4 Tolérances de validation du comportement longitudinal d'un simulateur de vol d'après le document AC 120-40B de la FAA	1066
Tableau 4.5 Les paramètres du tableau d'interpolation et leurs vecteurs correspondants.....	1166

LISTE DES FIGURES

	Page	
Figure 1.1	Vue générale de l'avion L1011-500.....	32
Figure 1.2	Les différentes forces et surfaces de contrôle gérant le mouvement de l'avion en vol horizontal	34
Figure 1.3	Exemples de quelques mouvements de stabilité possibles.....	35
Figure 1.4	Le système inertiel $X_T Y_T Z_T$ et le système d'axes lié à l'avion $X_a Y_a Z_a$	37
Figure 1.5	Un élément de masse de l'avion	39
Figure 1.6	Système des axes $X_T Y_T Z_T \rightarrow X_1 Y_1 Z_1$	44
Figure 1.7	Système des axes $X_1 Y_1 Z_1 \rightarrow X_2 Y_2 Z_2$	45
Figure 1.8	Système des axes $X_2 Y_2 Z_2 \rightarrow X_a Y_a Z_a$	45
Figure 2.1	Exemple d'un bloc pour le calcul du coefficient de trainée de base C_D	57
Figure 2.2	Schéma simplifié du modèle aérodynamique de base.....	58
Figure 2.3	Le bloc de l'atmosphère	5959
Figure 2.4	Le bloc de la gravité	611
Figure 2.5	Schéma Simulink des équations qui lient les entrées et les sorties du bloc de la gravité.....	611
Figure 2.6	Le bloc de la poussée	622
Figure 2.7	Le bloc 6DoF.....	634
Figure 2.8	Le bloc de la masse et de l'inertie	667
Figure 2.9	Le bloc Simulink permettant d'obtenir les moments d'inertie I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} et I_{zx} à partir de la masse de l'avion	678
Figure 2.10	Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{xx} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses	69

Figure 2.11	Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{yy} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses	68
Figure 2.12	Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{zz} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses	690
Figure 2.13	Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{xz} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses	690
Figure 2.14	Mise en place de la boite de détermination des moments d'inertie	712
Figure 2.15	Le bloc 6DoF d'animation	723
Figure 2.16	Exemple de visualisation du comportement physique de l'avion L1011-500	734
Figure 2.17	Schéma simplifié du modèle global de l'avion L1011-500	745
Figure 3.1	Interpolation du rapport poussée/delta en fonction d'EPR et du nombre de Mach pour le moteur à droite et le moteur à gauche	78
Figure 3.2	Interpolation du coefficient de correction du rapport poussée/delta en fonction d'EPR et du nombre de Mach pour le moteur central	79
Figure 3.3	Modélisation du bloc Simulink permettant la détermination des poussées des différents moteurs en fonction de la pression ambiante, le nombre de Mach et l'EPR	80
Figure 3.4	Traitements des données des tests de vol à partir des systèmes AIMS et DAS	85
Figure 3.5	Interface d'analyse des différents tests de vol	86
Figure 4.1	Comportement de l'avion avec l'angle des volets de bord de fuite égal à 0	91
Figure 4.2	Comportement de l'avion avec un angle de volets de bord de fuite différent de 0	92
Figure 4.3	Schéma de la fonction de compensation qui permet de déterminer les sorties nécessaires pour assurer la stabilité de l'avion à son point de départ	95
Figure 4.4	Comparaison entre les réponses du modèle aérodynamique construit et les réponses fournies par CMC pour un échelon d'angle des déporteurs	100

Figure 4.5	Comparaison entre les réponses du modèle aérodynamique et les réponses fournies par CMC pour un échelon de la poussée.....	101
Figure 4.6	Comparaison entre les réponses du modèle aérodynamique et les réponses de CMC pour un échelon du stabilisateur	102
Figure 4.7	Comparaison entre les paramètres de sortie de notre modèle aérodynamique et l'évolution des valeurs réelles de ces mêmes paramètres dans les essais en vol fournis par CMC	107
Figure 4.8	La nouvelle fonction de compensation permettant le calcul des coefficients de correction dCL, dCM et dCD	110
Figure 4.9	Introduction des coefficients de Correction calculés dans le modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500	110
Figure 4.10	Comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global (après l'introduction des coefficients dCL, dCD et dCM) et l'évolution de ce même type des sorties dans la portion de l'essai en vol réel correspondant à la configuration poids léger et centre de gravité en arrière	113
Figure 4.11	Modélisation du tableau d'interpolation dans le modèle aérodynamique global.....	115
Figure 4.12	Le tableau d'interpolation complet et le calcul des différents triplets (dCL, dCD, dCM) correspondants aux différentes configurations de vol	118
Figure 4.13	Introduction du tableau d'interpolation dans le modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500	119
Figure 4.14	Résultats de la simulation de la portion du test F12-01-06-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg	122
Figure 4.15	Résultats de la simulation de la portion du test F19-17-08-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg.....	123
Figure 4.16	Résultats de la simulation de la portion du test F27-03-11-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg	124
Figure 4.17	Résultats de la simulation de la portion du test F27-03-11-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg.....	125
Figure 4.18	Résultats de la simulation de la portion du test F07-22-04-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg	126
Figure 4.19	Résultats de la simulation de la portion du test F07-22-04-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg.....	127

Figure 4.20	Résultats de la simulation de la portion du test F25-24-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg	128
Figure 4.21	Résultats de la simulation de la portion du test F25-24-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg	129
Figure 4.22	Résultats de la simulation de la portion du test de vol F14-10-06-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg	130
Figure 4.23	Résultats de la simulation de la portion du test de vol F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg	131
Figure 4.24	Résultats de la simulation de la portion du test F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg	132
Figure 4.25	Résultats de la simulation de la portion du test F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg	133
Figure 4.26	Résultats de la simulation de la portion du test F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg	134

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

AIAC	Association des Industries Aérospatiales du CANADA
AIMS	« Airplane Information Management System »
CMC	« Canadian Marcony Company »
CNRC	Centre National de Recherche du CANADA
COESA	« Committee on Extension to the Standard Atmosphere »
DAS	« Data Acquisition System »
DLC	« Direct Lift Control »
EPR	« Engine Pressure Ratio »
EPR1	« Engine Pressure Ratio 1 »
EPR2	« Engine Pressure Ratio 2 »
EPR3	« Engine Pressure Ratio 3 »
FAA	« Federal Aviation Administration »
FMS	« Flight Management System »
GARDN	Groupement Aéronautique de Recherche et Développement en Environnement
IAS	« Indicated Air Speed »
LARCASE	Laboratoire de recherche en commande active, avionique et en aeroservolelasticité
MAC	« Mean Aerodynamic Chord »
PIO	« Pilot Induced Output »
PME	Petites et Moyennes Entreprises
TAS	« True Air Speed »
TMC	« Thrust Management Computer »

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

a_0	Vitesse du son au niveau de la mer aux conditions standard de pression et de température
A	Amplitude du mouvement
A_a	Vecteur arbitraire
a	Système d'axes fixés à l'avion
β	Angle de dérapage Beta
C	Cosinus
C_L	Coefficient de portance
C_M	Coefficient de moment de tangage
C_D	Coefficient de trainée
C_g	Centre de gravité de l'avion
dCD	Coefficient d'incrémentation de la force totale selon l'axe des x
dCY	Coefficient d'incrémentation de la force totale selon l'axe des y
dCL	Coefficient d'incrémentation de la force totale selon l'axe des z
dCR	Coefficient d'incrémentation du moment total de l'avion selon l'axe des x
dCM	Coefficient d'incrémentation du moment total de l'avion selon l'axe des y
dCN	Coefficient d'incrémentation du moment total de l'avion selon l'axe des z
dr / dt	Vitesse d'un élément par rapport au centre de masse
éq	Équation
éqs	Équations
F	La force résultante
F_a	La force de l'avion dans le référentiel avion selon le bloc 6DoF
F_g	Force de la gravité
F_{tot}	La force totale de l'avion
F_x	La projection de la force résultante selon l'axe des x
F_y	La projection de la force résultante selon l'axe des y
F_z	La projection de la force résultante selon l'axe des z
F_{xg}	La composante de la force gravitationnelle selon l'axe X_a
F_{yg}	La composante de la force gravitationnelle selon l'axe Y_a
F_{zg}	La composante de la force gravitationnelle selon l'axe Z_a
F_{xp}	La force de propulsion de l'avion selon l'axe des x
F_{yp}	La force de propulsion de l'avion selon l'axe des y
F_{zp}	La force de propulsion de l'avion selon l'axe des z
GW	Masse de l'avion
g	Constante gravitationnelle

g_0	Accélération gravitationnelle sur la Terre
h	Altitude de l'avion
H	Le moment d'impulsion total
H_x	La composante du moment d'impulsion H selon l'axe des x
H_y	La composante du moment d'impulsion H selon l'axe des y
H_z	La composante du moment d'impulsion H selon l'axe des z
\dot{H}_x	La dérivée de H_x par rapport au temps
\dot{H}_y	La dérivée de H_y par rapport au temps
\dot{H}_z	La dérivée de H_z par rapport au temps
i	Vecteur unitaire selon l'axe des x
I	Moment d'inertie
I_x	La composante du moment d'inertie selon l'axe des x
I_y	La composante du moment d'inertie selon l'axe des y
I_z	La composante du moment d'inertie selon l'axe des z
I_{xy}	La composante du moment d'inertie selon les axes x et y
I_{yz}	La composante du moment d'inertie selon les axes y et z
I_{xz}	La composante du moment d'inertie selon les axes x et z
j	Vecteur unitaire selon l'axe des y
k	Vecteur unitaire selon l'axe des z
L	La composante du moment total de l'avion selon l'axe des x
L_p	Moment de propulsion selon l'axe des x
L_T	Moment de la poussée selon l'axe des x
L_{Tp}	Le taux de variation de la température
m	Masse
M	La composante du moment total de l'avion selon l'axe des y
M_a	Le nombre de Mach
M_p	Moment de propulsion selon l'axe des y
M_t	Moment total
M_{xyz}	Moment de l'avion dans le référentiel avion selon le bloc 6DoF
M_T	Moment de la poussée selon l'axe des y
N	La composante du moment total de l'avion selon l'axe des z
N_p	Moment de propulsion selon l'axe des z
N_T	Moment de la poussée selon l'axe des z
P_{amb}	La pression ambiante
P_s	La pression atmosphérique à une altitude donnée

P_0	La pression atmosphérique au niveau de la mer
P	La vitesse angulaire de l'avion selon l'axe des x
\dot{P}	La dérivée de P par rapport au temps
q	La vitesse angulaire de l'avion selon l'axe des y
\dot{q}	La dérivée de q par rapport au temps
q_{dyn}	La pression dynamique
r	La vitesse angulaire de l'avion selon l'axe des z
r_s	Élément de masse de l'avion
R_a	La constante des gaz
\dot{r}	La dérivée de r par rapport au temps
S	Sinus
Sec	L'inverse du cosinus
$Stab$	L'angle de déflexion du stabilisateur
t	Temps
T	Système d'axes fixé à la terre
T_0	Température de l'air au niveau de la mer
θ	L'angle d'inclinaison longitudinale Theta
U	La composante de la vitesse v selon l'axe des x
U_e	Vecteur des manœuvres de l'équation de la représentation d'état
v	Vitesse
V_a	Vitesse de l'avion dans le référentiel avion selon le bloc 6DoF
V_c	La vitesse du centre de masse de l'avion
V	La composante de la vitesse v selon l'axe des y
W	La composante de la vitesse v selon l'axe des z
X_T	La force du moteur selon l'axe des x
Y_T	La force du moteur selon l'axe des y
Z_{cg}	Position du centre de gravité selon l'axe des z
Z_T	La force du moteur selon l'axe des z
X_{cg}	Position du centre de gravité de l'avion selon l'axe des x
$X_a Y_a Z_a$	Système d'axes fixés liés à l'avion
X_e	Vecteur d'état de l'équation de la représentation d'état
$X_T Y_T Z_T$	Système d'axes fixés liés à la terre
X_0	Valeur à l'équilibre
Δ_x	La perturbation ajoutée à la valeur à l'équilibre
γ	La pente de l'avion
ϕ	Angle de roulis
θ	Angle de tangage
ψ	Angle de cap

δH	Élément du moment d'impulsion
δM	Moment élémentaire du moment total de l'avion
ω	Vitesse angulaire
$3D$	Trois dimensions
δm	Élément de masse de l'avion
δF	La force résultante agissant sur δm
$\dot{\varphi}$	La dérivée de Φ par rapport au temps
$\dot{\theta}$	La dérivée de θ par rapport au temps
$\dot{\psi}$	La dérivée de ψ par rapport au temps
X_{ap}	La composante des forces aérodynamiques et propulsives selon l'axe des x
Y_{ap}	La composante des forces aérodynamiques et propulsives selon l'axe des y
Z_{ap}	La composante des forces aérodynamiques et propulsives selon l'axe des z
α	L'angle d'incidence α
$\dot{\alpha}$	La dérivée de l'angle d'incidence par rapport au temps
ρ_0	La masse volumique de l'air au niveau de la mer
δ	Variation de l'angle d'une manœuvre de contrôle
δ_a	Variation de l'angle des ailerons
δ_r	Variation de l'angle de la gouverne de direction
δ_e	Variation de l'angle de la gouverne de profondeur
δ_t	Variation de l'angle de la location du moteur
X_u	La dérivée aérodynamique selon u divisée par la masse m
X_v	La dérivée aérodynamique selon v divisée par la masse m
X_w	La dérivée aérodynamique selon w divisée par la masse m
ft	Un pied
<i>Slug</i>	Unité de masse (=14.59kg)
<i>lb</i>	Une livre
<i>in</i>	Un pouce
<i>Deg</i>	Degré
<i>Knots 1</i>	Mille marin par heure (nœuds)
<i>s</i>	Seconde
<i>Kg</i>	Kilogramme

INTRODUCTION

Le sujet de recherche est réalisé dans un de 2 sous projets, regroupés en un projet global, dont la réalisation a été confiée au professeure Ruxandra Botez, la directrice du laboratoire LARCASE de recherche en commande active, avionique et en aéroservoelasticité, par l'entreprise CMC Electronics-Esterline. Le sous-projet s'inscrit lui-même dans une initiative de l'Association des Industries Aérospatiales du CANADA (AIAC) de regrouper des projets de recherche ayant pour but la protection de l'environnement dans le domaine de l'aéronautique. Le financement du projet global est réalisé par l'intermédiaire du Groupement Aéronautique de Recherche et Développement en eNvironnement (GARDN), qui mobilise onze universités canadiennes, trois industriels canadiens majeurs (CMC Electronics, Bombardier et Pratt & Whitney), quatre Petites et Moyennes Entreprises PME (Messier Dowty, Aerocoustics, Integran et Standard Aero) et le Centre National de Recherche du Canada (CNRC). Le projet global fait partie de 9 projets qui ont été financés par le GARDN dans la première ronde. Pour plus des détails sur ces projets, nous pouvons consulter le site web : www.gardn.org [1].

Le projet « Amélioration de l'implémentation des volets dans le modèle de dynamique de vol de l'avion L1011-500 » a pour but l'optimisation et la validation d'un modèle aérodynamique qui décrit la dynamique de vol de l'avion Lockheed L1011-500 en utilisant des volets. L'objectif de ce projet est d'analyser le comportement et la stabilité de l'avion pour toutes les positions des volets hypersustentateurs.

Le fait de garantir la stabilité de ce modèle aérodynamique de l'avion dans toute son enveloppe de vol permet au système de gestion de vol FMS, construit par l'entreprise CMC, de bien guider l'avion au cours des tests d'optimisation de la trajectoire de l'avion L1011-500. En fait, comme les systèmes de gestion de vol FMS actuels utilisés dans l'aviation doivent être capables de guider l'avion dans toutes les phases de vol, y compris l'approche et la descente, le modèle de dynamique de vol de l'avion utilisé pour les tests à basses vitesses doit être cohérent lors de l'utilisation des volets hypersustentateurs.

L'objectif général de ce projet de recherche réside dans le fait que le modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011-500 soit conçu de façon à ce que la dynamique de l'avion satisfasse aux critères de stabilité. En outre, nous allons évaluer et valider le modèle aérodynamique de l'avion Lockheed L1011-500 pour différentes configurations de masses, de vitesses et d'angles de volets...etc, tout en assurant sa stabilité pour différents cas de vol durant les phases d'approche et de descente, pour chacun des points de l'enveloppe de vol dans la phase de descente.,

Dans le chapitre 1, nous allons introduire le sujet général de la stabilité des avions ainsi que les définitions des différents paramètres et des équations de mouvement qui contrôlent ce phénomène.

Dans le chapitre 2, nous procéderons à la présentation du modèle aérodynamique de base de l'avion L1011-500 et de la conception, à partir de ce dernier, d'un modèle de dynamique de vol global, qui permet la visualisation du comportement physique de l'avion, et donc l'étude de sa stabilité. Ce chapitre sera conclu par l'ajout de nouveaux blocs Simulink de modélisation, comme le bloc de l'atmosphère et le bloc de gravité, ainsi que par la finalisation du modèle de dynamique de vol complet de l'avion L1011-500 sous Simulink. Les nouveaux blocs Simulink sont conçus pour assurer la stabilité et les caractéristiques de vol désirées de l'avion.

Dans le chapitre 3, dans le but de simuler le modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011-500, nous procéderons à l'obtention et l'analyse des entrées sur lesquelles se base ce modèle. Cette tâche sera assurée par l'analyse des différentes données du modèle global de dynamique de vol de l'avion L1011-500 (essais en vol, données du rapport de pression moteur,...etc.), fournies par le commanditaire du projet afin d'obtenir les données de la poussée, des commandes de vol, des positions du centre de gravité et des valeurs des masses de l'avion. Ces dernières forment les entrées que l'on doit utiliser dans le modèle global de l'avion L1011-500, d'où la nécessité de leur détermination.

Dans le chapitre 4, nous allons simuler le modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011-500 sous Matlab/Simulink et analyser sa stabilité. Ce chapitre sera conclu par une analyse des limites de cette étude, permettant ainsi d'identifier les futurs travaux dans ce projet.

La réalisation du projet consiste dans l'amélioration du modèle aérodynamique fourni par le client et la conception du modèle global de dynamique de vol. Une fois le modèle de dynamique de vol global de l'avion conçu, il devient possible de gérer la dynamique de l'avion afin d'obtenir les performances désirées, selon les critères de stabilité établis par l'industrie aéronautique, plus précisément par la FAA (Federal Aviation Administration).

CHAPITRE 1

REVUE DE LITTÉRATURE

1.1 Présentation de l'avion L1011-500

Au cours des années 1960, la compagnie américaine Lockheed a lancé un grand projet pour la construction d'un avion long-courrier qui pourrait accepter jusqu'à 400 passagers et conçu pour avoir une grande rentabilité économique. Ainsi, cet avion, appelé L1011 Tristar, est considéré comme l'un des avions les plus performants de son temps, grâce à ses systèmes de contrôle actifs de vol.

Le désir d'améliorer les performances opérationnelles de cet avion et le niveau de sécurité au cours du vol, a conduit à l'ajout de trois technologies de pointe dans le système de commande de vol [2] :

- 1) Contrôle complet de la puissance.
- 2) Un stabilisateur pilotable pour éliminer les pertes de compensation au cours du décollage.
- 3) Un contrôle direct de la portance (en anglais : *Direct Lift Control*, DLC) pour fournir une réponse verticale rapide afin de maintenir la trajectoire exigée au cours de la phase d'approche.

Dans ce qui suit, nous présentons les vues en trois dimensions de l'avion L1011-500 ainsi que ses dimensions principales:

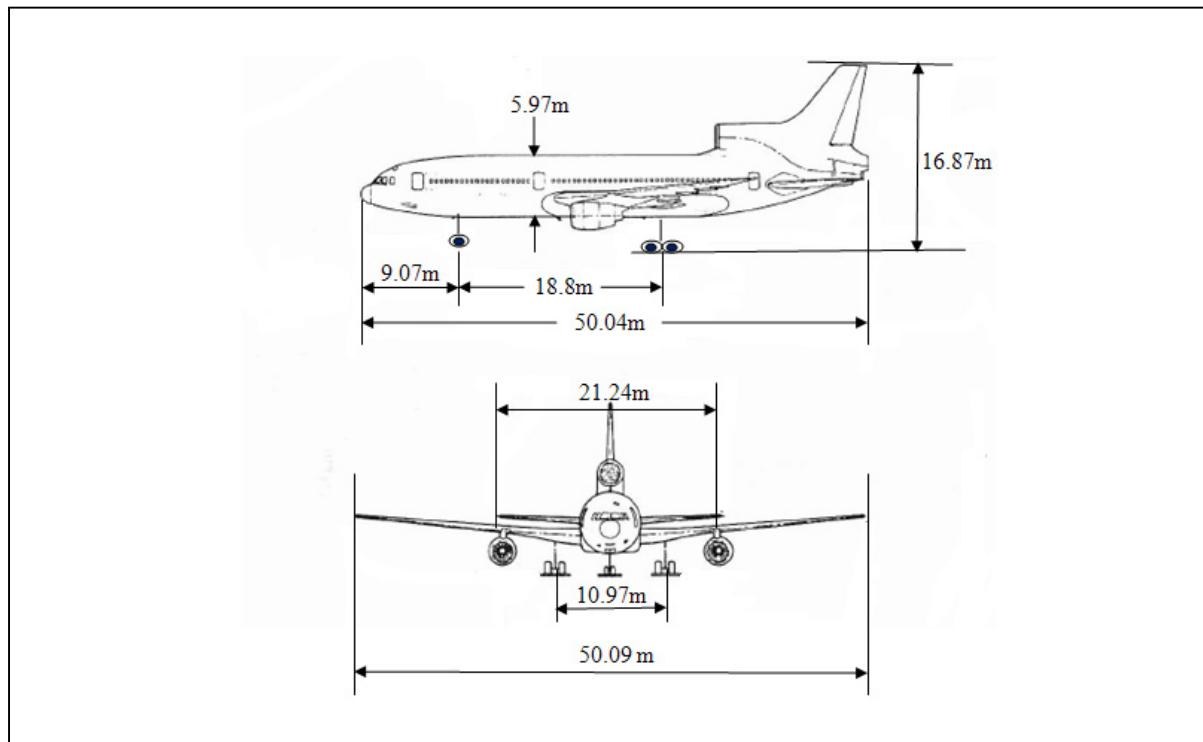


Figure 1.1 Vue générale de l'avion L1011-500
Tirée de Jim (2001, p.8)

Pendant la phase d'approche de l'avion, il existe 6 positions (angles) possibles de volets de bord de fuite (4deg, 10deg, 14deg, 18deg, 22deg, 33deg). À cause du manque de données pour le système de contrôle de la portance (*Direct Lift Control*), nous n'avons pas considéré dans nos calculs l'angle des volets de 33 deg. Pour chacun des angles de volets de bord de fuite, l'avion à une vitesse maximale critique qu'il ne peut pas dépasser.

Les valeurs maximales des vitesses pour chaque angle de volets de bord de fuite sont indiquées dans le tableau suivant [3] :

Tableau 1.1
Les différentes positions des volets de bord de fuite et les vitesses maximales

Position des volets de bord de fuite (deg)	Vitesse maximale (knots)
4	250
10	230
14	225
18	220
22	215
33	210

1.2 Stabilité de l'avion

Dans le langage aéronautique, le mot *stabilité* signifie la tendance de l'avion à revenir à sa position d'équilibre après avoir été perturbé. La perturbation provient des actions de commande de la part du pilote ou des phénomènes atmosphériques. Une perturbation autour d'un état d'équilibre agit sur le comportement de l'avion. Ce comportement est une propriété extrêmement importante des avions. En effet, pour que l'avion soit efficace lors de la réalisation des tests d'optimisation des trajectoires de vol, il faut qu'il soit en équilibre (*trim*) pendant toute la durée de vol et que les perturbations soient les plus faibles possible.

Dans la figure 1.2, nous montrons les forces et les surfaces de contrôle d'un avion en vol horizontal.

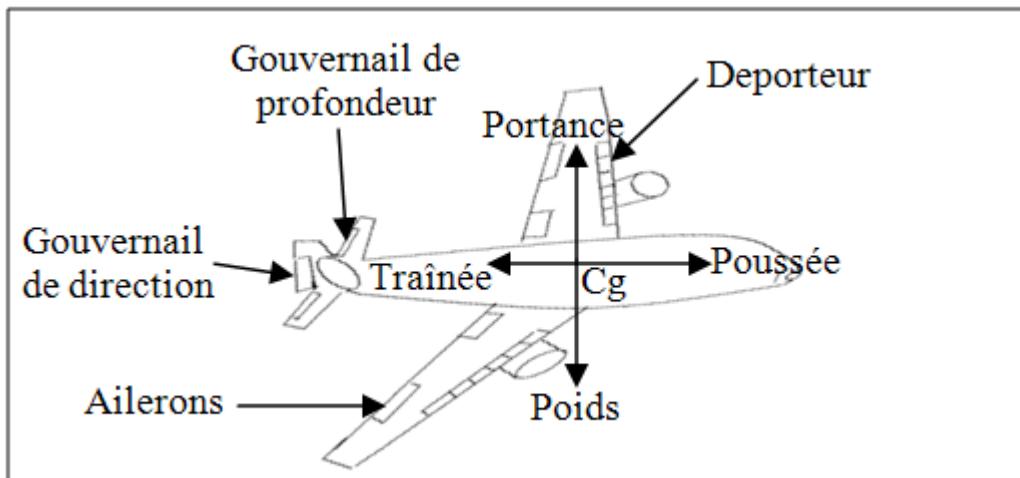


Figure 1.2 Les différentes forces et surfaces de contrôle gérant le mouvement de l'avion en vol horizontal

Pour étudier et analyser la stabilité de l'avion, nous avons besoin de connaître toutes les lois de la physique, les forces, les moments et les lois de contrôle qui régissent le mouvement de l'avion en tout le temps, en créant un modèle mathématique permettant de valider les différentes analyses de la stabilité.

La stabilité reflète un état d'équilibre parfait. Ce dernier caractérise un vol uniforme stationnaire, où la force résultante et le moment résultant au centre de gravité C_g sont égaux à zéro. De plus, si la somme des forces et les moments n'est pas nulle, l'avion aura des accélérations en translation et en rotation, qui vont créer une instabilité dans le vol de l'avion. La stabilité de l'avion se divise en deux domaines : la *stabilité statique* et la *stabilité dynamique* [4].

1.2.1 Stabilité statique

La stabilité statique est la tendance initiale d'un avion à revenir à sa position d'équilibre après avoir été perturbé. En fait, s'il existe un point d'équilibre stable, l'avion devrait développer une force et / ou un moment qui vont le ramener dans sa position initiale d'équilibre.

1.2.2 Stabilité dynamique

La variation du mouvement de l'avion avec le temps, s'analyse en fonction de la variation de l'amplitude de mouvement A avec le temps t . Quelques mouvements possibles de l'avion sont présentés dans la figure 1.3. Ces mouvements ont lieu suite à une perturbation de la position d'équilibre [5]. En considérant A comme l'amplitude de mouvement et t le temps, on obtient les figures suivantes :

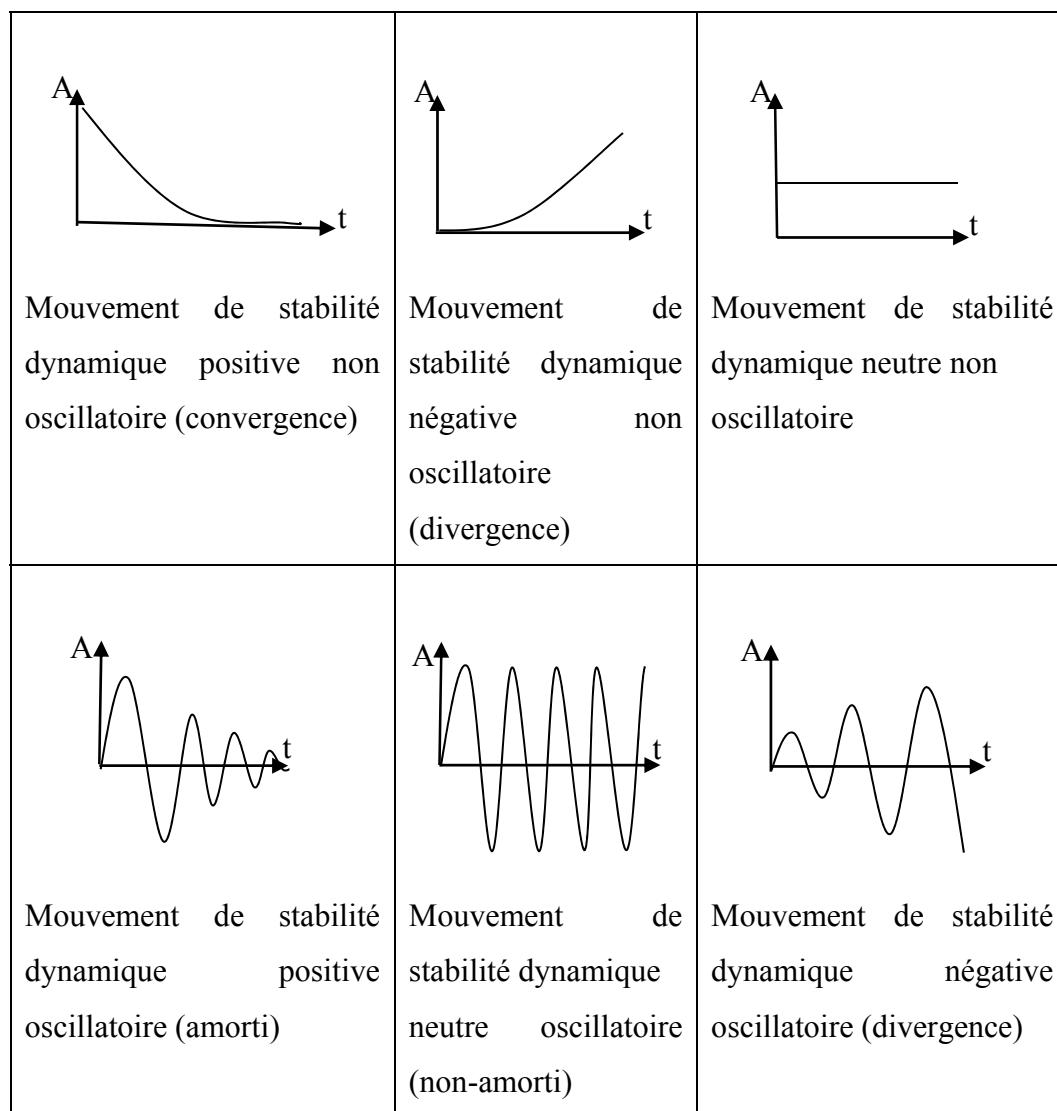


Figure 1.3 Exemples de quelques mouvements de stabilité possibles

La réduction de la perturbation avec le temps indique qu'il existe une résistance au mouvement entraînant la dissipation de l'énergie. Cette dissipation de l'énergie s'appelle amortissement positif. Si l'énergie est ajoutée au système, alors on a un amortissement négatif. L'amortissement positif pour un avion est fourni par des forces et des moments qui sont générées par le mouvement de l'avion. Dans le cas de l'amortissement positif, ces forces et moments s'opposent au mouvement de l'avion et causent l'amortissement de la perturbation avec le temps. Un avion avec amortissement négatif aérodynamique est dynamiquement instable. La stabilité dynamique est spécifiée habituellement par le temps pendant lequel la perturbation est amortie à la moitié de l'amplitude initiale.

Dans ce qui précède, on a parlé des facteurs affectant la stabilité de l'avion tout en gardant les surfaces de contrôle fixes. Le fait de rendre mobiles ces surfaces de contrôle ajoute plus de complexité sur l'évolution de la stabilité de l'avion au cours du temps. Par exemple, un avion dynamiquement stable aux perturbations externes avec les surfaces de contrôle fixes peut devenir instable par des actions de commande de la part du pilote. Ce type de réponse de l'avion de la part du pilote est appelée *oscillation induite du pilote (PIO)*. Il y a beaucoup des facteurs qui contribuent à la tendance *PIO* de l'avion. On cite par exemple, l'amortissement aérodynamique insuffisant de l'avion, l'amortissement insuffisant du système de commande et le temps de réaction trop lent (ou inadéquat) du pilote. Ainsi, il est important de comprendre les caractéristiques dynamiques de l'avion et l'opinion du pilote, par rapport au mouvement de l'avion.

1.3 La détermination des équations de mouvement de l'avion rigide par les lois de Newton

Avant de développer les équations de mouvement, il est important de définir le type de système d'axes.

La figure 1.4 montre le système d'axes de l'avion $X_aY_aZ_a$ et le système inertiel d'axes fixé à la Terre $X_TY_TZ_T$.

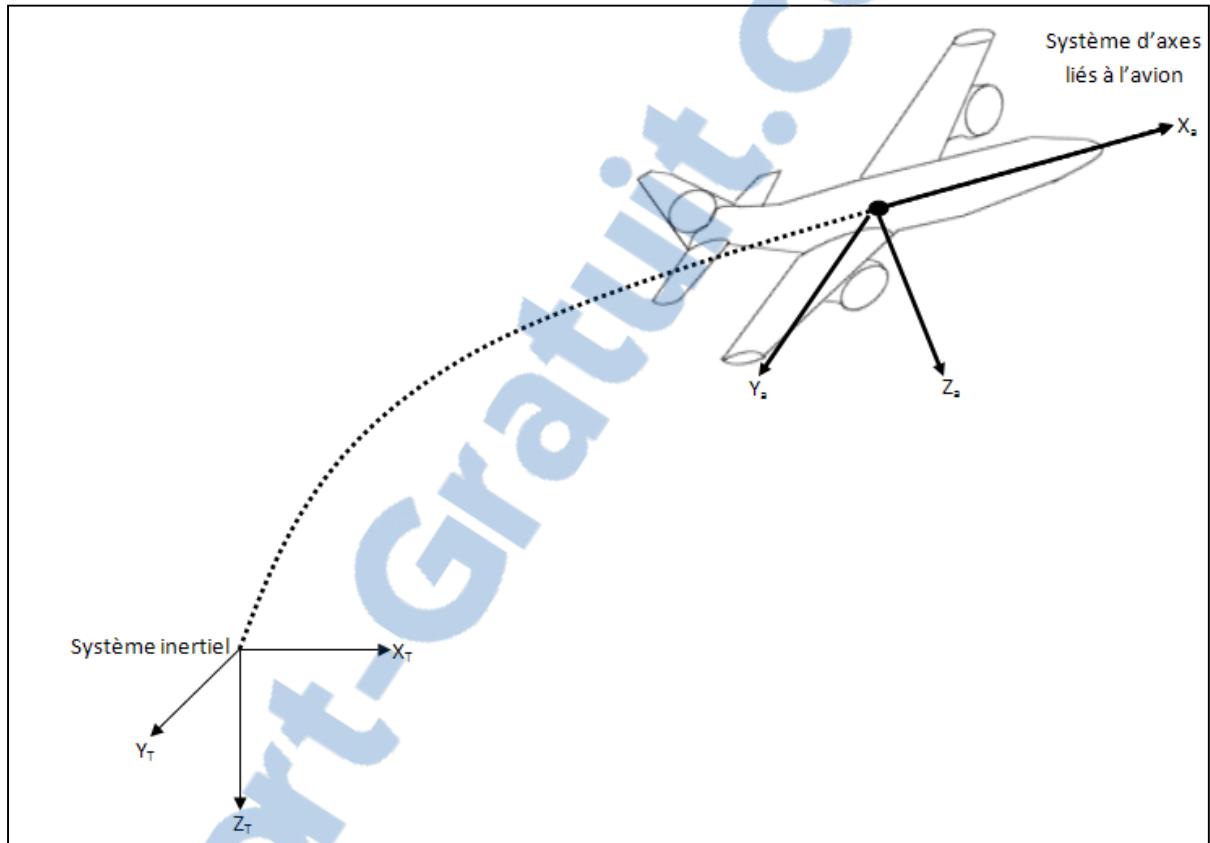


Figure 1.4 Le système inertiel $X_TY_TZ_T$ et le système d'axes lié à l'avion $X_aY_aZ_a$

Un corps rigide est un corps dont sa forme et sa grandeur restent fixes, même en présence de forces appliquées, c'est-à-dire que la distance prise entre deux points quelconques du corps ne change pas au cours du temps [6]. Les équations de mouvement d'un corps rigide sont obtenues à partir de la deuxième loi de Newton, qui montrent que la somme de toutes les forces extérieures agissant sur le corps est égale au taux de variation dans le temps de l'impulsion du corps, et la somme des moments externes agissant sur le corps est égale au taux de variation dans le temps du moment d'impulsion.

En supposant que l'avion sur lequel nous travaillons est rigide, le mouvement de l'avion dans l'espace a lieu en 6 degrés de liberté.

Pour le calcul vectoriel des forces \mathbf{F} , on utilise la 2^{ème} Loi de Newton [7] [8]:

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mV) \quad (1.1)$$

Les équations vectorielles peuvent être réécrites sous la forme scalaire, en décomposant la force résultante \mathbf{F} et la vitesse \mathbf{V} selon les axes x, y et z :

$$F_x = \frac{d}{dt}(mu) \quad F_y = \frac{d}{dt}(mv) \quad F_z = \frac{d}{dt}(mw) \quad (1.2)$$

Où F_x, F_y, F_z et u, v, w sont les composantes de la force et de la vitesse respectivement selon les axes x, y et z . Les différentes composantes des forces sont composées des contributions des forces aérodynamiques, forces propulsives et forces gravitationnelles agissant sur l'avion. Pour le calcul du moment \mathbf{M}_t , on utilise toujours la 2^{ème} loi de Newton donnée ici :

$$\sum M_t = \frac{d}{dt}(H) \quad (1.3)$$

La décomposition du moment \mathbf{M}_t selon les axes x, y et z donne trois composantes :

$$L = \frac{dH_x}{dt} \quad M = \frac{dH_y}{dt} \quad N = \frac{dH_z}{dt} \quad (1.4)$$

Où L, M, N et H_x, H_y, H_z sont les composantes du moment et du moment d'impulsion, respectivement, selon les axes x, y et z .

Si on considère un avion représenté dans la figure suivante :

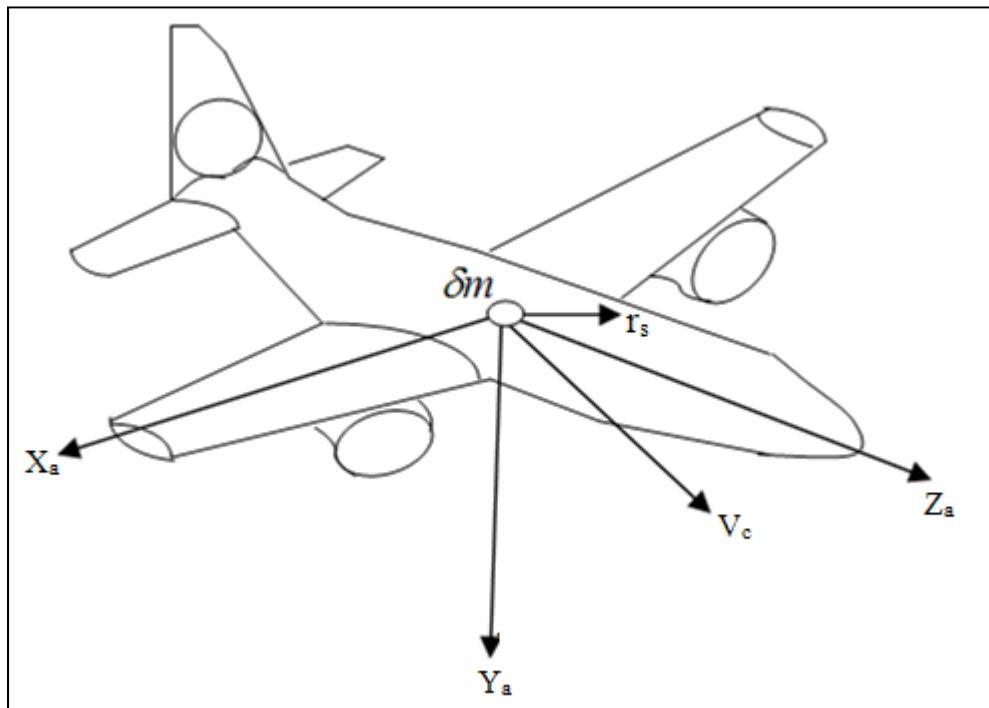


Figure 1.5 Un élément de masse de l'avion

Où δm est la masse d'un élément de l'avion, v est la vitesse d'un élément de masse par rapport au système d'axes absolu ou inertiel, δF est la force résultante agissant sur δm , alors la 2^{ème} loi de Newton donne :

$$\sum \delta F = \sum \delta m \frac{dv}{dt} = F \quad (1.5)$$

La force totale externe F agissant sur l'avion est trouvée en effectuant la somme de tous les éléments des forces sur l'avion δF .

La vitesse de l'élément de masse δm est :

$$v = v_c + \frac{dr_s}{dt} \quad (1.6)$$

Où v_c est la vitesse du centre de masse de l'avion, r_s le vecteur de déplacement d'un élément de l'avion et dr_s/dt est la vitesse d'un élément par rapport au centre de masse. En remplaçant la dernière équation de la vitesse (1.6) dans l'équation (1.5) tout en considérant que la masse de l'avion m est constante, on va obtenir :

$$F = \frac{d}{dt} \sum \left(v_c + \frac{dr_s}{dt} \right) \delta m = m \frac{dv_c}{dt} + \frac{d}{dt} \sum \frac{dr_s}{dt} \delta m = m \frac{dv_c}{dt} + \frac{d^2}{dt^2} \sum r_s \delta m \quad (1.7)$$

Où r est mesuré à partir du centre de masse, d'où $\sum r_s \delta m = 0$, et l'équation des forces devient :

$$F = m \frac{dv_c}{dt} \quad (1.8)$$

Cette dernière équation (1.8) lie la force externe sur l'avion F au mouvement du centre de masse de l'avion.

