



Étude, conception et analyse des systèmes de commande pour un lanceur de satellites

Mémoire

Eric Duplain

Maîtrise en génie électrique
Maître ès sciences (M.Sc.)

Québec, Canada

© Eric Duplain, 2014

Résumé

Ce mémoire a pour principal objectif d'identifier des concepts de commande d'attitude et de guidage en boucle ouverte pour supporter le développement éventuel d'un lanceur canadien pouvant effectuer la mise en orbite de microsattelites. Une revue de la littérature des différents systèmes impliqués dans l'asservissement d'un lanceur est présentée. Cette revue a permis de cibler les principales difficultés rencontrées pour la commande d'attitude des lanceurs, ainsi que certaines pistes de solutions. Ces difficultés sont principalement la flexion et le ballotement des ergols. Les équations de mouvement de l'attitude d'un lanceur à corps rigide en fonction de l'angle de braquage d'une tuyère sont décrites. Des régulateurs qui stabilisent et asservissent le lanceur flexible en vitesse angulaire et en position angulaire sur le simulateur Simulink® à six degrés de liberté du RDDC Valcartier sont développés. Pour finir, deux techniques de guidage sont expliquées et testées en présence de diverses perturbations.

Abstract

This memoir's main objective is to identify concepts of attitude control and open loop guidance to support the eventual development of a Canadian launcher, capable of orbiting microsatellites. A literature review of various systems involved in the stabilization of the launcher is presented. This review pinpointed the main difficulties met for attitude control of launch vehicles, as well as some possible solutions. Those are mainly the bending and sloshing of propellant. The attitude equations of motion for a rigid body launcher as a function of the steering angle of a nozzle are described. Controllers that stabilize and control the flexible launcher angular velocity and angular position on the six degrees of freedom DRDC Valcartier Simulink® simulator are developed. Finally, two techniques for guidance are explained and tested in presence of various perturbations.

Table des matières

Résumé	iii
Abstract	v
Table des matières	vii
Liste des tableaux	ix
Liste des figures	xi
Notation	xv
Remerciements	xxi
1 Introduction	1
1.1 Les lanceurs	1
1.2 Guidage, navigation et contrôle	3
1.3 Problématique et objectifs	6
1.4 Structure du mémoire	7
2 Revue de littérature	9
2.1 Systèmes de propulsion	10
2.2 Dynamique d'un lanceur	20
2.3 Asservissement de l'attitude des lanceurs	25
2.4 Vols réels	40
2.5 Simulation et matériel dans la boucle	44
2.6 Guidage	49
2.7 Conclusion	51
3 Modélisation	53
3.1 Repère	54
3.2 Système de coordonnées	57
3.3 Équations de la dynamique du mouvement	70
3.4 Conclusion	86
4 Comparaison des modèles avec le simulateur non linéaire	89
4.1 Fonctions de transfert	90
4.2 Analyse des modèles	91
4.3 Contrôle de la position angulaire avec un régulateur PID	95

4.4	Contrôle de la vitesse angulaire avec des régulateurs P et PI	106
4.5	Conclusion	110
5	Conception des lois de commande asservissant l'attitude d'un lanceur	113
5.1	Cahier des charges	114
5.2	Asservissement de la vitesse angulaire à l'aide d'un régulateur PI	116
5.3	Asservissement de la position angulaire à l'aide d'un régulateur PID	120
5.4	Asservissement de la position angulaire à l'aide d'une commande cascade	126
5.5	Filtrage de la flexion	134
5.6	Conclusion	138
6	Définition et suivi de trajectoire	141
6.1	Manœuvre d'inclinaison gravitationnelle	142
6.2	Comparaison des points de sortie obtenus	148
6.3	Suivi de trajectoire avec contrainte sur l'angle d'attaque	152
6.4	Conclusion	156
7	Réaction du lanceur face à diverses perturbations	157
7.1	Pilote automatique du simulateur à six degrés de liberté	157
7.2	Vent	161
7.3	Mixage de la tuyère	166
7.4	Flexion	168
7.5	Plusieurs perturbations simultanées	170
7.6	Conclusion	171
8	Conclusion et perspectives d'avenir	173
	Bibliographie	177

Liste des tableaux

1.1	Catégories de lanceurs selon le poids de la charge utile	3
5.1	Évolution des paramètres du modèle $G_{p\dot{\theta}}$ et du régulateur PI $G_{c\dot{\theta}}$	118
5.2	Évolution des paramètres du modèle $G_{p\theta}$ et du régulateur PID $G_{c\theta}$	125
5.3	Évolution du paramètre K_{ciPI} du régulateur $G_{c\dot{\theta}iPI}$	134
6.1	Trajectoire en fonction de l'excentricité	150
6.2	Paramètres (θ , r_a , e et h) à la fin de la combustion du deuxième étage servant à l'analyse du point de sortie de la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle en fonction de différents angles de virage initial	151
6.3	Paramètres orbitaux (r_a , r_p , e et temps de brûlage restant au troisième étage lorsque l'orbite circulaire est obtenue) servant à l'analyse des différentes orbites atteignables en fonction de différents angles de virage initial	152

Liste des figures

1.1	Diagramme fonctionnel de l'interaction entre l'ordinateur de vol, le GNC, et le lanceur	4
2.1	Organigramme des articles portant sur les systèmes de propulsion d'un lanceur . .	10
2.2	Organigramme des articles portant sur la dynamique d'un lanceur	21
2.3	Organigramme des articles portant sur l'asservissement d'un lanceur (1 ^{re} partie) . .	26
2.4	Organigramme des articles portant sur l'asservissement d'un lanceur (2 ^e partie) . .	26
2.5	Organigramme des articles portant sur les vols réels	40
2.6	Organigramme des articles portant sur le matériel dans la boucle	45
2.7	Organigramme des articles portant sur le guidage	49
3.1	Repère héliocentrique	54
3.2	Repère géocentrique inertiel	55
3.3	Repère Terre	56
3.4	Repère corps	56
3.5	Systèmes de coordonnées héliocentriques et géocentriques inertiel	59
3.6	Systèmes de coordonnées géocentriques inertiel et de la Terre	60
3.7	Systèmes de coordonnées de la Terre et géocentriques	61
3.8	Différence entre les systèmes de coordonnées géographiques et géocentriques . . .	62
3.9	Différence entre les systèmes de coordonnées locales et du corps	64
3.10	Représentation de l'angle α et β sur un lanceur avec quatre ailerons	66
3.11	Représentation de l'angle α' et ϕ' sur un lanceur avec quatre ailerons	66
3.12	Systèmes de coordonnées du corps et de la tuyère	68
3.13	Systèmes de coordonnées locales et de la trajectoire de vol	69
3.14	Schéma des forces agissant sur un lanceur	73
3.15	Évolution de la vitesse, de l'altitude, de la masse et de l'inertie pendant un lancement	85
4.1	Évolution des pôles et du zéro des fonctions de transfert A et B en fonction du temps, pour différents angles d'attaque	91
4.2	Évolution du gain K pour la durée de la mission	92
4.3	Graphique de la pression dynamique \bar{q} en fonction du temps	93
4.4	Graphique des pôles et zéros, des modèles en position angulaire et en vitesse angulaire à $t=50$ s	94
4.5	Diagramme de Bode des trois modèles en position angulaire et en vitesse angulaire	94
4.6	Diagramme fonctionnel de la structure interactive pour un régulateur PID	96
4.7	Diagramme fonctionnel de la stratégie de commande de la position angulaire θ . .	96
4.8	Abaque de Black de $G_{c\theta I}G_{\theta I}$	97
4.9	Réponse à l'échelon de -5° , pour le modèle $G_{\theta I}$ et le régulateur $G_{c\theta I}$	98

4.10	Abaque de Black de $G_{c\theta B}G_{\theta B}$	99
4.11	Réponse à l'échelon de -5° , pour le modèle $G_{\theta B}$ et le régulateur $G_{c\theta B}$	99
4.12	Abaque de Black de $G_{c\theta A}G_{\theta A}$	101
4.13	Réponse à l'échelon de -5° , pour le modèle $G_{\theta A}$ et le régulateur $G_{c\theta A}$	101
4.14	Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) lors des changements de consigne de -5° à $t=50$ s et $t=130$ s sur le simulateur non linéaire avec $G_{c\theta A}$	102
4.15	Réponse à l'échelon de -5° à $t=130$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire avec le régulateur $G_{c\theta A}$	103
4.16	Réponse à l'échelon de -5° à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire avec le régulateur $G_{c\theta A}$	104
4.17	Réponse à l'échelon de $-0,1^\circ$ à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire avec le régulateur $G_{c\theta A}$	105
4.18	Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) lors du changement de consigne de $-0,1^\circ$ à $t=50$ s sur le simulateur non linéaire avec $G_{c\theta A}$	105
4.19	Diagramme fonctionnel de la stratégie de commande en vitesse angulaire $\dot{\theta}$	106
4.20	Réponse à l'échelon de $-1^\circ/s$ à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire, avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P5}$	107
4.21	Conditions de vol ($\dot{\theta}$, δ_q , θ et α) lors de la simulation non linéaire avec $G_{c\dot{\theta}P5}$	107
4.22	Réponse à l'échelon de $-1^\circ/s$ à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire, avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P30}$	108
4.23	Conditions de vol ($\dot{\theta}$, δ_q , θ et α) lors de la simulation non linéaire avec $G_{c\dot{\theta}P30}$	109
4.24	Réponse à l'échelon de $-0,1^\circ/s$ à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire, avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}PI}$	110
4.25	Conditions de vol ($\dot{\theta}$, δ_q , θ et α) lors de la simulation non linéaire avec $G_{c\dot{\theta}PI}$	110
5.1	Implémentation du régulateur PI, sur $G_{p\dot{\theta}}$, avec la saturation et l'anti-windup	117
5.2	Diagramme de Bode du système $G_{c\dot{\theta}}G_{p\dot{\theta}}$ en boucle fermée, pour différents instants de vol	118
5.3	Réponse à un échelon de $1^\circ/s$ du régulateur $G_{c\dot{\theta}}$ en boucle fermée avec $G_{p\dot{\theta}}$ pour différents instants du vol	119
5.4	Abaque de Black des régulateurs $G_{c\dot{\theta}}$ en série avec leur modèle de conception $G_{p\dot{\theta}}$ à différents instants du vol	119
5.5	Réponse à un échelon de $-1^\circ/s$ du régulateur $G_{c\dot{\theta}}$ (50 s) en boucle fermée avec $G_{p\dot{\theta}}$ (50 s) et le régulateur $G_{c\dot{\theta}}$ à séquençement de gain pour le simulateur à 6 ddl	120
5.6	Implémentation du régulateur PID, sur $G_{p\theta}$, avec la saturation et l'anti-windup	121
5.7	Diagramme de Bode de $G_{p\theta}$ et de ses composantes à $t=50$ s	121
5.8	Diagramme de Bode de $-G_{p\theta}$, du régulateur $-G_{c\theta}$, des composantes de $G_{c\theta}$ et de $G_{c\theta}G_{p\theta}$ à $t=50$ s	122
5.9	Abaque de Black des régulateurs $G_{c\theta}$ en série avec leur modèle de conception $G_{p\theta}$ à différents temps de vol	123
5.10	Diagramme de Bode en boucle fermée des régulateurs PID avec leur modèle de conception à différents temps de vol	124
5.11	Réponse à un l'échelon filtré de 1° , sur chacun des régulateurs avec leur modèle de conception	124
5.12	Réponse à un échelon filtré de -1° , sur le simulateur non linéaire et sur $G_{p\theta}$ à $t=50$ s	125
5.13	Diagramme fonctionnel de la commande cascade pour asservir la position angulaire θ	126
5.14	Implémentation de la commande	127