Nous utiliserons, pour mieux expliquer les équations, un vecteur arbitraire A_a . Ainsi, on sait que la dérivée d'un vecteur arbitraire A_a par rapport à un système fixé à l'avion $X_aY_aZ_a$ qui tourne avec une vitesse angulaire ω est représentée par :

$$\frac{dA_a}{dt} \Big|_T = \frac{dA_a}{dt} \Big|_a + \omega x A_a \quad (1.9)$$

Où T s'applique au système d'axes fixés à la terre et a s'applique au système à axes fixés à l'avion.

En utilisant cette dernière équation (1.9), nous pouvons réécrire l'équation (1.8) dans le système d'axes $X_TY_TZ_T$:

$$F \Big|_T = m \frac{dv_c}{dt} \Big|_a + m(\omega x v_c) \quad (1.10)$$

On sait que la vitesse \mathbf{v}_c , la vitesse angulaire $\boldsymbol{\omega}$, le vecteur de position \mathbf{r} et la force \mathbf{F} sont décomposés selon les axes x, y et z comme suit :

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_c &= ui + vj + wk \\ \boldsymbol{\omega} &= pi + qj + rk \\ \mathbf{r} &= xi + yj + zk \\ \mathbf{F} &= F_x i + F_y j + F_z k \end{aligned} \quad (1.11)$$

Où \mathbf{i}, \mathbf{j} et \mathbf{k} sont les vecteurs unitaires selon les axes x, y et z et p, q et r sont les composantes de la vitesse angulaire $\boldsymbol{\omega}$ selon les axes x, y et z . En dérivant la première équation de la série d'équations (1.11), on obtient :

$$\left. \frac{dv_c}{dt} \right]_a = \frac{du}{dt} i + \frac{dv}{dt} j + \frac{dw}{dt} k \quad (1.12)$$

En remplaçant les équations (1.11) et (1.12) dans l'équation (1.10), on obtient les composantes de \mathbf{F} selon les axes x, y et z :

$$\begin{aligned} F_x &= m \left(\frac{du}{dt} + qw - vr \right) \\ F_y &= m \left(\frac{dv}{dt} + ru - pw \right) \\ F_z &= m \left(\frac{dw}{dt} + pv - qu \right) \end{aligned} \quad (1.13)$$

De la même manière, on peut développer l'équation du moment δM agissant sur un élément de masse δm qui se déplace, où δH est un élément du moment d'impulsion :

$$\delta M = \frac{d}{dt} \delta H = \frac{d}{dt} (rxv) \delta m \quad (1.14)$$

On peut écrire le moment total d'impulsion H , en remplaçant l'équation (1.6) dans l'équation (1.14) :

$$H = \sum \delta H = \sum (r \times v_c) \delta m + \sum [r \times (w \times r)] \delta m \quad (1.15)$$

Le terme $\sum (r \times v_c) \delta m = 0$, car on peut l'écrire comme $\sum r \delta m \times v_c$ et d'autre part, on sait que $\sum r \delta m = 0$ puisque r est mesuré à partir du centre de masse, alors l'équation devient :

$$H = (pi + qj + rk) \sum (x^2 + y^2 + z^2) \delta m - \sum (xi + yj + zk)(px + qy + rz) \delta m \quad (1.16)$$

D'où en décomposant cette dernière expression de H selon les axes x , y et z , on aura les expressions de H_x , H_y et H_z :

$$\begin{aligned} H_x &= p \sum (y^2 + z^2) \delta m - q \sum xy \delta m - r \sum xz \delta m \\ H_y &= q \sum (x^2 + z^2) \delta m - p \sum xy \delta m - r \sum yz \delta m \\ H_z &= r \sum (x^2 + y^2) \delta m - p \sum xz \delta m - q \sum yz \delta m \end{aligned} \quad (1.17)$$

Les sommes dans les équations (1.16) sont définies comme des moments de masse d'inertie et des produits d'inertie de l'avion (équations (1.18)) :

$$\begin{aligned} I_x &= \iiint_v (y^2 + z^2) \delta m & I_y &= \iiint_v (x^2 + z^2) \delta m & I_z &= \iiint_v (x^2 + y^2) \delta m \\ I_{xy} &= \iiint_v xy \delta m & I_{yz} &= \iiint_v yz \delta m & I_{xz} &= \iiint_v xz \delta m \end{aligned} \quad (1.18)$$

Les moments de masse d'inertie et les produits d'inertie dépendent de la forme du corps et de la manière selon laquelle la masse est distribuée. Ces moments sont proportionnels avec la résistance du corps à la rotation.

En remplaçant les équations (1.18) dans les équations (1.17), on obtient :

$$\begin{aligned} H_x &= pI_x - qI_{xy} - rI_{xz} \\ H_y &= -pI_{xy} + qI_y - rI_{yz} \\ H_z &= -pI_{xz} - qI_{yz} + rI_z \end{aligned} \quad (1.19)$$

De la même manière que dans l'équation (1.10), on considère le moment M_t comme suit :

$$M_t = \left. \frac{dH}{dt} \right|_T = \left. \frac{dH}{dt} \right|_a + \omega \otimes H \quad (1.20)$$

Où $H = I \otimes \omega$ (I est le moment d'inertie de l'avion). Ainsi, de la même manière que dans l'équation (1.13), on obtient selon les 3 axes :

$$\begin{aligned} L &= \dot{H}_x + qH_z - rH_y \\ M &= \dot{H}_y + rH_x - pH_z \\ N &= \dot{H}_z + pH_y - qH_x \end{aligned} \quad (1.21)$$

Où L , M et N représentent respectivement les composantes du moment total de l'avion selon l'axe des x , la composante du moment total de l'avion selon l'axe des y ainsi que la composante du moment total de l'avion selon l'axe des z .

Le plan xz est le plan de symétrie de l'avion, donc les produits d'inertie I_{yz} ainsi que I_{xy} sont nuls, et les équations des moments deviennent :

$$\begin{aligned} L &= I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y) qr - I_{xz} pq \\ M &= I_y \dot{q} + (I_x - I_z) rp + I_{xz} (p^2 - r^2) \\ N &= -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq (I_y - I_x) + I_{xz} qr \end{aligned} \quad (1.22)$$

Où \dot{p} , \dot{q} et \dot{r} sont respectivement les dérivées de p , q et r par rapport au temps. Ainsi, les différentes composantes des forces et des moments agissant sur un avion sont décrites par les équations (1.13) pour les forces et les équations (1.22) pour les moments et ont été calculées en utilisant la deuxième loi de Newton.

1.4 L'orientation et la position de l'avion

Les équations de mouvement ont été définies pour un système d'axes fixé à l'avion $X_aY_aZ_a$. L'orientation et la position de l'avion ne peuvent pas être décrites par rapport à un système mobile et doivent être définies par rapport à un système fixe, lié à la Terre T . À l'instant $t=0$, les deux systèmes d'axes coïncident. L'orientation de l'avion est décrite par trois rotations consécutives, et leur ordre est très important. Les 3 rotations angulaires sont appelées les angles d'Euler et sont représentées par ϕ , θ et ψ . L'orientation du système des axes lié à l'avion par rapport au système fixe est calculée en positionnant l'avion tel que le système des axes lié à lui-même soit parallèle au système fixe. On applique ensuite les trois rotations montées dans les figures 1.6-1.8 [5][8].

Si on tourne $X_TY_TZ_T$ autour de l'axe OZ_T avec l'angle ψ , on obtient $X_1Y_1Z_1$.

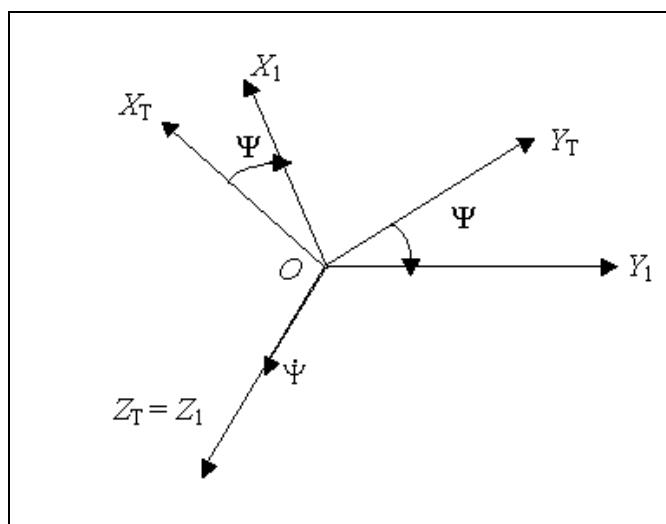


Figure 1.6 Système des axes $X_TY_TZ_T \rightarrow X_1Y_1Z_1$

Si on tourne $X_1Y_1Z_1$ autour de l'axe OY_1 avec l'angle θ , on obtient $X_2Y_2Z_2$.

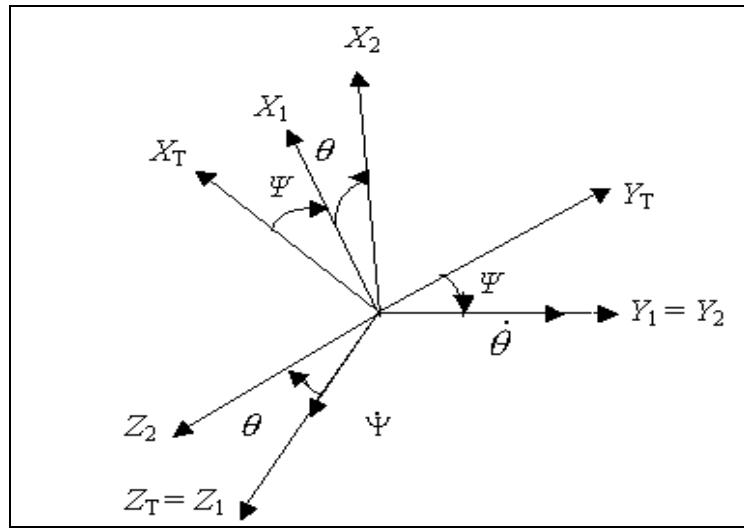


Figure 1.7 Système des axes $X_1Y_1Z_1 \rightarrow X_2Y_2Z_2$

Si on tourne $X_2Y_2Z_2$ autour de l'axe OX_2 avec l'angle ϕ , on obtient $X_3Y_3Z_3 = X_aY_aZ_a$:

$$\underline{X_2=X_3=X_a}$$

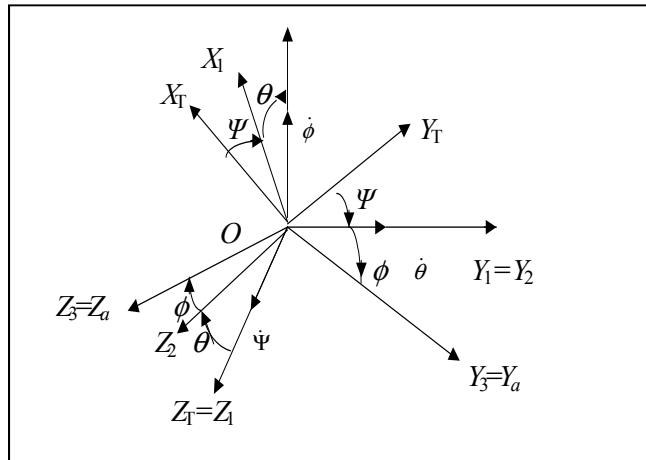


Figure 1.8 Système des axes $X_2Y_2Z_2 \rightarrow X_aY_aZ_a$

À ce stade, nous calculons les composantes des vitesses de vol par rapport au système d'axes fixe lié à la Terre. Pour accomplir ceci, les composantes de la vitesse dans le système $X_T Y_T Z_T$ sont dX/dt , dY/dt et dZ/dt . La figure 1.6 montre l'obtention des composantes dans le système d'axes $X_1 Y_1 Z_1$ et la figure 1.7 montre l'obtention des composantes dans le système d'axes $X_2 Y_2 Z_2$. En se basant sur les figures 1.6, 1.7 et 1.8, on obtient :

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= u_1 \cos \psi - v_1 \sin \psi & \frac{dY}{dt} &= u_1 \sin \psi + v_1 \cos \psi & \frac{dZ}{dt} &= w_1 \\ u_1 &= u_2 \cos \theta + w_2 \sin \theta & v_1 &= v_2 & w_1 &= -u_2 \sin \theta + w_2 \cos \theta & (1.23) \\ u_2 &= u & v_2 &= v \cos \varphi - w \sin \varphi & w_2 &= v \sin \varphi + w \cos \varphi \end{aligned}$$

u_1 , v_1 et w_1 représentent les composantes de la vitesse V dans le système d'axes $X_1 Y_1 Z_1$ alors que u_2 , v_2 et w_2 sont les composantes de la vitesse de l'avion dans le système d'axes $X_2 Y_2 Z_2$. On peut calculer aussi les composantes de la vitesse absolue dX/dt , dY/dt et dZ/dt en fonction des angles d'Euler ϕ (angle de roulis), θ (angle de tangage) et ψ (angle de lacet) et des composantes des vitesses u , v et w dans le système d'axes fixe lié à l'avion, a .

Le système d'équations (1.23) s'écrit ainsi sous la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} \frac{dX}{dt} \\ \frac{dY}{dt} \\ \frac{dZ}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.24)$$

Où C représente la fonction cosinus (cos) et S représente la fonction sinus (sin). L'intégration de ces équations va donner la position de l'avion par rapport au système fixe d'axes de référence.

À partir de la même figure 1.8, on peut calculer la relation entre les vitesses angulaires p , q et r dans le système a et les vitesses d'Euler $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\psi}$.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\phi & C_\theta S_\phi \\ 0 & -S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1.25)$$

L'équation (1.25) peut s'écrire sous la forme de l'équation suivante (1.26), qui est résolue pour calculer les vitesses d'Euler $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\psi}$ en fonction des vitesses angulaires de l'avion p , q et r , comme suit :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_\phi \tan \theta & C_\phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & S_\phi \sec \theta & C_\phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1.26)$$

Où la fonction secante = 1/cosinus (sec). En intégrant les équations (1.26), on peut calculer les angles d'Euler ϕ , θ et ψ .

La force résultante F et le moment résultant M_t ont trois types des composantes agissant sur l'avion : aérodynamique, gravitationnelle et propulsive.

1.5 Les forces gravitationnelles et les forces de propulsion

Les forces gravitationnelles agissent au centre de gravité C_g d'un avion. Puisque le système d'axes a est fixé au centre de gravité de l'avion, la force gravitationnelle ne produit aucun moment. Elle va s'ajouter à la force extérieure agissant sur l'avion et elle aura des composantes selon les axes liés à l'avion. Les composantes de la force gravitationnelle

agissant selon les axes $X_aY_aZ_a$ sont fonction de l'orientation de l'avion dans l'espace. Les composantes de la force gravitationnelle selon les axes $X_aY_aZ_a$ sont [7]:

$$F_{Xg} = -mg \sin \theta : F_{Yg} = mg \cos \theta \sin \varphi : F_{Zg} = mg \cos \theta \cos \varphi \quad (1.27)$$

Les forces de propulsion ont des composantes qui agissent selon les axes liées à l'avion X_a , Y_a et Z_a . Les forces de propulsion peuvent créer des moments dans le cas où la force de propulsion n'agit pas dans le centre de gravité.

On choisit l'indice T et l'indice p pour indiquer respectivement la poussée et la force de propulsion. On les écrira comme suit :

$$\begin{aligned} F_{Xp} &= X_T & F_{Yp} &= Y_T & F_{Zp} &= Z_T \\ L_p &= L_T & M_p &= M_T & N_p &= N_T \end{aligned} \quad (1.28)$$

Les forces totales F appliquées sur l'avion sont la somme des forces aérodynamiques et propulsives (Xap Yap Zap), ainsi que gravitationnelles (équation 1.27). Ainsi, en tenant compte de l'équation (1.27) et de l'équation (1.13), le système d'équations cinématiques et dynamiques sera écrit pour l'avion comme suit [7]:

$$\begin{aligned} Xap - mg \sin \theta &= m(\dot{u} + qw - vr) \\ Yap + mg \cos \theta \sin \varphi &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ Zap + mg \cos \theta \cos \varphi &= m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (1.29)$$

Où Xap , Yap et Zap représentent la somme des forces aérodynamiques et propulsives selon les 3 axes x , y et z de l'avion.

1.6 La théorie des petites perturbations

Les équations développées dans le chapitre précédent deviennent linéaires en utilisant la théorie des petites perturbations. Dans cette théorie, on suppose que le mouvement de l'avion est sujet à des petites déviations autour d'une condition de vol permanente. Cette théorie ne

peut pas s'appliquer dans le cas où les mouvements à larges amplitudes (comme le vol en décrochage, par exemple) sont considérés.

Toutes les variables dans les équations de mouvement sont remplacées par une valeur de référence (0) à laquelle on ajoute une perturbation (Δ). Généralement, on peut écrire : $x = x_0 + \Delta x$ où x_0 est une valeur à l'équilibre et Δx est la perturbation. Les forces et les moments ainsi que les autres paramètres de l'avion deviennent [7] :

$$\begin{aligned} u &= u_0 + \Delta u, v = v_0 + \Delta v, w = w_0 + \Delta w, p = p_0 + \Delta p, q = q_0 + \Delta q, r = r_0 + \Delta r \\ Xap &= Xap_0 + \Delta Xap, Yap = Yap_0 + \Delta Yap, Zap = Zap_0 + \Delta Zap \\ M &= M_0 + \Delta M, N = N_0 + \Delta N, L = L_0 + \Delta L \\ \delta &= \delta_0 + \Delta \delta \end{aligned} \quad (1.30)$$

Où δ représente la déviation de l'angle d'une des manœuvres de contrôle de l'avion (aileron, gouverne de profondeur, aérofreins,...etc).

La condition de vol de référence en équilibre est symétrique et les forces de propulsion restent constantes, ce qui implique que :

$$v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \phi_0 = \psi_0 \quad (1.31)$$

L'axe des x sera aligné dans la direction de la vitesse de l'avion, ainsi $w_0 = 0$. Maintenant, si on introduit la notation des petites perturbations dans les équations de mouvement, on peut simplifier ces équations de mouvement. Par exemple, nous considérons l'équation des forces selon X , c'est-à-dire la première équation du système d'équations (1.29) :

$$X - mg \sin \theta = m(u \dot{u} + qw - vr) \quad (1.32)$$

Nous remplaçons les variables de petites perturbations données par les équations (1.30) dans l'équation (1.32) et on obtient :

$$X_0 + \Delta X - mg \sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m \left[\frac{d}{dt} (u_0 + \Delta u) + (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - (r_0 + \Delta r)(v_0 + \Delta v) \right] \quad (1.33)$$

Ensuite, nous négligeons les produits des perturbations : $\Delta q \Delta w = 0$ et $\Delta r \Delta v = 0$, et nous prenons en considération l'équation (1.31). On sait que $w_0 = 0$ et u_0 est une constante, alors l'équation (1.33) devient :

$$X_0 + \Delta X - mg \sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m \Delta \dot{u} \quad (1.34)$$

Cette équation est ensuite réduite en considérant les formules trigonométriques suivantes :

$$\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = \sin \theta_0 \cos \Delta\theta + \cos \theta_0 \sin \Delta\theta$$

D'où pour $\Delta\theta$ petit (plus petit que 10^0 : $\cos \Delta\theta = 1$ et $\sin \Delta\theta = \Delta\theta$), on obtient :

$$\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = \sin \theta_0 + \Delta\theta \cos \theta_0 \quad (1.35)$$

On remplace l'équation (1.35) dans l'équation (1.34) et on obtient :

$$X_0 + \Delta X - mg (\sin \theta_0 + \Delta\theta \cos \theta_0) = m \Delta \dot{u} \quad (1.36)$$

Si toutes les quantités de perturbation sont égales à zéro dans l'équation (1.36), on obtient la condition de vol de référence :

$$X_0 - mg \sin \theta_0 = 0 \quad (1.37)$$

Ainsi, l'équation des forces selon l'axe des X (équation 1.36) est réduite sous la forme suivante :

$$\Delta X - mg (\Delta\theta \cos \theta_0) = m \Delta \dot{u} \quad (1.38)$$

La force ΔX est la variation dans la force aérodynamique et propulsive dans la direction X et elle est exprimée par des séries Taylor en fonction des variables de perturbation. On assume que ΔX est en fonction de u , w , δ_e et δ_T alors son expression devient :

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \quad (1.39)$$

Où $\partial X / \partial u$, $\partial X / \partial w$...etc, sont les dérivées de stabilité qui sont évalués à la condition du vol de référence. Les variables δ_e et δ_T sont les variations dans l'angle de la gouverne de profondeur et dans l'angle de la position de la manette de poussée, respectivement. On peut avoir aussi d'autres surfaces de commande, par exemple le canard.

On remplace ΔX donnée par l'éq. (1.39) dans l'éq. (1.38), et on obtient :

$$\frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T - mg(\Delta \theta \cos \theta_0) = m \Delta u \quad (1.40)$$

Cette dernière équation peut s'écrire aussi sous la forme suivante:

$$\left(m \frac{d}{dt} - \frac{\partial X}{\partial u} \right) \Delta u - \left(\frac{\partial X}{\partial w} \right) \Delta w + (mg \cos \theta_0) \Delta \theta = \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \quad (1.41)$$

On va diviser cette équation par la masse m et on obtient :

$$\left(\frac{d}{dt} - X_u \right) \Delta u - X_w \Delta w + (g \cos \theta_0) \Delta \theta = X_{\delta_e} \Delta \delta_e + X_{\delta_T} \Delta \delta_T \quad (1.42)$$

Où $X_u = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u}$, $X_w = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial w}$,...etc, sont les dérivées aérodynamiques divisées par la masse de l'avion m .

Les variations dans les forces et les moments aérodynamiques sont en fonction des variables de mouvement Δu , Δw ,...etc. Les dérivées aérodynamiques les plus importantes pour

l'analyse du mouvement des avions sont les coefficients multipliant les variations d'angles et des vitesses (par exemple u , w ...etc.) dans les équations suivantes :

$$\begin{aligned}
 \Delta X &= \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\
 \Delta Y &= \frac{\partial Y}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r \\
 \Delta Z &= \frac{\partial Z}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\
 \Delta L &= \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial L}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial L}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a \quad (1.43) \\
 \Delta M &= \frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\
 \Delta N &= \frac{\partial N}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial N}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial N}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial M}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial M}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a
 \end{aligned}$$

Les forces et les moments aérodynamiques sont exprimés en fonction de toutes les variables de mouvement.

Ainsi, l'ensemble des équations linéaires du mouvement est représenté par les deux systèmes d'équations suivants [7]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(\frac{d}{dt} - X_u \right) \Delta u - X_w \Delta w + (g \cos \theta_0) \Delta \theta = X_{\delta_e} \Delta \delta_e + X_{\delta_T} \Delta \delta_T \\ -Z_u \Delta u + \left((1 - Z_w) \frac{d}{dt} - Z_w \right) \Delta w - \left((u_0 + Z_q) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0 \right) \Delta \theta = Z_{\delta_e} \Delta \delta_e + Z_{\delta_T} \Delta \delta_T \\ -M_u \Delta u - \left(M_{\dot{w}} \frac{d}{dt} + M_w \right) \Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \Delta \theta = M_{\delta_e} \Delta \delta_e + M_{\delta_T} \Delta \delta_T \end{array} \right. \quad (1.44)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(\frac{d}{dt} - Y_v \right) \Delta v - Y_p \Delta p + (u_0 - Y_r) \Delta r - (g \cos \theta_0) \Delta \varphi = Y_{\delta_r} \Delta \delta_r \\ -L_v \Delta v + \left(\frac{d}{dt} - L_p \right) \Delta p - \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \frac{d}{dt} + L_r \right) \Delta r = L_{\delta_a} \Delta \delta_a + L_{\delta_r} \Delta \delta_r \\ -N_v \Delta v + \left(\frac{I_{xz}}{I_z} \frac{d}{dt} + N_p \right) \Delta p + \left(\frac{d}{dt} - N_r \right) \Delta r = N_{\delta_a} \Delta \delta_a + N_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{array} \right. \quad (1.45)$$

Où $L_v = 1/m (\partial L / \partial V)$, $M_u = 1/m (\partial M / \partial U)$, $Z_w = 1/m (\partial Z / \partial W)$, ... etc, sont les dérivées aérodynamiques divisées par la masse de l'avion m (dérivées de stabilité de l'avion).

Les équations (1.44) représentent l'ensemble des équations linéaires pour le mouvement longitudinal de l'avion alors que les équations (1.45) représentent l'ensemble des équations linéaires pour le mouvement latéral de l'avion.

Les systèmes d'équations (1.44) et (1.45) peuvent être simplifiés sous la forme d'une représentation d'état générale pour les systèmes linéaires à temps invariant et continu. Cette représentation d'état est décrite par l'équation suivante [7]:

$$\dot{X}_e(t) = A.X_e(t) + B.U_e(t) \quad (1.46)$$

Où X_e est le vecteur d'état et U_e est le vecteur des manœuvres contrôle, alors que A et B sont deux matrices qui contiennent les différentes dérivées de stabilité dimensionnelles de l'avion (X_u, X_w, Z_u, \dots etc). Par exemple, en tenant compte de la représentation d'état, le système d'équations linéaires pour le mouvement longitudinal de l'avion peut être mis sous la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}} Z_u & M_w + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_e} & M_{\delta_T} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix} \quad (1.47)$$

Le vecteur d'état est ici $X_e = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix}$ alors que le vecteur des manœuvres est $U_e = \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix}$.

Il représente les manœuvres effectués sur le gouvernail de profondeur ainsi que le système de propulsion.

CHAPITRE 2

PRÉSENTATION DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION L1011-500 ET CONSTRUCTION DU MODÈLE GLOBAL DE L'AVION

2.1 Introduction

Pour travailler sur ce projet, l'entreprise CMC Electronics-Esterline nous a fourni le matériel de base sur lequel on peut s'appuyer pour atteindre les objectifs mis en place. Ce matériel se présente sous forme d'un modèle aérodynamique de l'avion L1011-500, et d'un modèle du réacteur de l'avion L1011-500, ainsi que plusieurs autres données. Ces dernières se présentent sous forme d'essais en vol réel de l'avion L1011-500 et des tests de compensation (*trim*) faits par l'entreprise. La compensation dans ce contexte signifie le fait de garder l'avion stable après toute perturbation possible (changement d'une des manœuvres de l'avion, turbulence,...etc). Les modèles aérodynamiques ont été à leur tour livrés par Bombardier Aerospace à CMC Electronics – Esterline.

2.2 Présentation du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500

Pour affranchir la première étape de ce projet, nous avons commencé par étudier le modèle aérodynamique de base de l'avion L1011-500 afin d'en comprendre tous les détails. Ce modèle aérodynamique ainsi que ses entrées et sorties sont présentés dans les annexes I, II et III.

Le tableau de l'annexe IV définit les différentes abréviations associées aux paramètres d'entrée du modèle aérodynamique ainsi que leurs intervalles de variation (valeur minimale, valeur maximale).

From_Ctrl, *From_Atmos*, *From_EQM* et *From_input* représentent les 4 ensembles d'entrées. En fait, les entrées associées à *From_Ctrl* représentent les commandes de vol alors que les entrées associées à *From_Atmos* représentent les données liées à l'atmosphère. D'autre part,

les données associées à *From_EQM* représentent les paramètres qui correspondent aux équations du mouvement de l'avion. Enfin, les données associées à *From_Input* représentent les données du centre de gravité de l'avion, le tourbillon (*vortex*), les coefficients d'incrémentation,...etc.

D'autre part, en sortie du modèle aérodynamique, on trouve les différentes données qui correspondent aux forces et moments de l'avion selon les 3 axes ainsi que les différents coefficients aérodynamiques. Dans le modèle aérodynamique, ces sorties sont présentés sous forme d'abréviations et le tableau de l'annexe V rassemble ces différentes abréviations et ainsi que leur signification.

Dans le modèle aérodynamique, chaque boîte représente un aspect de la mécanique de vol de l'avion. Ce modèle permet d'obtenir en sorties les forces X , Y et Z , les moments aérodynamiques L , M et N de l'avion (chapitre 1) ainsi que les différents coefficients aérodynamiques de l'avion (coefficients de trainée, portance, moment de tangage, roulis et de lacet). Ces valeurs sont obtenues à l'aide de tableaux en Simulink. Ces tableaux ont comme entrées :

1. Les différentes surfaces de contrôle présentes sur l'avion : gouverne de profondeur, gouverne de direction, ailerons, stabilisateur, becs de bord d'attaque, volets hypersustentateurs, manette contrôlant les aérofreins et la position du train d'atterrissement.
2. Les conditions de vol : l'angle d'attaque α , l'angle de dérapage β , la variation temporelle de l'angle d'attaque, la pression dynamique Q_{dyn} , l'altitude H , la vitesse vraie *TAS* (*True AirSpeed*), le nombre de Mach M_a et les vitesses de rotation p , q et r .
3. Les données de la géométrie et de la balance de l'avion : position du centre de gravité X_{cg} , présence ou non de la perche de ravitaillement et du panier de ravitaillement.
4. Les constantes d'incrémentation des coefficients de trainée, de portance, de force latérale, de roulis, de tangage ou de lacet, qui permettent les corrections de ces coefficients obtenus dans certaines configurations.

Par exemple, dans la figure ci dessous, on montre la boîte qui calcule le coefficient « CD Basic » à partir de deux tableaux montrant des courbes dont les entrées sont le coefficient de portance C_L et l'angle d'implémentation des volets *Flap* [9] :

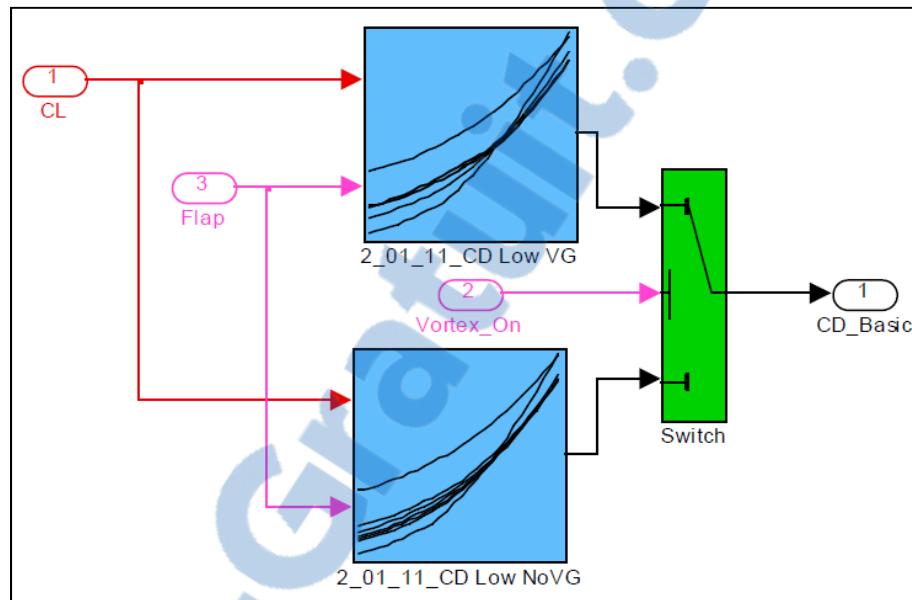


Figure 2.1 Exemple d'un bloc pour le calcul du coefficient de trainée de base C_D
Tirée de Bombardier (2007, p.16)

La première gamme de courbes (2_01_11_CD Low VG) représente les différentes valeurs des coefficients de trainée C_D , qui correspondent aux différents angles de volets de bord de fuite et aux différents coefficients de portance C_L . Autrement dit, ce bloc interpole les valeurs des coefficients de trainée en fonction des coefficients C_L et des angles de volets de bord de fuite. Ces interpolations sont faites en présence de tourbillons.

De cette manière, nous définissons un environnement autour du modèle aérodynamique de base de l'avion pour contrôler son vol et la configuration initiale en entrée du programme gérant la dynamique de vol de l'avion. Les entrées seront les quatre types mentionnées précédemment, et en sortie, nous pourrons visualiser l'animation relevant le comportement physique de l'avion, plus précisément sa stabilité.

Nous considérons comme première hypothèse que les variables d'incrémentation des coefficients des différentes forces et des différents moments (dCD , dCL , dCM , dCY , dCR , dCN) sont nulles. Cette dernière hypothèse est prise pour ne pas tenir en compte de la correction des coefficients aérodynamiques de l'avion dans la validation de la stabilité du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500. Le modèle représenté dans l'annexe I peut être simplifié sous la forme du schéma suivant :

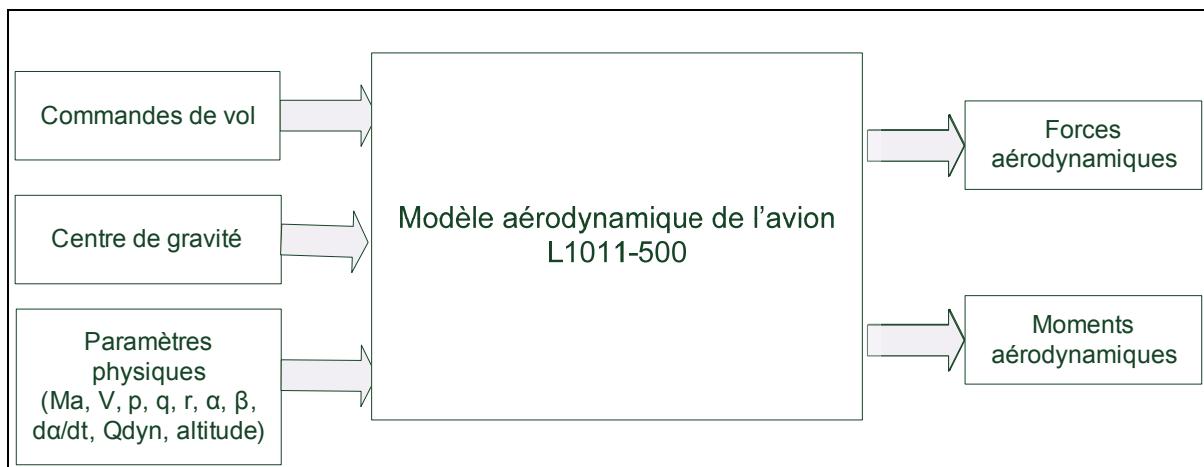


Figure 2.2 Schéma simplifié du modèle aérodynamique de base

2.3 Construction du modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011-500

La création de l'environnement autour du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500 sera assurée par l'ajout de quelques blocs Simulink dont chacun sera responsable d'une tâche précise.

Le modèle global obtenu permettra de visualiser directement en 3D le comportement de l'avion grâce à une animation. Il permettra également de travailler sur la stabilité du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500.

2.3.1 Le bloc définissant l'atmosphère

Le bloc de l'atmosphère ou ce qu'on appelle bloc COESA (*committee on extension to the standard atmosphere*) définit l'environnement atmosphérique de la simulation de vol de l'avion. En fait, nous utilisons cette boîte Simulink afin de définir, pour une altitude fixée h , les données suivantes : la température T , la vitesse du son a , la pression p et la masse volumique ρ .

Ces variables permettent ainsi de déterminer facilement la pression dynamique q_{dyn} et le nombre de Mach M_a à une altitude h et une vitesse donnée v avec les équations suivantes [5]:
 $q_{dyn} = 0.5 * \rho * v^2$ et $M_a = v/a$.

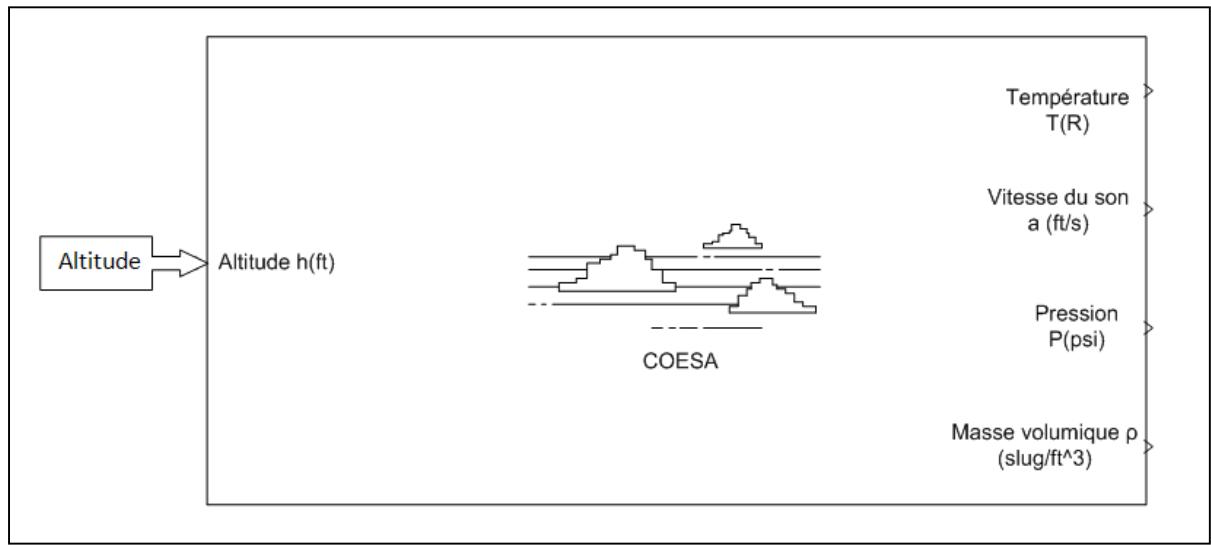


Figure 2.3 Le bloc de l'atmosphère

Les différentes équations qui expriment les paramètres T , a , p , ρ en fonction de l'altitude h sont exprimés sous les formes suivantes [5]:

$$\begin{aligned}
a &= a_0 \sqrt{1 - (Lh / T_0)} \\
\rho &= \rho_0 * [1 - (L / T_0) * h]^{[(g_0 / LR_a) - 1]} \\
p &= p_0 + (\rho_0 / 2) * [1 - (L / T_0) * h]^{[(g_0 / LR_a) - 1]}
\end{aligned} \tag{2.1}$$

Avec :

a_0 : La vitesse du son au niveau de la mer aux conditions standard de pression et de température.

T_0 : La température de l'air au niveau de la mer.

L_{Tp} : Le taux de variation de la température.

ρ_0 : La masse volumique de l'air au niveau de la mer.

g_0 : L'accélération gravitationnelle sur la terre.

R_a : La constante des gaz.

P_0 : La pression de l'air au niveau de la mer.

La température T , dépend de l'altitude. Pour une altitude inférieure à 11.019 km (région de la troposphère), l'expression de la température de l'air est donnée par la formule suivante [5]:

$$T = T_0 - L_{Tp}h \tag{2.2}$$

Pour une altitude supérieure à 11.019 km (région de la stratosphère), la température de l'air reste constante et elle est égale à -56.5°C.

Ainsi les conditions environnementales T , a , p et ρ influant sur le comportement de l'avion varient en temps réel au cours de la simulation, puisque l'altitude de l'avion ne reste pas constante au cours du temps.

2.3.2 Le bloc définissant la gravité

Le bloc gravité exprime les effets de la gravité dans le repère mobile lié à l'avion. Les forces de gravité F_{xg} , F_{yg} et F_{zg} sont obtenues par les équations (1.27) en fonction de la masse et des angles d'Euler ϕ , θ et ψ . La figure 2.6 montre le bloc de la gravité dans lequel ces calculs sont utilisés. La masse m et les angles de rotation ϕ , θ et ψ forment les entrées de ce bloc alors

que les composantes de la force de la gravité suivant les 3 axes F_{xg} , F_{yg} et F_{zg} sont les sorties.

Ces forces de gravité sont ensuite ajoutées aux forces aérodynamiques pour le calcul des forces totales gérant le mouvement de l'avion.



Figure 2.4 Le bloc de la gravité

Ainsi, en tenant compte des équations (1.27), le schéma Simulink qui lie les entrées et les sorties de ce bloc sera défini comme suit :

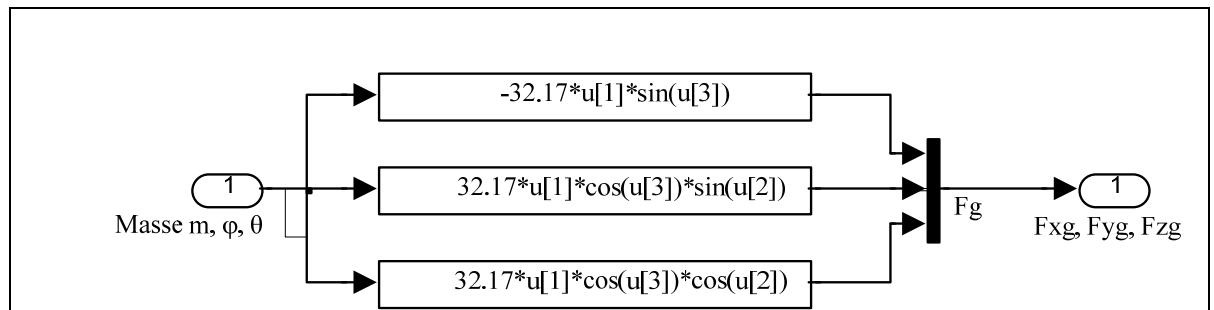


Figure 2.5 Schéma Simulink des équations qui lient les entrées et les sorties du bloc de la gravité

où $u[1]$, $u[2]$ et $u[3]$ représentent respectivement la masse m , l'angle de tangage θ et l'angle de roulis φ alors que la valeur 32.17 représente la valeur de la constante gravitationnelle g (en pieds par seconde au carré).

2.3.3 Le bloc de la poussée

Le bloc « Poussée » donne les forces (Feng) et les moments (Meng) engendrés par l'activité des réacteurs en fonction de la poussée. Les forces et les moments de poussée sont déterminés selon les trois axes à partir de la poussée (*Netthrust*) de chaque moteur et de la position du centre de gravité C_g de l'avion.

Ces deux derniers paramètres représentent les entrées du bloc de la poussée et nous pouvons les voir à la figure 2.8 :

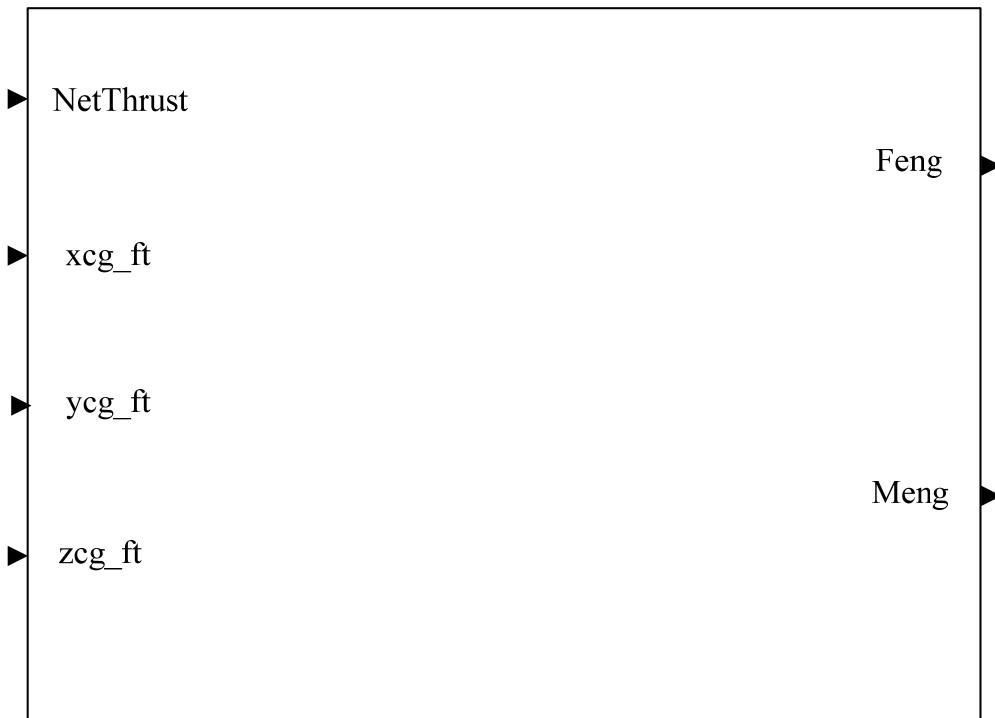


Figure 2.6 Le bloc de la poussée

Les positions du centre de gravité sont directement données par CMC dans les essais en vol fournis (voir chapitre 3) alors que la détermination de la poussée sera réalisée dans le chapitre 3. Le calcul des différentes forces et moments de chacun des 3 moteurs à partir des valeurs de positions des centres de gravité et de la poussée se fait par l'intermédiaire de plusieurs équations. L'annexe VI présente les différentes équations qui nous permettent de

calculer les composantes suivant les axes x, y et z des moments et forces engendrés par chacun des 3 moteurs de l'avion.

2.3.4 Le bloc Simulink 6DoF

L'utilisation de la boîte Simulink 6DoF a été nécessaire pour simuler le comportement global de l'avion. Cette boîte est présentée dans la figure 2.9 :

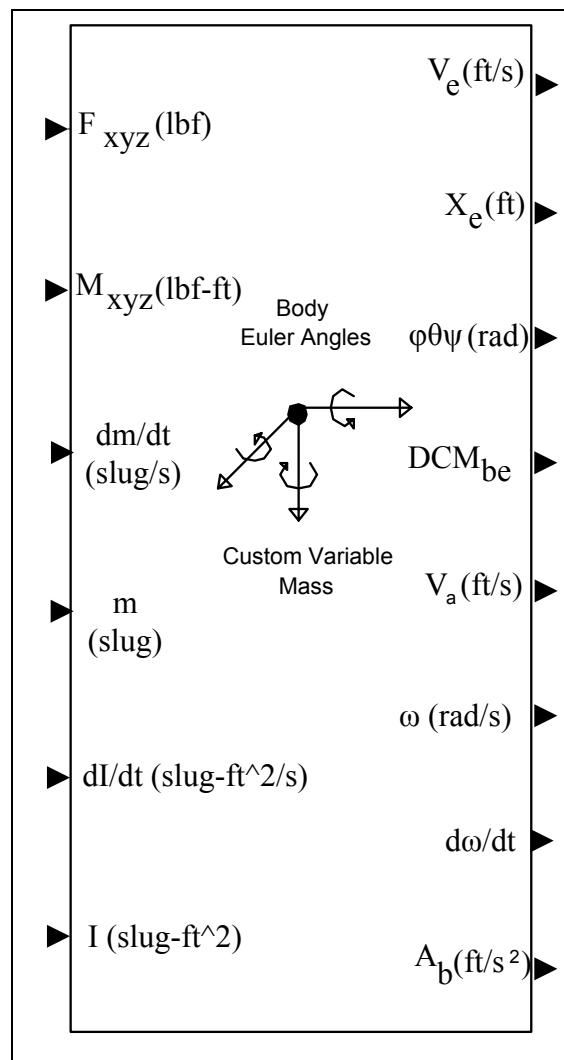


Figure 2.7 Le bloc 6DoF

Cette boîte de Matlab/Simulink (figure 2.9) reprend l'équation (1.26), ainsi que les équations ci-dessous, pour définir les paramètres physiques de l'avion (m , V , p , q , r , α , β , $\dot{\alpha}$, Q_{dyn} , altitude, φ , θ , ψ , ...etc) en fonction des forces et des moments appliqués sur celui-ci et des composantes de la masse et de l'inertie de l'avion.

La boîte 6DoF requiert d'être configurée avec les valeurs initiales de chaque paramètre (p , q , r , φ , θ , ψ , ...). Les variables de sortie de ce bloc sont calculées en considérant un repère fixe lié à la Terre et un repère mobile lié au système, en effectuant des changements des repères.

Par exemple, la vitesse angulaire ω (une des variables de sortie) est déterminée en fonction du vecteur des moments M_{xyz} et de l'inertie I selon l'équation suivante, et calcule les moments appliqués qui sont $[L \ M \ N]^T$ [7]:

$$M_{xyz} = I \cdot \dot{\omega} + \omega \cdot (I \cdot \omega) + I \cdot \dot{\omega} \text{ où } \omega = [p : q : r] \text{ et } M_{xyz} = [L : M : N] \quad (2.3)$$

Où M_{xyz} représente ici le moment de l'avion selon les axes x , y et z . I est le moment d'inertie de l'avion, alors que L , M et N sont respectivement les composantes du moment de l'avion M_{xyz} selon les 3 axes x , y et z .

D'autre part, dans le référentiel avion, la vitesse V_a s'exprime en fonction du vecteur des forces F_b , de la masse m et du vecteur vitesse angulaire ω sous la forme suivante [7]:

$$F_a = m \cdot (V_a + \omega \cdot V_a) + m \cdot V_a \text{ où } F_a = [F_x \ F_y \ F_z]^T \text{ et } V_a = [u \ v \ w]^T \quad (2.4)$$

Cette dernière équation représente le mouvement de translation de l'avion où les forces appliquées sont $[F_x \ F_y \ F_z]^T$ et où m est la masse considérée constante. F_x , F_y , F_z et u , v , w sont respectivement les composantes du vecteur de la force appliquée sur l'avion F_a et le vecteur vitesse de l'avion V_a suivant les 3 axes x , y et z .

2.3.5 Le bloc définissant l'inertie

Le moment d'inertie de l'avion est totalement dépendant de la masse et de la position du centre de gravité de l'avion. L'objectif était donc de créer une boîte Simulink qui détermine les moments d'inertie de l'avion en fonction de la masse et de la position du centre de gravité, dans le but d'optimiser le comportement de notre modèle global.

En consultant la documentation fournie par CMC Electronics-Esterline, nous avons procédé à une étude qui permet de regrouper les différentes données des moments d'inertie. Cette étude a permis de trouver 23 valeurs pour les moments d'inertie I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} et I_{zx} pour 23 configurations de vol différentes de l'avion. Ces 23 configurations, ainsi que les moments d'inertie qui leur correspondent, peuvent être illustrés par le tableau présenté dans l'annexe VII.

Après cette étude des valeurs des moments d'inertie pour différentes configurations de vol, nous avons considéré l'hypothèse de CMC selon laquelle la position du centre de gravité n'a pas un grand effet sur les moments d'inertie de l'avion. Ainsi, par manque de données aussi, nous avons tenu compte de cette hypothèse dans nos travaux.

Sous Simulink, le bloc de l'inertie de notre avion est une composante qui entre en compte dans la détermination des accélérations en fonction des forces et des moments appliqués à notre avion.

Ce bloc se présente sous la forme suivante :

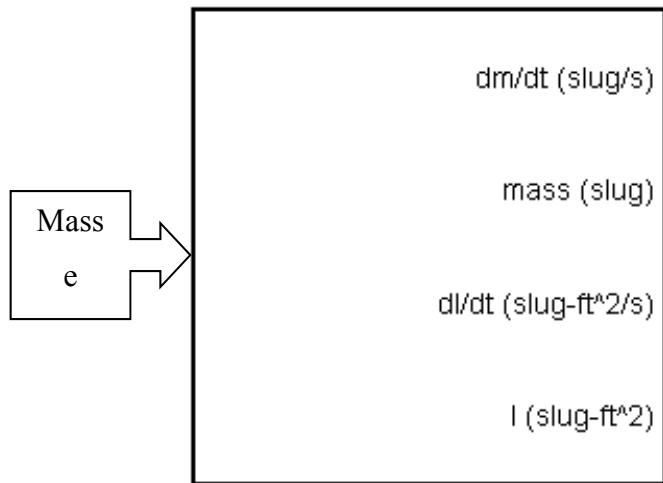


Figure 2.2 Le bloc de la masse et de l'inertie

dm/dt , $mass$, dI/dt et I représentent respectivement la dérivée de la masse de l'avion par rapport au temps, la masse de l'avion, la dérivée du moment d'inertie par rapport au temps et le moment d'inertie.

dm/dt et dI/dt sont négligeables pendant une courte durée puisque la variation de la masse de l'avion ainsi que son moment d'inertie ne sont pas importants. Ainsi, ce qui nous intéresse dans ce bloc, représenté par la figure (2.10), c'est le moment d'inertie. Pour le déterminer, nous avons considéré plusieurs valeurs de masses et d'inerties, récupérées à partir de l'annexe VII, et nous avons réalisé deux approximations linéaires en fonction de la masse, pour les quatre moments d'inertie approximés I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} et I_{zx} . En fait, en représentant les différents valeurs des moments d'inertie (récupérées de l'annexe VII) en fonction de la masse, on a vu que ces moments suivent 2 relations linéaires successives. Chacune des ces deux relations correspond à un intervalle des valeurs de la masse de l'avion. La première relation correspond aux valeurs des masses inférieures que 332000 lbs alors que la deuxième approximation correspond aux valeurs des masses supérieurs que 332000 lbs. Chacune des deux approximations prend la valeur de la masse de l'avion et la multiplie par un gain K puis lui rajoute une constante afin d'obtenir les moments d'inertie (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} ou I_{zx}) comme la montre la figure 2.11. Ainsi, en recourant à ces deux approximations linéaires et aux

hypothèses mises en place, nous avons pu reformuler un bloc sur Simulink qui permet de déterminer les moments d'inertie I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} et I_{zx} pour les différentes valeurs des masses. Ce bloc se présente sous la forme suivante :

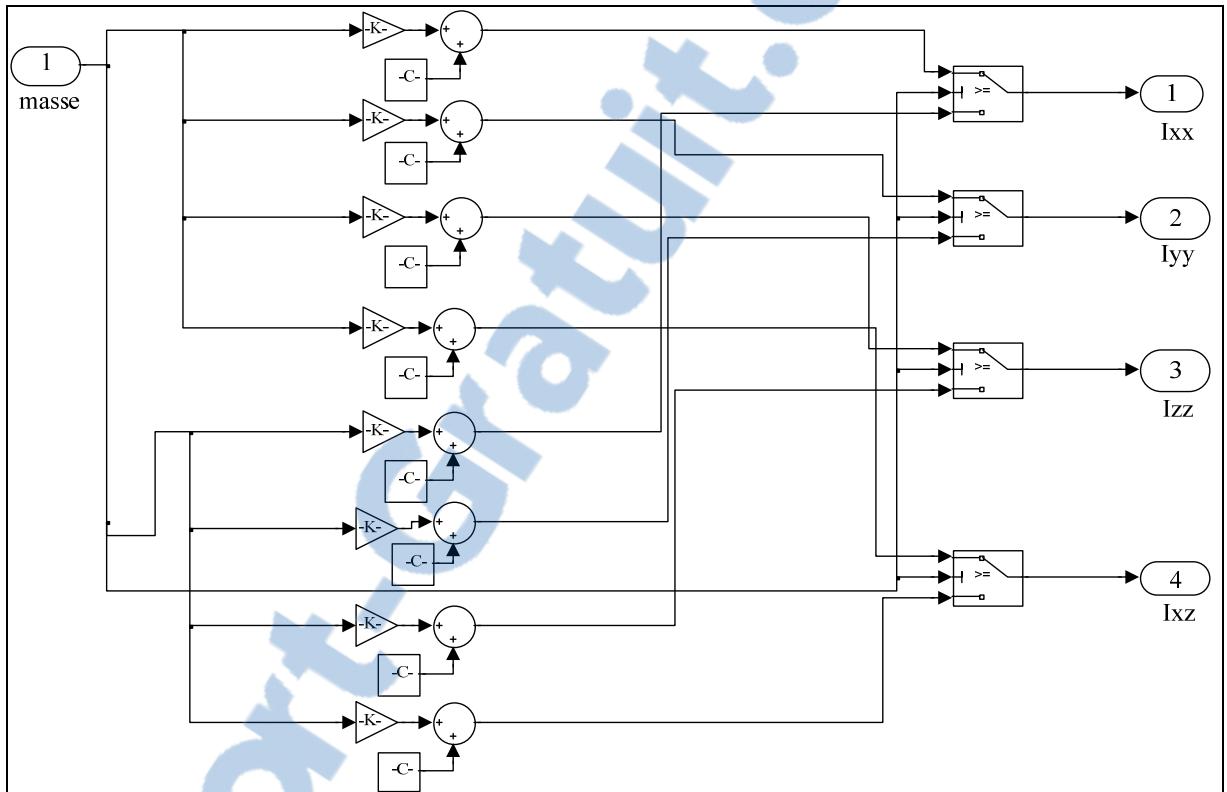


Figure 2.3 Le bloc Simulink permettant d'obtenir les moments d'inertie I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} et I_{zx} à partir de la masse de l'avion

Pour valider la structure de ce dernier bloc, on a recours à une comparaison entre les données des moments d'inertie de l'annexe VII et les différents moments d'inertie donnés par ce bloc (figure 2.11), pour la même gamme des masses.

Cette comparaison donne les figures suivantes pour les moments d'inertie I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} et I_{zx} [10] :

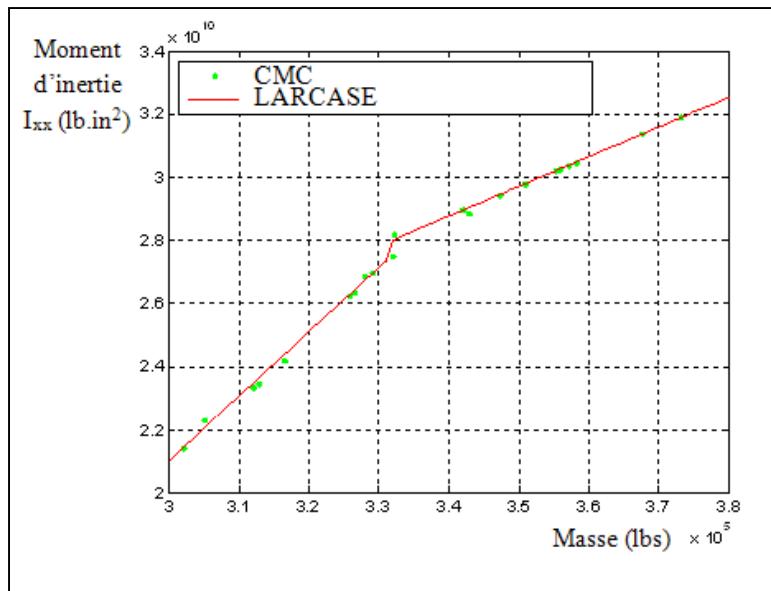


Figure 2.10 Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{xx} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses

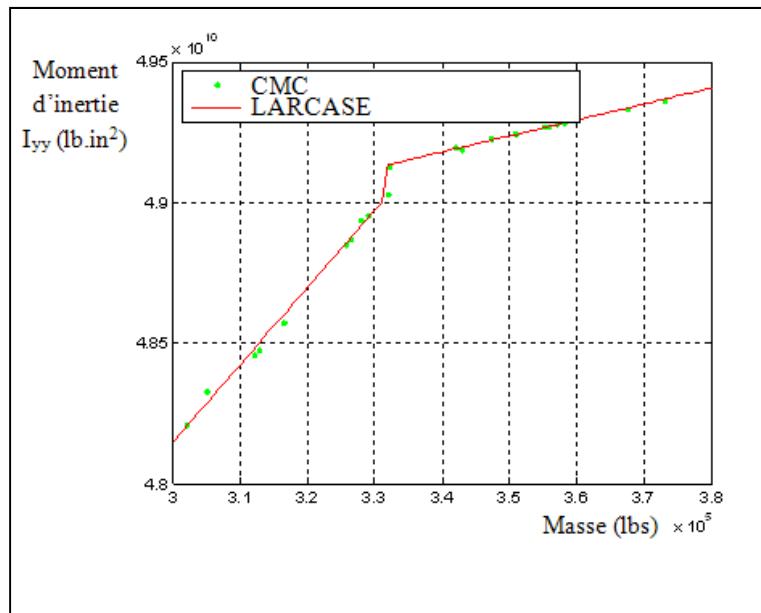


Figure 2.11 Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{yy} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses

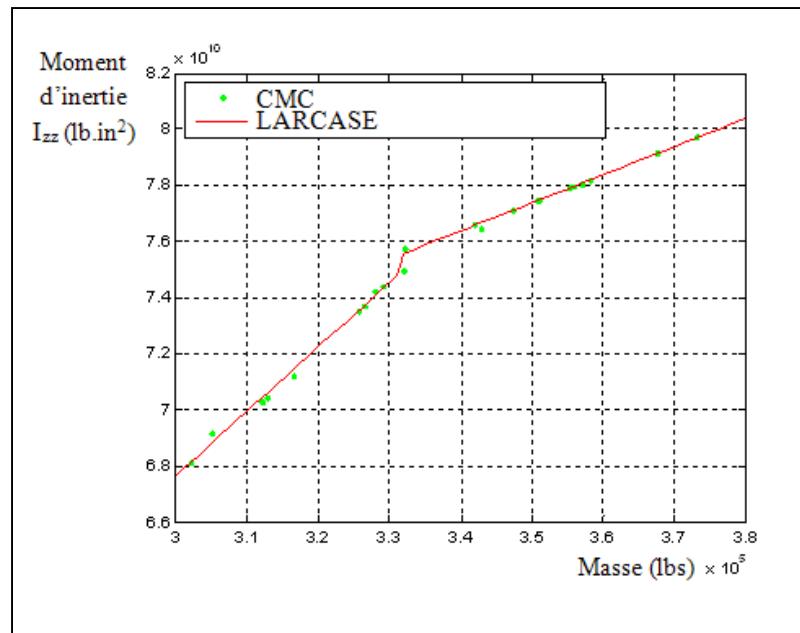


Figure 2.4 Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{zz} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses

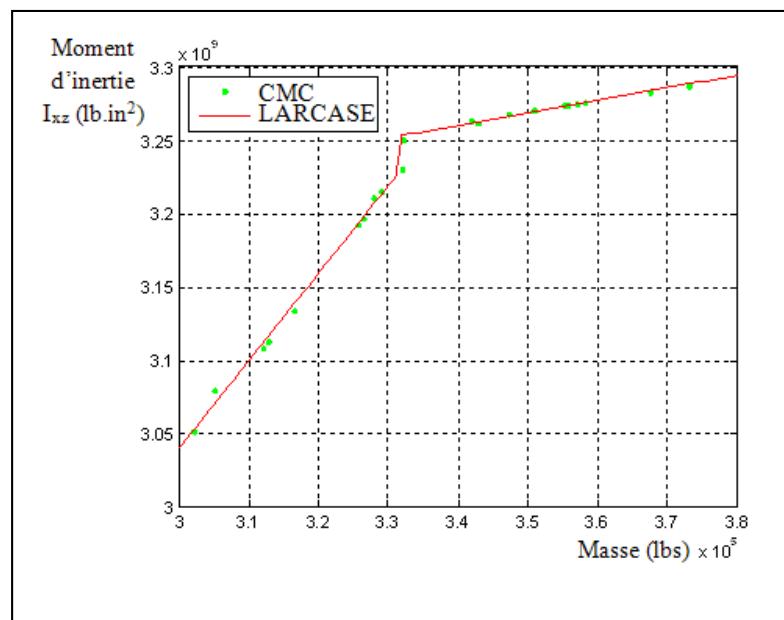


Figure 2.5 Comparaison entre les valeurs du moment d'inertie I_{xz} données par CMC et ceux données par le bloc conçu pour la même gamme de masses

Dans les figures 2.12, 2.13, 2.14 et 2.15, les points représentent les différents moments d'inertie donnés dans l'annexe VII, alors que la ligne représente les valeurs des moments d'inertie données par le bloc Simulink de la figure 2.11. L'erreur relative maximale correspondante à la différence entre les valeurs des moments d'inertie données par CMC et ceux données par le bloc conçu est très faible (de l'ordre de 0.6% pour I_{xx} , 0.1% pour I_{yy} , 0.5% pour I_{zz} et 0.3% pour I_{xz}). Ainsi, les travaux faits sur le bloc de la détermination des moments d'inertie peuvent être validés et on peut inclure ce bloc dans le modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500.

En effectuant cette dernière étape, le bloc de la masse et de l'inertie aura la forme suivante :

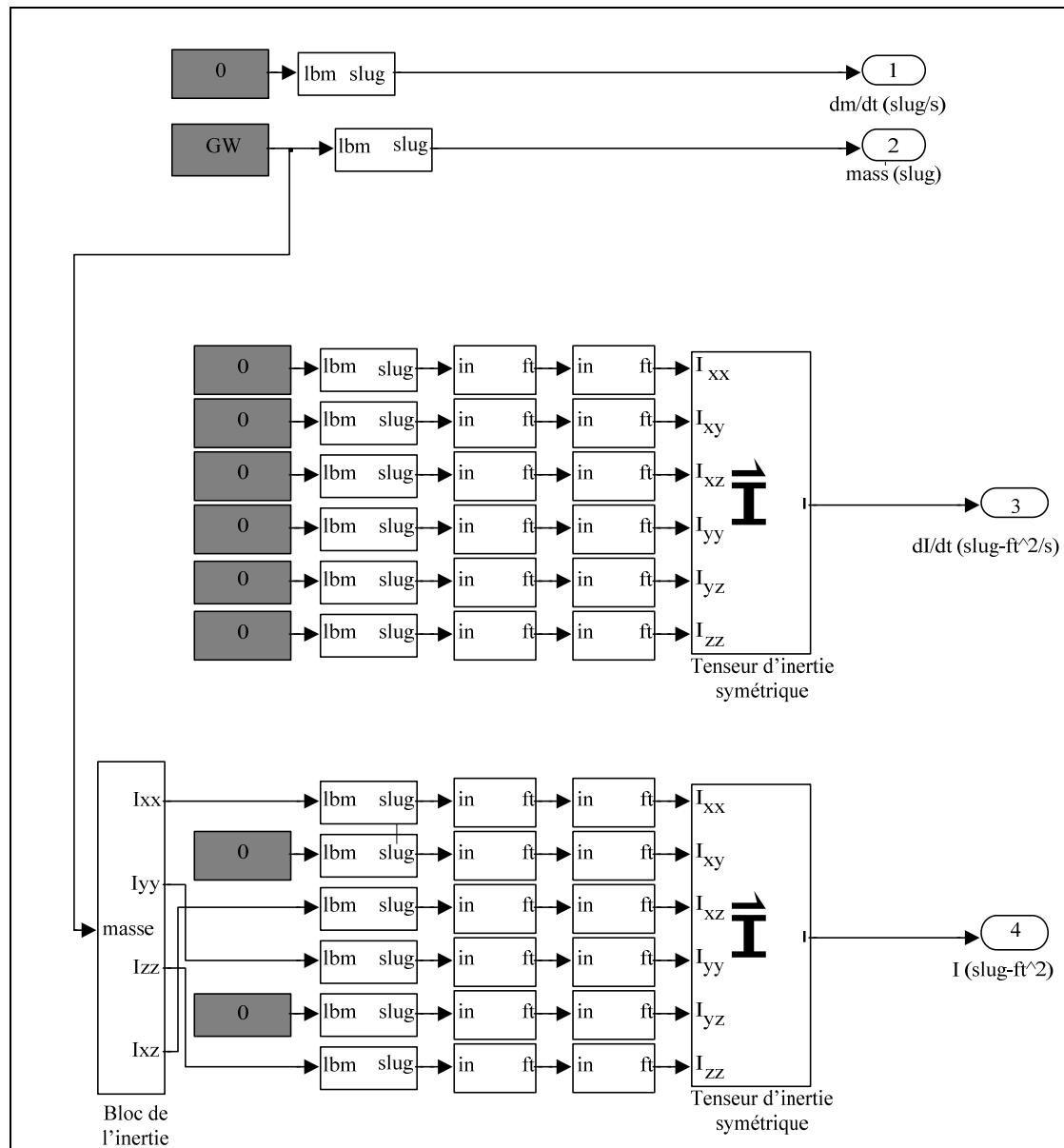


Figure 2.14 Mise en place de la boîte de détermination des moments d'inertie

Dans cette figure, GW indique la masse de l'avion (en anglais : *Gross Weight*). À la sortie du bloc représenté par la figure 2.11, l'unité des moments des inerties I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} et I_{xz} est le $\text{lbs} \cdot \text{in}^2$ et à la sortie du bloc représenté par la figure 2.16, l'unité des ces mêmes moments d'inertie est le $\text{slug} \cdot \text{ft}^2$.

Ainsi, les valeurs des inerties changent en temps réel au cours de la simulation. Le tenseur d'inertie obtenu est ensuite utilisé comme entrée, de même que la masse et la variation de masse pour la boîte 6DoF (*6 Degrees of Freedom*).

2.3.6 Le bloc de visualisation du comportement physique réel de l'avion

Ce bloc utilise comme entrées les différentes positions de l'avion X_e ainsi que les angles d'Euler ϕ , θ et ψ (roulis, tangage et lacet) qui correspondent à son mouvement.

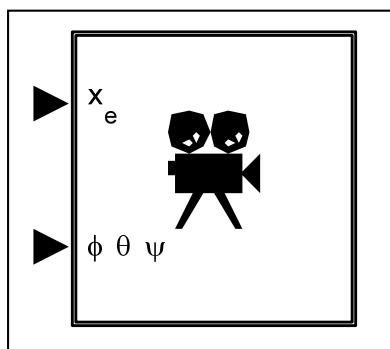


Figure 2.6 Le bloc 6DoF d'animation

Le bloc 6DoF d'animation à l'avantage de visualiser réellement ce que les valeurs obtenues des différentes variables de vitesses et d'angles représentent. En effet la boîte 6DoF de Matlab/Simulink permet de définir les vecteurs des positions et des angles d'Euler en fonction du repère terrestre.

Ces derniers paramètres pris comme des entrées du bloc 6DoF d'animation permettent de visualiser le comportement de l'avion dans un espace à trois dimensions et dans le temps. Ce comportement dépend directement de ces vecteurs.

La figure suivante représente un exemple du comportement physique de l'avion au cours de la simulation :

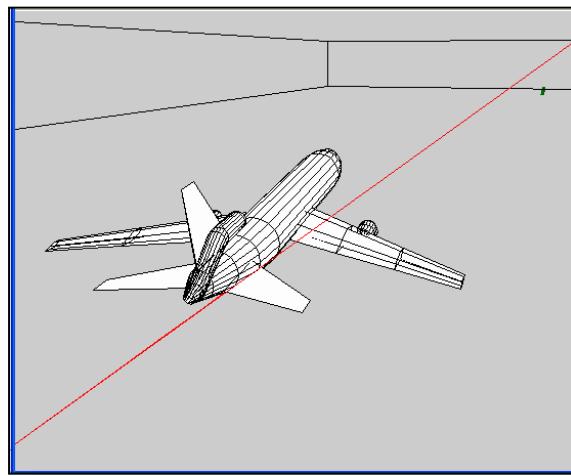


Figure 2.7 Exemple de visualisation du comportement physique de l'avion L1011-500

2.4 Mise en place du modèle global de l'avion L1011-500

À l'origine, seulement la boîte du modèle aérodynamique était présente. Ce modèle aérodynamique a été créé par Bombardier et a été fourni par CMC. Dans le but de la création du modèle global de l'avion L1011, le modèle aérodynamique va accepter en entrée les variables atmosphériques qui sortent de la boîte « Atmosphère », les variables des équations de mouvements qui sortent de la boîte « 6 Degrees of Freedom » ainsi que les variables d'entrées (commandes de vol, poussée, masse, centre de gravité). Seulement les forces et les moments aérodynamiques seront calculés. Ces derniers seront les sorties de ce modèle.

Ainsi à l'aide de tous les blocs Simulink et des équations présentées précédemment, nous avons mis en place le modèle global de l'avion Lockheed L1011 sous Matlab/Simulink.

Ce modèle peut être représenté par le schéma simplifié suivant :

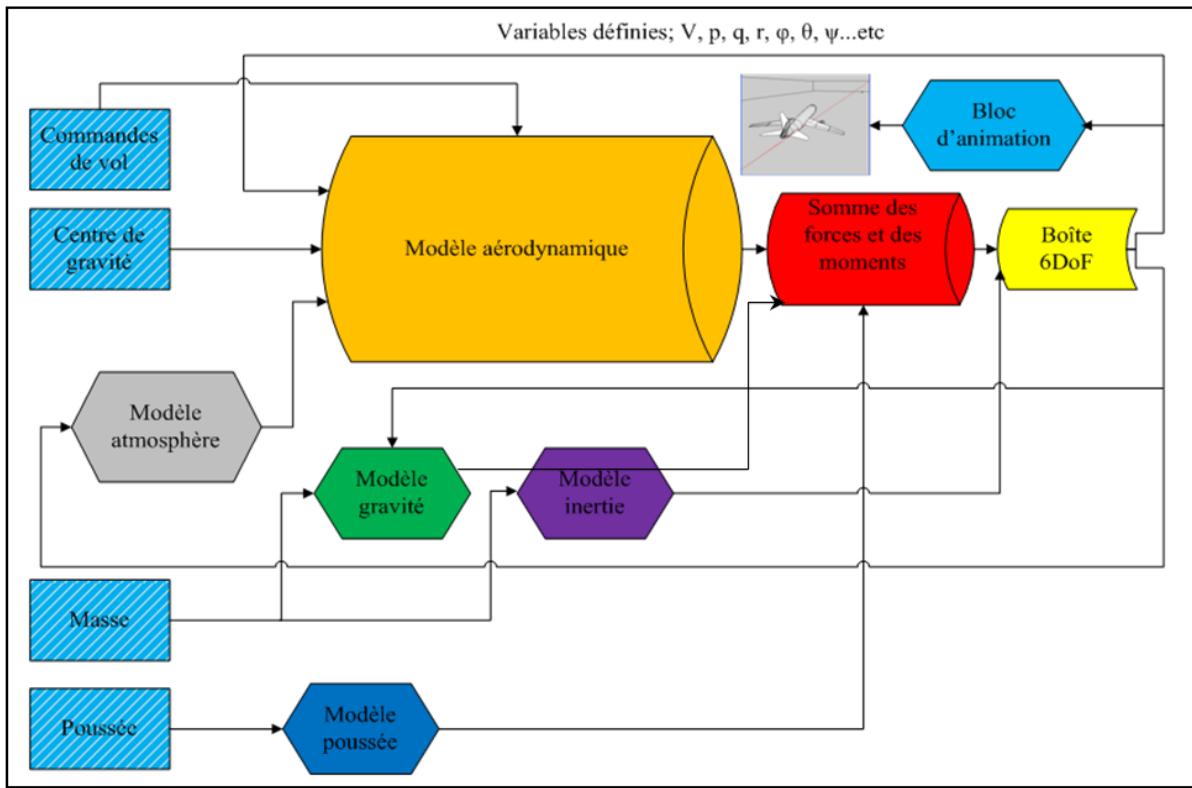


Figure 2.8 Schéma simplifié du modèle global de l'avion L1011-500

La traduction du schéma précédent sous forme d'un modèle Simulink nous donne le modèle de vol global de l'avion L1011-500 représenté dans l'annexe VIII. Dès que le modèle global de l'avion L1011-500 sera conçu, il sera possible de simuler le vol de l'avion et de le visualiser. Mais cette dernière étape ne sera possible que lorsque les différentes valeurs des données d'entrée du modèle global de l'avion L1011-500 seront connues. Ces données sont représentées par les blocs hachurés (figure 2.19) et le processus de leur obtention sera expliqué dans le chapitre 3.

2.5 Conclusion

Le processus de la construction du modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500 se fait par l'ajout de plusieurs blocs Simulink qui permettent de former l'environnement de vol complet de l'avion.

Ainsi, une fois le modèle construit, il suffit de lui affecter des entrées convenables afin de simuler le vol de l'avion et étudier sa stabilité.

CHAPITRE 3

OBTENTION DES ENTRÉES DU MODÈLE GLOBAL DE L'AVION L1011-500

3.1 Introduction

Le commanditaire du projet CMC nous a fait parvenir plusieurs fichiers sources contenant les données des essais en vol des moteurs, et de l'avion L1011.

Dans ce qui suit, nous allons procéder à l'étude et à l'analyse des données correspondantes aux moteurs de l'avion (bloc hachuré de la poussée), afin d'obtenir l'évolution de la poussée dans le temps. Nous allons expliquer le processus de modélisation de la poussée du moteur pour les différents cas de vol de l'avion.

3.2 Analyse des données de la poussée fournis par le commanditaire Esterline-CMC Electronics

La poussée générée par les moteurs est un paramètre important dans le modèle global puisqu'elle intervient d'une façon primordiale dans la compensation de l'avion.

Le commanditaire du projet nous a fourni des données qui expriment la poussée des moteurs de l'avion en fonction du nombre de Mach et du rapport des pressions du moteur EPR. Ces données se présentent sous forme de fichiers Excel qui interpolent le rapport (Poussée/Delta) en fonction du nombre de Mach et de l'EPR, où le paramètre delta est le rapport de pressions entre P_s et P_0 . P_s est la pression atmosphérique statique à une altitude donnée et P_0 la pression au niveau de la mer. Les valeurs numériques de ce tableau ne sont pas présentées à cause de la confidentialité des données.

3.3 Modélisation sous Matlab/Simulink de la poussée de l'avion

Nous avons procédé à la lecture des données des moteurs au format Excel sous Matlab [11]. Pour le moteur de droite, ainsi que le moteur de gauche, l'interpolation du rapport Poussée / Delta en fonction du nombre EPR et du nombre de Mach, est montrée sur la figure suivante :

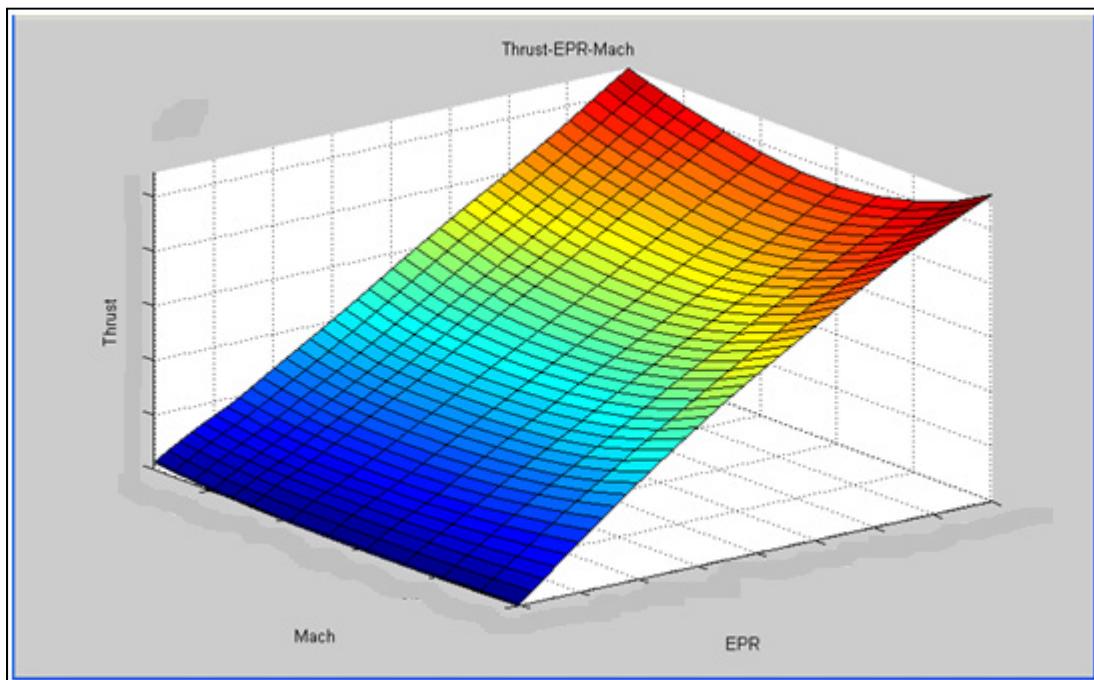


Figure 3.1 Interpolation du rapport poussée/delta en fonction d'EPR et du nombre de Mach pour le moteur à droite et le moteur à gauche

Pour le moteur central, l'interpolation du rapport Poussée / Delta en fonction du nombre EPR et du nombre de Mach, est montré sur la figure suivante :

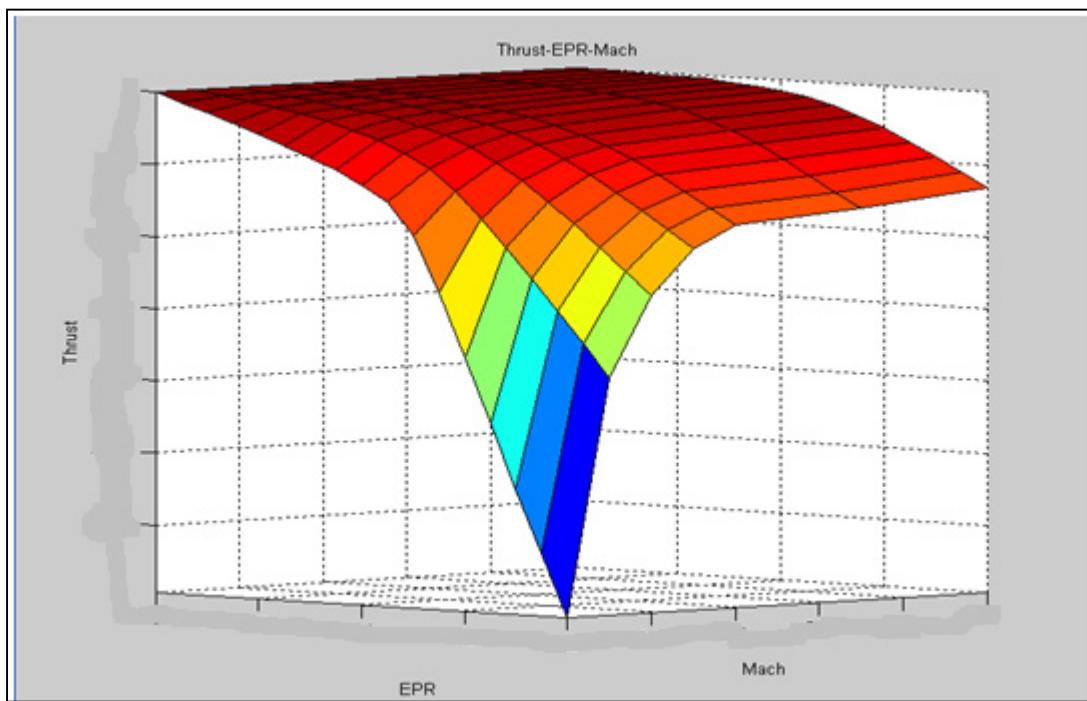


Figure 3.2 Interpolation du coefficient de correction du rapport poussée/delta en fonction d'EPR et du nombre de Mach pour le moteur central

Dans ce projet, nous avons étudié la stabilité du modèle global de l'avion L1011-500. Ce dernier a été conçu sous Simulink, d'où la nécessité d'introduire les différents paramètres (EPR, nombre de Mach, la poussée,...etc) sous un format de données qui puissent être lus par Simulink.

Pour ce faire, nous allons traduire les données des moteurs sous forme d'un bloc Simulink qui à pour entrées la pression ambiante autour de l'avion, le nombre de Mach et les nombres EPR, qui correspondent à chacun des 3 moteurs de l'avion L1011-500. Ces différentes entrées constituent les différentes configurations possibles de l'avion. La sortie de ce modèle global nous donnera la poussée de chacun des trois moteurs pour n'importe quelle configuration de vol.