5.15	Abaque de Black de $G_{ce}H_i$ pour les commandes cascades P-PI et PI-PI	129
5.16	Diagramme de Bode de H_e pour la commande cascade P-PI et PI-PI	130
5.17	Réponse à un échelon de -1° sur θ avec les régulateurs cascade P-PI, PI-PI et PI-PI sur le modèle à 6 ddl	130
5.18	Comparaison des réponses à l'échelon, ainsi qu'à différentes perturbations de type échelon pour la commande cascade P-PI et PI-PI	131
5.19	Abaque de Black des régulateurs $G_{ce}H_i$ pour la commande cascade à différents temps de vol	132
5.20	Diagramme de Bode en boucle fermée de H_e pour différents instants du vol	132
5.21	Réponse à un échelon de 1° sur θ_c avec les régulateurs cascade PI-PI et leur modèle de conception	133
5.22	Implémentation de la commande cascade avec des filtres coupe-bande	135
5.23	Évolution des trois premiers modes de flexion implantés dans le simulateur du RDDC Valcartier	135
5.24	Diagramme de Bode de différents filtres coupe-bande ajustés à une fréquence de coupure de 53,4 rad/s	136
5.25	Filtrage du premier mode de flexion avec la commande cascade	137
5.26	Les vingt premières secondes de vol sur le simulateur à 6 ddl pour deux essais, un avec un seul mode de flexion activé et sans les filtres coupe-bande et l'autre avec les trois modes de flexion activés et les filtres coupe-bande	138
6.1	Asservissement de l'angle d'attaque lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle avec la commande en position pour la boucle interne	144
6.2	Asservissement de l'angle d'attaque lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle avec la commande en vitesse pour la boucle interne	144
6.3	Réponse à un échelon de 1° sur α_c avec $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ et $G_{c\alpha\dot{\theta}L}$ et sur θ_c avec $G_{c\theta}$	145
6.4	Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) pour quatre manœuvres d'inclinaison gravitationnelle avec la boucle interne en vitesse, deux avec du vent et deux sans vent	146
6.5	Profil de vent testé	147
6.6	Évolution du tangage, de l'apogée, de l'excentricité et de l'altitude en fonction de différents angles de virage initial donné lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle sans perturbation	149
6.7	Graphique des paramètres orbitaux (r_a , r_p et e) lors des dernières secondes de la phase propulsée du lanceur, en fonction de différents angles de virage initial donné lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle sans perturbation	151
6.8	Diagramme fonctionnel de la commande pseudo-cascade avec contrainte sur l'angle d'attaque	153
6.9	Diagramme fonctionnel de la saturation sur α	154
6.10	Diagramme fonctionnel de la saturation sur $\alpha\bar{q}$	154
6.11	Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) pour un échelon à $t=50$ s avec le régulateur pseudo-cascade	155
7.1	Implémentation du pilote automatique pour le tangage	158
7.2	Implémentation du pilote automatique pour le lacet	159
7.3	Implémentation du pilote automatique pour le roulis	160
7.4	Différents profils de vent testés	162
7.5	Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , $\int \dot{\delta}_q dt$, ψ , δ_r , $\dot{\psi}$, β et $\int \dot{\delta}_r dt$) pour un test avec le vent défavorable	162

7.6	Conditions de vol ($\theta, \delta_q, \dot{\theta}, \alpha, \int \dot{\delta}_q dt, \psi, \delta_r, \dot{\psi}, \beta$ et $\int \dot{\delta}_r dt$) pour un test avec le vent favorable	163
7.7	Conditions de vol ($\theta, \delta_q, \dot{\theta}, \alpha, \int \dot{\delta}_q dt, \psi, \delta_r, \dot{\psi}, \beta$ et $\int \dot{\delta}_r dt$) pour un test avec le vent de côté	164
7.8	Conditions de vol ($\theta, \delta_q, \dot{\theta}, \alpha, \int \dot{\delta}_q dt, \psi, \delta_r, \dot{\psi}, \beta$ et $\int \dot{\delta}_r dt$) pour un test avec le vent de face	165
7.9	Conditions de vol (ϕ, δ_p et $\dot{\phi}$) pour une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle avec un échelon en roulis de 45° sans vent	167
7.10	Conditions de vol ($\theta, \delta_q, \dot{\theta}, \alpha, \psi, \delta_r, \dot{\psi}$ et β), lors d'un échelon de 45° en roulis	167
7.11	Conditions de vol ($\theta, \delta_q, \dot{\theta}, \alpha, \psi, \delta_r, \dot{\psi}$ et β), pour un test avec les trois modes de flexion activés et les filtres coupe-bande décalés en fréquence de $\pi, 2\pi$ et 4π	168
7.12	Conditions de vol ($\theta, \delta_q, \dot{\theta}, \alpha, \psi, \delta_r, \dot{\psi}$ et β), pour un test avec les trois modes de flexion ordinaire et l'autre test avec l'agitateur activé sur les trois modes de flexion	169
7.13	Conditions de vol (ϕ, δ_p et $\dot{\phi}$), pour un test avec les trois modes de flexion activés, le vent défavorable et un échelon de 45° sur le roulis	170
7.14	Conditions de vol ($\theta, \delta_q, \dot{\theta}, \alpha, \int \dot{\delta}_q dt, \psi, \delta_r, \dot{\psi}, \beta$ et $\int \dot{\delta}_r dt$), pour un test avec les trois modes de flexion activés, le vent défavorable et un échelon de 45° sur le roulis	171

Notation

Lettres latines

\mathbf{a}	accélération
C_A	coefficient aérodynamique de force axiale
$C_{A_{\alpha'}}$	coefficient aérodynamique de force axiale causé par α'
C_{A_0}	coefficient aérodynamique de force axiale à angle d'attaque nul
C_D	coefficient aérodynamique de traînée
C_L	coefficient aérodynamique de portance verticale
C_{L_Y}	coefficient aérodynamique de portance latérale
C_l	coefficient aérodynamique du moment en roulis
C_{l_p}	coefficient aérodynamique du moment en roulis causé par le taux de roulis
C_M	coefficient aérodynamique du moment en tangage
C_m	coefficient aérodynamique de la somme des moments en tangage
C_{m_α}	coefficient aérodynamique du moment en tangage causé par α
C_{m_q}	coefficient aérodynamique du moment en tangage causé par le taux de tangage
C_N	coefficient aérodynamique de force normale
C_{N_0}	coefficient aérodynamique de force normale à angle d'attaque nul
$C_{N'_\alpha}$	coefficient aérodynamique de force normale causé par α'
C_n	coefficient aérodynamique du moment en lacet
C_{n_β}	coefficient aérodynamique du moment en lacet causé par β
C_{n_r}	coefficient aérodynamique du moment en lacet causé par le taux de lacet
C_Y	coefficient aérodynamique de force latérale
D	dérivée rotationnelle
e	excentricité
f	paramètre d'aplatissement de la Terre
\mathbf{f}_a	force aérodynamique
\mathbf{f}_e	force externe
\mathbf{f}_g	force gravitationnelle
\mathbf{f}_p	force de poussée
G_x	fonction de transfert du modèle x

g	accélération gravitationnelle
\mathbf{g}	vecteur d'accélération gravitationnelle
h	altitude
\mathbf{I}	matrice d'inertie
I_i	moments d'inertie
J_{ij}	produits d'inertie
K	gain du modèle
K_c	gain du régulateur
$\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$	vecteurs unitaires pointant respectivement dans la direction des axes \mathbf{x} , \mathbf{y} et \mathbf{z}
L	portance
l	longitude
\mathbf{l}	moment angulaire
l_a	longueur du bras de levier pour le moment aérodynamique
l_d	diamètre du lanceur
l_p	longueur du bras de levier pour le moment de poussée
M	nombre de Mach
M_{P_l}	moment maximal généré par les propulseurs latéraux
m	masse du lanceur
m_T	masse de la Terre
\mathbf{m}	moment de force
\mathbf{m}_a	moment de force aérodynamique
\mathbf{m}_p	moment de force propulsive
n	facteur de charge
p	vitesse angulaire autour de l'axe \mathbf{x}^B
p_x	pôle d'une fonction de transfert
q	vitesse angulaire autour de l'axe \mathbf{y}^B
\bar{q}	pression dynamique
r	vitesse angulaire autour de l'axe \mathbf{z}^B
r_a	rayon de l'apogée
r_{eT}	rayon équatorial de la Terre
r_p	rayon du périégée
r_{pT}	rayon polaire de la Terre
S	aire de la surface de référence du lanceur
s	variable de Laplace
\mathbf{s}_{BI}	vecteur position partant du point I et allant jusqu'au point B
t_{ij}^{BA}	élément de la matrice de transformation $[\mathbf{T}]^{BA}$ à la ligne i et la colonne j
T	poussée produite par l'ensemble des moteurs allumés d'un étage
T_d	constante de temps de l'action dérivée du régulateur