Le bloc Simulink permettant d'assurer cette fonctionnalité est représenté sur la figure suivante :

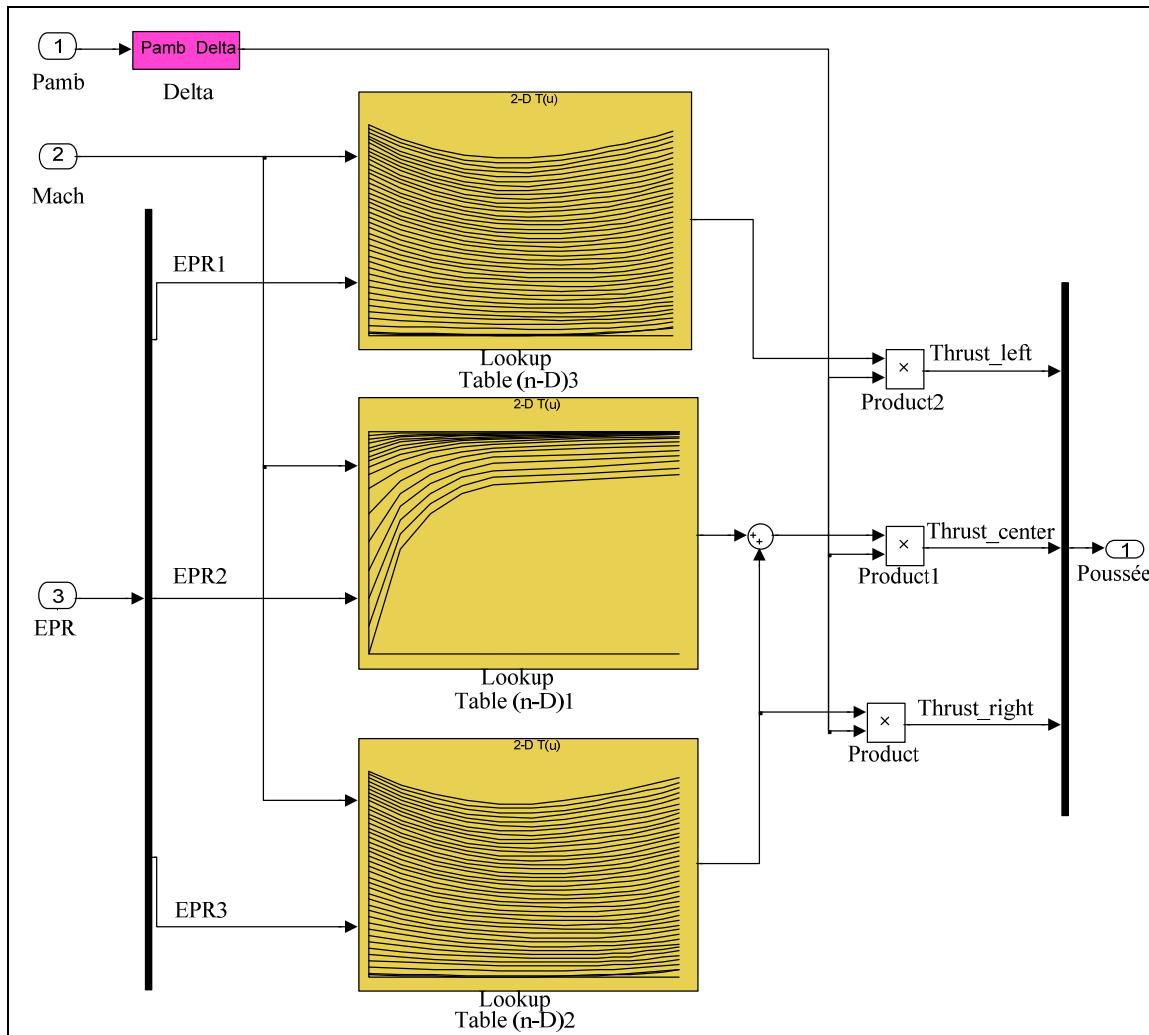


Figure 3.3 Modélisation du bloc Simulink permettant la détermination des poussées des différents moteurs en fonction de la pression ambiante, le nombre de Mach et l'EPR

EPR1, EPR2 et EPR3 sont respectivement les rapports de pressions des moteurs gauche, central et droit.

Ce bloc sera traité indépendamment du modèle global de l'avion L1011-500. Une fois que l'on obtiendra l'évolution de la poussée dans le temps, on ajoutera cette dernière aux autres données des essais en vol. Au nombre de neuf, ces essais reprennent un vol en palier, puis la descente pour différentes configurations de masse et positions du centre de gravité.

Ainsi, les essais en vol contiennent plusieurs possibilités d'évolution des commandes de vol, de la position du centre de gravité et de la masse de l'avion pendant la phase de descente, ce qui permet de construire plusieurs configurations de vol de l'avion.

En tenant compte des valeurs de la position du centre de gravité, de la masse de l'avion, des commandes de vol ainsi que de l'évolution de la poussée (ces paramètres forment les entrées du modèle global de l'avion), nous sommes capables de simuler le modèle global de l'avion L1011-500, de visualiser le comportement physique réel de l'avion L1011 dans le temps et enfin d'analyser la stabilité longitudinale du modèle aérodynamique de notre avion.

3.4 Analyse des différents essais en vol

Comme mentionné dans le paragraphe précédent, les essais en vol fournis sont au nombre de neuf. Chaque test de vol est composé de 450 données qui sont échantillonnées à des fréquences différentes. À cause de ce grand nombre des données, il est primordial de bien choisir les variables à utiliser dans notre étude de stabilité. Ainsi, pour pouvoir valider la stabilité de notre modèle à partir des essais en vol, les différents paramètres à considérer sont la masse de l'avion, la vitesse vraie, l'altitude, l'angle d'attaque, l'assiette longitudinale, l'angle de déflexion des volets, l'angle de déflexion du stabilisateur, la position de la manette des aérofreins, le nombre de Mach, le rapport de pression du moteur et la pression ambiante,...etc.

La poussée de chacun des trois réacteurs n'est pas une donnée disponible des essais en vol. Pour obtenir son évolution dans le temps, il faudra utiliser le bloc Simulink construit dans le paragraphe précédent ainsi que les valeurs de la pression ambiante, du nombre de Mach et

du rapport de pressions du moteur qui sont déjà fournies par les essais en vol, pour obtenir l'évolution de la poussée et l'introduire comme donnée dans les essais en vol.

3.4.1 Les données des essais en vol

Les données des essais en vol proviennent de deux systèmes d'enregistrement différents. Le premier est le système de gestion des informations de l'avion AIMS (*Airplane Information Management System*). À partir de ce système, on obtient un ensemble de mesures analogiques qui sont échantillonnées à différentes fréquences. La deuxième source des données est le système de saisie des données DAS (*Data Acquisition System*). Ce système enregistre les données provenant du système de gestion de vol FMS (*Flight Management System*) et du calculateur de gestion de la poussée TMC (*Thrust Management Computer*).

Le système de gestion des informations de l'avion AIMS et le système de saisie des données DAS contiennent une grande base des données. Cependant, et pour travailler sur notre projet, seul quelques paramètres seront pris en compte pour résoudre le problème de l'instabilité longitudinale du modèle aérodynamique de l'avion L1011, pour des angles de bord de fuite supérieurs ou égales à 4 degrés. Le tableau 3.1 montre les paramètres nécessaires pour l'analyse du comportement global de l'avion et en particulier de son comportement longitudinal, le système avec lequel ces paramètres sont mesurés ainsi que les fréquences de ces systèmes [12]:

Tableau 3.1
Les données nécessaires dans l'étude de la stabilité de l'avion

Quantité	Système	Fréquence d'échantillonnage
Vitesse vraie (<i>TAS</i>)	AIMS	1 Hz
Altitude	AIMS	1 Hz
Altitude de tangage (<i>Pitch altitude</i>)	AIMS	4 Hz
Angle d'attaque	AIMS	4 Hz
Le Cap (<i>Heading</i>)	AIMS	1 Hz
Altitude de roulis (<i>Roll Attitude</i>)	AIMS	4 Hz
Position des volets	AIMS	1 Hz
Position du stabilisateur	AIMS	4 Hz
Deporteur (<i>Spoiler 1, 2, 4</i>)	AIMS	8 Hz
Vitesse-sol (<i>Ground speed</i>)	AIMS	1 Hz
Poids brut (<i>Gross weight</i>)	AIMS	1 Hz
Train en mouvement (<i>Gear in transit</i>)	AIMS	1 Hz
<i>Gross weight</i>	AIMS	1 Hz
Contrôle direct de portance (<i>Direct Lift Control DLC</i>)	AIMS	1 Hz
Trains d'atterrissage (<i>Landing Gear</i>)	Obtenu à partir du paramètre <i>Gear in Transit</i>	1 Hz
Position des manettes de gaz (<i>Throttle position ATLA</i>)	DAS	16 Hz
Position de la poignée des aérofreins (<i>Speed brake handle position</i>)	Obtenu par interpolation	Sans objet
Centre de gravité (<i>Center of gravity</i>)	Obtenu de CMC-Electronis Esterline	Sans objet
Rapport de pression moteur EPR (<i>Engine pressure ratio</i>)	AIMS	1 Hz

La valeur du paramètre *Gear in Transit* (0 ou 1) représente l'utilisation du train d'atterrissage (0 indique que le train d'atterrissage n'est pas utilisé, alors que 1 indique que le train d'atterrissage est utilisé).

Comme pour la poussée, les valeurs correspondantes à l'utilisation du train d'atterrissement ne sont pas disponibles parmi les données des tests de vol. Pour les obtenir, nous avons recouru à un *script* Matlab, tout en sachant que celui-ci change après une activation du signal *Gear in Transit* et que le train d'atterrissement est toujours déployé pendant l'atterrissement. Les valeurs du centre de gravité pour chacun des essais en vol sont fournies par CMC Electronics – Esterline.

En consultant les différentes données du système DAS ainsi que du système AIMS, on constate que les fréquences d'échantillonnage de ces données sont variables et que la plus basse fréquence d'échantillonnage est de 1 Hz. Ainsi, et pour obtenir une base des données commune, exploitable et efficace dans l'étude de notre projet, nous allons échantillonner les différents paramètres à la même fréquence afin de normaliser les données sur la même fréquence d'échantillonnage de 1 Hz.

Le système AIMS enregistre le temps d'évolution des différents paramètres donnés alors que le système DAS ne le fait pas. Puisque le temps est un paramètre intéressant dans notre étude, on peut l'inclure dans la base des données correspondante au système DAS. Cette dernière tâche est assurée par la fréquence d'échantillonnage de 16 Hz tout en sachant l'instant de la première mesure prise par ce système, c'est-à-dire le temps initial du test. La valeur de cet instant est enregistrée par le système DAS dans la variable « *basetime* ».

L'analyse et l'exploitation des données du système AIMS nécessite le filtrage des différentes mesures fournis par ce système. Le script Matlab a été modifié dans le but de faciliter l'analyse des données. Finalement, nous avons construit un script Matlab afin de présenter les différentes données et les utiliser d'une façon directe et simple.

Le diagramme conceptuel suivant résume les différents tâches expliqués précédemment et explique le processus de traitement des données issus des systèmes AIMS et DAS jusqu'à leur exploitation.

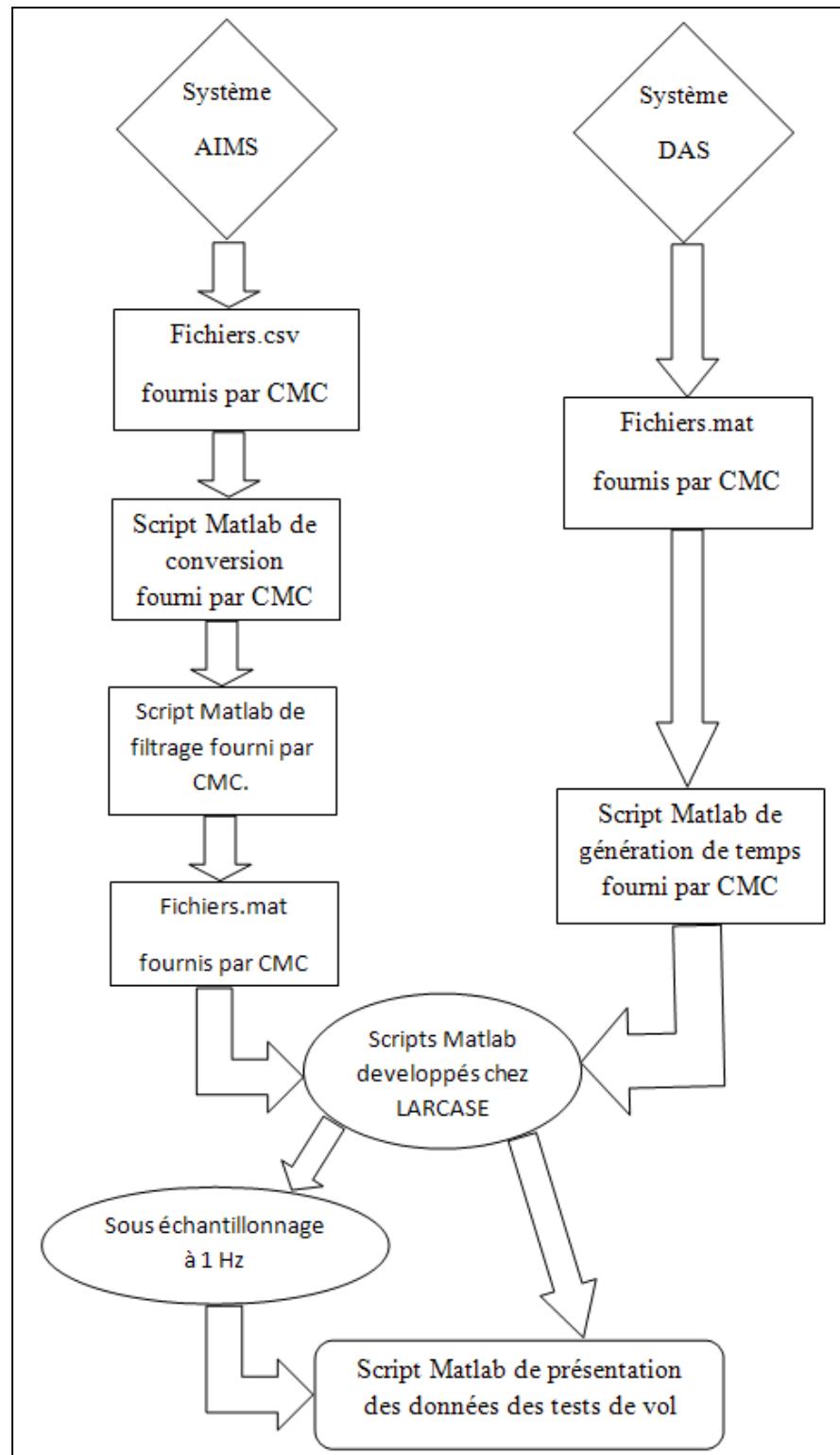


Figure 3.4 Traitement des données des tests de vol à partir des systèmes AIMS et DAS

Une fois que les données des systèmes AIMS et DAS sont synchronisés, nous avons recours aux moyens de présentation des ces données pour leur utilisation. Ainsi, nous avons développé une interface pour la présentation, l'affichage et le découpage des différents tests de vol fournis. Cette interface permet d'afficher sélectivement les paramètres dont l'utilisateur a besoin et découper les segments de vol qui sont pertinents à l'analyse. La figure (3.5) montre le concept de cette application, ainsi que la manière par laquelle nous pouvons choisir les paramètres à afficher.

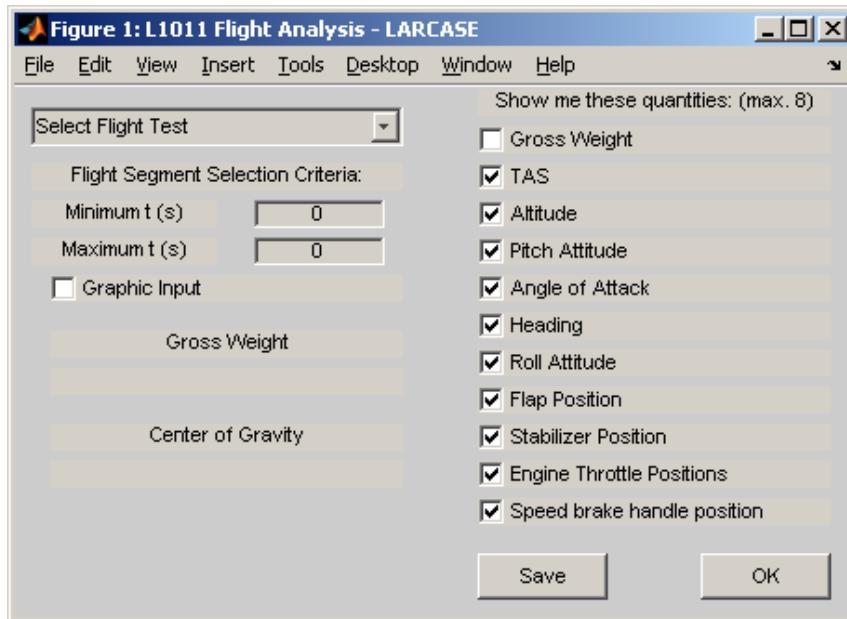


Figure 3.5 Interface d'analyse des différents tests de vol

Plusieurs paramètres de cette interface sont tracés dans les annexes IX-XVI en fonction du temps. Ainsi, à l'aide de cette interface on peut avoir les différentes données correspondantes au bloc hachuré de la masse, bloc hachuré du centre de gravité ainsi que celui des commandes de vol (voir figure 2.19).

3.4.2 Présentation et description des différents tests de vol

Chacun des 9 tests de vol représente une situation de vol réelle de l'avion au cours de la phase d'approche. Dans chaque test, les différents paramètres de l'avion (altitude, masse, position des volets de bord de fuite, position des aérofreins,...etc.) sont enregistrés au cours du temps et leur évolution est présentée sous forme de courbes. Pour que ces courbes soient bien visibles dans ce rapport, nous avons minimisé le nombre de paramètres à afficher. Dans ce qui suit, nous allons citer les différents tests fournis par le commanditaire et qui seront l'outil de base pour étudier la stabilité du modèle aérodynamique de l'avion L1011 Tristar, puisqu'ils contiennent tous les entrées du modèle.

3.4.2.1 Le test de vol F07-22-04-10

L'évolution des différents paramètres de l'avion au cours de ce test sont présentés dans l'annexe IX.

On remarque bien ici que le pilote a suivi une procédure d'atterrissement normal, mais a remis le gaz à l'instant 1.95×10^4 sec puisqu'il n'a pas trouvé les conditions favorables pour le décollage.

Dans ce projet, on s'intéresse à la stabilité du modèle de dynamique de vol de l'avion L1011 Tristar pendant le déploiement des volets de bord de fuite. Ainsi, dans les différents tests de vol, nous allons nous concentrer uniquement sur l'étude des zones où il y a eu déploiement des volets de bord de fuite. Par exemple, dans ce test, il existe deux zones pendant lesquelles les volets de bord de fuite sont utilisés. Une fois que la zone d'étude est limitée, on peut découper cette zone en différents sous-zones et sauvegarder les données qui correspondent à chacune dans un fichier .mat et les utiliser pour nos analyses ultérieures.

Le poids au décollage ici est de 170000 kg, alors que le centre de gravité est à 32% de la corde aérodynamique moyenne (*Mean Aerodynamic Chord*) *MAC* (poids moyen et centre de gravité à l'arrière).

3.4.2.2 Le test de vol F12-01-06-10

L'évolution des différents paramètres de l'avion au cours du test F12-01-06-10 sont définis dans l'annexe X.

Dans ce test de vol, on retrouve la même procédure d'atterrissement que dans le test précédent. En fait ici aussi, le pilote a refait la procédure de décollage en remettant le gaz. Le segment de vol pertinent à l'analyse de la stabilité de notre modèle commence aux alentours de $t = 5.730 \times 10^3$ sec et se termine à l'instant $t = 6.090 \times 10^3$ sec. Pendant cet intervalle de temps, la vitesse est en dessous de 190 nœuds et les volets sont déployés entre 4 et 33 degrés. Le poids au décollage est de 146000 kg alors que le centre de gravité est à 32% de la MAC (poids léger et centre de gravité à l'arrière).

3.4.2.3 Le test de vol F14-10-06-10

L'annexe XI présente l'évolution des différents paramètres de l'avion au cours de ce test.

Le segment du test où l'on déploie les volets de bord de fuite commence à $t = 3.88 \times 10^4$ sec et se termine à l'instant $t = 3.93 \times 10^4$ sec. Pendant cet intervalle de temps, la vitesse est en dessous de 200 nœuds, le poids au décollage est de 236000 kg, alors que le centre de gravité est à 18% de la MAC (poids lourd et centre de gravité à l'avant).

3.4.2.4 Le test de vol F19-17-08-10

La variation des paramètres de l'avion au cours de ce test sont présentés dans l'annexe XII.

Ce test est le troisième test de vol où la procédure de décollage se fait en remettant le gaz. Pour ce test, on voit que l'implémentation des volets avant le vrai décollage commence à l'instant $t = 7900$ sec et se termine à l'instant $t = 8500$ sec. Pendant cet intervalle de temps, la vitesse est en dessous de 200 nœuds, le poids au décollage est de 145,000 kg, alors que le centre de gravité est à 33% de la MAC (poids léger et centre de gravité à l'arrière). En

suivant l'évolution de la masse au cours du temps, on voit que la procédure d'atterrissement se fait avec un avion léger.

3.4.2.5 Le test de vol F24-21-09-10

L'annexe XIII présente la variation des quelques paramètres de l'avion au cours de la période du temps fixé précédemment.

Dans ce test, nous allons concentrer notre analyse de stabilité de l'avion dans la période limitée par l'instant $t = 3.12 \times 10^4$ s et l'instant $t = 3.18 \times 10^4$ s. En fait, l'implémentation des volets entre des angles de 4 degrés et de 33 degrés se fait dans cette période. On constate que durant cette période, la vitesse est en dessous de 350 nœuds. Le poids au décollage est de 231000 kg alors que le centre de gravité est à 18% de la MAC (poids lourd, centre de gravité à l'avant).

3.4.2.6 Le test de vol F25-24-09-10

L'annexe XIV présente l'évolution des paramètres de l'avion dont nous avons besoin dans nos études ultérieures.

Dans ce test aussi, on trouve la procédure de décollage avec la remise de gaz.

Ainsi, la période sur laquelle nous allons nous concentrer est celle située juste après la remise de gaz. Cette période se situe entre l'instant $t = 1.97 \times 10^4$ s et l'instant $t = 2.1 \times 10^4$ s. On constate que pendant cette période, la vitesse est en dessous de 220 nœuds, le poids au décollage est de 180000 kg alors que le centre de gravité est à 23% de la MAC (poids moyen et centre de gravité à l'avant).

3.4.2.7 Le test de vol F27-03-11-10

L'annexe XV représente l'évolution des différents paramètres de l'avion au cours de cet intervalle du temps.

Il s'agit d'une autre procédure d'atterrissement avec remise de gaz, où l'implémentation des volets commence à l'instant $t = 8500\text{s}$ jusqu'à l'instant $t = 9100\text{s}$. La vitesse ici est en-dessous de 240 noeuds, le poids au décollage est de 150000 kg alors que le centre de gravité est à 23% de la MAC (poids léger et centre de gravité à l'avant).

3.4.2.8 Le test de vol F28-04-11-10

Pour ce test, on trouve l'évolution des différents paramètres de l'avion dans l'annexe XVI.

Dans ce test, le déploiement des volets de bord de fuite se fait entre les instants $t_1 = 1.815 \cdot 10^4\text{s}$ et $t_2 = 1.87 \cdot 10^4\text{s}$. Ainsi, nous allons concentrer l'étude de la stabilité du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500 dans la période délimitée par les 2 instants t_1 et t_2 . Dans cette période, la vitesse reste en-dessous de 250 noeuds, le poids de décollage est de 179000 kg, alors que le centre de gravité est à 26% de la MAC (poids moyen et centre de gravité à l'arrière).

À ce stade, nous avons tout ce qu'on a besoin comme outil pour simuler correctement le modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011 décrit dans la figure 2.14 et vérifier sa stabilité. L'étude de la stabilité de ce modèle sera faite dans le chapitre 4.

3.5 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons analysé les différentes données dont nous avons besoin pour la simulation du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500 pendant la phase de descente. Ceci va nous permettre de suivre le comportement du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500 et le comparer avec les données de vol d'un avion réel. Cette comparaison peut permettre de valider les différentes démarches de notre étude tout en tenant compte des marges de tolérances définies par l'industrie aéronautique.

CHAPITRE 4

SIMULATION DU MODÈLE DE DYNAMIQUE DE VOL DE L'AVION L1011-500 SOUS MATLAB/SIMULINK ET ÉTUDE DE SA STABILITÉ

4.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons analyser les différentes données dont nous avons besoin pour la simulation du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500 pendant la phase de descente, dans le but de comparer le modèle aérodynamique de l'avion L1011-500 avec les données de vol réelles. Cette comparaison peut permettre de valider les différentes démarches de notre étude tout en tenant compte des marges de tolérances définies par l'administration fédérale de l'aviation FAA.

4.2 Simulation directe du modèle de dynamique de vol global de l'avion L1011-500 sous Matlab/Simulink

Pour une configuration de vol considérant l'angle des volets de bord de fuite égal à zéro, la simulation du modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500 nous permet de visualiser un avion volant de façon parfaitement stable comme la montre la figure suivante :

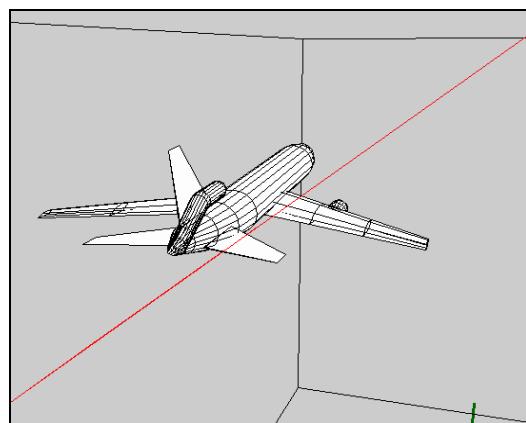


Figure 4.1 Comportement de l'avion avec l'angle des volets de bord de fuite égal à 0

Les paramètres de cette configuration de vol sont décrits dans le tableau présenté dans l'annexe XVII.

La visualisation du comportement de l'avion pour cette configuration de vol montre que le modèle aérodynamique global développé est stable dans son comportement longitudinal ainsi que latéral, mais pour des angles de volets de bord de fuite égales à zéro.

Dans la figure 4.2, nous avons pris la même configuration de vol précédente, mais avec un angle des volets de bord de fuite différent de 0. La simulation du modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500 sous Matlab/Simulink ne donne pas de bons résultats. En fait, l'avion suit une trajectoire incontrôlable et se comporte d'une façon complètement instable.

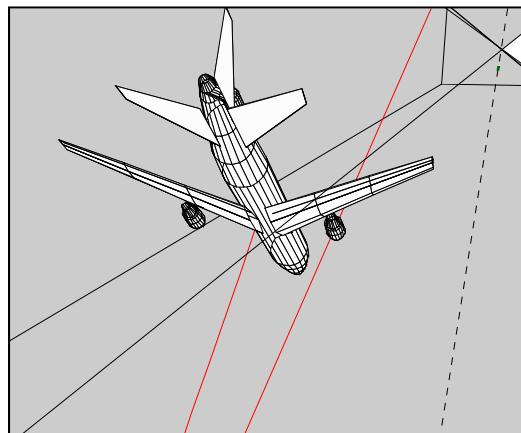


Figure 4.2 Comportement de l'avion
avec un angle de volets de bord
de fuite différent de 0

En effectuant plusieurs tests avec différents angles des volets de bord de fuite et en suivant à chaque fois le comportement de vol de l'avion L1011-500, on voit à chaque test une instabilité en mode longitudinal.

4.3 Interprétation des résultats

Le comportement longitudinal instable de l'avion avec volets peut être expliqué par plusieurs raisons : angle de compensation (angle de *trim*) inconnu, les hypothèses prises sur les coefficients d'incrémentation dCD , dCL et dCM ($dCD = 0$, $dCL = 0$, $dCM = 0$),...etc. Notre mission a été de trouver des solutions pour se rapprocher le plus possible du comportement réel de l'avion. Ces solutions peuvent être établies sous forme des modifications ajoutées au niveau du modèle Simulink de dynamique de vol global de l'avion L1011 et/ou sous forme de programmes Matlab ajoutés et qui vont contrôler l'évolution de quelques paramètres du modèle Simulink global au cours du temps. La recherche de ce type de solutions nécessite une grande connaissance de l'environnement de travail Simulink ainsi que de Matlab. Le livre de Richard D. Colgren [13] nous a grandement aidé à acquérir les connaissances de base pour travailler sur ces logiciels.

Pour que le modèle global que nous avons créé suive le même comportement de vol que l'avion Lockheed L1011 réel, il a fallu régler son instabilité longitudinale. Théoriquement, ce réglage peut être assuré en faisant varier la poussée, les coefficients aérodynamiques longitudinaux (coefficient de portance C_L , coefficient de trainée C_D et le coefficient de moment de tangage C_M) ainsi que les angles instantanés de compensation des surfaces mobiles qui influencent directement le comportement longitudinal de l'avion (l'angle du stabilisateur, l'angle d'incidence...etc) [8]. Par exemple, le compensateur de profondeur permet de maintenir une gouverne de profondeur dans une position permettant l'équilibre de n'importe quel avion sur l'axe de tangage. Ainsi, dans notre cas, la poussée, les angles instantanés de déflexion du stabilisateur et des élévateurs nécessaires pour la compensation du modèle aérodynamique de l'avion L1011 ainsi que les différents coefficients aérodynamiques longitudinaux devaient être analysés puisqu'ils sont les paramètres primordiaux dans le maintien de la stabilité longitudinale de l'avion au cours du temps et de sa compensation à n'importe quel moment.

4.4 Méthode utilisée pour la stabilisation du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500

4.4.1 Présentation de la méthode

À partir des résultats précédents montrés dans la section 4.2, on constate que la stabilisation de l'avion ne peut être assurée que par la minimisation de la variation des paramètres longitudinaux. Le principe est alors de rendre nulles les variations des 4 variables longitudinales qui sont les composantes u et w de la vitesse, l'angle d'inclinaison longitudinale θ ainsi que la vitesse de tangage q . Théoriquement, si ces paramètres restent constants, le vol restera longitudinalement stable.

En prenant une configuration de vol initiale qui définit l'allure des variables longitudinales ainsi que des autres paramètres de vol de l'avion (la vitesse vraie, la poussée, l'angle de pente γ , la configuration donnée des aérofreins, un angle des volets à fente, un angle des volets de bord de fuite, une masse...etc), nous avons conçu un programme Matlab dont le but est la compensation des 3 paramètres longitudinaux qui sont l'angle d'incidence, l'angle du stabilisateur *stab* ainsi que la poussée. Nous avons pris comme entrées pour la fonction de compensation la vitesse vraie de l'avion, l'angle de pente de l'avion, l'angle des aérofreins, l'angle des volets à fente et l'angle des volets de bord de fuite.

Le principe de la fonction de compensation peut être représenté par la figure suivante :

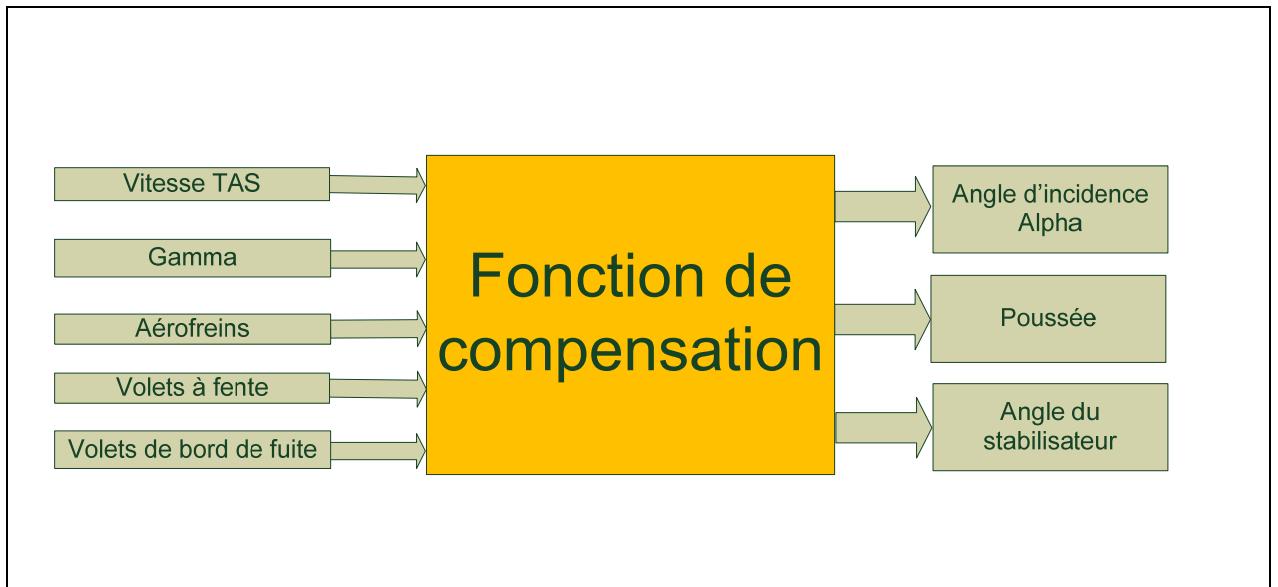


Figure 4.3 Schéma de la fonction de compensation qui permet de déterminer les sorties nécessaires pour assurer la stabilité de l'avion à son point de départ

Ainsi, pour une configuration de vol donnée, cette fonction de compensation prend la vitesse, l'angle γ , l'angle des aérofreins, l'angle des volets à fente et l'angle des volets de bord de fuite comme entrées et calcule les valeurs compensées de l'angle d'incidence, de la poussée ainsi que l'angle du stabilisateur en sortie. Ces derniers représentent les valeurs nécessaires à donner à l'angle d'incidence, la poussée ainsi que l'angle du stabilisateur, afin d'assurer un comportement longitudinal stable de l'avion.

La compensation est assurée en calculant les dérivées des différentes variables longitudinales (u, w, q, θ) qui seront regroupées dans un vecteur. La fonction de compensation fait ensuite appel à une autre fonction permettant la minimisation des composantes de ce dernier vecteur. Cette dernière fonction est appelée fonction de coût. Le passage par cette fonction de coût assure le calcul des valeurs compensées de l'angle de déflexion du stabilisateur, de la poussée et de l'angle d'incidence.

4.4.2 Validation de l'étude à partir des travaux faits par CMC Electronics-Esterline sur leur propre modèle aérodynamique (celui fait par Bombardier Aerospace et modifié par CMC)

4.4.2.1 Validation statique de notre étude

La validation statique de notre modèle aérodynamique global consiste à simuler le modèle aérodynamique et comparer, pour un point choisi de la configuration de vol de l'avion, les paramètres du modèle aérodynamique compensés dans notre étude avec le même type des paramètres, mais trouvés par les travaux de compensation faits par l'entreprise CMC sur leur propre modèle aérodynamique.

L'étude de la compensation de l'avion se fait sans changement des manœuvres de contrôle, d'où l'appellation validation statique. En fait, CMC nous a envoyé 6 tests de compensation (ces tests sont faits sur le modèle aérodynamique fait par Bombardier Aerospace et modifié par CMC) dont chacun correspond à une configuration de vol de l'avion (ces tests ne seront pas présentés dans le rapport à cause de la confidentialité des données). Pour chaque test, l'avion vole selon une configuration de vol différente.

Les paramètres de la configuration de vol de chacun des 6 tests sont décrits dans le tableau suivant [14]:

Tableau 4.1
Configurations des vols correspondants aux 6 tests de vol

Tests	Altitude (pieds)	Position du train d'atterrissement (0 si rétracté et 1 si sorti)	Vitesse vraie (knots)	Angle des volets de bord de fuite (deg)	Position du centre de gravité X_{cg}	Masse (lb)
1	10000	0	250	0	34%MAC	373000
2	10000	0	250	0	16%MAC	373000
3	25000	0	421.41	0	34%MAC	373000
4	43000	0	481.47	0	34%MAC	373000
5	10000	0	190	4	34%MAC	373000
6	10000	0	170	10	34%MAC	373000

Pour chaque test de vol, nous avons pris les entrées de la fonction de compensation montrées dans la figure 4.3 (La vitesse vraie, l'angle de la pente, l'angle des aérofreins, l'angle des volets à fente et l'angle des volets de bord de fuite), à partir d'une des configurations de vol décrites dans le tableau ci-dessus et nous avons simulé le modèle aérodynamique sous Matlab/Simulink. Après la réalisation de la compensation de l'avion, les paramètres de sortie de la fonction de la compensation ont été enregistrés et comparés avec le même type des sorties (angle d'incidence α , poussée, angle du stabilisateur) compensées et trouvées par CMC, ceci pour la même configuration de vol.

Après la simulation de chaque test de vol, les résultats correspondants aux sorties de la fonction de compensation appliquée à notre modèle construit, ainsi que les résultats

correspondants a ce même type des sorties, mais trouvés par CMC, ont été rassemblés dans le tableau suivant [14] :

Tableau 4.2

Comparaison entre les sorties de la fonction de compensation appliquée à notre modèle et le même type des sorties trouvés par CMC pour les 6 tests de vol

Numéro du Test	Simulé par	Flap (deg)	Gamma	TAS (knots)	Angle d'incidence (deg)	Angle de tangage (deg)	Angle du stabilisateur (deg)	Poussée (lb)
1	CMC	0	0	288.7	5.196	5.196	-1.231	20618
	LARCASE	0	0	288.7	5.198	5.198	-1.265	20595
2	CMC	0	0	288.7	5.675	5.675	-3.106	20642
	LARCASE	0	0	288.7	5.668	5.669	-3.133	20618
3	CMC	0	0	421.4	3.631	3.631	-0.8831	21520
	LARCASE	0	0	421.4	3.6303	3.631	-0.89681	21496
4	CMC	0	0	481.8	4.419	4.419	-1.096	25887
	LARCASE	0	0	481.8	4.419	4.419	-1.101	25853
5	CMC	4	0	220.1	9.092	9.092	-4.459	29011
	LARCASE	4	0	220.1	9.091	9.092	-4.468	28977
6	CMC	10	0	197.1	9.907	9.907	-4.687	32889.75
	LARCASE	10	0	197.1	9.906	9.906	-4.698	32850

En consultant le tableau ci-dessus, on voit que les valeurs de sortie de notre environnement de simulation (composé du modèle aérodynamique global et de la fonction de compensation) sont très proches des valeurs trouvés par CMC en travaillant sur leur propre environnement. La comparaison de ces résultats se fait selon une configuration de vol fixe, d'où la validation statique de notre étude.

4.4.2.2 Validation dynamique de notre étude

Pour assurer la validation dynamique du modèle aérodynamique global de l'avion ainsi que la fonction de compensation, l'entreprise CMC nous a fourni des tests de 20 à 40 secondes (ces tests ne seront pas présentés dans le rapport à cause de la confidentialité des données) qui mettent en évidence des manœuvres sur chacune des gouvernes de l'avion, d'où l'appellation validation dynamique.

Ces tests sont au nombre de 3 et ils présentent une variation des manœuvres sur les déporteurs, sur la poussée ainsi que sur le stabilisateur, pour la même configuration de vol initiale. Les paramètres de cette configuration initiale sont décrits par le tableau de l'annexe XVII.

En tenant compte des variations de ces commandes, on simule le modèle aérodynamique global. Pour ceci, nous avons pris la même variation des manœuvres que dans les tests fournis par CMC comme entrée pour le modèle aérodynamique global. Puis, en utilisant la fonction de compensation, on compare les sorties de notre modèle aérodynamique (altitude, angle d'incidence α , angle de tangage θ , γ , le taux de la vitesse angulaire q) avec les sorties déjà trouvés par l'entreprise CMC dans les 3 tests.