T_f	constante de temps du filtre du régulateur
T_i	constante de temps de l'action intégrale du régulateur
$[\mathbf{T}]^{BA}$	matrice de transformation de $]^B$ en fonction de $]^A$ (de A vers B)
u	vitesse longitudinale, dans la direction de l'axe \mathbf{x}^B
V	vitesse totale de déplacement du corps par rapport à l'air
v	vitesse latérale, dans la direction de l'axe \mathbf{y}^B , latéral
\mathbf{v}	vecteur vitesse $ u \mathbf{i} v \mathbf{j} w \mathbf{k} ^T$
\mathbf{v}_B^A	vitesse du point B en fonction du repère A
W	poids du lanceur
w	vitesse verticale, dans la direction de l'axe \mathbf{z}^B
$\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}$	axes ou vecteurs orthogonaux
z_x	zéro d'une fonction de transfert

Lettres grecques

α	angle d'attaque
α'	angle d'attaque total
β	angle de dérapage
γ	angle d'inclinaison de la trajectoire de vol ou pente
Δ	petite perturbation
δ_d	angle de déflexion entre λ_d et λ_c
δ_p	pourcentage de la puissance effective des propulseurs latéraux
δ_q, δ_r	angle de déflexion de la tuyère respectivement dans le plan $\mathbf{x}^B \mathbf{z}^B$ et $\mathbf{x}^B \mathbf{y}^B$
ϵ	obliquité écliptique
θ	position angulaire en tangage
λ ou λ_d	latitude géodésique
λ_c	latitude géocentrique
Ξ	angle horaire de Greenwich
ρ	pression statique
Υ	point vernal
ϕ	position angulaire en roulis
ϕ'	roulis aérodynamique
χ	angle de cap
ψ	position angulaire en lacet
$\boldsymbol{\omega}$	vecteur de vitesse angulaire $ i p \mathbf{j} q \mathbf{k} r ^T$
$\boldsymbol{\Omega}$	tenseur de vitesse angulaire

Indices

0	valeur de la variable au point d'opération
B, E, H, I	point d'origine des repères B, E, H, I

Repères et systèmes de coordonnées

A	système de coordonnées du vent aérobalistique
B	repère corps ou système de coordonnées du corps
D	système de coordonnées géographiques
E	repère Terre ou système de coordonnées de la Terre
G	système de coordonnées géocentriques
H	repère héliocentrique ou système de coordonnées héliocentriques
I	repère inertiel ou système de coordonnées inertiel
L	système de coordonnées locales
N	système de coordonnées de la tuyère
R	système de coordonnées aérobalistiques
S	système de coordonnées de stabilité
T	système de coordonnées de la trajectoire de vol
W	système de coordonnées du vent

Notations

$[x]^I$	x dans le système de coordonnées I
$]^I$	système de coordonnées I
$\bar{\mathbf{x}}$	la transposé du vecteur \mathbf{x}
\mathbf{x}	vecteur \mathbf{x}
\dot{x}	dérivée de x

Abréviations

ARTEMIS	Ares Real-Time Environment for Modeling, Integration, and Simulation
ASE	Agence Spatiale Européenne
BELBIC	Brain Emotional Learning Based Intelligent Controller
cm	Centre de masse
CSLV	Canadian Small Launch Vehicle
DCAP	Dynamic and Control Analysis Package
ddl	Degré de liberté
EADS	European Aeronautic Defence and Space company

ECEF	Earth Centered Earth Fixed
ECI	Earth Centered Inertial
FPGA	Field Programmable Gate Array
GNC	Guidage, Navigation et Contrôle
GOCE	Gravity field and steady-state Ocean Circulation Explorer
GPS	Global Positioning System
GRACE	Gravity Research(ou Recovery) And Climate Experiment
GRAM	Global Reference Atmospheric Model
GSLV	Geosynchronous Satellite Launch Vehicle
ITAE	Integral of Time-weighted Absolute Error
KSLV	Korea Space Launch Vehicle
LFT	Linear Fractionnal Transformation
LMI	Linear Matrix Inequality
LQ	Linear Quadratic
LQG	Linear Quadratic Gaussian
LTI	Linear Time Invariant
LPV	Linear Parameters Varying
LVDT	Linear Variable Differential Transformer
MIMO	Multiple Input Multiple Output
N/D	Non Disponible
NASA	National Aeronautic and Space Administration
NED	North Est Down
P	Proportionnel
PI	Proportionnel Intégral
PID	Proportionnel Intégral Dérivé
QFT	Quantitative Feedback Theory
RCS	Reaction Control System
RDDC	Recherche et Développement de la Défense Canada
RLSCA	Robust Least-Squares Control Allocation
SISO	Single Input Single Output
SLV	Satellite Launch Vehicle
UTC	Temps Universel Coordonné
VEGA	Vettore Europeo di Generazione Avanzata
VLS	Veículo Lançador de Satélites
WGS	World Geodetic System

*À l'amour de ma vie Karine
Jobin et mes deux magnifiques
enfants Aurélie et Loïc Duplain*

Remerciements

Tout d'abord, je tiens à remercier mon directeur de recherche M. Éric Poulin qui a su me guider tout au long de cette maîtrise. Il m'a grandement aidé à assimiler les connaissances théoriques nécessaires pour mener à bien ce projet. Il a toujours fait preuve de patience et de compréhension. Je présente mes remerciements à M. Eric Gagnon du RDDC Valcartier pour m'avoir permis d'effectuer cette recherche. Il a su m'encadrer et m'assister dans l'accomplissement de cette maîtrise. Je dois également remercier le professeur M. André Desbiens pour m'avoir apporté de judicieux conseils pendant ce projet.

Ce projet n'aurait pas été aussi intéressant sans les nombreuses discussions avec M. Alexandre Vachon pour faire le lien entre le guidage et le contrôle du lanceur. Je veux également remercier ma famille pour m'avoir encouragé et soutenu tout au long de cette aventure.

Ce projet a été possible grâce au soutien financier du Conseil de Recherches et Sciences Naturelles et en Génie du Canada, du Fonds de Recherche du Québec - Nature et Technologies et de Numérica Technologies Inc. Je les remercie de m'avoir soutenu financièrement.

Chapitre 1

Introduction

Les satellites sont utilisés par la majorité de la population mondiale. Par contre, seulement onze pays ont le mérite d'avoir réussi à placer des satellites en orbite. La conception d'un lanceur n'est pas chose facile, il faut faire appel à plusieurs disciplines d'ingénierie. Pour assurer le succès d'un lancement, un des nombreux défis est d'avoir un pilote automatique fiable et robuste. Si le lanceur dévie trop de sa trajectoire ou qu'il n'est plus en mesure d'être commandé, un dispositif d'autodestruction doit pouvoir s'activer, afin d'assurer un minimum de sécurité.

Ce projet est axé principalement sur l'asservissement de l'attitude des lanceurs et il examine également la définition et le suivi de trajectoire. Le présent chapitre est divisé en quatre sections. La première section aborde brièvement la conception mécanique, une description fonctionnelle, ainsi qu'un historique des lanceurs. La section 1.2 explique les trois principaux éléments de l'ordinateur de vol qui sont : guidage, navigation et contrôle (GNC). La problématique et les objectifs du projet de maîtrise sont exposés dans la troisième section, tandis que la dernière établit la structure du mémoire.

1.1 Les lanceurs

Dans le domaine spatial, un lanceur est une fusée qui transporte une charge utile de la surface terrestre jusqu'en orbite. La majorité des satellites sont utilisés au voisinage de la Terre. Dans la plupart des cas, le lanceur injecte le satellite directement sur son orbite d'opération. Pour d'autres missions plus ou moins fréquentes, le lanceur doit placer la charge utile sur une orbite de transfert pour une orbite géostationnaire, la Lune, une planète ou une autre destination. Un bref historique des lanceurs est présenté. Il est suivi d'une description de la composition des lanceurs et de leur classification.

La maîtrise de la pyrotechnie est essentielle pour propulser une charge utile en orbite. Les premières expériences avec la poudre à canon remontent à plus de deux mille ans. Elles sont

effectuées par les chinois qui utilisèrent la poudre à canon pour des feux d'artifice, des canons et des flèches de feu. Au 19^e siècle, des fusées avec une structure métallique font leur apparition sur les champs de bataille. Ces fusées sont imprécises, elles ne sont pas contrôlées et sont dirigées seulement par leur positionnement de départ. Avec le temps, des méthodes pour stabiliser les fusées telles qu'ajouter un long bâton ou la faire tourner sont utilisées. Au début du 20^e siècle, Robert Goddard ajoute une tuyère supersonique à la chambre de combustion. Cette tuyère accélère les gaz à des vitesses hypersoniques en diminuant leur température et leur pression. Cette avancée technologique, qui augmente l'efficacité et double les vitesses atteignables, amorce l'ère moderne des fusées.

La Deuxième Guerre mondiale a poussé les recherches dans le domaine. Les Allemands ont produit la célèbre fusée V-2 avec une charge utile de 1000 kg et une portée de 300 km. Le manque de précision de cette fusée n'a cependant pas permis de révolutionner la guerre. Après cette guerre, les russes et les américains ont fait une course technologique dans ce domaine. Les russes ont lancé le premier satellite Spoutnik avec le lanceur R-7. À ce jour, il y a seulement onze pays qui ont réussi à placer un satellite en orbite avec leur propre lanceur. En ordre chronologique, ces pays sont : la Russie, les États-Unis, la France, le Japon, la Chine, la Grande-Bretagne, l'Inde, Israël, l'Iran, la Corée du Nord et la Corée du Sud. Les cinq derniers d'entre eux ont seulement réussi à mettre en orbite de petites charges utiles (moins de 500 kg). À l'inverse, ce sont les États-Unis qui ont conçu le plus gros lanceur, Saturn V, avec une charge utile en orbite basse de 118 tonnes. Ce lanceur leur a permis d'envoyer des astronautes sur la Lune.