Les résultats de la simulation et de la comparaison des sorties de notre modèle avec ceux trouvés par l'entreprise Esterline CMC Electronics [15] donnent les courbes suivantes :

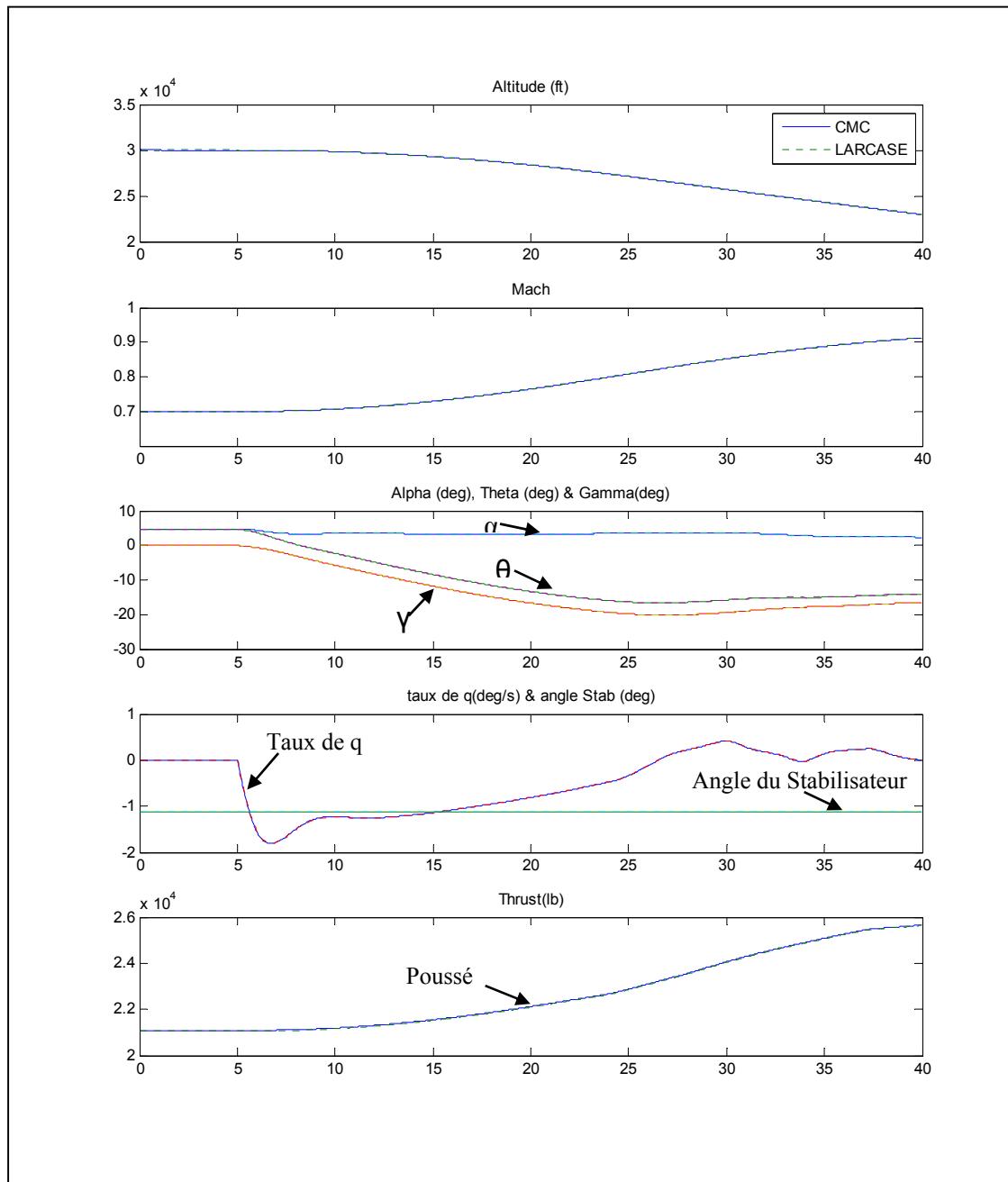


Figure 4.4 Comparaison entre les réponses du modèle aérodynamique construit et les réponses fournies par CMC pour un échelon d'angle des déporteurs

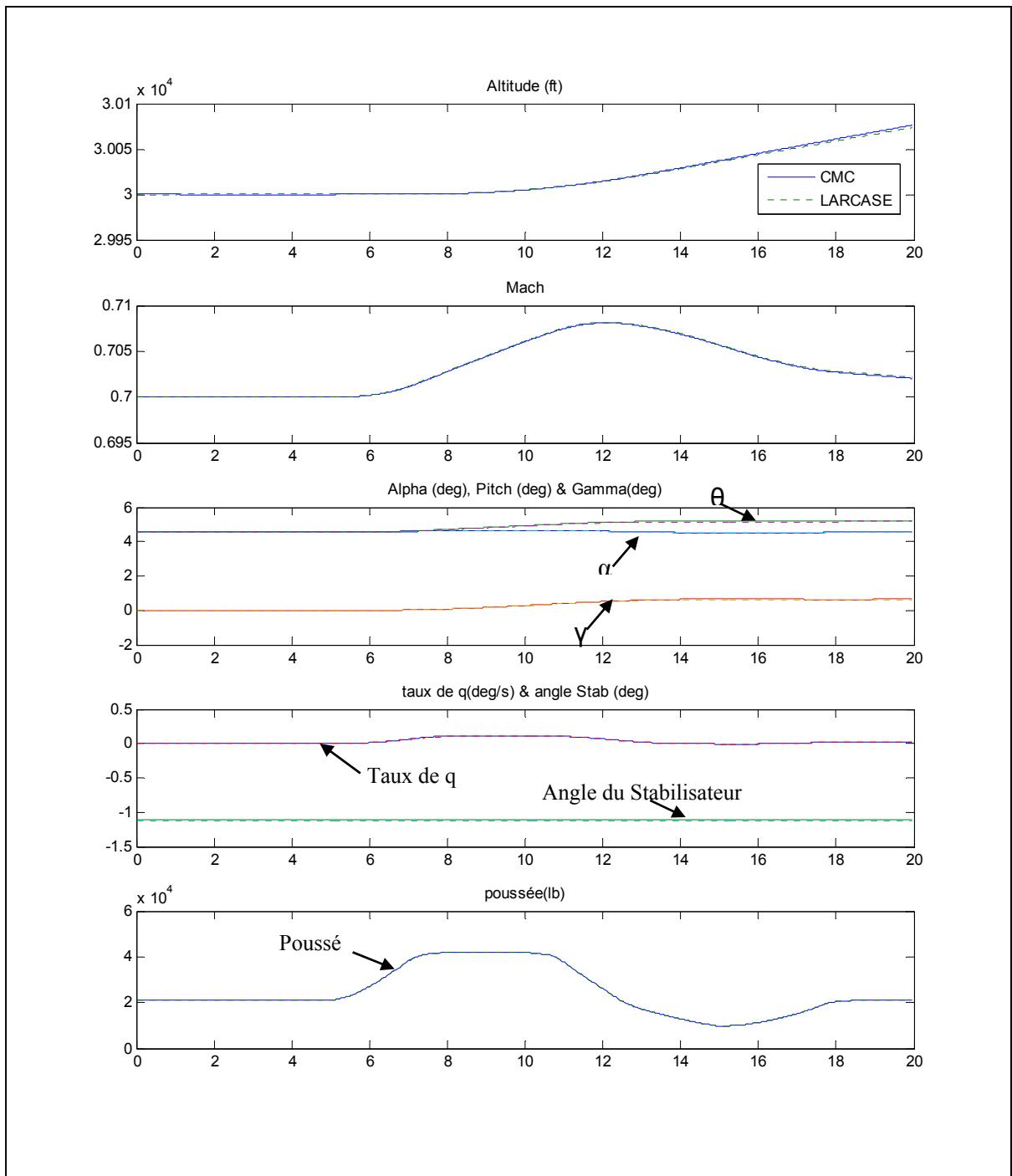


Figure 4.5 Comparaison entre les réponses du modèle aérodynamique et les réponses fournies par CMC pour un échelon de la poussée

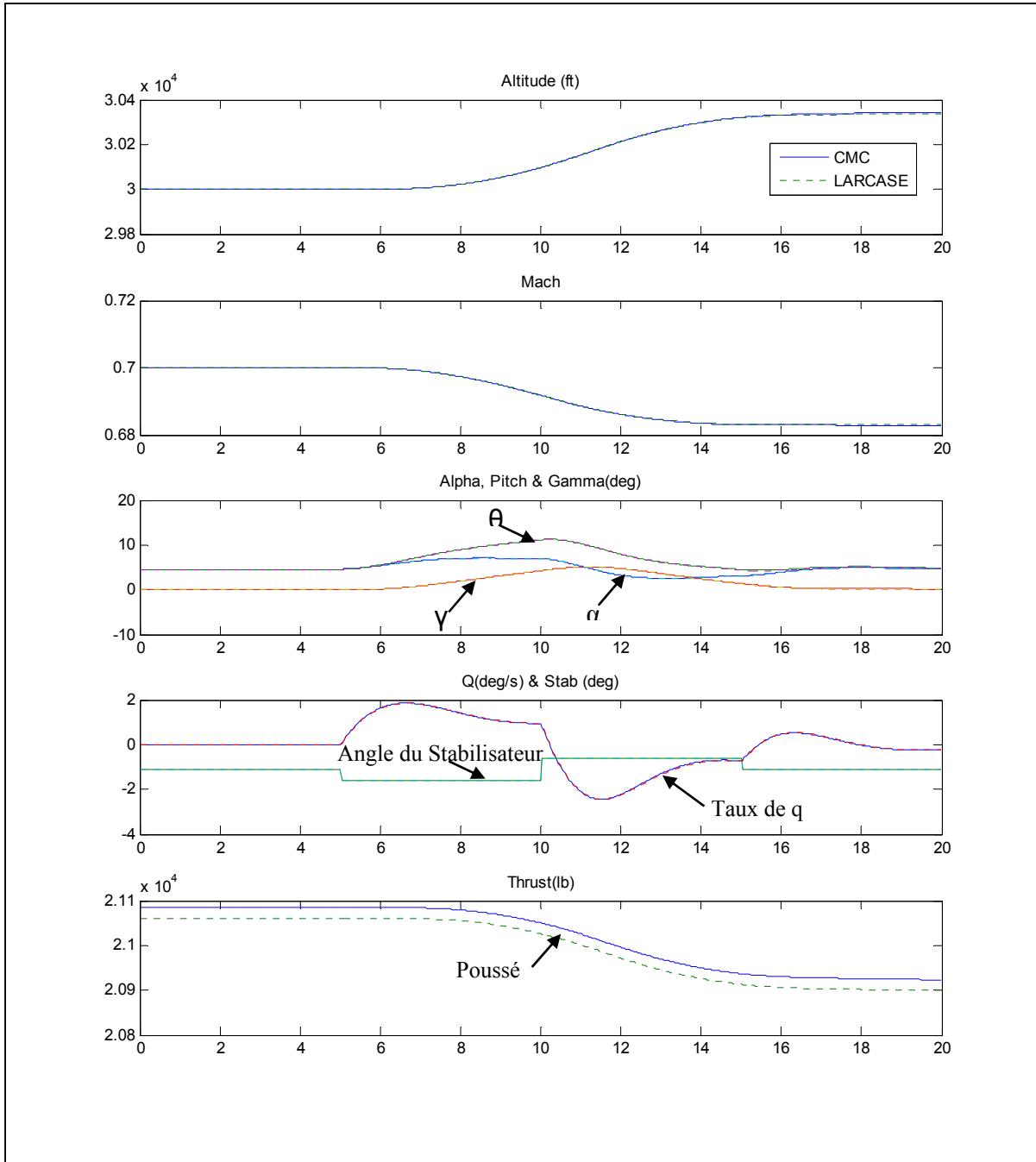


Figure 4.6 Comparaison entre les réponses du modèle aérodynamique et les réponses de CMC pour un échelon du stabilisateur

Les courbes ci-dessus représentent l'évolution des paramètres de vol en réponse à des changements de manœuvres appliquées respectivement aux déporteurs, à la poussée ainsi qu'au stabilisateur. En prenant les mêmes manœuvres d'entrée, les sorties de notre modèle

aérodynamique global sont ensuite comparés avec le même type des sorties mais trouvées par l'entreprise CMC, tout en travaillant sur leur propre environnement.

Les courbes pleines représentent les résultats de CMC tandis que les courbes en pointillés sont celles de notre modèle. Pour l'ensemble de ces 3 tests, les sorties du modèle construit et les sorties issues des tests faits par CMC sont quasiment identiques.

La poussée est le seul paramètre pour lequel l'on trouve une petite différence dans le test correspondant à un échelon du stabilisateur. Celle-ci est due à la différence entre la valeur initiale de la poussée et la valeur de la poussée après la minimisation de la dérivée des composantes du vecteur d'état en mode longitudinal (le vecteur contenant u , w , q et θ).

Ainsi, en comparant nos travaux faits sur le modèle aérodynamique global, ainsi que la fonction de compensation par rapport aux travaux faits par l'entreprise CMC Electronics, nous arrivons à valider toutes ces étapes, en prenant comme référence les travaux de l'entreprise CMC et Bombardier Aerospace. Or, pour valider adéquatement notre étude, il faut utiliser les données de vol d'un avion L1011-500 réel afin de comparer nos travaux avec une référence sûre, sur laquelle nous pouvons nous baser dans la validation des objectifs du projet.

4.5 Validation de notre étude à partir des données d'un avion réel L1011-500

4.5.1 Application de la méthode de compensation conçue et comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global et les valeurs des tests de vol d'un avion réel L1011-500

Comme indiqué dans le chapitre 3, CMC Electronics nous a fait parvenir des données correspondantes à des essais en vol d'un avion réel L1011. Au nombre total de 9, ces essais reprennent un vol en palier puis en descente (remise des gaz suivie par la descente pour certains tests) pour différentes configurations de la masse de l'avion et différentes positions du centre de gravité. Ainsi, en tenant compte de ces deux derniers paramètres, nous pouvons

avoir 5 configurations possibles dont chacune correspond à un ou deux des tests cités dans le chapitre 3. Le tableau suivant montre les 5 configurations de vol possibles et les tests correspondants :

Tableau 4.3

Les différentes configurations de poids et des centres de gravité de l'avion et les 8 tests correspondants

Configuration possible	Tests correspondants
Poids léger, centre de gravité à l'arrière	Test F12-01-06-10 : Test F19-17-08-10
Poids léger, centre de gravité à l'avant	Test F27-03-11-10
Poids moyen, centre de gravité à l'arrière	Test F28-04-11-10 : Test F07-22-04-10
Poids moyen, centre de gravité à l'avant	Test F25-24-09-10
Poids lourd, centre de gravité à l'avant	Test F14-10-06-10 : Test F24-21-09-10

Grâce à ces différents tests, nous pourrons voir si notre modèle se comporte en vol comme l'avion réel et valider d'une façon rigoureuse notre étude, en se basant sur l'évolution de données réelles de l'avion comme référence.

Pour comparer les résultats de notre simulation avec ceux des tests de vol cités dans le tableau ci-dessus, on prend pour chaque configuration, correspondant à une masse et un centre de gravité donné, des portions de tests, dont chacune est caractérisée par un angle des volets de bord de fuite située entre 4 et 22 degrés. La sélection des intervalles des portions, dont la durée ne dépasse pas 10 secondes se fait tout en s'assurant que les variations de cap ψ dans ces intervalles soient très faibles, puisque l'on s'intéresse seulement à l'étude du comportement longitudinal de l'avion. Toute variation au niveau du comportement latéral complique notre étude car elle affecte aussi l'évolution des paramètres longitudinaux de l'avion (u, w, q, θ).

D'autre part, comme il est expliqué précédemment, la stabilité longitudinale de l'avion est assurée en minimisant la variation de ces derniers paramètres. Des intervalles sont donc sélectionnés, pour lesquelles l'évolution du cap est nulle ou presque négligeable.

Ces intervalles sont caractérisés par une vitesse et une altitude constantes, correspondantes au vol de l'avion réel en état de compensation.

Ensuite, pour chaque test, nous avons pris l'évolution dans l'intervalle de temps sélectionné, de la vitesse de l'avion, de l'angle γ , de l'angle des aérofreins, de l'angle des volets de bord de fuite ainsi que de l'angle des volets à fente. Ces derniers ne sont que les entrées de la fonction de compensation. Une fois que les entrées de la fonction de compensation sont associées, on simule le programme Matlab, contenant cette fonction de compensation, ainsi que le modèle aérodynamique global et on visualise le comportement de l'avion.

Lors de la comparaison des résultats de la simulation du modèle aérodynamique global par rapport aux essais en vol réel, on tolérerait des petites différences jusqu'à 5%, d'après le document AC 120-40B de l'Administration Fédérale de l'Aviation FAA [16]. Ce document met en évidence les critères de qualification et de validation des simulateurs de vol. En se basant sur ces mêmes critères, on peut valider notre modèle aérodynamique de vol de l'avion L1011-500. Le document AC 120-40B définit en fait les intervalles de tolérances que l'on peut accepter au niveau des différents paramètres des simulateurs de vol, afin qu'ils soient validés. Par exemple, pour le comportement longitudinal de vol, on peut accepter des tolérances pour l'évolution de quelques paramètres, comme montré par le tableau suivant [16] :

Tableau 4.4

Tolérances de validation du comportement longitudinal d'un simulateur de vol d'après le document AC 120-40B de la FAA

Tests	Tolérances	Condition de vol
Dynamique de changement de la puissance	+/- 3 knots pour la vitesse +/- 100 pieds pour l'altitude +/- 1.5 deg pour l'angle de tangage	Approche et remise de gaz
Dynamique de changement des volets de bord de fuite et des volets à fente	+/- 3 knots pour la vitesse +/- 100 pieds pour l'altitude +/- 1.5 deg pour l'angle de tangage	Rétraction des volets (après décollage) Extension des volets (Approche et atterrissage)
Dynamique de changement des aérofreins et des déporteurs	+/- 3 knots pour la vitesse +/- 100 pieds pour l'altitude +/- 1.5 deg pour l'angle de tangage	Croisière et approche
Stabilité longitudinale	+/- 1 deg pour les commandes de vol longitudinales (Stab et Elev) +/- 1 deg pour l'angle de tangage +/- 5% pour la poussée	Croisière, approche et atterrissage

D'après ce même document, la durée des tests à faire, qui contribuent à la validation du comportement longitudinal d'un simulateur du vol peut être fixé à 10 secondes [16]. En tenant compte de ce dernier tableau, et en comparant les paramètres de sortie de notre modèle aérodynamique avec l'évolution des valeurs réelles de ces mêmes paramètres dans les tests de vol (pour la même configuration de vol), il nous est apparu qu'ils sont totalement différents et ne correspondent pas comme le montre la figure 4.7 :

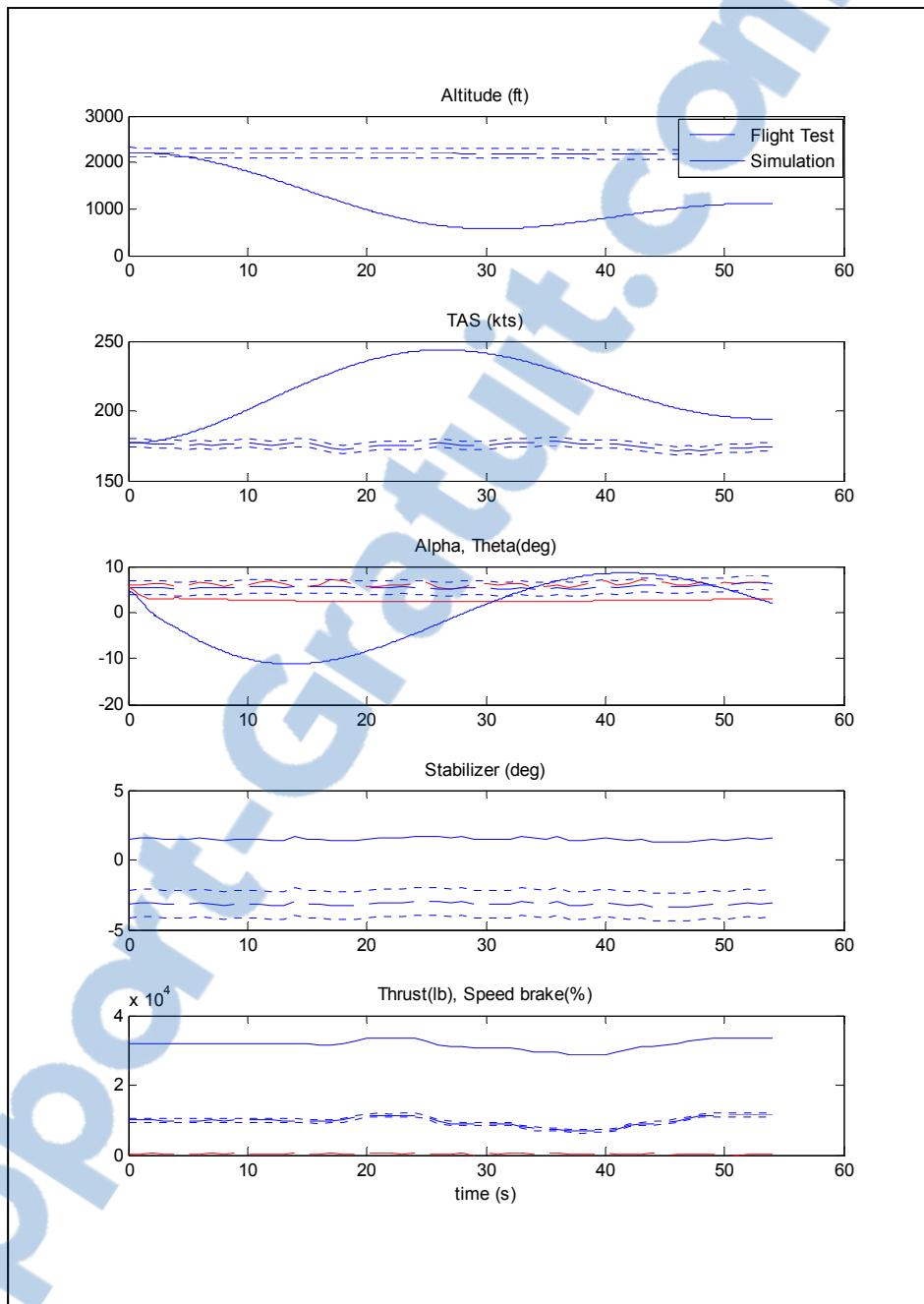


Figure 4.7 Comparaison entre les paramètres de sortie de notre modèle aérodynamique et l'évolution des valeurs réelles de ces mêmes paramètres dans les essais en vol fournis par CMC

Les lignes bleues continues représentent les résultats de la simulation de notre modèle aérodynamique de l'avion L-1011, tandis que les lignes bleues discontinues représentent les données des essais en vol.

Les lignes en pointillées quant-à elles, représentent pour chaque grandeur, les tolérances de la FAA pour la validation du comportement longitudinal des simulateurs de vol, comme il est expliqué dans le tableau 4.4. Ainsi, nous voyons bien que les résultats de la simulation sont totalement en dehors de la zone de tolérance et ne correspondent pas de tout.

Pour faire correspondre le comportement de notre modèle avec celui des tests de vol, nous avons décidé de faire varier les coefficients d'incrémentation. En effet, le modèle aérodynamique global prévoit l'utilisation de 6 coefficients d'incrémentation. Parmi ces coefficients, on trouve 3 coefficients de correction de la force totale qui agit sur l'avion (le coefficient de correction de la traînée dCD , le coefficient de correction de la force latérale dCY et le coefficient de correction de la portance dCL). En fait, la force totale F_{tot} se décompose en 3 forces selon les axes x , y et z et chaque force a un coefficient propre à son action. Chacun de ces 3 coefficients agit sur la force totale selon un des 3 axes. Le coefficient dCD agit sur la force totale selon l'axe des x et le coefficient dCY agit selon l'axe des y , alors que le coefficient dCL agit sur la force totale de l'avion selon l'axe des z . Or notre étude se concentre sur le comportement longitudinal de l'avion, donc nous nous intéressons seulement aux coefficients de traînée dCD et de portance dCL .

D'autre part, il y a 3 coefficients du moment total de l'avion, qui sont dCR , dCM et dCN . Le coefficient dCR agit sur l'axe des x et le coefficient dCM sur l'axe des y , alors que le coefficient dCN agit sur l'axe des z . Les coefficients dCR et dCN n'agissent pas sur le comportement longitudinal de l'avion, c'est pourquoi nous nous intéressons seulement au coefficient de moment de tangage dCM . D'ailleurs, pour faire correspondre le comportement de notre modèle avec les tests de vol, nous devons associer aux coefficients d'incrémentation dCL , dCM et dCD , des valeurs qui permettraient de compenser le modèle aérodynamique de l'avion L1011 pour n'importe quelle configuration de vol. Les valeurs de dCL , dCM et dCD

seront ajoutés ou soustraits respectivement aux coefficients de portance C_L , de moment de tangage C_M et de traînée C_D , qui sont déjà calculés dans le modèle aérodynamique global.

En tenant compte de ce qui précède, une nouvelle fonction de compensation sera définie pour calculer les coefficients d'incrémentation dCL , dCM et dCD , nécessaires pour compenser le mouvement de l'avion à chaque point de départ d'une configuration de vol. Ainsi, le point initial de vol de l'avion, issu du modèle aérodynamique pour n'importe quelle simulation sera également le point de départ de l'avion dans n'importe quelle portion de l'essai en vol. Les valeurs des coefficients d'incrémentation dCD , dCL et dCM trouvés permettent de mettre l'avion dans le même état initial correspondant à l'essai en vol.

Les variables de sorties de la fonction de compensation (angle d'incidence α , poussée et angle du stabilisateur) définies par la figure 4.3, deviendront maintenant des entrées de la nouvelle fonction de compensation à concevoir et les sorties seront les coefficients dCL , dCD et dCM , tel que montré sur la figure 4.8. Pour chaque position des volets de bord de fuite, une enveloppe de vol comprenant 7 paramètres (la vitesse, l'angle γ , l'angle des aérofreins, l'angle des volets à fente, l'angle d'incidence, la poussée et l'angle du stabilisateur) a été définie.

La nouvelle fonction de compensation présentée dans la figure 4.8 permet de calculer les valeurs des 3 coefficients de correction qui assurent la correspondance entre le point de départ de l'avion calculé par la simulation du modèle aérodynamique et le point de départ de l'avion dans la portion de l'essai en vol sélectionnée.

La nouvelle fonction de compensation peut être définie dans le schéma suivant :



Figure 4.8 La nouvelle fonction de compensation permettant le calcul des coefficients de correction dCL, dCM et dCD

Dès que les coefficients de correction seront calculés par la dernière fonction de compensation conçue, ils seront ensuite introduits dans le modèle aérodynamique global tel que montré sur la figure suivante :

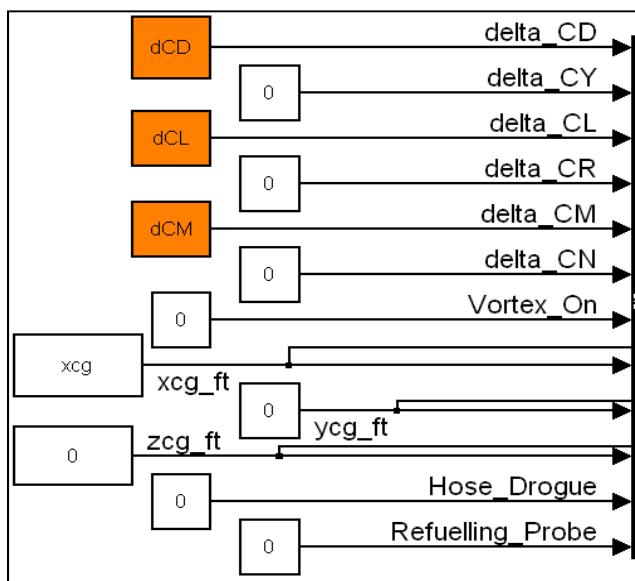


Figure 4.9 Introduction des coefficients de Correction calculés dans le modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500

Le coefficient dCD ajuste la valeur de la poussée, le coefficient dCL celui de l'angle d'attaque α alors que le coefficient dCM assure le réglage de l'angle du stabilisateur. Ces ajustements sont nécessaires pour que le comportement de notre modèle aérodynamique et celui de l'avion réel correspondent au niveau du point initial de la portion du test de vol sélectionné.

4.5.2 Application de la nouvelle méthode de compensation conçue (après l'introduction des coefficients dCL, dCM et dCD) et comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global et les données des essais en vol réel de l'avion L1011-500

Dans ce paragraphe, nous allons tester l'efficacité de la nouvelle méthode proposée. Pour ce faire, nous prenons une portion du test F19-17-08-10, qui correspond à la configuration dans laquelle l'avion est plus léger et son centre de gravité en arrière. Par exemple, nous considérons la portion de ce test, qui commence à l'instant $t = 8071$ s et finit à l'instant $t = 8081$ s, où les volets de bord de fuite sont implémentés, à l'angle de 10 degrés.

À ce stade de l'étude, le système de simulation global se décompose en deux parties principales : une partie faite sous Simulink, qui englobe le modèle aérodynamique contenant les coefficients d'incrémentation, comme le montre la figure 4.9, alors que la deuxième partie est faite sur l'éditeur de Matlab qui reçoit les données du point initial de la portion du test sélectionné.

Selon la configuration du point initial de la portion du test (Vitesse, γ , aérofreins, volets à fente, volets de bord de fuite, angle d'incidence, poussée, stabilisateur,...etc), la fonction de compensation calcule les coefficients dCD, dCL et dCM nécessaires pour faire correspondre le point initial de vol de l'avion issu du modèle aérodynamique global avec celui de l'avion réel. Une fois que le point initial de vol de l'avion modélisé à partir du modèle aérodynamique global correspond parfaitement avec le point initial de la portion du test, une nouvelle fonction de compensation prend à partir de la portion du test sélectionné les valeurs initiales de la vitesse, gamma, aérofreins, volets à fente et volets de bord de fuite, puis calcule

les valeurs de l'angle d'incidence, poussée, et de l'angle du stabilisateur nécessaires pour compenser le vol de l'avion issu du modèle aérodynamique à son point initial. Après le calcul des valeurs de ces 3 paramètres, ces derniers seront affectés aux entrées du modèle aérodynamique qui leur correspondent (angle d'incidence α , poussée et angle du stabilisateur).

Ainsi, en associant à chaque fois aux entrées du modèle aérodynamique (Stabilisateur, volets à fente, aérofreins, angle d'incidence, poussée,...) les mêmes valeurs que ceux de la portion du test de vol, on aura comme résultats de simulation les courbes suivantes :

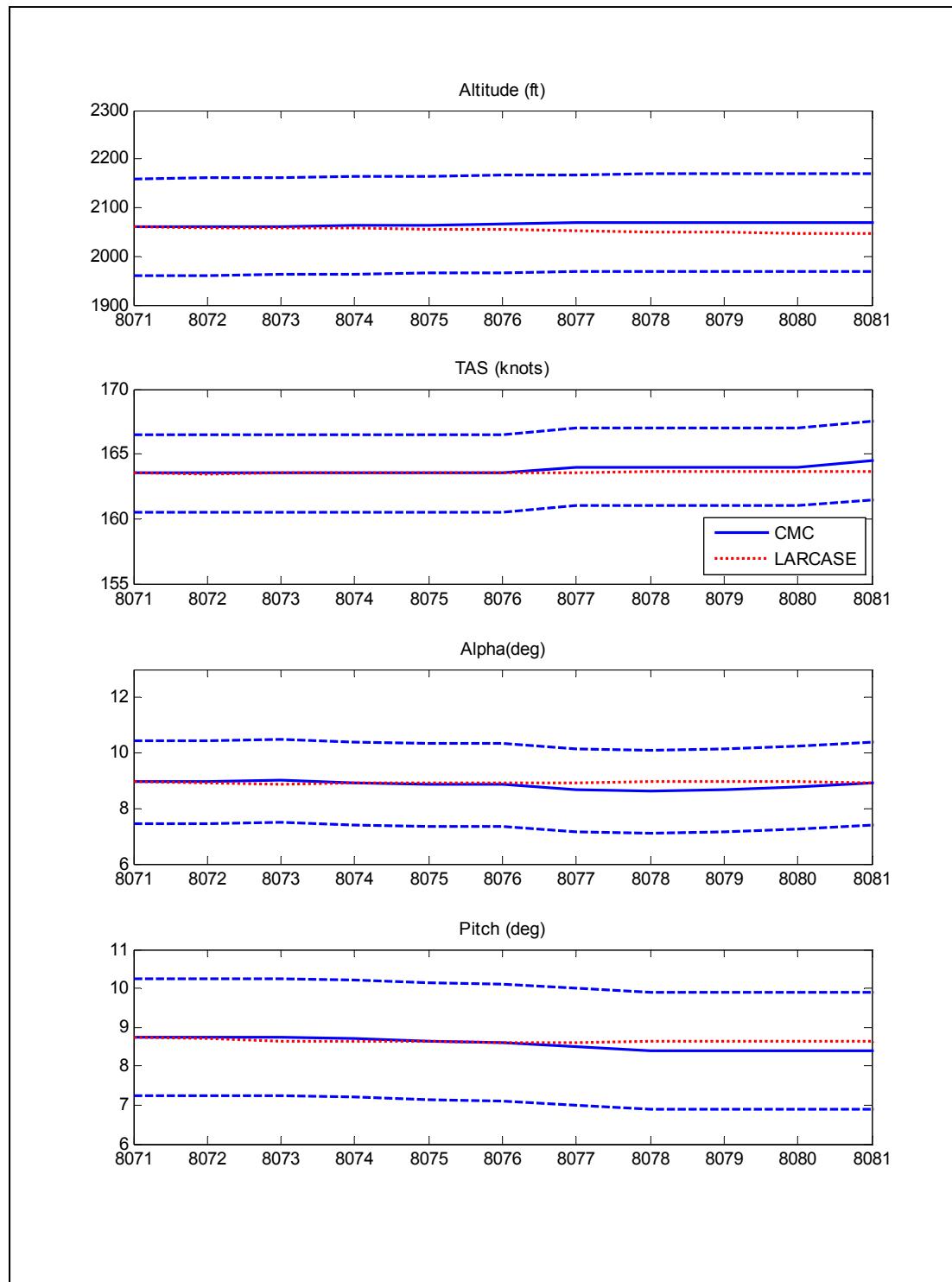


Figure 4.10 Comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global (après l'introduction des coefficients dCL, dCD et dCM) et l'évolution de ce même type des sorties dans la portion de l'essai en vol réel correspondant à la configuration poids léger et centre de gravité en arrière

En suivant l'évolution des sorties du modèle aérodynamique (en rouge) et l'évolution des données réels des essais en vol de l'avion (en bleu), on voit que les résultats de la simulation restent toujours à l'intérieur de l'intervalle de tolérance pendant les 10 secondes de la simulation du modèle aérodynamique.

Il en résulte que la nouvelle fonction de compensation, ainsi que le nouveau modèle aérodynamique global conçu sont validés, mais seulement pour cette configuration de vol (l'avion est léger et son centre de gravité est à l'arrière, angle des volets égale à 10 degrés). Or, le but du projet étant de construire un modèle aérodynamique qui sera capable de compenser le vol de l'avion L1011-500 à n'importe quel instant du vol, caractérisé par une configuration de vol donnée. D'où l'idée de s'affranchir de la fonction de compensation au profit d'un ou plusieurs tableaux d'interpolation, placés en entrée des variations des coefficients d'incrémentation dCL , dCM et dCD . En fait, pour n'importe quelle configuration de vol de l'avion (caractérisée par un angle de volets de bord de fuite, un angle d'incidence, une vitesse, un angle du stabilisateur, une altitude, une masse, un centre de gravité, un angle γ et une poussée), ces tableaux d'interpolation seront introduits dans le modèle aérodynamique global pour permettre d'associer les coefficients dCL , dCM et dCD nécessaires à les ajouter ou soustraire respectivement aux coefficients de portance CL , coefficient de moment de tangage CM et au coefficient de trainée CD afin de faire correspondre le point de vol de l'avion pendant la simulation du modèle aérodynamique au même point de vol de l'avion réel au cours de l'essai en vol.

Ainsi, à chaque fois que l'on simule le modèle aérodynamique, ce dernier affecte automatiquement aux coefficients dCL , dCM et dCD les valeurs qui leur correspondent, selon le point initial de la configuration de vol choisi.

L'idée de l'introduction du tableau d'interpolation dans le modèle aérodynamique peut être représentée par la figure suivante :

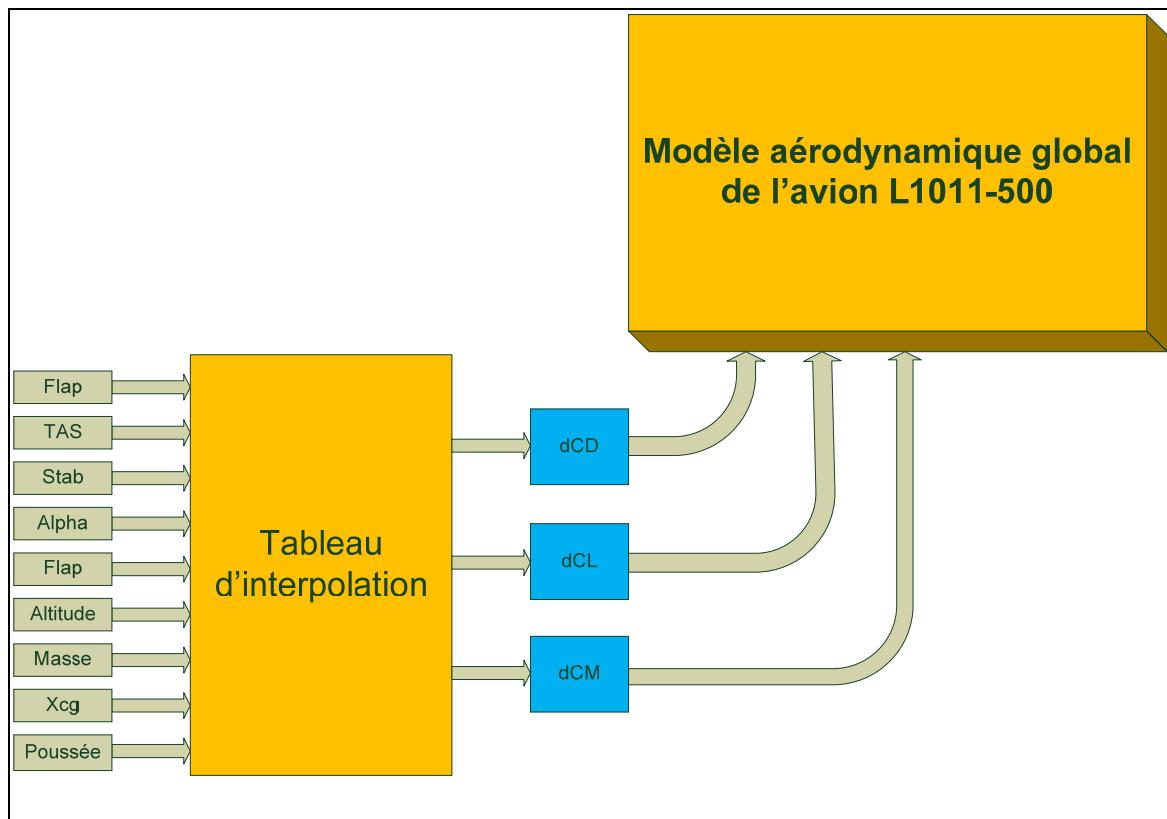


Figure 4.11 Modélisation du tableau d'interpolation dans le modèle aérodynamique global

Pour réaliser ceci, il est nécessaire de recueillir le maximum de valeurs pour les coefficients dCL, dCD et dCM, pour obtenir un maximum de configurations de vol possibles. Nous avons pris des vecteurs de valeurs comme entrées du bloc d'interpolation de la façon suivante :

Tableau 4.5
Les paramètres du tableau d'interpolation et leurs vecteurs correspondants

Paramètres choisis	Vecteurs associés
Angle des volets Flap	[4 10 14 18 22]
Vitesse TAS	[130 : 20 : 210]
Angle du stabilisateur	[-3.7 : 0.8 : -2.1]
Angle d'attaque α	[4.5 : 1 : 9.5]
Altitude	[2000 : 4000 : 10000]
Masse	[260000 : 50000 : 360000]
Xcg	[18 25 32]
Angle de pente γ	[-3 0 3]
Poussée	[10000 : 4000 : 30000]

Pour la vitesse, le stabilisateur, l'angle d'attaque α , l'altitude, la masse et la poussée, on leur associe respectivement des pas de 20, 0.8, 1, 4000, 50000 et 4000. Plus les valeurs de ces pas sont petites, plus les coefficients d'incrémentation seront calculés précisément. Pour déterminer plus rapidement les coefficients d'incrémentation, nous avons pris des valeurs de pas assez grandes.

Le programme Matlab permet ensuite de créer une configuration de vol en itérant la valeur de chacun des vecteurs. Une fois que la configuration de vol est mise en place, le programme Matlab utilise ensuite la fonction de compensation présentée par la figure 4.8. Celle-ci sera modifiée pour tenir compte de la variable Xcg ajouté (position du centre de gravité selon l'axe des x). Cette dernière est ajoutée pour améliorer la précision des valeurs de dCD, dCL et dCM correspondantes.

Ainsi, le programme calcule les coefficients dCL, dCD et dCM nécessaires à introduire dans le modèle aérodynamique et qui permettent de faire correspondre le vol de l'avion L1011-

500, issu du modèle aérodynamique, avec celui du réel avion L1011-500, pour cette configuration de vol.

Ensuite, le programme Matlab calcule pour une autre configuration de vol, les nouveaux coefficients de correction nécessaires, afin de compenser le vol de l'avion pour cette nouvelle configuration de vol. Ainsi de suite jusqu'à obtenir le maximum de valeurs des triplets (dCL, dCD, dCM), correspondants aux différentes configurations de vol possibles.

À chaque fois que le programme Matlab fait une itération, alors la configuration de vol prise pendant cette itération et son triplet (dCL, dCD, dCM) correspondant sont enregistrés dans des fichiers de données Matlab. Une fois que toutes les itérations sont finalisées, ces fichiers de données stockent le maximum des valeurs des triplets (dCL, dCD, dCM) correspondants au maximum des configurations de vol possibles. Ces données seront ensuite traduites sous la forme d'un tableau d'interpolation (voir figure 4.12). Ce tableau prend comme entrée toutes les configurations de vol possibles, caractérisées par les différentes valeurs des angles de volets de bord de fuite, de la vitesse, de l'angle du stabilisateur, de l'angle d'incidence α , de l'altitude, de la masse, de la position du centre de gravité, de l'angle γ et de la poussée, et en sortie, il associe à chaque configuration de vol les valeurs du triplet (dCM, dCL, dCD) sans passer par la fonction de compensation.

En introduisant les différentes valeurs d'entrée et de sortie au tableau d'interpolation, ce dernier aura la forme suivante :

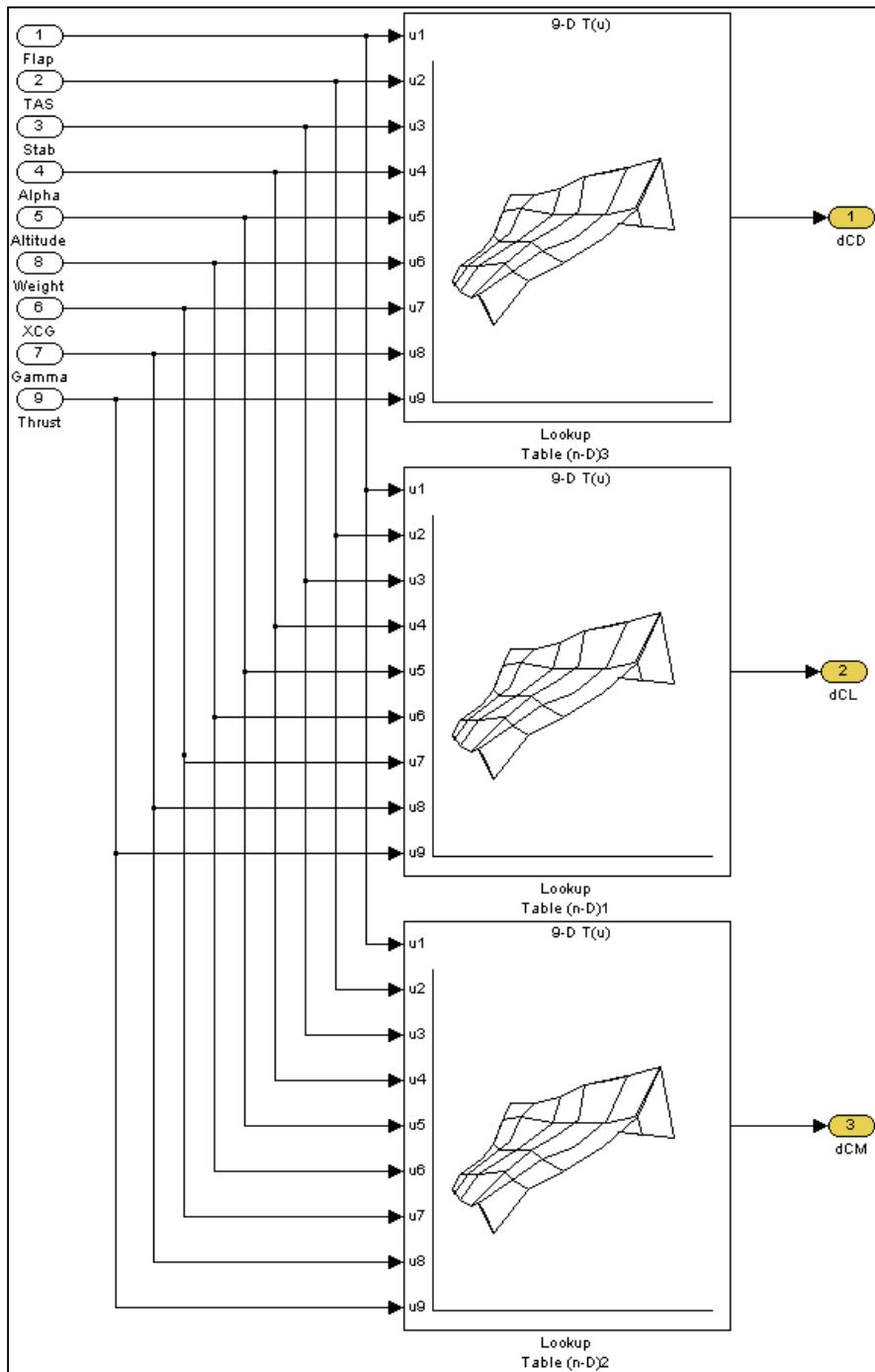


Figure 4.12 Le tableau d'interpolation complet et le calcul des différents triplets (dCL, dCD, dCM) correspondants aux différentes configurations de vol

D'après cette dernière étude, nous n'avons pas besoin d'utiliser la fonction de compensation, permettant la détermination des coefficients dCL , dCD et dCM . En effet, le bloc d'interpolation représenté par la figure 4.12, remplace cette fonction présentée dans la figure 4.8. Ainsi, il suffit d'introduire ce bloc d'interpolation dans le modèle aérodynamique, afin de compenser le vol de l'avion L1011-500, pour n'importe quelle configuration de vol donnée.