Un lanceur est habituellement composé de plusieurs étages. Chaque étage est principalement constitué d'un moteur à réaction, d'un système de séparation, d'un réservoir et de son carburant. Le dernier étage contient la charge utile qui est protégée par une coiffe. Le nombre d'étages varie entre deux et cinq et il dépend du type de mission. Pour éliminer le poids structurel devenant inutile au cours du lancement, les étages sont largués une fois leur carburant utilisé. De plus, les tuyères des moteurs sont optimisées pour fonctionner dans une plage de pression spécifique qui diminue en fonction de l'altitude.

Il y a plusieurs types de lanceurs. Ils sont souvent classés par leur capacité, en kilogramme, à placer une charge utile en orbite basse ou géostationnaire. Une liste des différentes catégories de lanceurs est présentée au tableau 1.1, cette liste provient de Wikipedia (2011). Ce projet de recherche va principalement étudier les petits lanceurs sans se limiter à ceux-ci.

La dynamique d'un lanceur évolue rapidement pendant toute la durée du lancement. Le centre de masse se déplace au fur et à mesure que le carburant se consume. Après la séparation d'étages, un nouveau moteur entre en jeu avec une poussée et une maniabilité différentes. Afin de visualiser les différentes phases d'un lancement typique, voici la liste chronologique des étapes traversées par VEGA, un petit lanceur de quatre étages :

Tableau 1.1: Catégories de lanceurs selon le poids de la charge utile

Catégorie de lanceurs	Poids en orbite basse (kg)	Poids en orbite géostationnaire (kg)
Petit	< 2000	N/D
Moyen	entre 2000 et 10 000	< 4000
Moyen-Gros	entre 10 000 et 20 000	entre 4 000 et 9 000
Gros	entre 20 000 et 50 000	entre 9 000 et 25 000
Super Gros	> 50 000	> 25 000

- allumage du moteur du premier étage pour décoller ;
- séparation du premier étage et allumage du deuxième réacteur ;
- séparation du deuxième étage et début de la phase de dérive ;
- éjection de la coiffe pendant la phase de dérive ;
- allumage du troisième moteur ;
- fin de combustion, séparation et allumage du quatrième moteur ;
- à l’orbite de transfert désirée, le moteur est éteint pour entrer dans une phase de dérive ;
- à l’apogée, le moteur est rallumé pour circulariser l’orbite ;
- éjection de la charge utile sur son orbite circulaire de 700 kilomètres.

La première phase de dérive sert à refroidir la coiffe et à gagner de l’altitude. Elle se déroule au début de la zone exoatmosphérique, lorsque les forces aérodynamiques sont négligeables et que le satellite n’a plus besoin de protection. La deuxième phase de dérive permet d’attendre le moment opportun pour minimiser l’énergie nécessaire afin d’effectuer la circularisation de l’orbite. Allumer le moteur à l’apogée permet d’obtenir l’orbite circulaire ayant l’altitude la plus élevée avec une orbite elliptique. Il faut évidemment avoir assez de puissance pour circulariser l’orbite. L’idée d’allumer le moteur à l’apogée est basée sur la théorie du transfert de Hohmann qui minimise l’accélération nécessaire pour changer d’une orbite circulaire à une autre orbite circulaire, en utilisant uniquement deux manœuvres impulsives. Une première manœuvre est effectuée pour obtenir une orbite de transfert elliptique, ayant comme apogée celle de l’orbite circulaire finale. La deuxième manœuvre consiste à circulariser l’orbite et elle s’effectue à l’apogée de l’orbite de transfert. Il est possible d’obtenir les détails du transfert de Hohmann dans le livre de Sellers (2005).

1.2 Guidage, navigation et contrôle

L’insertion d’un lanceur sur une orbite précise exige de déterminer une trajectoire, de l’adapter en cours de vol et d’être en mesure de la suivre. Le système de contrôle du lanceur doit composer avec le vent, les variations de pression atmosphérique, la gravité et le champ magnétique qui sont fonction de l’altitude. Pour ce faire, l’ordinateur de vol doit être fiable et robuste. Dans la

littérature, tel que Bletsos (2004) et Leite Filho (2000), il est coutume de séparer l'ordinateur de vol en trois sous-sections, le guidage, la navigation et le contrôle. Le GNC contient deux boucles de rétroaction, une rapide, le contrôle, et l'autre lente, le guidage (voir figure 1.1).

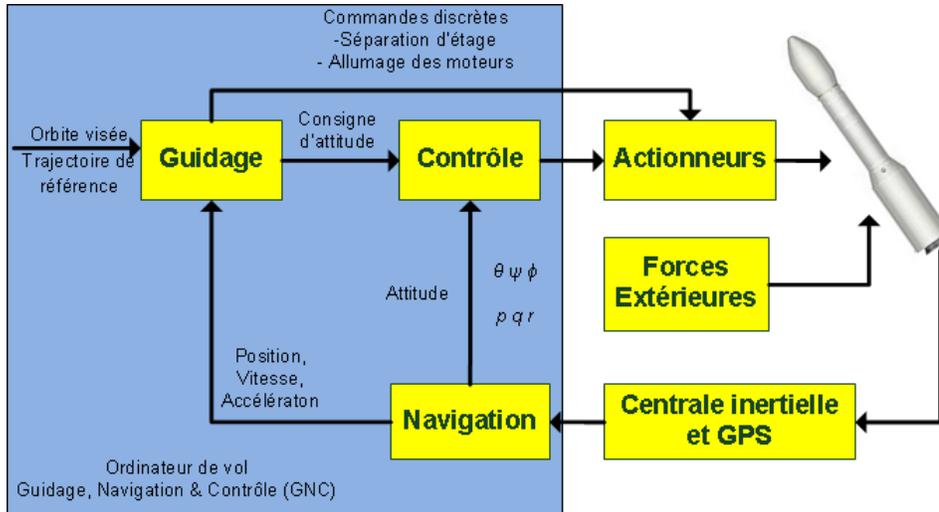


FIGURE 1.1: Diagramme fonctionnel de l'interaction entre l'ordinateur de vol, le GNC, et le lanceur

1.2.1 Guidage

Le guidage est le processus qui génère une trajectoire capable d'atteindre l'orbite désirée malgré les changements continus du lanceur et de son environnement. Les consignes de la boucle de guidage sont l'orbite visée et la trajectoire de référence. La commande est l'attitude nécessaire pour suivre la trajectoire. Habituellement, le guidage est séparé en plusieurs phases : la phase atmosphérique, la phase exoatmosphérique et les phases de dérive.

Dans la phase atmosphérique, le guidage fonctionne souvent en boucle ouverte, ce qui signifie qu'il envoie au contrôle des positions angulaires ou des vitesses angulaires précalculées. Une autre méthode est la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle qui consiste simplement à minimiser l'angle d'attaque et à donner une inclinaison initiale après s'être éloigné de tout obstacle. En vol, un compromis entre ces deux méthodes peut également être préférable.

Dans la phase exoatmosphérique, il y a principalement deux solutions. Les deux résolvent le problème aux deux bouts qui consiste à trouver une trajectoire entre le point de départ et celui visé. Une des deux techniques consiste à résoudre le problème aux deux bouts, avant le vol, à l'aide d'un modèle complexe. Pendant le vol, le guidage applique des corrections seulement lorsque la trajectoire actuelle diffère de la trajectoire préalablement calculée au sol. L'autre consiste à recalculer la trajectoire tout au long du vol. Dans les deux cas, il faut un algorithme en boucle fermée. La rétroaction vient du système de navigation qui procure la position, la vitesse et l'accélération du lanceur. Pour atteindre l'orbite désirée et minimiser le carburant

consumé, il faut allumer les moteurs à des endroits et des moments stratégiques. Par exemple, pour circulariser l'orbite obtenue par la combustion des premiers étages, le dernier étage attend d'atteindre l'apogée avant d'allumer le moteur.

1.2.2 Navigation

La navigation fournit des mesures de position, de vitesse et d'accélération en translation et en rotation pour les systèmes de guidage et de contrôle. La navigation peut obtenir ses mesures d'un GPS (« Global Positioning System ») et d'une ou de plusieurs centrales inertielles qui sont constituées principalement d'accéléromètres et de gyroscopes. Les centrales inertielles peuvent fournir directement les données des capteurs ou les données intégrées et dérivées pour diminuer la charge de travail de l'ordinateur de vol.

L'algorithme de navigation effectue généralement le filtrage et la fusion des données des multiples capteurs situés à différents endroits sur la fusée. Une autre tâche du système de navigation est le calibrage des instruments avant le décollage. En vol, il faut se fier sur des modèles qui ne sont pas exacts ou qui sont simplifiés pour diminuer la charge de calcul. Malgré les erreurs de modèles et des perturbations telles que le vent, il faut tout de même que la navigation soit en mesure de fournir des positions, des vitesses et des accélérations valides, autant en translation qu'en rotation. La flexion du lanceur est également un aspect important à prendre en compte pour la navigation et le système de contrôle.

1.2.3 Contrôle

Les deux principales fonctions du système de contrôle ou de l'autopilote sont de stabiliser le lanceur et de maintenir l'attitude commandée par le système de guidage. L'autopilote connaît l'orientation du lanceur à l'aide du système de navigation et des centrales inertielles. Pour piloter la fusée, il utilise principalement des tuyères orientables. L'autopilote doit accomplir trois tâches importantes : stabiliser le lanceur, assurer une réponse efficace aux commandes du système de guidage et minimiser l'angle d'attaque tout au long de la phase atmosphérique.

La stabilité du lanceur est l'objectif le plus important et le plus difficile pour l'autopilote. Les lanceurs ont généralement leur centre de masse plus bas que leur centre de pression. Cette caractéristique rend le lanceur aérodynamiquement instable. Cette instabilité oblige l'autopilote à modifier constamment ses commandes pour stabiliser le lanceur. Le travail de l'autopilote est gêné par la flexion de la structure qui est ressentie par les capteurs. Le mouvement des ergols déplace également le centre de masse de manière oscillatoire, ceci rend la tâche du pilote automatique plus ardue.

Dû à la complexité de la conception de l'autopilote, au départ, il est préférable d'utiliser un modèle simple du lanceur. L'algorithme de guidage, par exemple, est élaboré en tenant compte seulement du centre de masse qui se déplace. L'algorithme de contrôle d'attitude prend en

compte un modèle à corps rigide à six degrés de liberté (ddl) du lanceur, et le problème est divisé en tranches de temps. Il faut déterminer le réglage des régulateurs pour chaque instant et interpoler entre ces instants. Par la suite, il faut ajouter la flexion et le ballotement des ergols au modèle et raffiner les régulateurs. Tout au long du processus, des simulations sont effectuées avec les différents modèles. Pour les tests plus avancés, il est essentiel d'utiliser un modèle non linéaire et d'effectuer des simulations avec matériel dans la boucle.