Le schéma suivant représente le bloc d'interpolation après son introduction dans le modèle aérodynamique global :

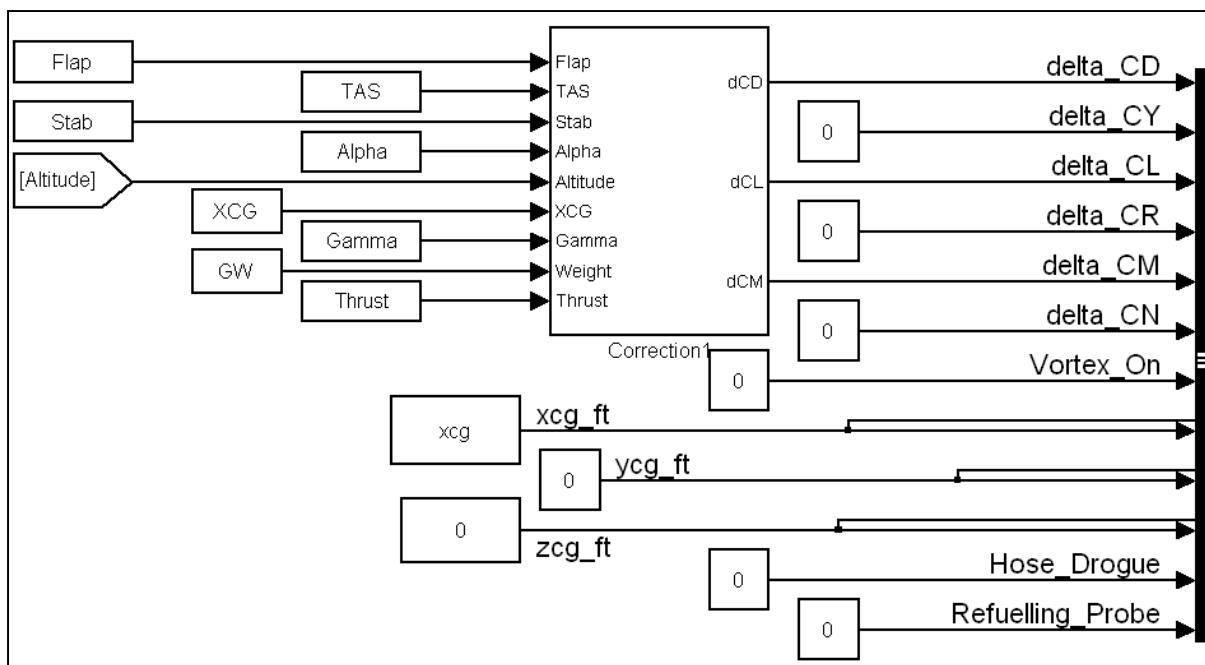


Figure 4.13 Introduction du tableau d'interpolation dans le modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500

Suite à l'introduction du bloc d'interpolation dans le modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500, ce dernier aura la forme présentée dans l'annexe XVIII.

4.5.3 **Simulation du nouveau modèle aérodynamique global construit (avec l'introduction du tableau d'interpolation) et comparaison entre les sorties du modèle aérodynamique global et les données des essais en vol d'un avion réel L1011-500**

Nous allons comparer ici les résultats de simulation de notre modèle aérodynamique, conçu pour les 5 configurations des masses et de centre de gravité cités dans le tableau 4.3. Pour chacune des configurations de ce tableau, on trouve 1 ou 2 essais en vol réels qui correspondent. Ainsi, en se basant à chaque fois sur une configuration de vol (par exemple poids léger, centre de gravité à l'arrière), on prend des portions (d'une durée de 10 sec) d'essais en vol qui correspondent à cette configuration. Ces portions sont tirées de la zone de l'essai où le vol est horizontal. Il n'y a donc pas de variation de cap, le vol est uniforme (pas de grande variation de vitesse) et les volets de bord de fuite sont implémentés.

Dans cette étude, nous allons exclure des zones où les volets sont totalement implémentés (les zones où l'angle des volets de bord de fuite est 33 degrés). En effet, lorsque les volets hypersustentateurs atteignent la position de 33 degrés, l'avion recourt à un système d'augmentation de stabilité afin d'atteindre le maximum de sa stabilité pendant l'étape la plus critique de l'enveloppe de vol de l'avion (phase de descente). Ce système modifie automatiquement l'angle de déflexion des aérofreins dans le but de stabiliser l'avion. Or, ce système n'est pas disponible, car CMC n'a pas ces données. C'est la raison pour laquelle nous n'allons pas appliquer notre étude dans ces zones, où l'angle des volets de bord de fuite est égal à 33 degrés.

Une fois que les portions de tests sont fixées, les paramètres d'incrémentation des coefficients de trainée, de portance et de moment de tangage doivent être déterminés, pour faire correspondre le comportement de notre modèle avec les résultats des tests en vol. Ceci est assuré par le bloc d'interpolation. En se basant sur ces portions de vol horizontal uniforme, on détermine les coefficients d'incrémentation dCL , dCM et dCD correspondants à cette configuration de vol et on calcule les valeurs de la poussée, de l'angle d'incidence et de l'angle du stabilisateur, nécessaires pour compenser le vol de l'avion. Quand ces dernières

valeurs sont calculées, le point de départ de vol de l'avion, issu du modèle aérodynamique, correspond au même état que celui de l'avion réel. Puis, en appliquant les variations d'entrées semblables à celles du test de vol (essais en vol réel) à notre modèle, les sorties de ce dernier doivent correspondre. En fait, pour obtenir les résultats de la simulation du modèle aérodynamique, nous avons mis comme entrées de notre modèle les vecteurs de poussée, de stabilisateur, de volets, de becs et d'aérofreins, tirés des essais réels en vol (ces entrées sont colorés en rose dans le modèle aérodynamique représenté par la figure 4.14). Ainsi, ces derniers paramètres de contrôle sont les mêmes et nous pouvons comparer les résultats de la simulation du modèle avec ceux des essais en vol. Les résultats sont l'altitude, la vitesse TAS, l'angle d'attaque et l'angle de tangage (ces sorties sont colorés en jaune dans le modèle aérodynamique représenté dans l'annexe XVIII).

4.5.3.1

Simulation et résultats correspondants à la configuration poids léger de l'avion et centre de gravité à l'arrière (test F12-01-06-10 et test F19-17-08-10)

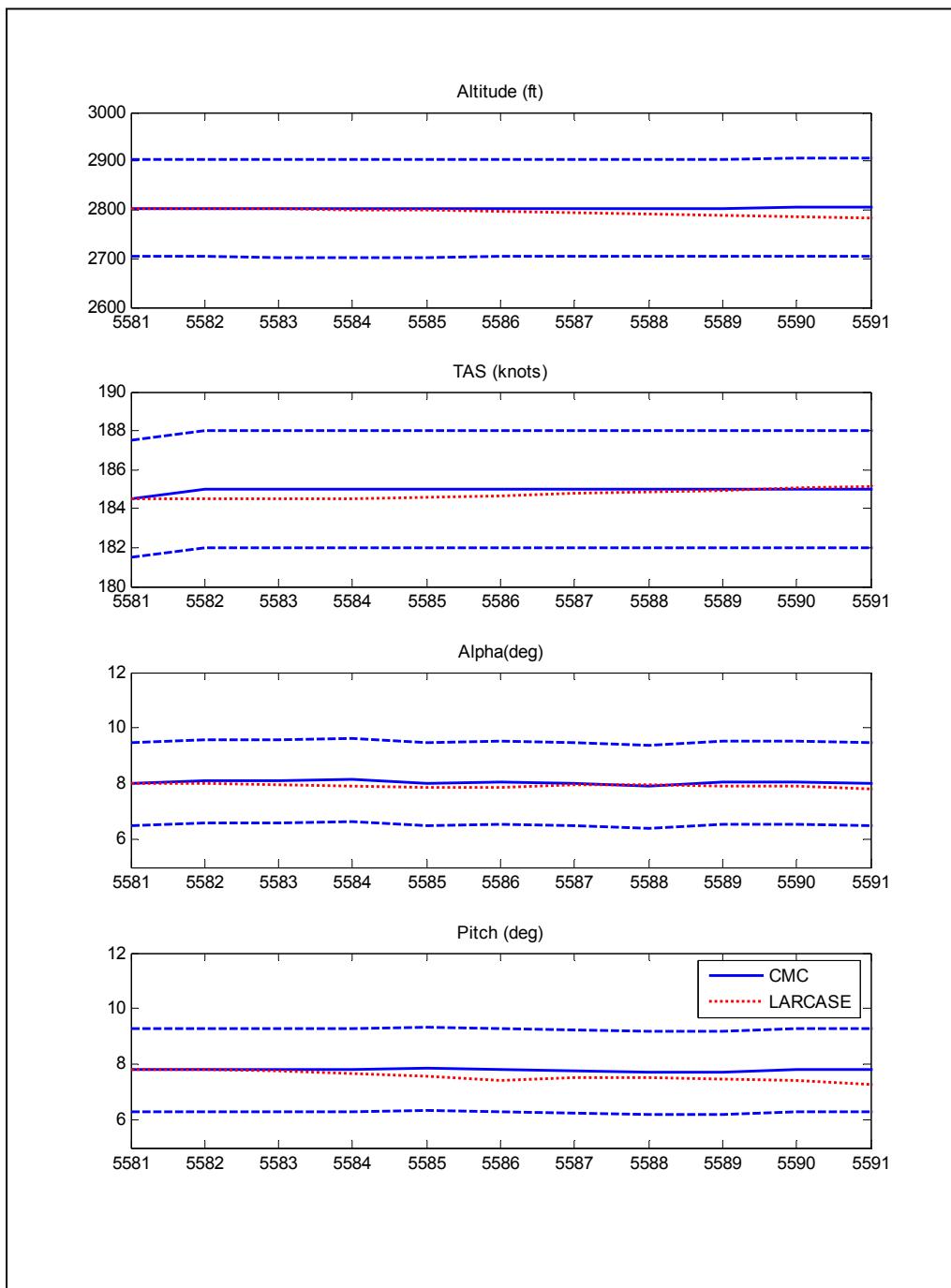


Figure 4.14 Résultats de la simulation de la portion du test F12-01-06-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg

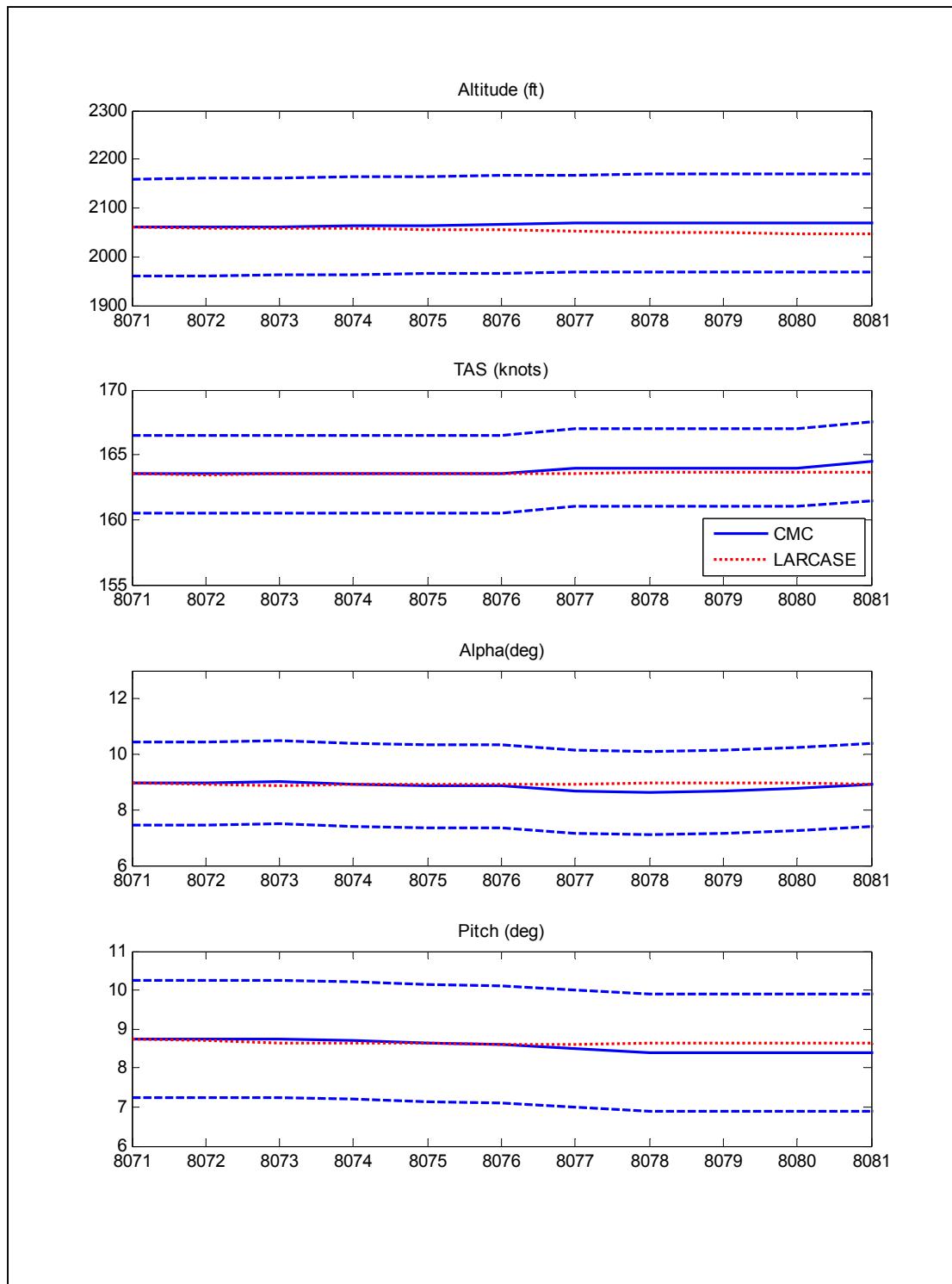


Figure 4.15 Résultats de la simulation de la portion du test F19-17-08-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg

4.5.3.2 Simulation et résultats correspondants à la configuration poids léger de l'avion et centre de gravité à l'avant (test F27-03-11-10)

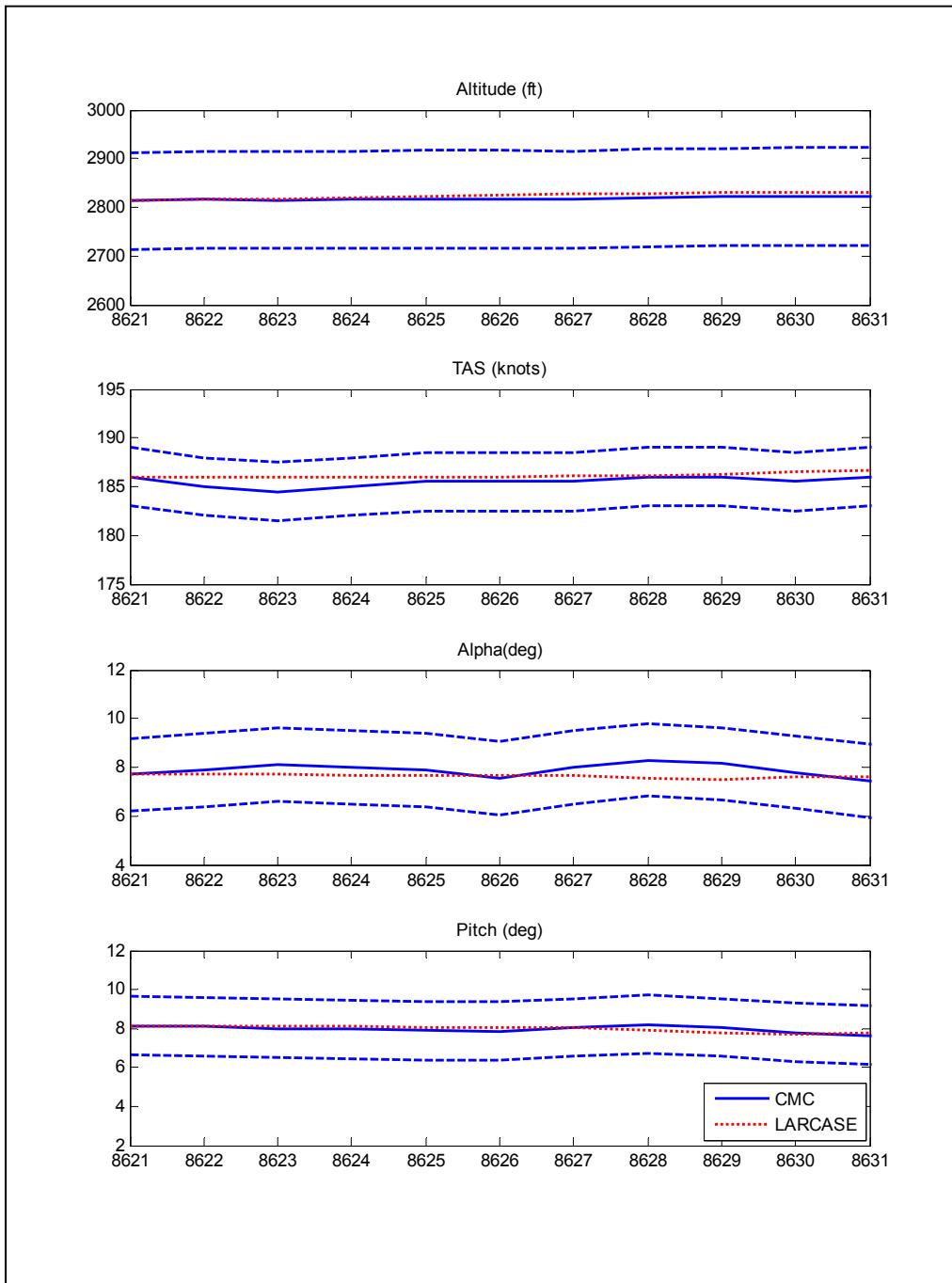


Figure 4.16 Résultats de la simulation de la portion du test F27-03-11-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg

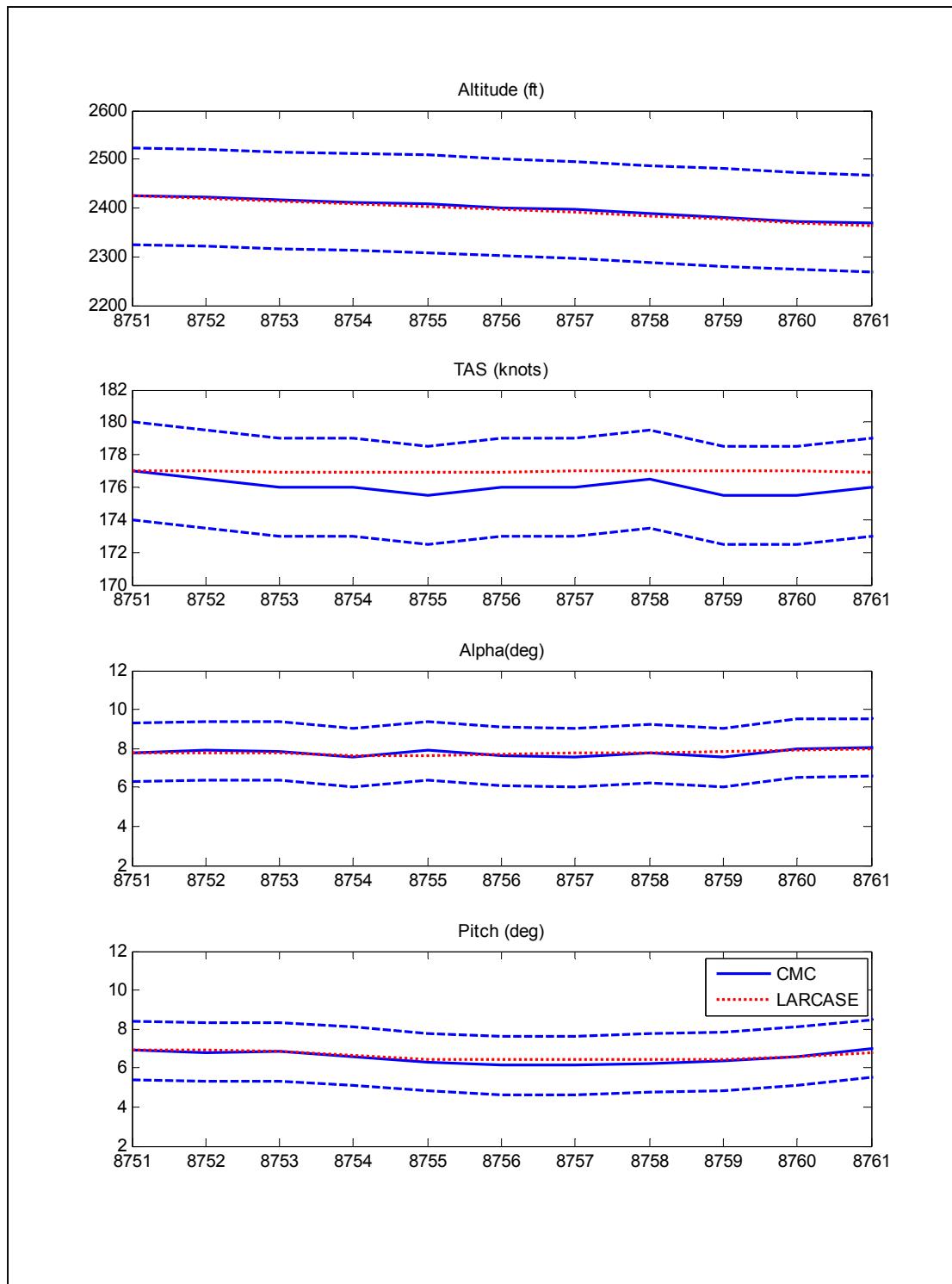


Figure 4.17 Résultats de la simulation de la portion du test F27-03-11-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg

4.5.3.3 Simulation et résultats correspondants à la configuration poids moyen de l'avion et centre de gravité à l'arrière (Test F28-04-11-10 et test F07-22-04-10)

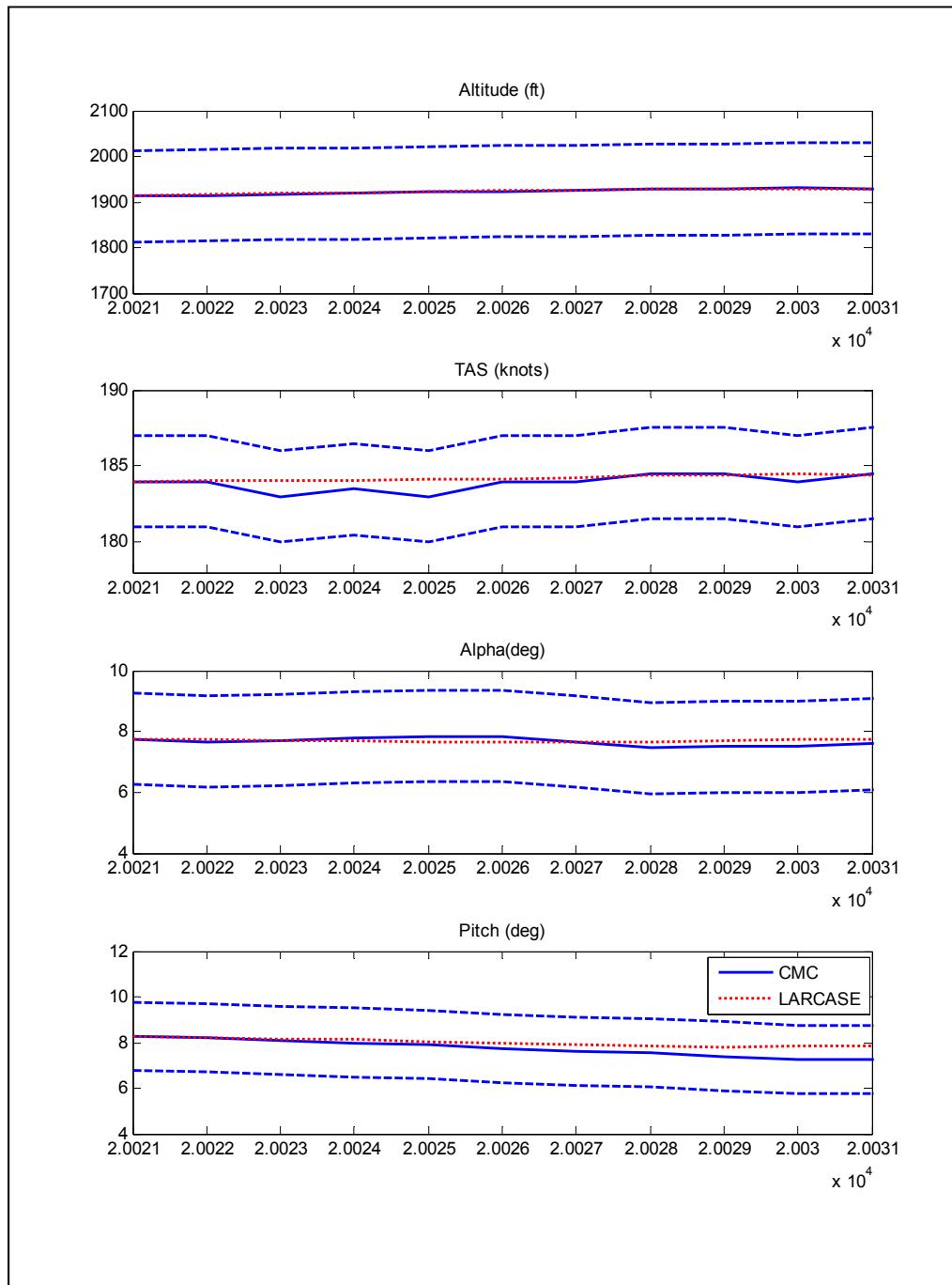


Figure 4.18 Résultats de la simulation de la portion du test F07-22-04-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg

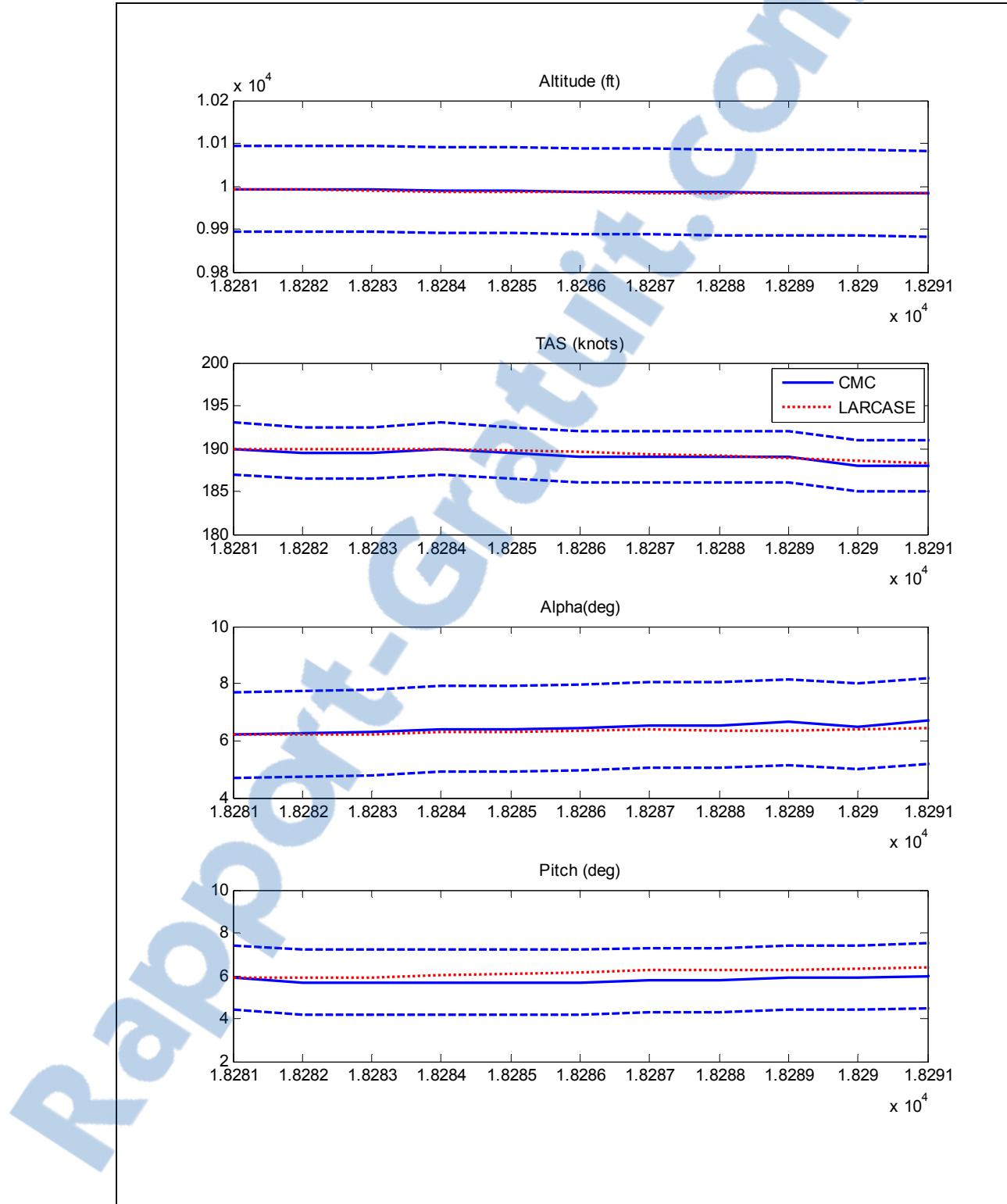


Figure 4.19 Résultats de la simulation de la portion du test F07-22-04-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg

4.5.3.4 Simulation et résultats correspondants à la configuration poids moyen de l'avion et centre de gravité à l'avant (Test F25-24-09-10)

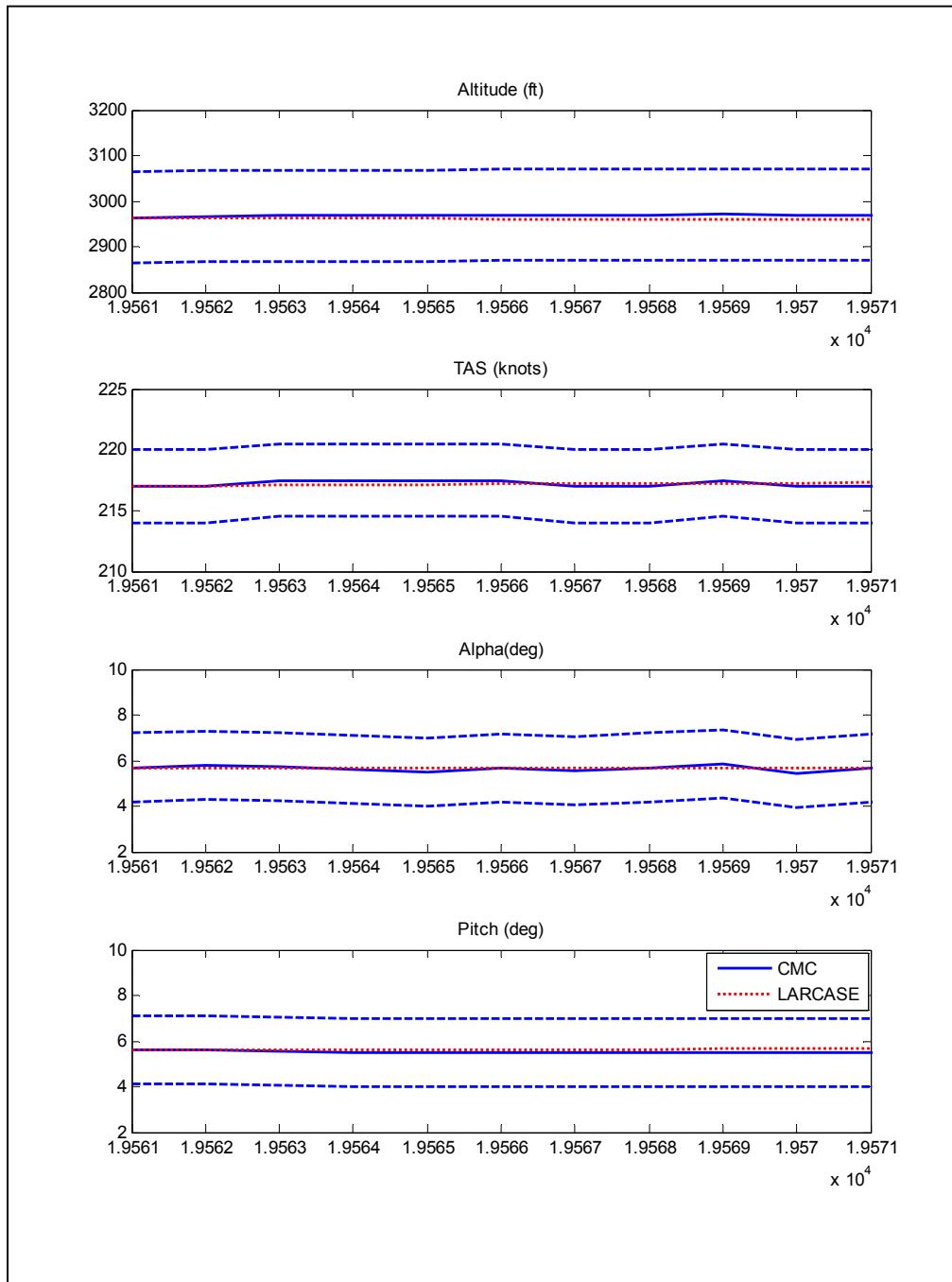


Figure 4.20 Résultats de la simulation de la portion du test F25-24-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg

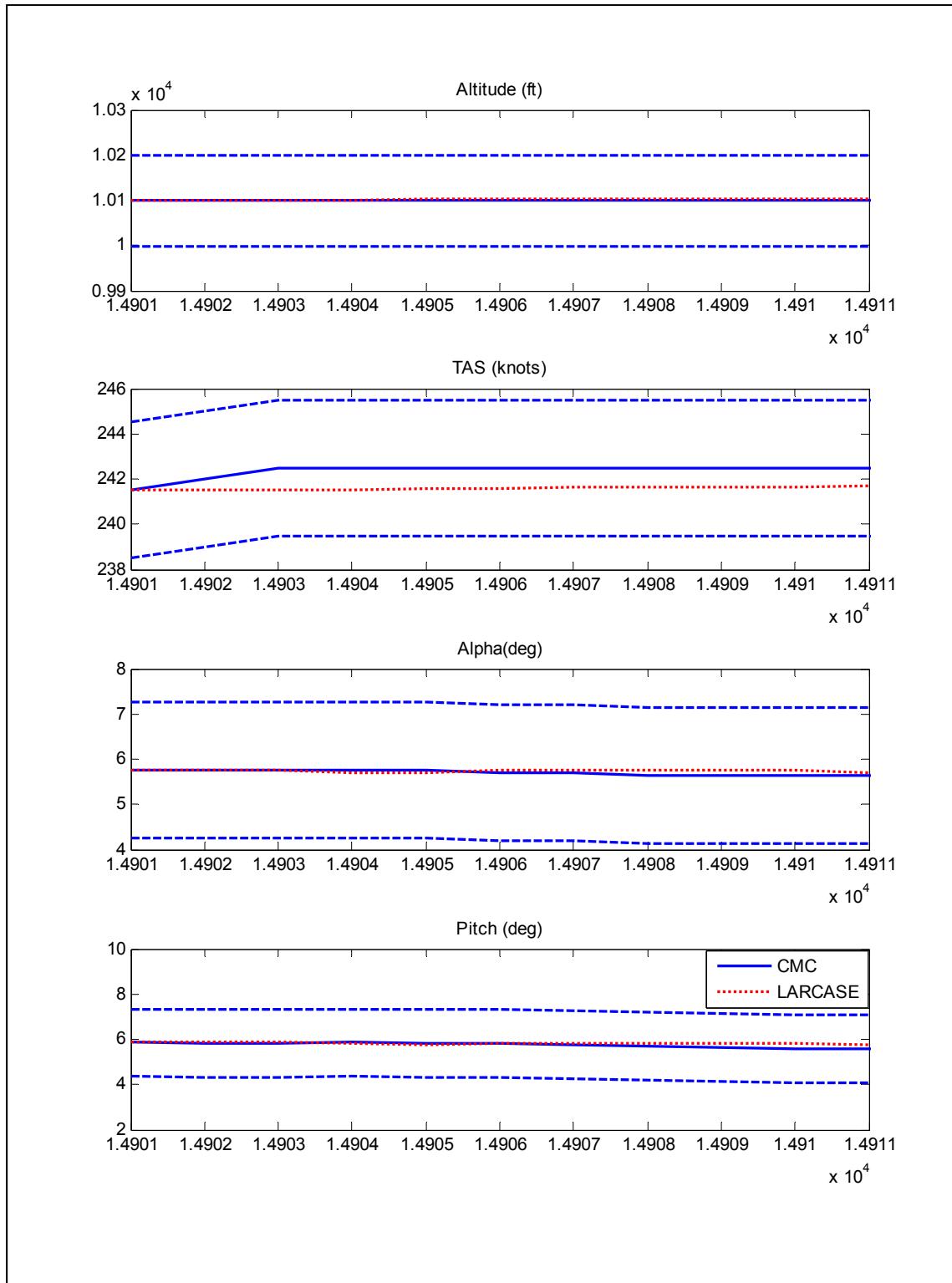


Figure 4.21 Résultats de la simulation de la portion du test F25-24-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg

4.5.3.5 Simulation et résultats correspondants à la configuration poids lourd de l'avion et centre de gravité à l'avant (Test F14-10-06-10 et test F24-21-09-10)

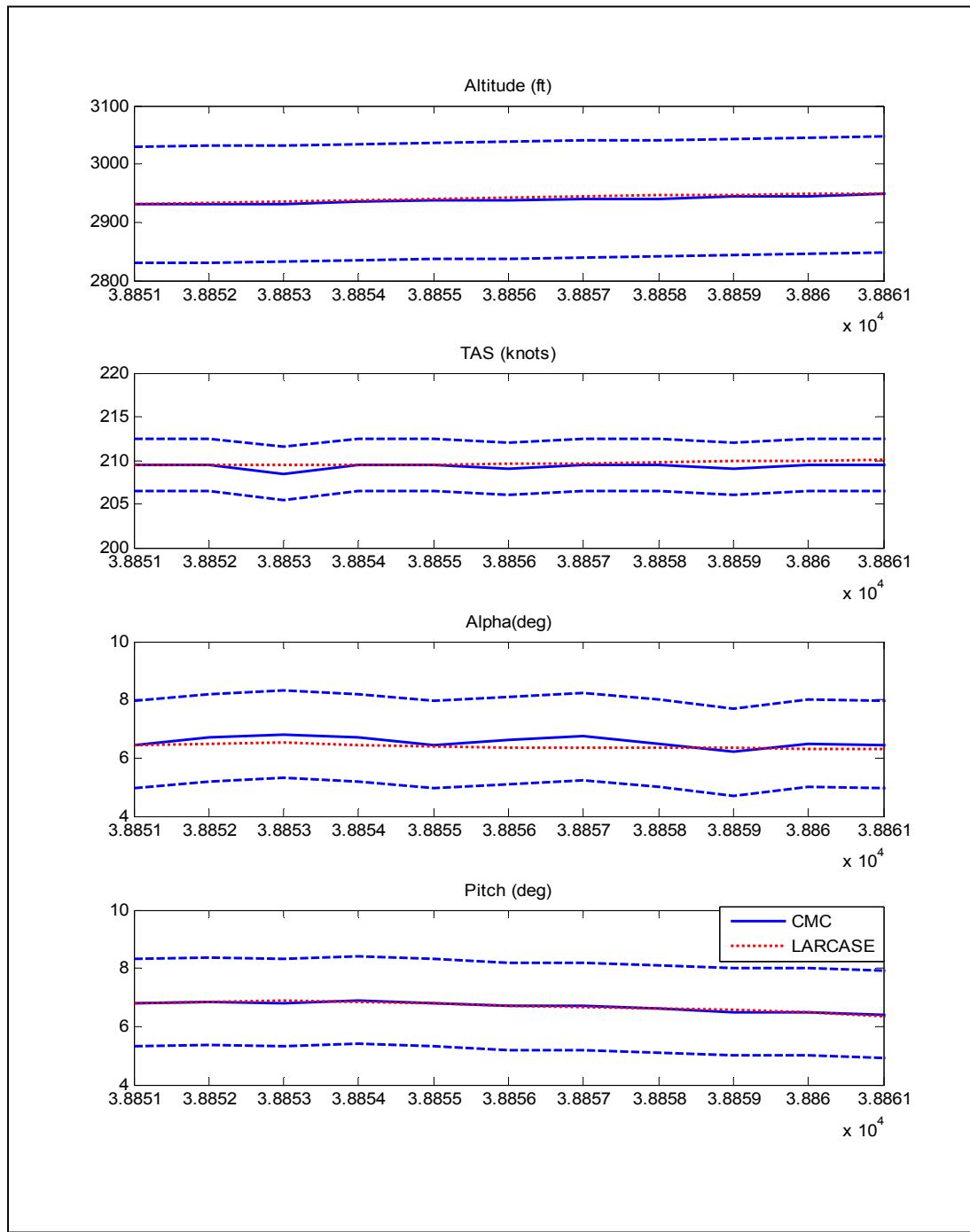


Figure 4.22 Résultats de la simulation de la portion du test de vol F14-10-06-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 4 deg