1.3 Problématique et objectifs

Ce projet de maîtrise s'effectue en collaboration avec le RDDC Valcartier (Recherche et développement pour la défense Canada). Il est né d'un projet de plus grande envergure qui vise à donner un accès national à l'espace au Canada. La conception d'un petit lanceur entièrement canadien est présentement à l'étude. L'objectif général du projet de maîtrise est de concevoir un autopilote qui commande l'attitude du lanceur tout au long de sa trajectoire.

Contrairement aux avions et aux missiles, les lanceurs sont généralement instables. Cette instabilité provient du centre de masse plus bas que le centre de pression. Ceci complexifie la commande d'attitude qui s'effectue à l'aide d'une ou de plusieurs tuyères à poussée vectorielle. Lors de la conception des lanceurs, il faut minimiser le poids de la structure pour maximiser la charge utile. Ceci engendre une grande structure flexible qui nuit à l'asservissement du lanceur. Un autre effet à prendre en compte lors de la commande d'attitude est le ballotement des ergols. En effet, le CSLV (« Canadian Small Launch Vehicule ») envisagé utilise des moteurs hybrides avec une partie solide et l'autre liquide. De plus, le système de commande doit gérer de fortes accélérations, des vitesses élevées, de grandes vibrations générées par le moteur et des chocs causés par la séparation des étages. L'atmosphère perturbe aussi le vol avec le vent et les rafales. En fonction de l'altitude, les changements de pression atmosphérique, de température, de gravité et du champ magnétique vont influencer le lanceur et ses instruments. À voir la liste des facteurs perturbant la mise en orbite d'un satellite, il est pratique de négliger certains d'entre eux pour débiter l'analyse.

De façon générale, ce projet de recherche a pour objectif de développer une expertise canadienne au niveau des systèmes de commande de lanceurs dans le but de supporter le développement d'un éventuel lanceur canadien. De manière plus spécifique, il faut étudier et documenter l'état de l'art au niveau de la commande d'attitude des lanceurs, pour ensuite être en mesure d'implanter une loi de commande capable d'asservir et de guider le lanceur du simulateur proposé par le RDDC Valcartier. Pour être en mesure de concevoir un autopilote capable de commander l'attitude du lanceur, il faut bien connaître la dynamique du mouvement dans l'atmosphère, des systèmes de propulsion et des perturbations agissant sur celui-ci. Un des objectifs est de modéliser la dynamique de rotation à corps rigide du lanceur en fonction d'une seule tuyère orientable. Il faut également être en mesure de commander le

lanceur flexible, même si la flexion n'a pas besoin d'être modéliser. Pour être en mesure de diriger le lanceur sur une trajectoire valide, des stratégies de guidage et de contrôle d'attitude doivent être étudiées et implantés sur le simulateur non linéaire à six ddl. Pour être en mesure d'atteindre l'orbite visée, il faut définir une trajectoire bien précise. Après avoir analysé plusieurs simulations, il faut être en mesure de présenter une opinion sur la manœuvrabilité du lanceur proposé dans l'étude de Bristol Aerospace Ltd et Cesaroni Technology Inc. décrit dans le rapport de Labib et al. (2009).

1.4 Structure du mémoire

Ce mémoire se divise en sept chapitres. Le premier chapitre qui se termine, a donné une introduction sur les lanceurs et leur système de guidage, navigation et contrôle. La problématique étudiée et les objectifs du mémoire ont également été couverts.

La revue de littérature est présentée au chapitre 2. Elle décrit les différents systèmes de propulsion qui sont utilisés sur un lanceur. Les systèmes de propulsion détaillés sont les tuyères orientables, le contrôle de la puissance des moteurs, les propulseurs d'appoint et les propulseurs latéraux. Cette revue de littérature explique aussi des méthodes de tests avec matériel dans la boucle pour les actionneurs et l'avionique. Une portion de la littérature a été explorée pour étudier la dynamique existante entre le braquage des tuyères orientables et l'attitude du lanceur. Une section du chapitre présente un survol des différentes stratégies d'asservissement de l'attitude d'un lanceur trouvées dans la littérature. Pour terminer le chapitre 2, une introduction aux stratégies de base en guidage et une description de différents vols réels sont effectuées.

Le chapitre 3 détaille les techniques utilisées pour modéliser un lanceur à corps rigide. Une revue des principaux repères et systèmes de coordonnées utilisés en aérospatiale est présentée. L'utilisation des lois de Newton et Euler permet d'écrire les équations différentielles. Les forces prises en compte sont celles de gravitation, d'aérodynamique et de propulsion. Les équations en translation et en rotation sont tout d'abord exprimées dans le repère corps. Par la suite, la linéarisation et la transformation en fonction de transfert sont effectuées à l'aide d'une approximation de Taylor d'ordre un et de la transformée de Laplace. La mise en équation des fonctions de transfert et la présentation du lanceur sont également réalisées au chapitre 3.

La comparaison et la sélection du modèle linéaire à utiliser lors de la conception des lois de commande sont exposées au chapitre 4. Pour ce faire, l'évolution des paramètres des trois fonctions de transfert est examinée pour une trajectoire donnée. Une analyse approfondie des fonctions de transfert est effectuée au point de pression maximal. Une comparaison entre les différentes fonctions de transfert trouvées et le simulateur non linéaire à six ddl du RDDC Valcartier est également effectuée.

Une solution fonctionnelle pour commander l'attitude d'un lanceur flexible et son taux de changement d'attitude est présentée au chapitre 5. Pour ajuster les différents régulateurs, un cahier des charges est établi. Trois stratégies sont envisagées pour commander le lanceur à corps rigide, une commande avec régulateur PI pour asservir la vitesse angulaire, une commande PID et une commande cascade pour asservir la position angulaire. Par la suite il est possible d'ajouter des filtres coupe-bande pour ne pas exciter la flexion.

Le chapitre 6 présente deux stratégies de guidage, une qui suit une trajectoire en position angulaire avec des contraintes sur l'angle d'attaque et l'autre qui effectue une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle. La dernière est principalement utilisée pour définir une trajectoire. Une comparaison des points de sortie obtenus avec la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle est effectuée dans le chapitre 6.

Les réactions du lanceur face à des perturbations, telles que le vent, une erreur de modélisation sur les fréquences des modes de flexion et un roulis non nul sont étudiées au chapitre 7. Les stratégies de commande finales pour le tangage, le lacet et le roulis sont proposées dans ce chapitre. Toutes les composantes présentement implantées sur le simulateur du RDDC Valcartier seront activées pour mettre à l'épreuve la loi de commande implantée. Les résultats des simulations pour ces trois stratégies de commande sont présentés.

Chapitre 2

Revue de littérature

La revue de littérature présentée, dans ce chapitre, donne une vue d'ensemble de la commande d'attitude d'un lanceur. Elle se divise en six sujets principaux ayant chacun leur section. Le premier porte sur les différents systèmes de propulsion qui permettent d'orienter le lanceur durant chacune des phases du vol. Le deuxième décrit les dynamiques régissant le mouvement rotationnel du véhicule produit par les forces propulsives et aérodynamiques. Les phénomènes perturbant l'asservissement tel que la flexion et le ballonnement des ergols sont également discutés. Toutes ces perturbations rendent l'asservissement d'un lanceur complexe. La section 2.3 sépare les différentes stratégies d'asservissement selon le type de problème qu'elles tentent de résoudre. Ces stratégies servent, entre autres, à stabiliser le modèle à corps rigide, filtrer la flexion et gérer les non linéarités du système. La section 2.4 fournit de l'information sur des lanceurs en service, hors service ou près du vol inaugural. Un lanceur est un système coûteux où le bris d'une seule composante peut faire échouer la mission. Pour augmenter la fiabilité du lancement, chacune des composantes doit être testée de plusieurs manières. Il n'est évidemment pas possible de faire subir les mêmes conditions aux composantes, que lors du lancement. Par contre, des tests avec matériel dans la boucle simulent certaines conditions de vol. La présentation de quelques implantations de tests avec matériel dans la boucle est effectuée à la section 2.5. Pour atteindre une orbite avec le simulateur non linéaire du lanceur à six ddl du RDDC Valcartier, il faut suivre une trajectoire. Vachon (2013) optimise la trajectoire exoatmosphérique du lanceur. Il reste la trajectoire endoatmosphérique à définir. La section 2.6 explique le fonctionnement de la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle pour déterminer cette trajectoire.

Un résumé des points intéressants de chacun des articles est habituellement fait sur un ou deux paragraphes dans cette revue de littérature. Le chapitre actuel présente un organigramme pour chaque section. Cet organigramme sert à classer, par sujets et de manière chronologique, les différents articles contenus dans chacune des sections.

2.1 Systèmes de propulsion

Pour asservir un procédé, il est nécessaire d'utiliser au moins un actionneur. Dans le cas des lanceurs, les systèmes de propulsion sont employés. Une description de plusieurs actionneurs couramment utilisés sur les lanceurs est effectuée, pour l'asservissement des tuyères orientables, de la puissance des moteurs, des propulseurs d'appoint et des propulseurs latéraux.

Pour être en mesure de commander la puissance des moteurs, il faut asservir la combustion, ce qui est habituellement fait avec des moteurs à ergols liquides ou hybrides. L'asservissement de tous les lanceurs à ce jour s'effectue à l'aide de tuyères orientables. Les propulseurs d'appoint se retrouvent habituellement sur les étages supérieurs pour asservir l'attitude désirée lors des phases de dérive ou dans le cas de petits changements orbitaux. Il est possible d'avoir des propulseurs latéraux sur le premier étage pour être en mesure d'asservir le roulis. Les propulseurs latéraux sont semblables aux propulseurs d'appoint. Ils sont cependant plus simples, car ils sont utilisés seulement pour commander le roulis. La section courante présente une portion de la littérature portant sur les actionneurs employés par les systèmes de propulsion des lanceurs. La figure 2.1 présente l'organigramme des articles qui appuient la description des différents systèmes de propulsion.