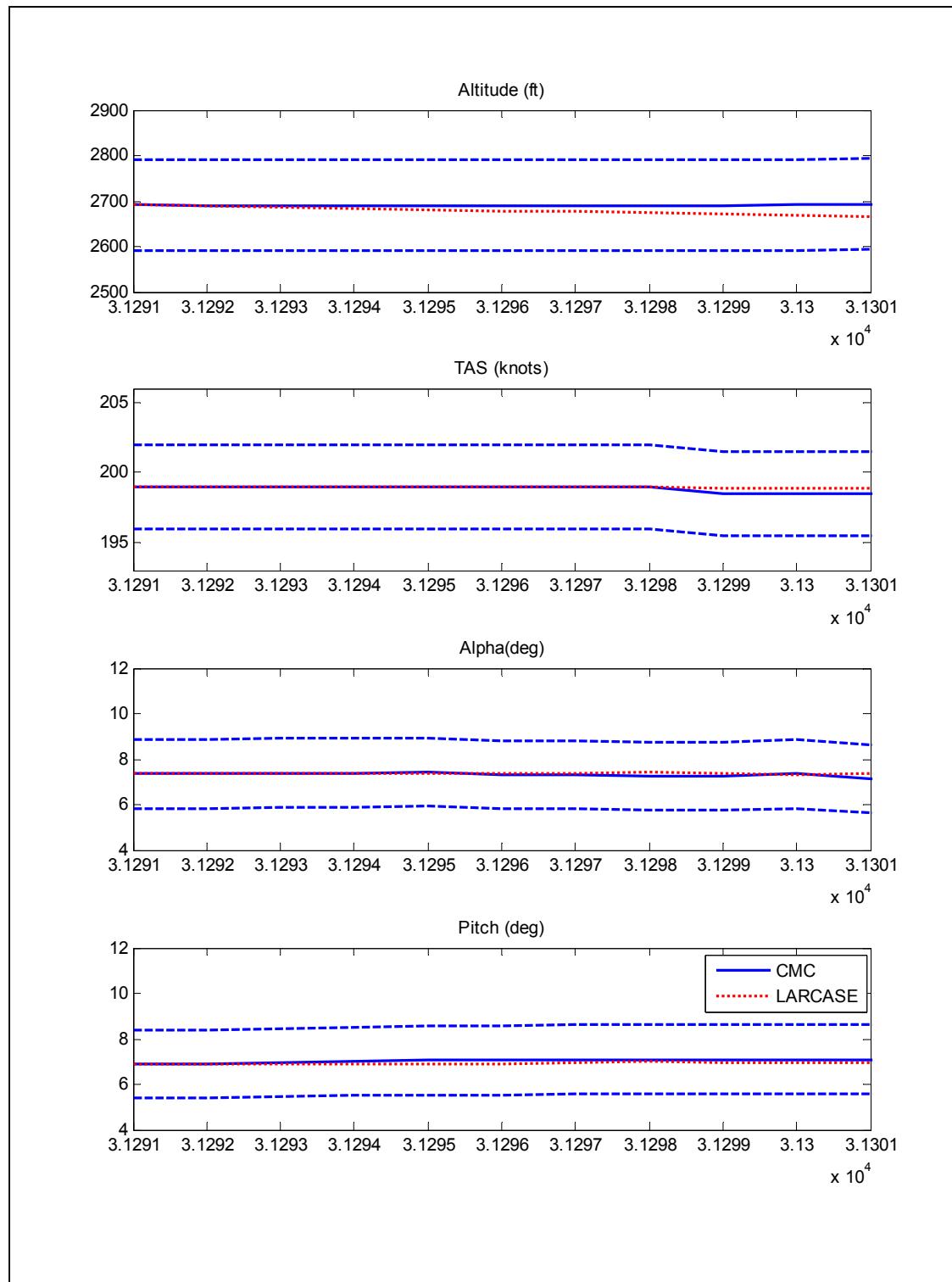


Figure 4.23 Résultats de la simulation de la portion du test de vol F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg

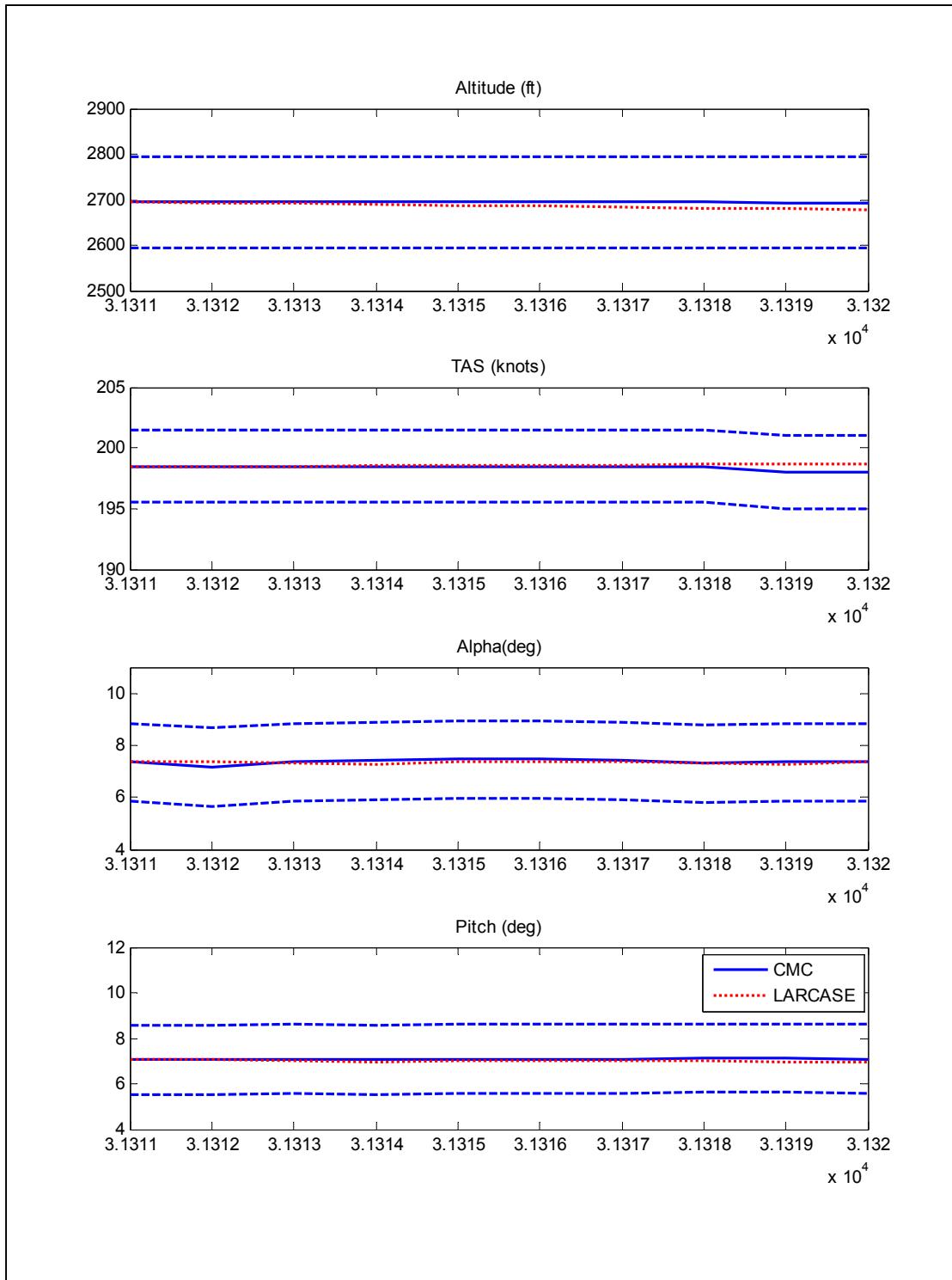


Figure 4.24 Résultats de la simulation de la portion du test F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 10 deg

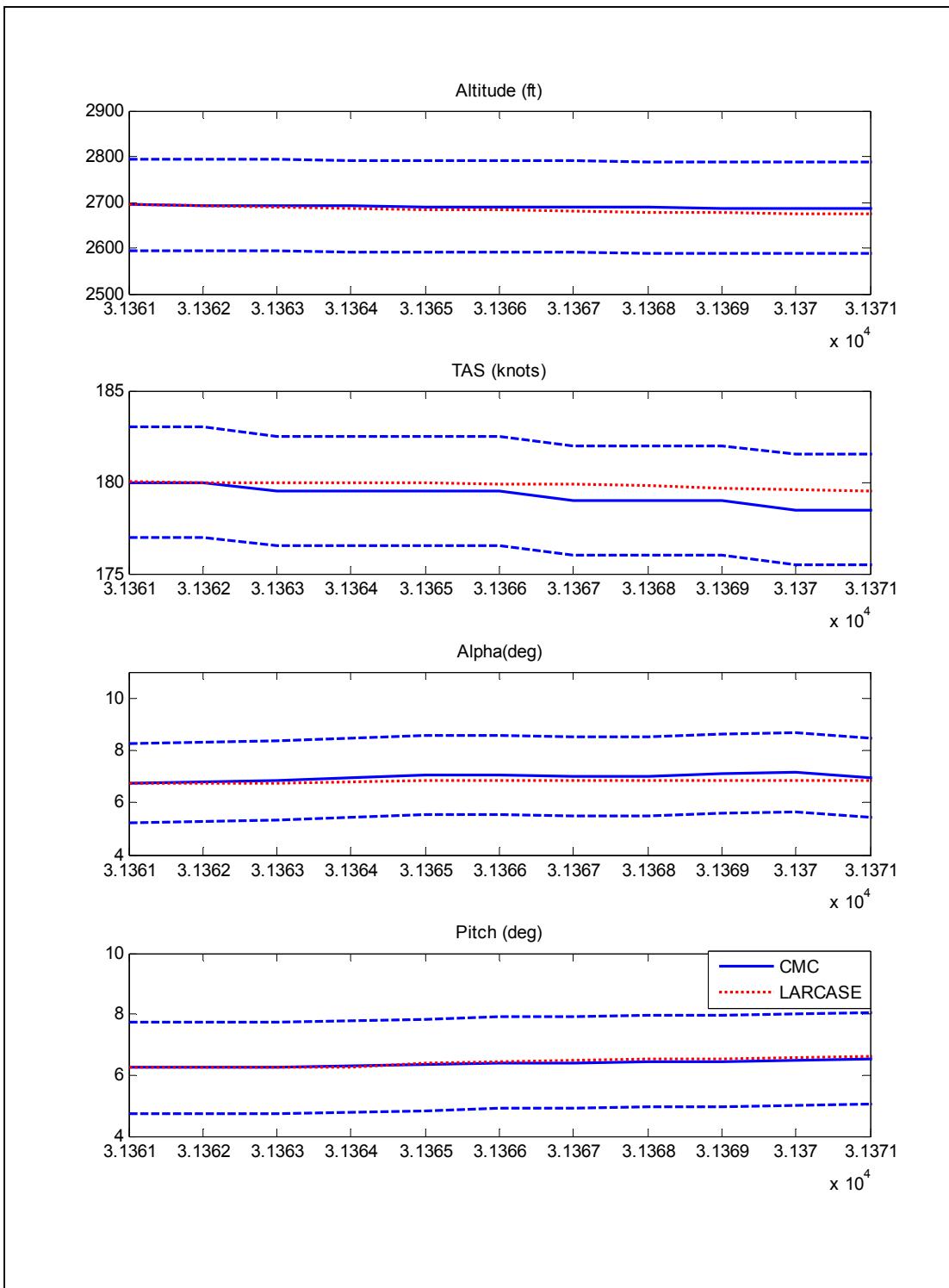


Figure 4.25 Résultats de la simulation de la portion du test F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg

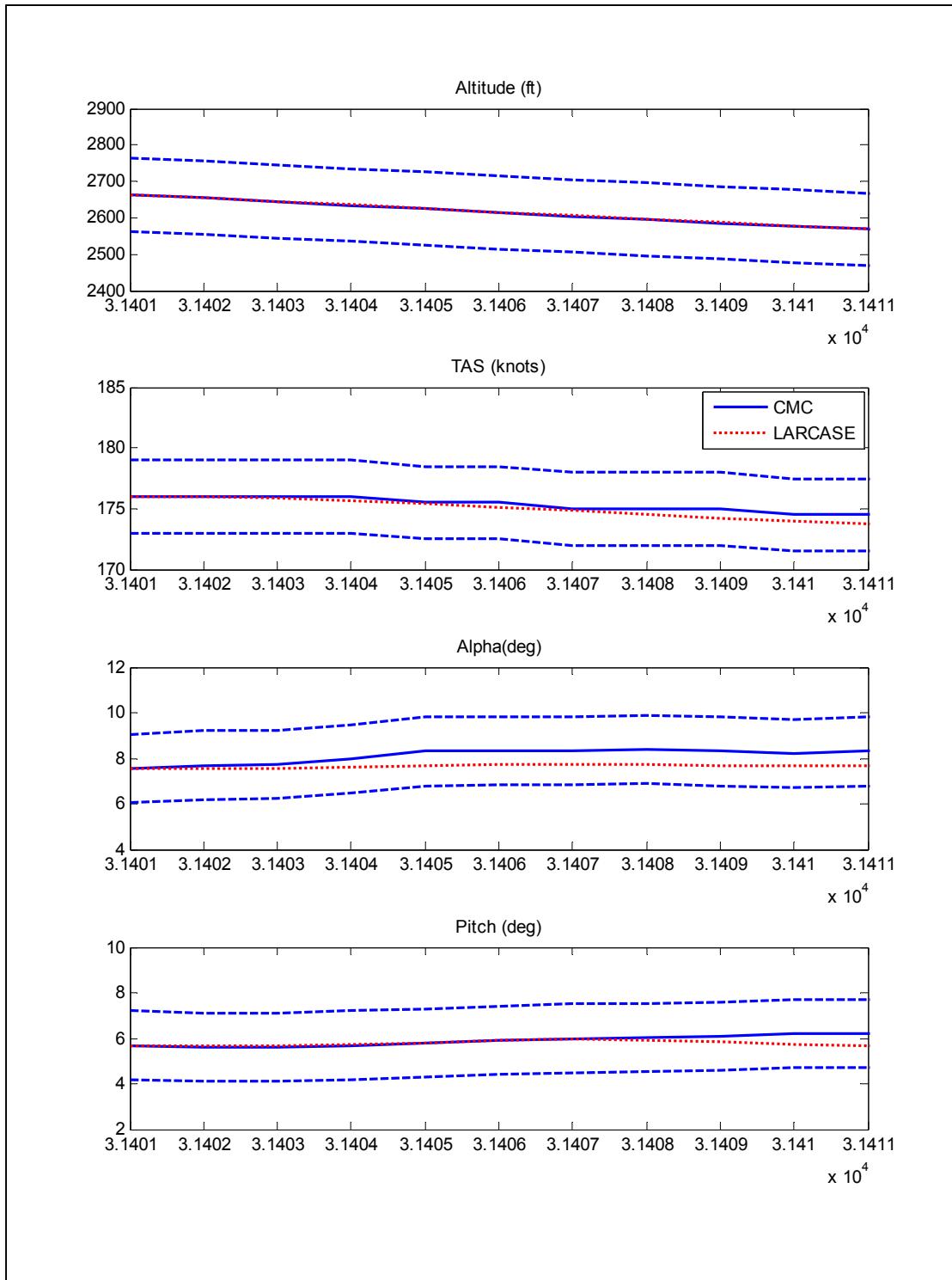


Figure 4.26 Résultats de la simulation de la portion du test F24-21-09-10 correspondante à un angle des volets de bord de fuite égale à 22 deg

4.5.4 Interprétations des résultats trouvés

Les lignes bleues continues représentent les données des essais en vol tandis que les lignes rouges pointillés représentent les résultats de la simulation de notre modèle aérodynamique. Les lignes bleues discontinues quant à elles représentent pour chaque grandeur les tolérances de la FAA pour la validation du comportement longitudinal des simulateurs de vol.

La simulation de l'environnement du modèle aérodynamique assure ainsi le calcul des coefficients dCD, dCL et dCM nécessaires pour la compensation de l'avion au niveau de son point de vol initial. Les paramètres du point de vol initial du modèle aérodynamique sont les mêmes que ceux du point de vol initial de l'avion réel.

Ensuite, les variations de l'évolution de l'angle du stabilisateur et de la poussée pendant l'essai en vol réel sont prises comme des entrées variables du modèle aérodynamique (l'angle des volets à fente et l'angle des aérofreins sont des entrées constantes pendant les 10 premières secondes de la portion de vol choisi).

On constate ainsi que dans tous les tests effectués, pour différentes configurations de vol et pour différents angles des volets de bord de fuite, les sorties du modèle aérodynamique restent dans la zone de tolérance pendant les 10 premières secondes. En tenant compte du document AC 120-40 B de la FAA et les différents critères de certification des simulateurs de vol décrits dans ce document, on peut valider la structure du modèle aérodynamique de vol conçu.

En plus, l'évolution des paramètres correspondants aux résultats de la simulation du modèle aérodynamique coïncident dans la plupart des tests effectués avec l'évolution du même type des paramètres dans les essais en vol réel. Néanmoins, le comportement n'est pas exactement le même dans quelques uns des tests faits. La simulation est, semble-t-il, plus sensible aux variations de la poussée. En fait, les paramètres vitesse vraie (TAS) et angle d'incidence (α) varient beaucoup plus et de manière plus ample dans la simulation que dans le test de vol.

D'ailleurs, on voit bien que plus le poids de l'avion est lourd, plus les résultats de la simulation sont plus corrects et que l'avion garde le maximum de sa stabilité pour un angle des volets de bord de fuite égale à 4 degrés.

4.5.5 Conclusion

Le passage par le bloc d'interpolation et la fonction de compensation nous a permis de valider la structure du modèle aérodynamique global conçu tout en se basant sur les critères de validation des simulateurs de vol imposés par le FAA.

Les différents résultats de simulation démontrent bien la stabilité du vol de l'avion issu du modèle aérodynamique pour les 4 configurations des volets de bord de fuite étudiées (4 deg, 10 deg, 18 deg et 22 deg).

Néanmoins, dans certains tests, le comportement de l'avion issu du modèle aérodynamique n'est pas exactement le même que celui de l'avion réel. Ceci peut être expliqué par le fait que la simulation du modèle aérodynamique est plutôt sensible aux variations de la poussée. Les données correspondantes à ces variations ont été approximées par interpolation et donc ils ne sont pas parfaitement exacts.

CONCLUSION

Dans ce travail, l'analyse de la problématique proposée nous a conduit à la construction d'un environnement complet du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500 qui permet de visualiser le comportement de l'avion au cours du temps et donc étudier son stabilité longitudinale pendant l'implémentation des volets de bord de fuite.

Une fois que le modèle est complet, on compare le comportement du modèle aérodynamique global à celui de l'avion réel tout en appliquant les mêmes manœuvres de commande. Cette comparaison nous a permis de conclure que l'avion est instable. Pour rendre le modèle aérodynamique global stable, on a recours à une fonction de compensation qui assure d'une part le calcul des coefficients d'incrémentation dCL , dCD et dCM nécessaires pour faire correspondre le modèle aérodynamique global et l'essai en vol réel au niveau du point initial de vol de l'avion, et d'autre part stabiliser le vol de l'avion issu du modèle aérodynamique global.

Les résultats de la simulation du modèle aérodynamique global ont validé la stabilité de l'avion pour les 4 configurations des volets de bord de fuite étudiées (4 deg, 10 deg, 18 deg, 22 deg). Malgré les petites différences vues dans quelques tests entre les résultats de la simulation du modèle aérodynamique et l'essai en vol réel, nous pouvons dire que les résultats trouvés sont à l'hauteur des nos attentes puisqu'on doit tenir compte des limites de l'étude tel que la sensibilité de la simulation du modèle aérodynamique aux variations de la poussée.

Ainsi, nous recommandons pour un futur travail d'introduire des contrôleurs dans le modèle aérodynamique global dans le but de régler les variations de la poussée et les autres commandes de vol (stabilisateur, aérofreins, ...etc) et donc faire correspondre le plus possible notre modèle aérodynamique avec les essais en vol.

Ce travail s'inscrit aussi dans l'effort de développement durable dans le secteur aéronautique. La stabilité du modèle aérodynamique permet de travailler efficacement sur l'optimisation de la trajectoire de vol de l'avion et donc rendre la consommation de carburant par la flotte mondiale des avions plus économique.

ANNEXE I

LE MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE BASE DE L'AVION L1011-500

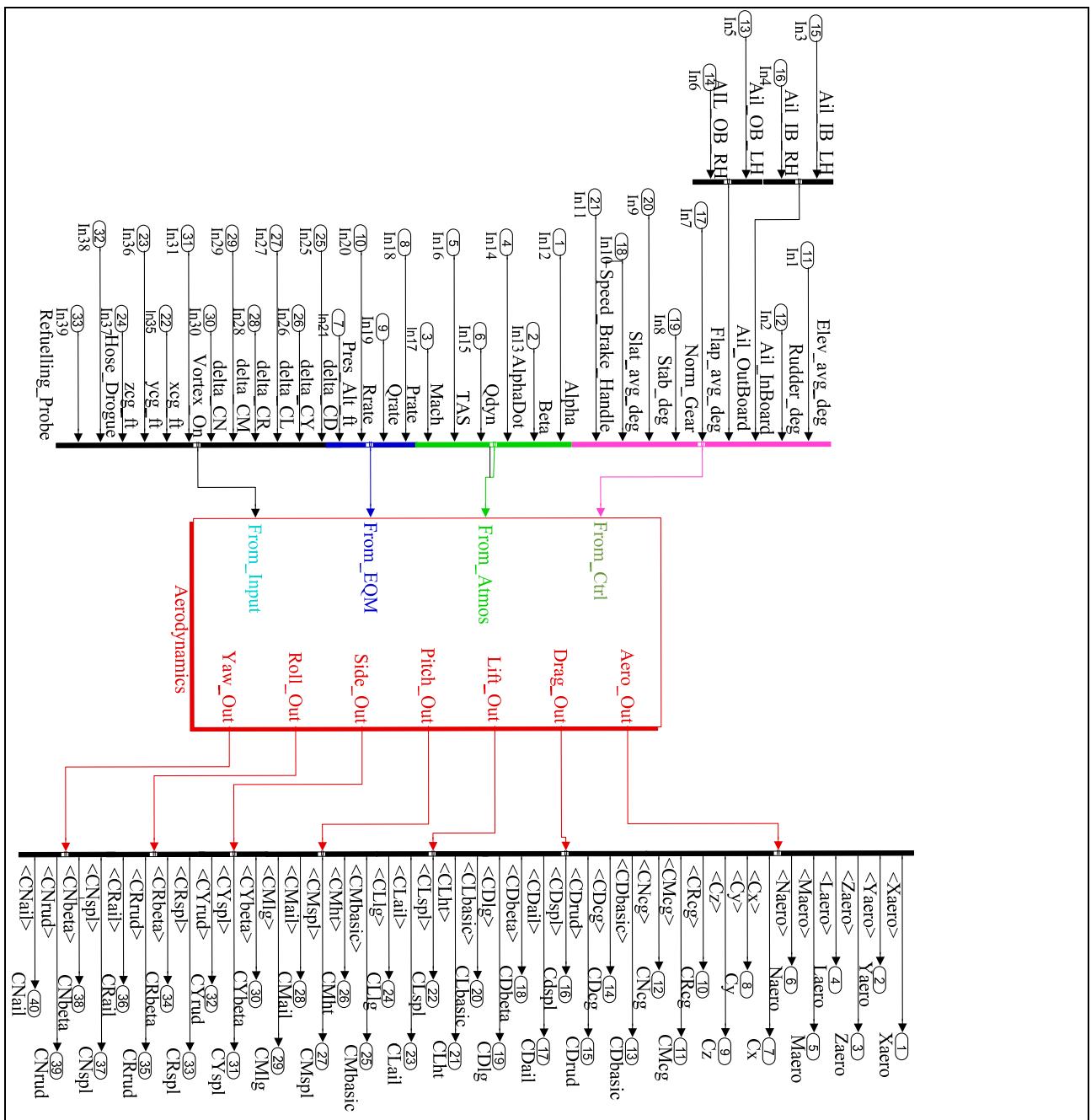


Figure-A I-1 Le modèle aérodynamique de base de l'avion L1011-500

ANNEXE II

LE ENTRÉES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE BASE DE L'AVION L1011-500

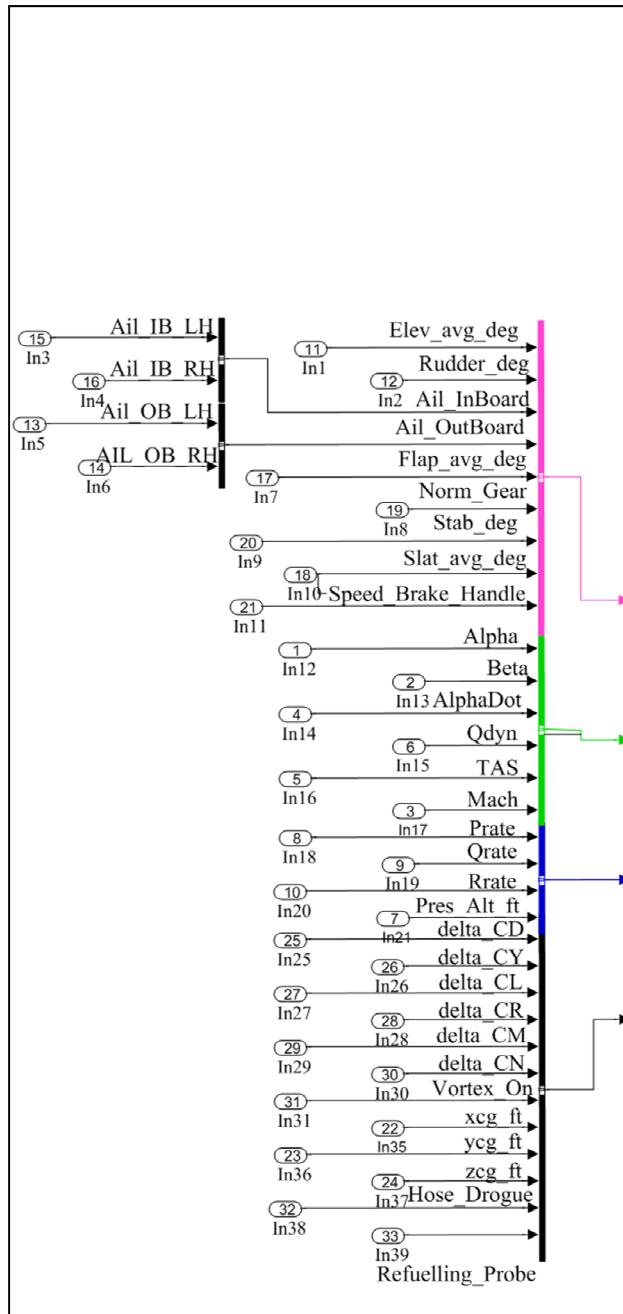


Figure-A II-1 Les entrées du modèle aérodynamique de base de l'avion L1011-500

ANNEXE III

LE SORTIES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE BASE DE L'AVION L1011-500

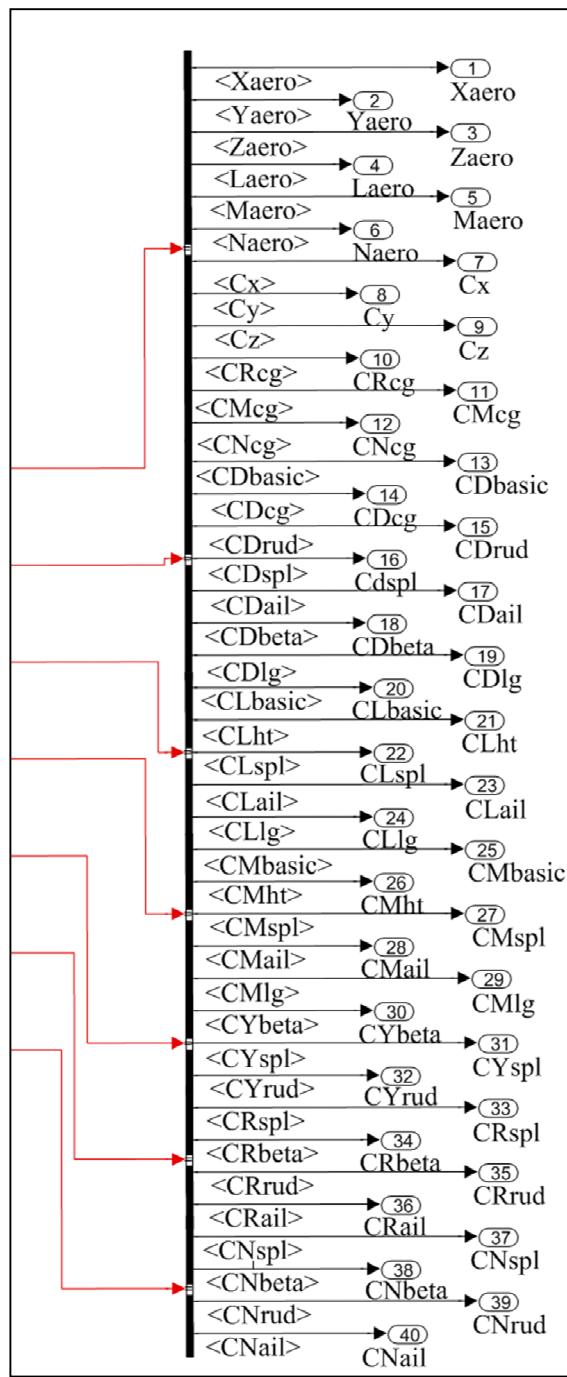


Figure-A III-1 Les sorties du modèle aérodynamique de base de l'avion L1011-500

ANNEXE IV

LES ENTRÉES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE ET LEUR DESCRIPTION

Tableau-A IV-1 Explication des différentes entrées du modèle aérodynamique

Entrées du modèle aérodynamique de l'avion L1011-500			
Paramètres	Description	Valeur minimale	Valeur maximale
Entrées vers <i>from_ctrl</i>			
Elev_avg_deg	Position moyenne de l'élevateur (deg).	-25°	0°
Rudder_deg	Position de la gouverne de direction (deg).	-30°	30°
Flap_avg_deg	Position moyenne des volets de bord de fuite (deg).	0°	33°
Norm_Gear	Position du train d'atterrissement. sorti (1) ou rentré (0).	0	1
Stab_deg	Position du gouverne de profondeur monobloc (<i>stabilator</i> , deg).	-14°	1°
Slat_avg_deg	Position du bec de bord d'attaque (deg).	-1°	31°
Speed_Brake_Handle	Position des aérofreins. 0 pour aérofreins rentrés et 100 pour aérofreins complètement sortis.	0	100
Ail_IB_LH	Position de l'aileron intérieur gauche (deg).	-20°	20°
Ail_IB_RH	Position de l'aileron intérieur droit (deg).	-20°	20°
Ail_OB_LH	Position de l'aileron extérieur gauche (deg).	-20°	20°
Ail_OB_RH	Position de l'aileron extérieur droit.	-20°	20°
Entrées vers <i>From_Atmos</i>			
Alpha	L'angle d'Attaque (deg).	-4°	22°
Beta	L'angle de dérapage (deg).	-30°	30°
AlphaDot	La vitesse angulaire de l'angle d'attaque (rad/s).	0	0.35

Qdyn	La pression dynamique (= $1/2 * \rho * v^2$) en lbs.ft ⁻² .	0	1350
TAS	La vitesse vraie (knots).	0	630
Mach	Le nombre de Mach.	0	0.95
Entrées vers From_EQM			
Prate	La vitesse angulaire de l'avion autour de l'axe des x (axe de roulis, rad/s).		
Qrate	La vitesse angulaire de l'avion autour de l'axe des y (axe de tangage, rad/s).		
Rrate	La vitesse angulaire de l'avion autour de l'axe des z (axe de lacet, rad/s).		
Press_Alt_ft	Altitude exprimée en pieds (feet).	0	45000
Entrées vers From_Input			
delta_CD	Petite variation du coefficient de traînée.	-0.1	0.1
delta_CY	Petite variation du coefficient de la force latérale.	0	
delta_CL	Petite variation du coefficient de portance.	-0.1	0.4
delta_CR	Petite variation du coefficient de roulis.	0	
delta_CM	Petite variation du coefficient de tangage.	-0.25	0.25
delta_CN	Petite variation du coefficient de lacet.	0	
Vortex_On	(1) S'il existe de tourbillon (0) sinon.	0	1
xcg_ft	Position du centre de gravité selon l'axe des x (pieds).	0	177
ycg_ft	Position du centre de gravité selon l'axe des y (pieds).	0	20
zcg_ft	Position du centre de gravité selon l'axe des z (pieds).	0	55
Hose_Drogue	Tuyau du parachute stabilisateur. Sortie (1) où rentré (0).	0	1
Refuelling_Probe	Sonde d'avitaillement. Sortie (1) où rentré (0).	0	1

ANNEXE V

LES SORTIES DU MODÈLE AÉRODYNAMIQUE

Tableau-A V-1 Explication des différentes sorties du modèle aérodynamique

Sorties du modèle aérodynamique de l'Avion L1011-500	
Paramètres	Description
Xaero (lb)	Force de traînée
Yaero (lb)	Force latérale
Zaero (lb)	Force de portance
CRaero (ft*lbs)	Moment de roulis
CMaero (ft*lbs)	Moment de tangage
CNaero (ft*lbs)	Moment de lacet
Cx	Coefficient de la force de traînée totale de l'avion
Cy	Coefficient de la force latérale totale de l'avion
Cz	Coefficient de la force de portance totale de l'avion
CRcg	Coefficient du moment de roulis total de l'avion
CMcg	Coefficient du moment de tangage total de l'avion
CNcg	Coefficient du moment de lacet total de l'avion
CDbasic	Coefficient de traînée symétrique (<i>Tail on, gear Up symmetric drag coefficient</i>)
CDcg	Coefficient de la force de traînée due a la position du centre de gravité
CDrud	Coefficient de la force de traînée du gouvernail de direction
CDspl	Coefficient de la force de traînée des aérofreins
CDail	Coefficient de la force de traînée des ailerons
CDbeta	Coefficient de la force de traînée due à l'angle de dérapage
CDlg	Coefficient de la force de traînée du train d'atterrissage

CLbasic	Coefficient de portance symétrique (<i>Tail on, gear Up symmetric lift coefficient</i>)
CLht	Coefficient de la force latérale de l'empennage horizontal
CLspl	Coefficient de la force de portance des aérofreins
CLail	Coefficient de la force de portance des ailerons
CLlg	Coefficient de la force de portance du train d'atterrissage
CMbasic	Moment de tangage symétrique (<i>Tail on, gear Up symmetric Pitching moment</i>)
CMht	Coefficient du moment de tangage de l'empennage horizontal
CMspl	Coefficient du moment de tangage des aérofreins
CMail	Coefficient du moment de tangage des ailerons
CMlg	Coefficient du moment de tangage du train d'atterrissage
CYbeta	Coefficient de la force latérale due à l'angle de dérapage
CYspl	Coefficient de la force latérale des aérofreins
CYrud	Coefficient de la force latérale du gouvernail de direction
CRspl	Coefficient du moment de roulis des aérofreins
CRbeta	Coefficient du moment de roulis due à l'angle de dérapage
CRrud	Coefficient du moment de roulis du gouvernail de direction
CRail	Coefficient du moment de roulis des ailerons
CNspl	Coefficient du moment de lacet des aérofreins
CNbeta	Coefficient du moment de lacet due à l'angle de dérapage
CNrud	Coefficient du moment de lacet du gouvernail de direction
CNail	Coefficient du moment de lacet des ailerons

ANNEXE VI

LES DIFFÉRENTES ÉQUATIONS PERMETTANT D'OBtenir LES FORCES ET MOMENTS DU MOTEUR À PARTIR DE LA POUSSÉE ET DE LA POSITION DU CENTRE DE GRAVITÉ

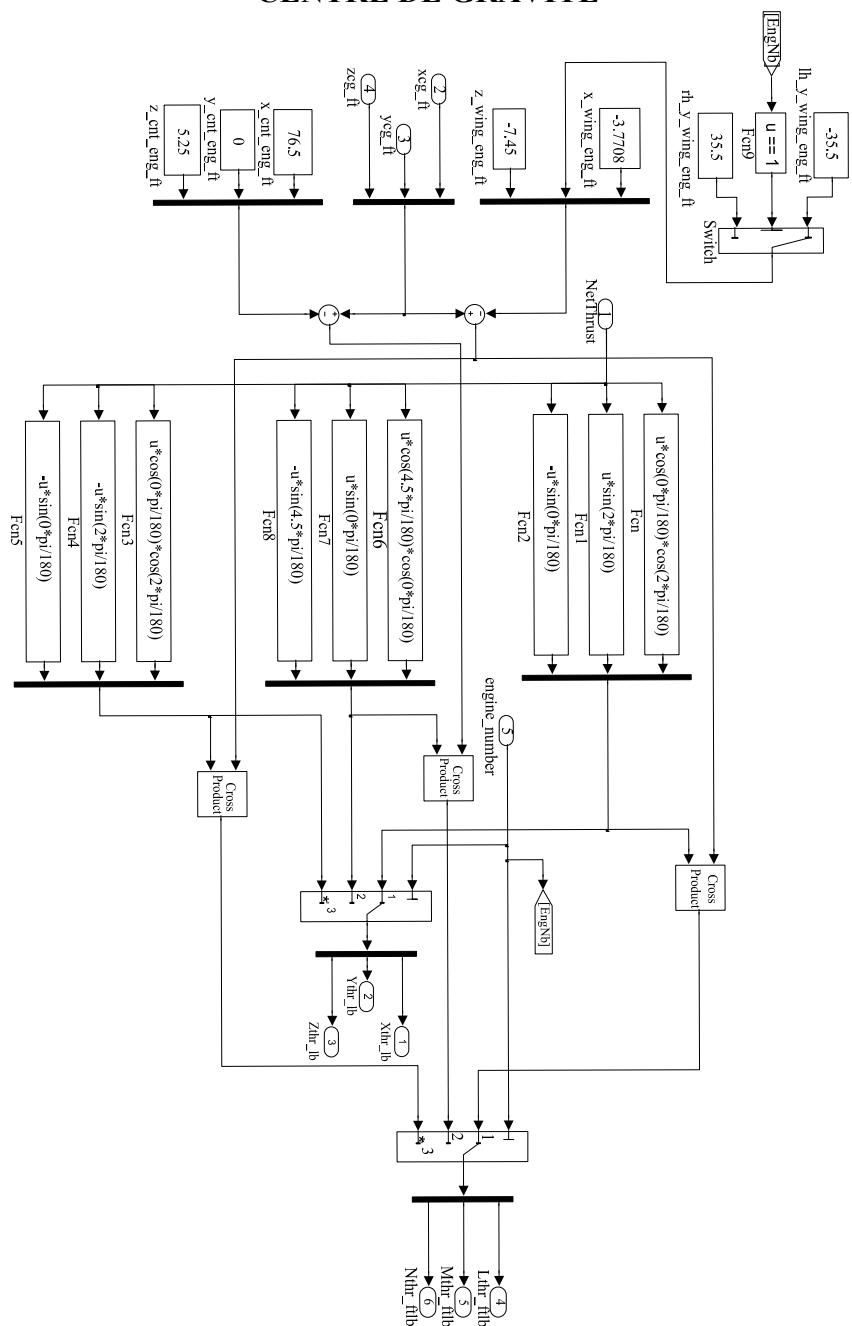


Figure-A VI-1 Le bloc Simulink permettant le calcul des forces et des moments du moteur à partir de la poussée et de la position du centre de gravité

ANNEXE VII

LES MOMENTS D'INERTIE DE L'AVION EN FONCTION DE LA MASSE ET DE LA POSITION DU CENTRE DE GRAVITÉ DE L'AVION

Tableau-A VII-1 Les données des moments d'inertie de l'avion en fonction de la masse et de la position du centre de gravité de l'avion pour 23 configurations de vol

Numéro du test de vol	Masses (lbs)	X _{cg} (%MAC)	Z _{cg} (ft)	I _{xx} (lbs*in ²)	I _{yy} (lbs*in ²)	I _{zz} (lbs*in ²)	I _{xz} (lbs*in ²)
1	373030	34.35	1	31952840909	49361179861	79737445816	3287409657
2	367600	35.5	1	31401000000	49333000000	79156000000	3293000000
3	367484	34.5	1	31389000000	49332000000	79144000000	3283200000
4	358071	34.8	1	30467900000	49283000000	78171500000	3276110000
5	357060	34.8	1	30370968950	49277345604	78069013070	3275410259
6	355757	34.9	1	30246867818	49270466178	77937716461	3274498889
7	355298	34.9	1	30203013320	49268044450	77891341388	3274162931
8	351008	35.1	0.975	29799043829	49244936999	77463432279	3270885727
9	350856	35.1	0.975	29784966787	49244102356	77448494628	3270779801
10	347267	35.2	1	29453981804	49224336691	77097278179	3268028703
11	327998	35.5	0.9167	26854215042	48935006303	74227305167	3210933400
12	341940	35.4	0.94167	28984136460	49195168575	76597953855	3263274023
13	342864	35.5	0.94167	28849822115	49186424242	76454867276	3261744646
14	332114	35.8	0.9167	28196121342	49126478432	75743096245	3250836899
15	331947	35.6	0.9167	27497517535	49026987026	74954241796	3230005651
16	325731	35.4	0.9167	26226898026	48848575330	73521585325	3192762061
17	326403	35.5	0.9167	26383858027	48869954817	73697930257	3197268127
18	305072	35.3	0.9167	22329988656	48327866441	69155583234	3078962059
19	312882	35.1	0.9167	23472666191	48477030339	70431677416	3112749874
20	328968	35.6	0.9167	26992414806	48954703416	74383419566	3215017940