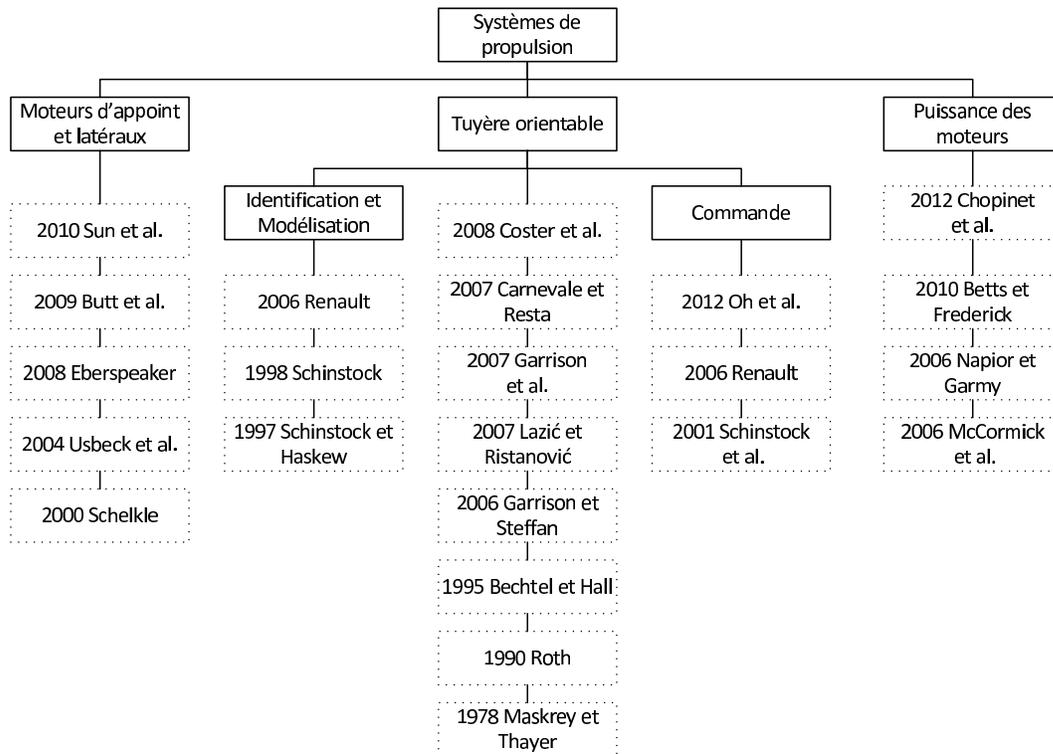


FIGURE 2.1: Organigramme des articles portant sur les systèmes de propulsion d'un lanceur

2.1.1 Tuyère orientable

Les tuyères orientables sont souvent utilisées pour augmenter la manœuvrabilité des avions ou des missiles. Contrairement aux avions et aux missiles, si des surfaces de contrôle étaient présentes sur un lanceur, elles n'engendreraient pas des moments assez forts pour le piloter. Au décollage, les forces nécessaires pour diriger un lanceur sont trop élevées pour être obtenues à l'aide de surfaces de contrôle sur un lanceur se déplaçant à des vitesses presque nulles. De plus, au-dessus de 50 km, l'atmosphère est négligeable et les surfaces de contrôle n'auraient plus aucune efficacité. Il est donc coutume d'utiliser une poussée vectorielle pour asservir l'orientation des lanceurs. Sur la plupart des lanceurs, il n'y a pas d'aileron. Ceci a comme avantage de diminuer sa traînée et comme inconvénient de rendre le lanceur instable.

Un historique de l'évolution des actionneurs utilisés pour orienter les tuyères est présenté. Les différences de fonctionnement entre les actionneurs électrohydrauliques, électromécaniques et électrohydrostatiques sont expliquées et comparées. Par la suite, la modélisation, l'identification et le contrôle du déplacement d'une tuyère à l'aide d'actionneurs électromécaniques sont discutés.

Plusieurs lanceurs sont munis de vérins hydrauliques pour assurer le déplacement des tuyères. Ces vérins sont contrôlés par des servovalves électrohydrauliques. Maskrey et Thayer (1978) exposent l'historique des développements menant au servomécanisme électrohydraulique. La pression hydraulique de ces systèmes est produite par des pompes externes et généralement ces pompes alimentent plusieurs actionneurs. Garrison et Steffan (2006) décrivent l'évolution des actionneurs créés par Moog pour orienter les tuyères. Moog est une compagnie qui a commencé en vendant des composantes pour les avions et les missiles. Elle se spécialise en technologie de commande de mouvement et développe différents types d'actionneurs, tels que les vérins nécessaires au déplacement des tuyères des lanceurs. Pour les vols habités, des systèmes électrohydrauliques avec une double tolérance aux pannes sont exigés. La navette spatiale américaine en est équipée.

Au début des années 1980, Moog conçoit et vend des actionneurs électromécaniques. En 1990, la NASA (« National Aeronautics and Space Administration ») et les forces aériennes s'intéressent à l'implantation des vérins électromécaniques pour les tuyères orientables et les surfaces de contrôle. Roth (1990) participe à un projet de démonstration de la maturité de cette technologie pour l'application aux lanceurs. Jusqu'à la fin du 20^e siècle, lorsqu'il était question de haute demande en puissance, les actionneurs électrohydrauliques étaient grandement avantageés sur les actionneurs électromécaniques. L'apparition des vérins électromécaniques, munis d'une double tolérance aux pannes et d'une puissance assez élevée pour déplacer les tuyères du premier étage des gros lanceurs, s'effectue au début du 21^e siècle. L'utilisation d'actionneurs électromécaniques au lieu d'électrohydrauliques est préférable, car ils sont plus légers et demandent moins d'entretien et de préparation. C'est pour cette raison que le lanceur VEGA

(« Vettore Europeo di Generazione Avanzata ») et le projet d'Ares I utilisent des vérins électromécaniques. Un autre vérin proposé par Moog pour des tuyères orientables est un actionneur électrohydrostatique.

Les actionneurs électromécaniques pour les tuyères orientables sont constitués d'un module électronique de contrôle connecté à un moteur électrique à vitesse variable. Les engrenages du moteur sont reliés à une vis à bille qui déplace la tuyère. La position du vérin est normalement mesurée à l'aide d'un transformateur différentiel variable, tandis que sa vitesse est généralement obtenue à l'aide d'un tachymètre. Les vérins électromécaniques ont beaucoup d'avantages comparativement aux vérins électrohydrauliques. Ils sont simples à entreposer et coûtent moins cher d'entretien. Aucun liquide toxique n'est utilisé, il ne peut donc pas y avoir de fuite. Ceci élimine les dangers de contamination. Ils sont plus légers que les vérins hydrauliques et plus efficaces lorsqu'utilisés à bas régime. Par contre, leur consommation électrique est beaucoup plus élevée, ce qui engendre de grands défis pour l'approvisionnement en énergie de ces actionneurs électromécaniques. Le poids des batteries peut rapidement devenir un problème. [Bechtel et Hall \(1995\)](#) ont étudié l'approvisionnement électrique des vérins électromécaniques pour les tuyères orientables des lanceurs. Ils utilisent les avantages des condensateurs pour obtenir la puissance nécessaire lors de fortes demandes électriques et des batteries pour leurs grandes capacités de stockage par unité de poids.

Les actionneurs électrohydrostatiques utilisent un système hydraulique en boucle fermée. Ils possèdent leurs propres réservoirs contrairement aux actionneurs électrohydrauliques où le réservoir et l'alimentation en pression sont externes. Le liquide hydraulique est constamment réutilisé. Le liquide se déplace du cylindre hydraulique au réservoir interne pour diminuer la pression et rapetisser le vérin. Pour l'agrandir, le liquide passe du réservoir au cylindre ce qui augmente sa pression. Puisque le système hydraulique est en boucle fermée, il n'y a pas de maintenance à faire mis à part remplir et purger le système une seule fois. Les actionneurs électrohydrostatiques ont principalement les mêmes avantages que les actionneurs électromécaniques. Le problème le plus fréquent des actionneurs électromécaniques est le blocage de la transmission ([Garrison et Steffan \(2006\)](#)). C'est pour cette raison qu'une transmission hydraulique peut être préférable.

[Garrison et al. \(2007\)](#) font une étude de compromis sur les différents systèmes possibles de tuyères orientables. Ils évaluent les avantages et les inconvénients des actionneurs et de leurs approvisionnements en énergie. La génération d'énergie peut être réalisée de manière hydraulique ou électrique. Les méthodes électriques envisagées sont un générateur alimenté par une turbine ou des batteries. La génération d'énergie hydraulique est alimentée par une pompe ou par un système de pression. La pompe est alimentée par un moteur avec des batteries ou une turbine. Les trois types d'actionneurs considérés dans cette étude sont électromécanique, électrohydrostatique et électrohydraulique. Le choix d'actionneurs et de la génération d'énergie dépend énormément du type de mission. Si c'est un lanceur habité, la fiabilité devra être

exemplaire. Tous les systèmes devront être munis d'une double tolérance aux fautes. Tandis que pour des lanceurs inhabités, il est parfois possible d'utiliser de nouvelles technologies, dont celles qui n'ont pas encore fait leurs preuves pendant des décennies. Pour ces raisons, Garrison conclut que pour des vols habités, il est préférable d'utiliser des actionneurs électrohydrauliques avec une génération d'énergie hydraulique.

Pour obtenir la confiance nécessaire que le lanceur sera en mesure d'accomplir sa mission, il faut évidemment tester plusieurs sous-systèmes. Un des tests inévitables est celui du bon fonctionnement des actionneurs avec leurs algorithmes de contrôle. Lazić et Ristanović (2007) expliquent le fonctionnement d'un banc de tests réalisé avec deux tuyères orientables. Deux servosystèmes électrohydrauliques sont utilisés pour déplacer chacune des tuyères. Les servosystèmes électrohydrauliques sont utilisés dans plusieurs applications pour déplacer des charges avec une grande inertie. Ils ont un temps de réponse court et une grande précision. Le système électrohydraulique utilisé par Lazić et Ristanović est composé de servovérins linéaires hydrauliques qui sont asservis par une servovalve électrohydraulique. La partie hydraulique donne la puissance au système et les composantes électroniques procurent la flexibilité au système. Pour ce banc de tests, les capteurs de positions ne sont pas installés sur le vérin hydraulique. Une mesure de la position angulaire de la poussée par rapport à l'axe x du lanceur est plutôt utilisée.

L'article de Oh et al. (2012) expose la modélisation et la stratégie de commande du déplacement d'une tuyère orientable utilisant des vérins électrohydrauliques tels que sur le lanceur Saturn. Une modélisation détaillée est effectuée dans cet article. La réponse non linéaire, l'analyse de stabilité et la bande passante du système de TVC sont présentées. Pour obtenir des marges de gain et de phase intéressantes, il est nécessaire d'utiliser une rétroaction sur la pression dynamique des vérins électrohydrauliques.

Avec l'intérêt grandissant pour les actionneurs électromécaniques, il est nécessaire de s'attarder à leurs dynamiques. Schinstock et Haskew (1997) s'intéressent à l'identification des actionneurs électromécaniques à temps continu, linéaire et non linéaire. Un bon modèle de la dynamique de l'actionneur influence la demande énergétique, les performances du véhicule et la réponse des actionneurs lors de l'allumage et de l'extinction des moteurs. La technique d'estimation des paramètres utilisée par Schinstock et Haskew est celle des moindres carrés. Ils utilisent un banc de tests pour l'identification d'un vérin électromécanique. Ce banc de tests est constitué d'un cylindre hydraulique qui permet d'appliquer une charge sur le vérin électromécanique. Une boucle de commande en position ou en force est appliquée sur le cylindre hydraulique. Le déplacement généré par le cylindre hydraulique sur l'actionneur électromécanique permet d'effectuer son identification. La différence entre le modèle linéaire et non linéaire provient des forces de friction. Le modèle linéaire considère la force de friction visqueuse, donc proportionnelle à la vitesse. Si la position est utilisée comme sortie du modèle de l'actionneur électromécanique, le modèle est un deuxième ordre dont un de ses pôles est zéro. Pour une

sortie en vitesse, le modèle est un premier ordre. L'identification s'effectue en vitesse, car elle est plus facile à effectuer sans l'intégrateur. Le modèle non linéaire est trouvé en effectuant des tests avec différentes consignes de vitesse. Leurs tests permettent de conclure que la force nécessaire pour garder une vitesse constante peut être représentée par une fonction logarithmique. Celle-ci représente bien les équations physiques qui contiennent une force de friction statique et une autre visqueuse.

Par la suite, Schinstock et al. (1998) modélisent et commandent un banc de tests avec un vérin électromécanique relié par un ressort à un pendule qui simule la tuyère. Ceci se simplifie par un système à double-masse-ressort-amortisseur. Un banc de tests de type actionneur-pendule est souvent utilisé pour simuler le fonctionnement des actionneurs sur une tuyère orientable. Le développement des systèmes de contrôle, pour les tuyères orientables hydrauliques des lanceurs, s'effectue régulièrement sur un banc de test avec un pendule et un ressort. Les modèles linéaires et non linéaires, d'une tuyère orientable déplacée par des vérins électromécaniques, sont présentés dans l'article de Schinstock. Le modèle linéaire comprend la dynamique mécanique et électrique du moteur sans balais. Un régulateur PID (Proportionnel Intégral Dérivé) commande la position du vérin, un régulateur PI (Proportionnel Intégral) commande le courant et une compensation par retour de force est utilisée pour réduire les effets de résonance. Cette dernière amortit aussi les forces provenant de l'allumage et de l'extinction des moteurs. Le modèle non linéaire prend en compte le jeu des engrenages, les vis, la friction statique et la saturation de la sortie du régulateur. Lors de la modélisation, les coefficients de friction visqueuse et de vitesse du ressort sont des paramètres difficiles à calculer. Ces paramètres sont obtenus expérimentalement. Les méthodes d'estimation utilisées consistent à effectuer un test qui isole l'effet des paramètres à trouver. Par exemple, le coefficient de friction visqueuse est déterminé à l'aide de tests à vitesse constante.

Schinstock et al. (2001) proposent une stratégie de commande pour réduire les forces transitoires des actionneurs électromécaniques utilisés sur les tuyères orientables des lanceurs. La méthode de Schinstock permet de diminuer les ondes de choc provenant de l'allumage et de l'extinction des moteurs. Cette stratégie consiste à réguler la position de la tuyère en fournissant un courant au vérin électromécanique. Deux boucles de rétroaction sont utilisées, une sur la position du vérin et l'autre sur la force appliquée sur celui-ci. Le courant commandé provient d'un régulateur PID, qui amène la position des tuyères à la consigne, et d'une compensation par filtre qui réduit les forces transitoires. Lorsque des forces transitoires sont présentes, tel qu'à l'allumage des moteurs, la compensation par retour de force est dominante, tandis qu'en absence de force transitoire, la commande traditionnelle, sur la position, domine la dynamique de commande. Les deux boucles de commande se distinguent par leurs fréquences d'action. La boucle de contrôle en position fonctionne à des fréquences plus basses que la compensation par retour de force. Cette méthode est préférée à une implantation avec une rétroaction en vitesse et en position, car la régulation en vitesse limite le bande passante du régulateur en position.

Des coups de marteau sont donnés sur le pendule pour simuler des perturbations sous forme d'impulsion, telle que celles de l'allumage ou l'extinction des moteurs. Les tests de Schinstock permettent de conclure que leur méthode réduit de 20 dB les crêtes de résonance.

Pour un gros lanceur tel qu'Ariane 5, de très grandes forces sont appliquées sur les tuyères, ce qui engendre des vibrations qui peuvent endommager la charge utile. Pour cette raison, des actionneurs électrohydrauliques sont conçus avec des capteurs de pression différentielle. Un asservissement qui utilise cette information supplémentaire permet de mieux amortir les vibrations et les oscillations. Il faut se demander si une mesure de force sur les vérins électromécaniques améliorerait l'asservissement, comme c'est le cas pour le capteur de pression différentielle sur les actionneurs électrohydrauliques. L'article de Renault (2006) répond à cette question en étudiant les avantages et les inconvénients d'ajouter une boucle avec retour de force sur les actionneurs électromécaniques. Un banc de tests est réalisé pour tester un vérin électromécanique d'une puissance de 38 kW. Cette tuyère orientable dans deux plans perpendiculaires est conçue pour un étage de propulsion à propergol solide. Une unité électronique de contrôle permet de commander l'actionneur et en plus de moduler la puissance qui provient d'une batterie thermique. Une modélisation complète de la dynamique de déplacement de la tuyère est exposée dans l'article de Renault. La conception du régulateur est basé sur des régulateurs PID dont les gains sont ajustés avec la méthode H_∞ . Il conclut que l'amortissement est mieux géré avec une mesure de force et que cette dernière diminue la force maximale requise pour l'asservissement. Par contre, l'implantation d'un actionneur muni d'un capteur de force n'est pas nécessaire pour des lanceurs avec des tuyères très lourdes, car les oscillations de ces dernières s'amortissent bien avec une commande par retour de position et de vitesse.

Le lanceur VEGA est un petit lanceur pouvant mettre une charge utile variant entre 300 et 2500 kg sur différentes orbites basses. Il est plus puissant que le CSLV envisagé, mais dans le même ordre de grandeur. VEGA a effectué son vol inaugural en février 2012 et utilise les dernières technologies en actionneurs électromécaniques alimentés à l'aide de batteries. Pour ces deux raisons, le fonctionnement des tuyères orientables de VEGA est détaillé ici. Les informations exposées dans ce paragraphe proviennent de l'article de Carnevale et Resta (2007). Ils décrivent la conception, les avancements et les tests effectués sur les systèmes de commande des tuyères. Les quatre étages de VEGA utilisent des actionneurs électromécaniques pour orienter leurs tuyères. C'est une première pour l'asservissement de gros étages en Europe. Les trois premiers étages sont munis de moteurs à propergol solide. Le dernier étage est muni d'un moteur réallumable à ergols liquides (UDMH-NTO) et d'un système de commande d'attitude. Les sous-systèmes des tuyères orientables sont produits par SABCA. Chaque tuyère orientable est composée de deux actionneurs électromécaniques, d'une unité de contrôle, d'une unité de gestion de la puissance, d'un ensemble de batteries lithium-ion et de câbles de raccordements. Les deux vérins électromécaniques, positionnés à 90° l'un de l'autre, transforment la puissance

électrique en une puissance mécanique translationnelle. Ceci permet de braquer la tuyère dans deux plans orthogonaux. Il faut évidemment faire une transformation pour obtenir la longueur des vérins à l'aide de l'angle de braquage des tuyères. Cette transformation est présentée dans l'article de Carnevale et Resta, elle est effectuée dans le module de contrôle. Ce module est dans le même boîtier que le module de puissance qui alimente les vérins électromécaniques.

Les actionneurs des trois premiers étages de VEGA sont composés d'un moteur synchrone triphasé à courant continu utilisant des aimants permanents. Le moteur est relié à une transmission possédant trois engrenages, connectés à une vis à rouleaux. La vis est accrochée sur un écrou pour transformer le mouvement de rotation vers un mouvement de translation. Ces actionneurs sont munis de deux capteurs : un LVDT (« Linear Variable Differential Transformer ») et d'un résolveur, qui fournissent respectivement la position et la vitesse du moteur. L'actionneur du premier étage possède un capteur supplémentaire, de type cellule de charge. Il est utilisé pour obtenir une rétroaction sur la force dynamique et réduire les effets de la résonance de charge. L'actionneur du dernier étage est produit par Moog, sa principale différence avec les actionneurs des autres étages, est l'utilisation d'une vis à billes au lieu d'une vis à rouleaux.