21	316410	35.2	0.9167	24184749680	48571142262	71228533917	3133383925
22	312126	35.1	0.9167	23324559287	48457630550	70266104859	3108483068
23	302133	35	0.9167	21393394116	48207167968	68111331402	3051178281

ANNEXE VIII

LE MODÈLE GLOBAL DE L'AVION L1011-500

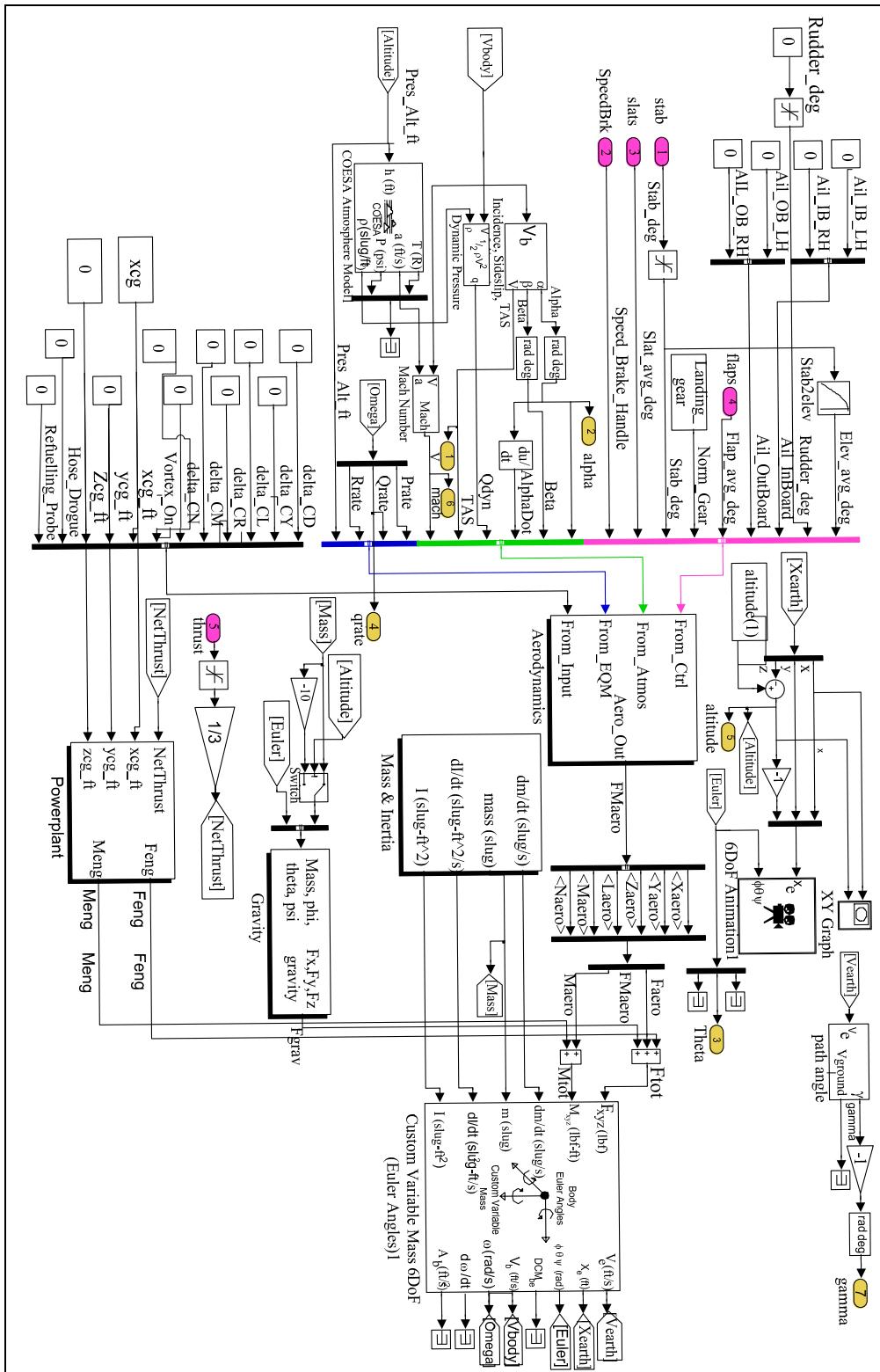


Figure-A VIII-1 Schéma du modèle global de l'avion
L1011-500 sous Simulink

ANNEXE IX

LE TEST DE VOL F07-22-04-10

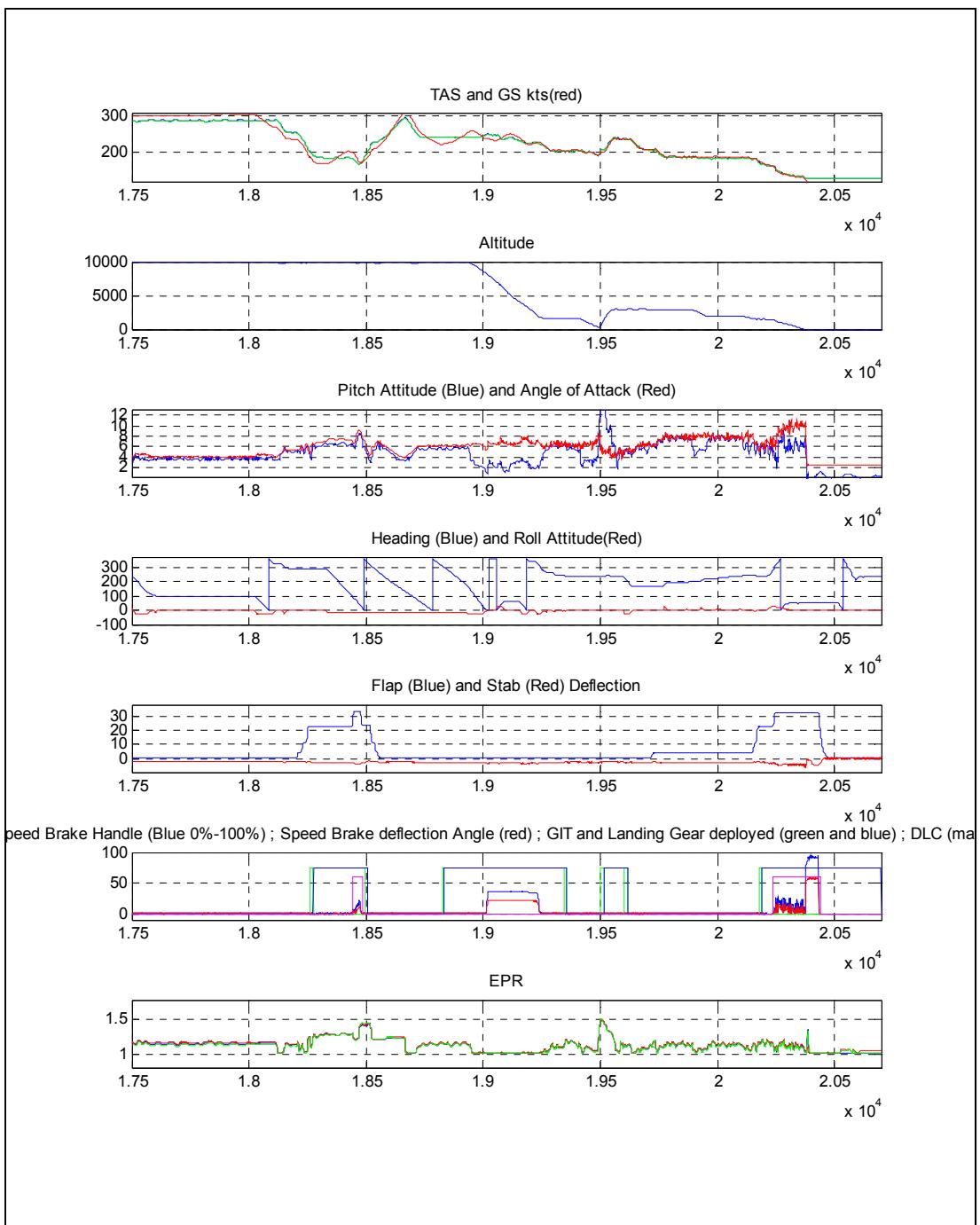


Figure-A IX-1 Le test de vol F07-22-04-10

ANNEXE X

LE TEST DE VOL F12-01-06-10

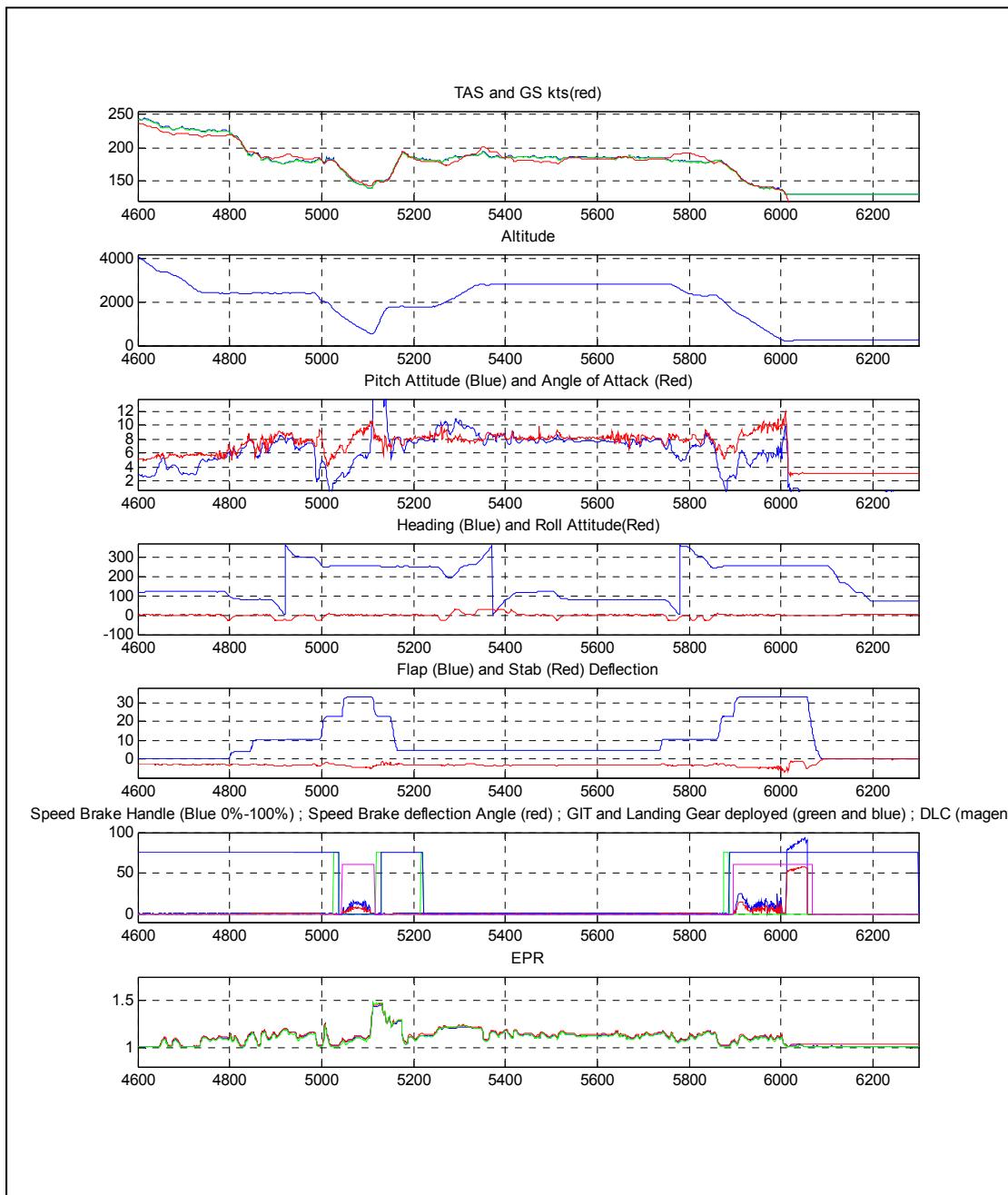


Figure-A X-1 Le test de vol F12-01-06-10

ANNEXE XI

LE TEST DE VOL F14-10-06-10

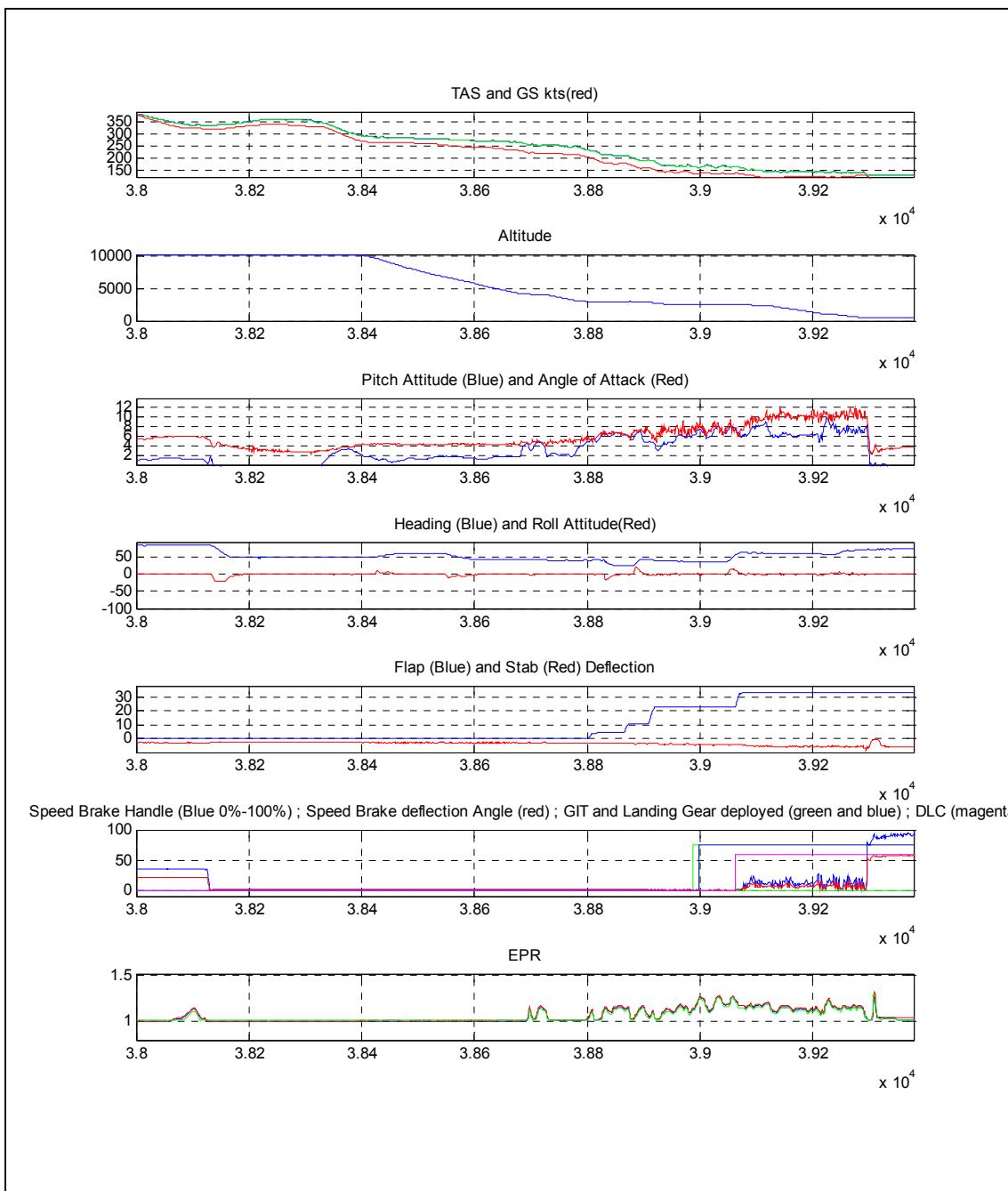


Figure-A XI-1 Le test de vol F14-10-06-10

ANNEXE XII

LE TEST DE VOL F19-17-08-10

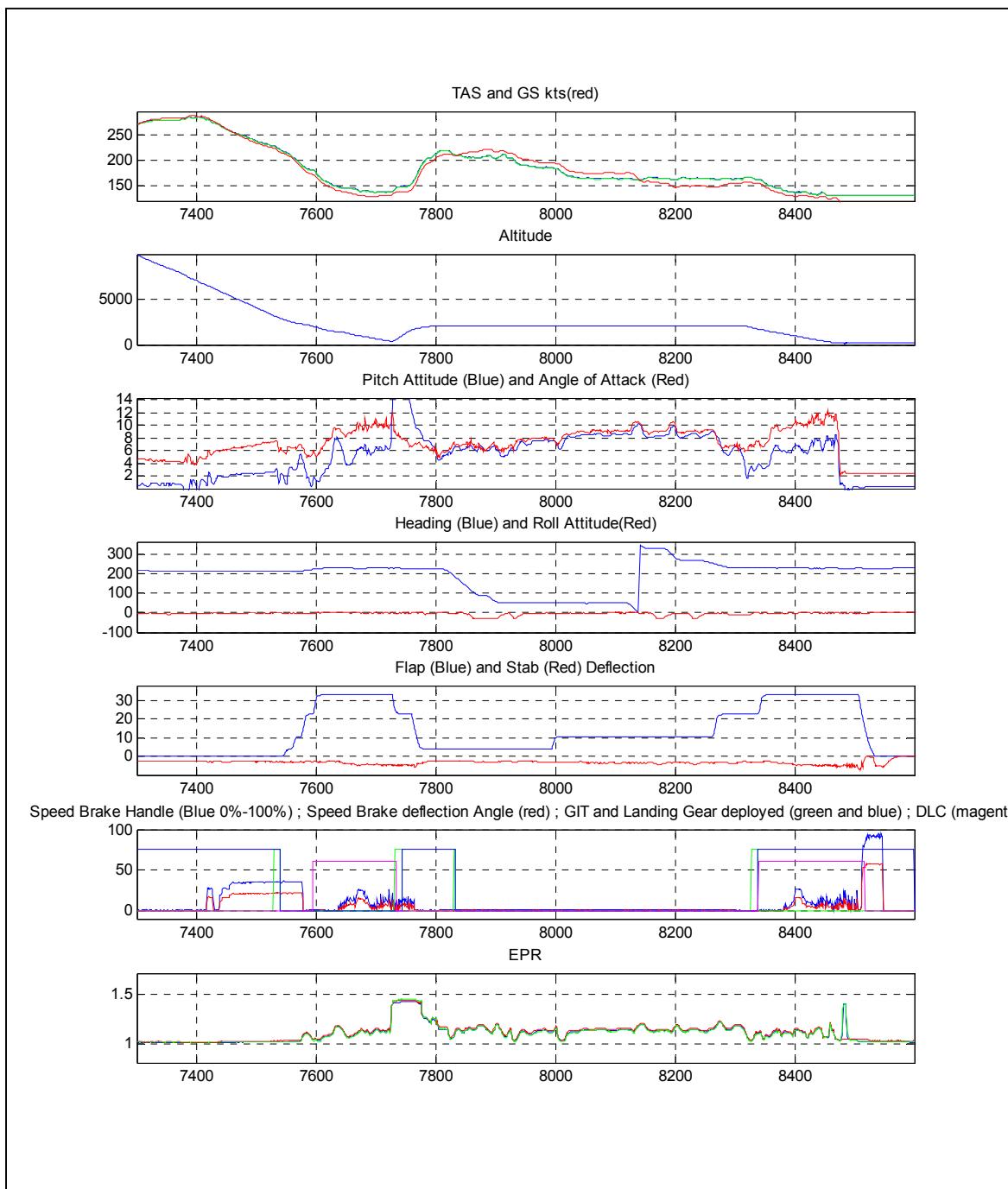


Figure-A XII-1 Le test de vol F19-17-08-10

ANNEXE XIII

LE TEST DE VOL F24-21-09-10

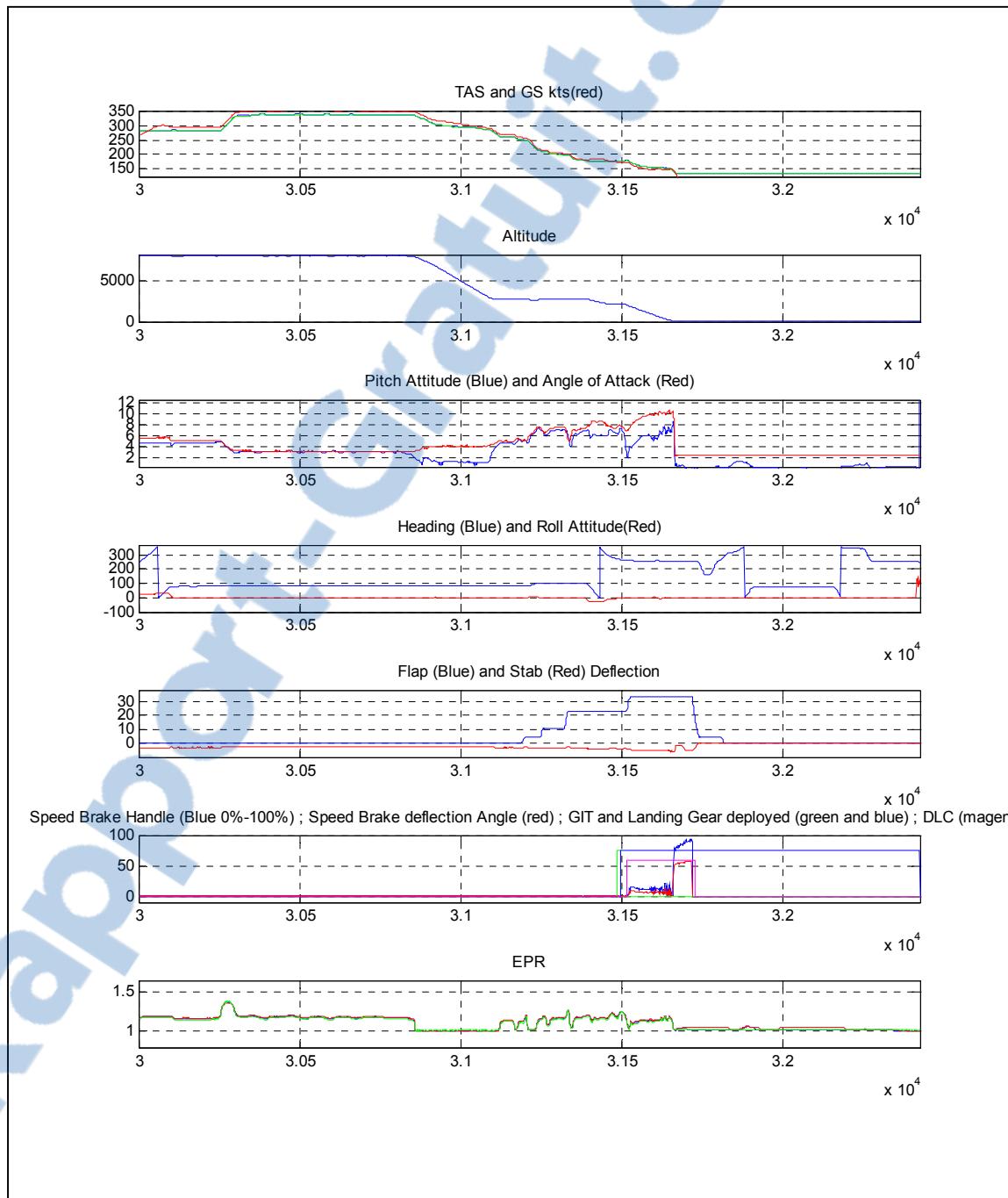


Figure-A XIII-1 Le test de vol F24-21-09-10

ANNEXE XIV

LE TEST DE VOL F25-24-09-10

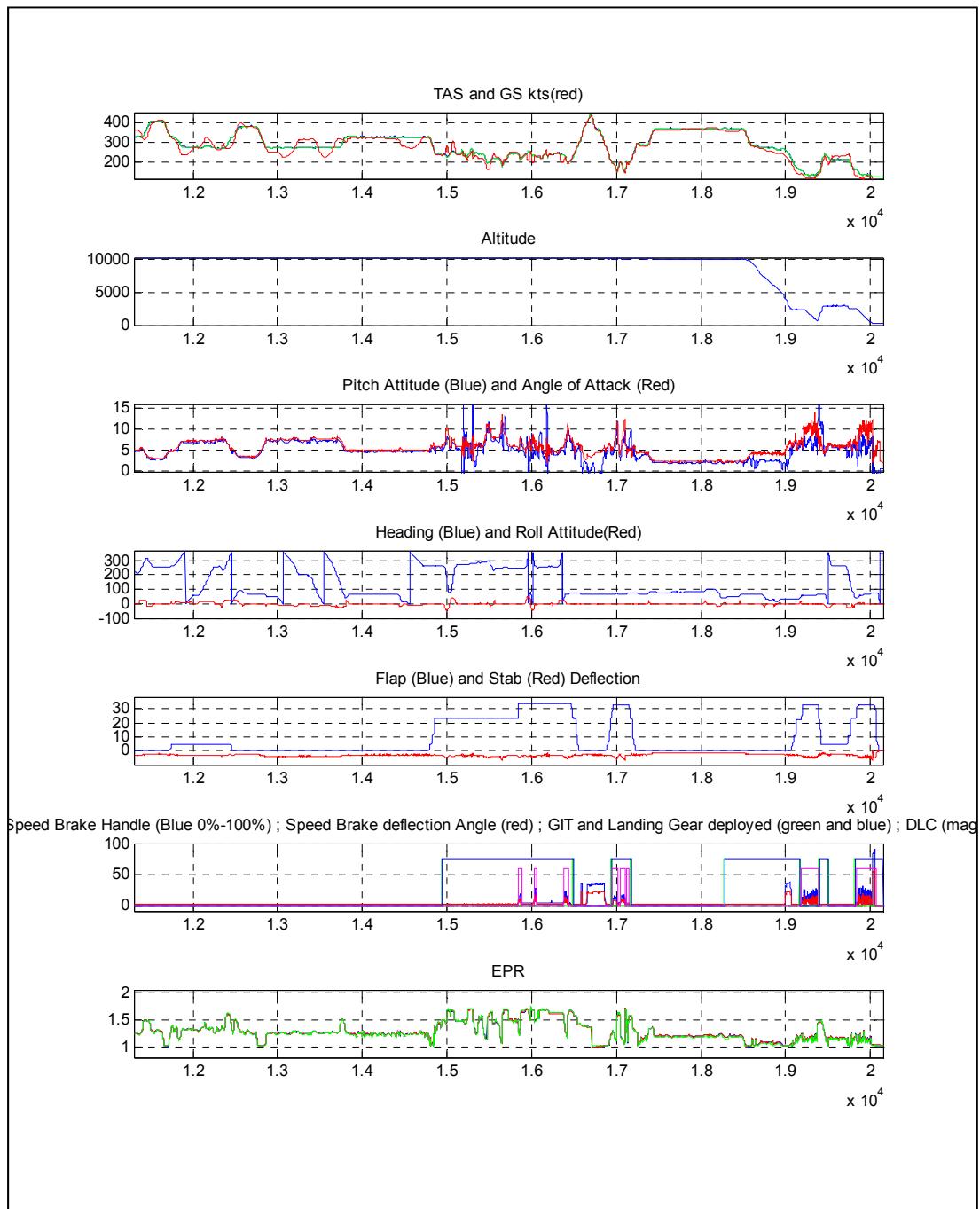


Figure-A XIV-1 Le test de vol F25-24-09-10

ANNEXE XV

LE TEST DE VOL F27-03-11-10

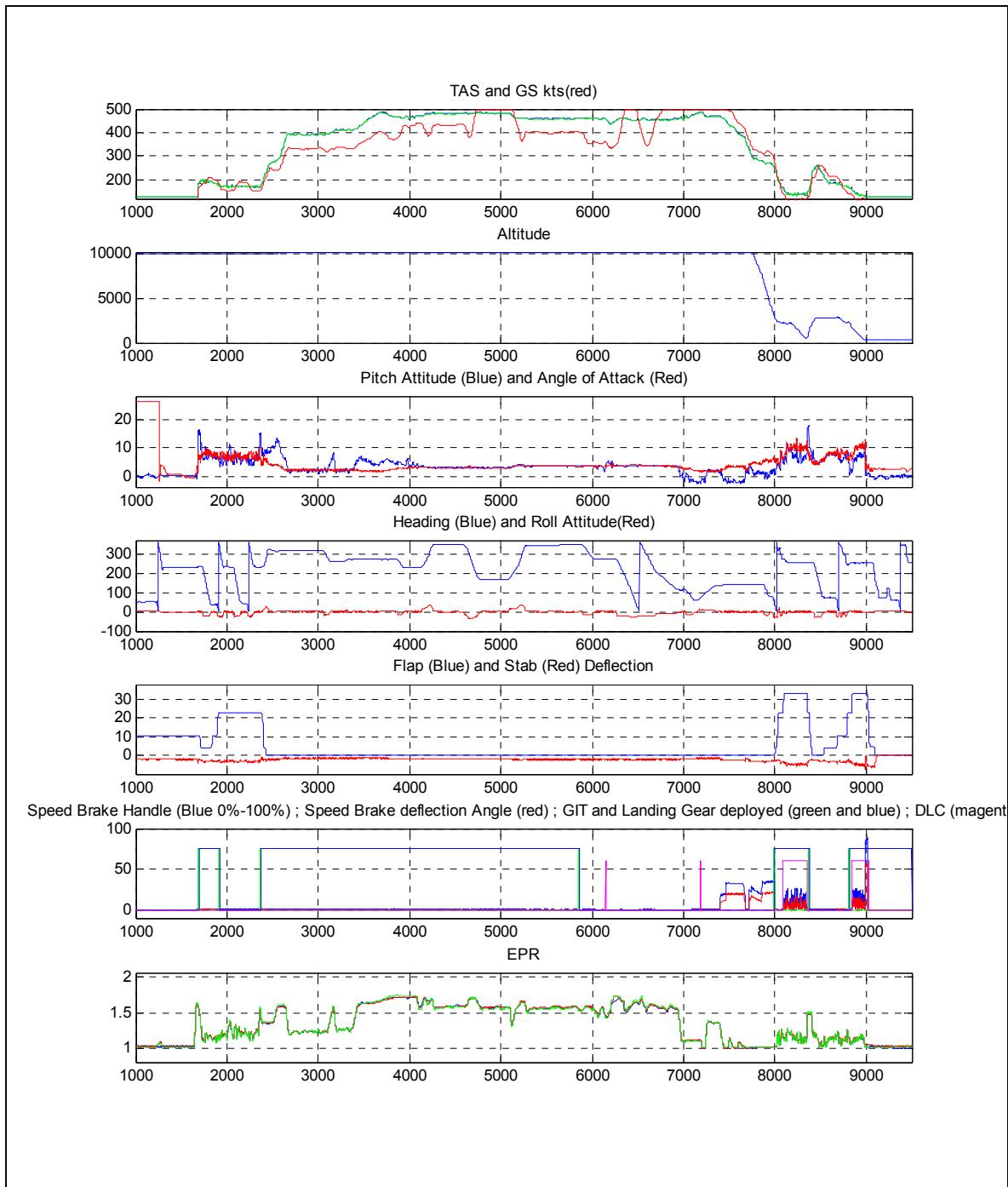


Figure-A XV-1 Le test de vol F27-03-11-10

ANNEXE XVI

LE TEST DE VOL F28-04-11-10

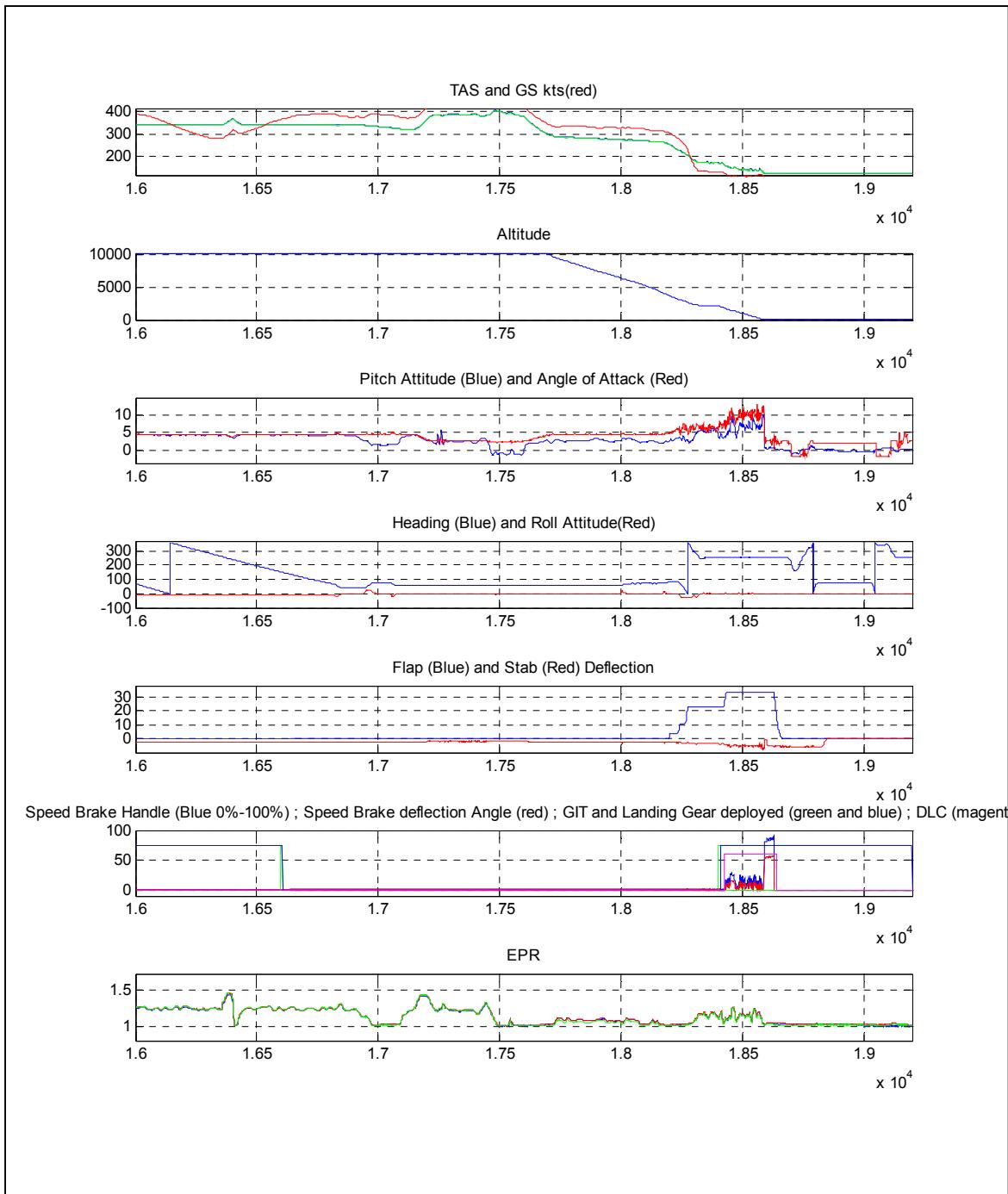


Figure-A XVI-1 Le test de vol F28-04-11-10

ANNEXE XVII

LES PARAMÈTRES INITIAUX DE LA CONFIGURATION DE VOL CHOISIE

Tableau-A XVII-1 La configuration de vol initiale de l'avion

Paramètres de l'avion	Valeur du paramètre
Masse de l'avion (lbs)	373000
Position du centre de gravité longitudinal X_{cg} (%MAC)	34
Position du centre de gravité selon l'axe des z Z_{cg} (in)	200
Moment d'inertie I_{xx} (lbs*in ²)	3.195284e+10
Moment d'inertie I_{yy} (lbs*in ²)	4.936118e+10
Moment d'inertie I_{zz} (lbs*in ²)	7.973744e+10
Moment d'inertie I_{xz} (lbs*in ²)	3.287409e+09
Altitude (ft)	30000
Vitesse air indiquée IAS (kts)	262.85
Nombre de Mach	0.7
Angle de déflection des volets de bord de fuite (deg)	0
Angle de déflection des volets à fente (deg)	0
Train d'atterrissage	retracté
Angle de tangage (deg)	4.58
Angle de roulis (deg)	0
Angle de cap (deg)	0
Angle d'attaque (deg)	4.58

Stabilisateur (deg)	-1.116
Aileron intérieur gauche (deg)	0
Left Outboard Aileron (deg)	0
Aileron intérieur droit (deg)	0
Aileron extérieur droit (deg)	0
Gouvernail de direction (deg)	0
Poussée	20618.013

ANNEXE XVIII

**LE MODÈLE AÉRODYNAMIQUE GLOBAL APRÈS INTRODUCTION DU
TABLEAU D'INTERPOLATION**

Rapport Gratuit .Com

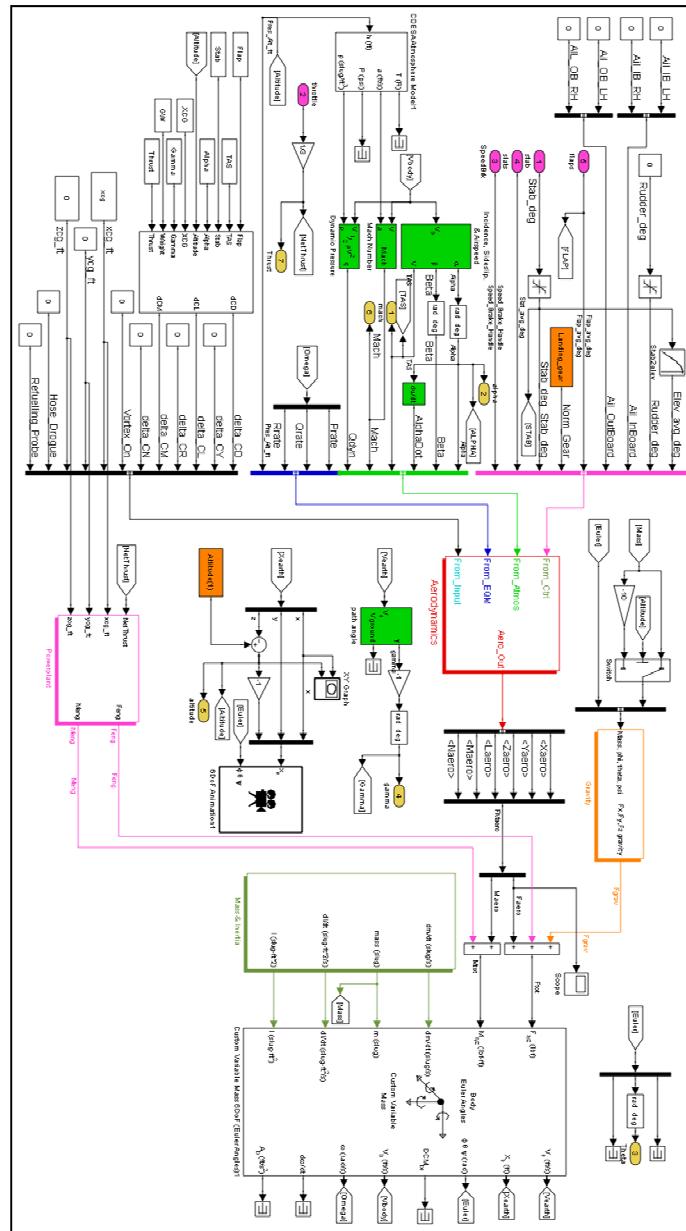


Figure-A XVIII-1 Le nouveau format du modèle aérodynamique global de l'avion L1011-500 après introduction du tableau d'interpolation

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] GARDN (2011). "GARDN Network" . In Gardn. En ligne. <www.gardn.org>. Consulté le 10 Janvier 2010.
- [2] Jim, U. (2001). Lockheed L-1011 Tristar - Airlinertech, Specialty Press (MN).
- [3] Department of transportation, F. A. A. (2001). "Type certificate data sheet a23we.". En ligne. <<http://www.tristar500.net/specifications/a23we.pdf>>. Consulté le 22 Novembre 2010.
- [4] Degrez, G. (2001). "Performance et stabilité des avions.". En ligne.<<http://www.ulb.ac.be/sma/enseignement/perfstabmain.pdf>>. Consulté le 22 septembre 2010.
- [5] Botez, R. (2006). Introduction à l'avionique, Notes de cours. Montréal, École de technologie supérieure.
- [6] Hancock, G. J. (1995). An introduction to the flight dynamics of rigid aeroplanes, Ellis Horwood.
- [7] Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control, WCB/McGraw Hill.
- [8] Bandu N.Pamadi., Ed.(2004). Performance, stability, dynamics, and control of airplanes. Reston, VA: American institute of aeronautics and astronautics.
- [9] Bombardier, A. (2007). FS/07/000/005/DM rev.2. L1011 Aerodynamic Model Implementation Report rev.2. Montréal. p16-17.
- [10] Bombardier, A. (2007). FS/07/000/006/DM rev.2. L1011 Aerodynamic Model Implementation Report rev.2. Montréal. P32-165.
- [11] CMC (2007). EPRThrust, CMC Documentation. Montréal.
- [12] CMC (2007). Label glossary, CMC Documentation. Montréal.
- [13] Colgren, R. D. (2007). Basic MATLAB, Simulink, and Stateflow, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [14] CMC (2007). Simulation trim, CMC Documentation. Montréal.
- [15] CMC (2007). Simulation step response, CMC Documentation. Montréal.

[16] FAA (1991). "Appendix 2. Simulator validation test." In FAA. En ligne. <[rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/5b7322950dd10f6b862569ba006f60aa/\\$FILE/Appx2.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/5b7322950dd10f6b862569ba006f60aa/$FILE/Appx2.pdf)>. Consulté le 22 Mars 2011.