Deux canaux indépendants sont utilisés pour communiquer avec chacun des vérins. Chaque canal comprend un système de contrôle avec trois boucles imbriquées. Une boucle de courant, définit le rapport cyclique de l'ondulateur. Le courant est mesuré par un capteur à effet Hall. Une boucle de vitesse définit la commande de courant qui est lié au couple moteur, en comparant la consigne de vitesse avec la dérivée d'un résolveur tournant avec l'arbre moteur. Une boucle de position définit la consigne de vitesse, en comparant la consigne de position, reçu par le protocole MIL-STD-1553, à la position mesurée par un capteur LVDT. La boucle en position est compensée à l'aide d'un régulateur proportionnel (P), suivi d'un filtre passe-bande pour réduire la résonance de charge et d'un bloc de saturation pour limiter la vitesse commandée. La boucle de vitesse utilise un régulateur PI avec « anti-windup ». Le moteur électrique est piloté avec un moment de torsion constant pour de petites vitesses et à courant constant pour des vitesses plus élevées. Une limite au niveau du moment de torsion et de la puissance est nécessaire pour garder des courants sécuritaires. L'asservissement de l'attitude de VEGA, qui définit l'angle de braquage des tuyères, n'utilise pas de rétroaction sur la position des tuyères. Seulement les signaux des centrales inertielles sont utilisés pour calculer l'angle de braquage commandé.

L'asservissement de chaque tuyère est géré par deux actionneurs avec leurs électroniques de contrôle et de puissance, ainsi qu'une source de courant. De Coster et al. (2008) documentent le fonctionnement électrique des actionneurs électromécaniques de VEGA. L'asservissement de la tuyère orientable utilise trois boucles imbriquées. Une boucle de rétroaction sur la position de la tuyère avec des limitations en vitesse. Une boucle de rétroaction sur la vitesse, avec une limitation sur la puissance pour optimiser la capacité des batteries. Et une boucle

de rétroaction sur le moment de force pour assurer une certaine douceur, une efficacité et un asservissement précis de la tuyère. Le couple est obtenu avec le courant fourni. La puissance maximale requise varie de 51 kilowatts à 600 watts dépendant de l'étage. Les actionneurs électriques de VEGA fonctionnent à des voltages élevés et des pressions atmosphériques relativement basses. Ceci peut entraîner des décharges électriques, surnommées l'effet Corona, qui est dû à un phénomène d'ionisation des molécules gazeuses. Coster présente leur étude pour minimiser les possibilités d'avoir des problèmes causés par l'effet Corona lors du lancement.

Deux petits lanceurs récemment développés n'ont pas choisi le même type d'actionneurs. Falcon 1 de SpaceX (vol inaugural en mars 2006) a opté pour des actionneurs électrohydrauliques, tandis que VEGA (vol inaugural en février 2012) a choisi des actionneurs électromécaniques. SpaceX a choisi un concept déjà éprouvé, tandis que l'ASE (Agence Spatiale Européenne) a préféré développer une nouvelle expertise dans les vérins électromécaniques et leurs alimentations électriques. Cette avancée technologique des vérins électromécaniques permet de diminuer la masse et l'entretien des systèmes qui déplacent les tuyères.

2.1.2 Puissance des moteurs

Asservir la puissance des moteurs est souvent nécessaire pour effectuer des manœuvres telles qu'optimiser la trajectoire de vol, atteindre une trajectoire précise ou atterrir sur un astre. Il est possible d'asservir la poussée à l'aide d'une valve lors de la combustion de carburants liquides ou de l'éjection de gaz. Les lanceurs à ergols liquides et hybrides peuvent normalement réguler la puissance des moteurs. Une autre méthode pour contrôler la poussée est d'allumer et d'éteindre les propulseurs pour établir une poussée moyenne. Une nouvelle technologie, décrite dans l'article de Napior et Garmy (2006), permet d'ajuster la puissance des moteurs à propergol solide.

Betts et Frederick (2010) décrivent les capacités à contrôler la puissance pour différents moteurs de fusées américaines à ergols liquides. Les moteurs d'étages supérieurs et du module lunaire ont utilisé des puissances de moteur variant jusqu'à 10 % de la puissance maximale. La principale difficulté dans la régulation de la puissance des moteurs est de maintenir la pression adéquate dans l'injecteur. Ceci est nécessaire pour fournir l'atomisation et avoir le bon mélange de carburant. Une autre difficulté du contrôle de puissance est le refroidissement de la chambre de combustion lors de faibles poussées. Aussi les valves et les actionneurs doivent être en mesure de donner un contrôle de débit précis à tous les niveaux de poussée.

Une puissance commandée pouvant aller jusqu'à 25 % de la puissance maximale est considérée comme une commande peu profonde. Ce type de commande est plus simple à réaliser et ne demande peu ou pas de modification des moteurs. La caractéristique principale est d'avoir un injecteur capable d'endurer de grandes chutes de pression et que l'injecteur soit capable de fonctionner à des pressions élevées. C'est plus compliqué pour un contrôle de poussée

profonde qui peut être commandée pour des valeurs inférieures à 25 % de la puissance maximale. Pour une commande profonde, il faut refaire la conception de la chambre de combustion, des turbomachines, des valves et de la tuyère en fonction du pourcentage de poussée minimale désiré. Betts et Frederick (2010) exposent les équations de base de la poussée. Ils montrent aussi une méthode pour commander la poussée. Une description des moteurs de descente lunaire, de la navette américaine et du RL-10 utilisés sur les étages supérieurs de Titan, Delta et Atlas est présentée dans leur article.

Moog et EADS (« European Aeronautic Defense and Space company ») Space Transportation ont collaboré au développement d'une valve cryogénique actionnée électromécaniquement. Il y a beaucoup d'avantages à utiliser des actionneurs électromécaniques au lieu des actionneurs traditionnels pneumatiques et hydrauliques. Les valves et les actionneurs sont des unités facilement remplaçables. L'article de McCormick et al. (2006) résume les avancements du développement et des tests de la valve cryogénique actionnée électromécaniquement. Cette valve est conçue pour les moteurs cryogéniques des étages supérieurs des lanceurs. EADS fournit la valve cryogénique et Moog l'actionneur électromécanique. Ils obtiennent des temps de réponse à 90 % de l'ordre de 0,3 seconde. Il est donc possible avec une puissance de moins de 250 watts de commander l'apport en ergols des moteurs.

L'article de Napier et Garmy (2006) expose le fonctionnement d'un propulseur à propergol solide à puissance ajustable. Il est possible d'ajouter une buse qui vient augmenter ou diminuer l'ouverture du col de la tuyère. Ceci engendre une augmentation ou une diminution de la pression dans la chambre de combustion. De cette manière, il est possible d'asservir la puissance des moteurs à propergol solide. Les moteurs solides sont plus simples et moins onéreux que les moteurs à ergols liquides et hybrides mentionnés précédemment. La compagnie qui produit ces moteurs est Aerojet. Il est possible d'allumer et d'éteindre ce type de moteur jusqu'à vingt fois. Un autre avantage est la possibilité d'ajuster le pourcentage minimum de poussée jusqu'à 2 % de la puissance maximale. Les temps de réponses sont de l'ordre de 10 ms. Avec cette technologie, il est également possible d'avoir des propulseurs d'appoint. Aerojet a développé des systèmes de contrôle utilisant jusqu'à dix propulseurs à l'aide de la technologie de propulsion solide à puissance ajustable. Un système à dix tuyères a été démontré. Un avantage est que les propulseurs d'appoint ont une puissance ajustable au lieu du fonctionnement marche-arrêt conventionnel.

Jusqu'à maintenant, le système de propulsion des lanceurs Ariane a été exploité à des points d'opération fixe avec un ou deux points d'opération par étage. L'article de Chopinet et al. (2012) décrit les développements effectués pour passer des actionneurs pneumatiques à des actionneurs complètement électriques, ceci permettrait de modifier facilement le ratio du mélange hydrogène-oxygène et ainsi modifier la poussée. Exploiter les deux étages à des niveaux de poussée variable et amener le moteur VINCI à être réallumable, apporterait des gains en performance et en terme de charge utile. Les avantages d'utiliser un système de contrôle

complètement électrique, les actionneurs et l'électronique de contrôle, sont significatifs. Le système présente une meilleure précision et une fiabilité accrue en vol, pendant les tests et lors des ajustements d'avant vol.

2.1.3 Propulseurs d'appoint et latéraux

Deux autres actionneurs s'ajoutent aux tuyères orientables pour asservir l'attitude d'un lanceur : les propulseurs latéraux et les propulseurs d'appoint. Les propulseurs d'appoint font partie d'un système de commande d'attitude ou RCS (« Reaction Control System »). Ils servent à orienter le lanceur durant les phases de dérives. Les propulseurs latéraux servent à commander le roulis durant la combustion des propulseurs principaux. La section courante détaille les propulseurs d'appoint et ensuite les propulseurs latéraux.

Les RCS sont équipés de plusieurs petits propulseurs à ergols liquides ou à gaz froid. En général, les RCS sont utilisés lorsque le système de propulsion principal n'est pas en fonction. Un des carburants liquides utilisé est l'hydrazine, tandis que pour les RCS à gaz froid, l'azote ou l'argon est utilisé et conservé sous sa forme liquide. Sur la navette spatiale américaine, l'hydrazine liquide fournit la puissance au système RCS. Il faut au moins deux propulseurs par axe, pour être en mesure d'effectuer une manœuvre bidirectionnelle autour d'un axe sans influencer les autres. Il n'est structurellement pas toujours possible ou pratique de positionner un propulseur directement sur un axe. Dans ce cas, il est possible d'utiliser deux propulseurs positionnés à distance égale et opposée de l'axe en question. Le lanceur KSLV (« Korea Space Launch Vehicle ») utilise douze propulseurs pour commander l'attitude des trois axes. Ces propulseurs sont alimentés à l'azote qui est conservé sous forme liquide et éjecté sous forme de gaz froid. L'asservissement de l'attitude de l'étage supérieur du lanceur KSLV est détaillé dans l'article de Sun et al. (2010). Les RCS sont employés pour commander l'attitude lors des phases de dérives.

Les informations détaillées sur l'utilisation des propulseurs à gaz froid installés sur des lanceurs sont plus rares. Par contre, ce type d'actionneur est aussi utilisé pour le contrôle d'attitude des petits satellites et des fusées-sondes. Pour cette raison, les informations trouvées sont tirées d'articles qui discutent de satellites et de fusées-sondes. Par contre, pour les RCS utilisant des propulseurs à ergols liquides, l'information est disponible, pour le lanceur Ares I, dans l'article de Butt et al. (2009).

L'article de Usbeck et al. (2004) décrit la plateforme de commande d'attitude à gaz froid (à l'azote) développée par EADS Astrium. Cette plateforme peut être adaptée à différentes missions. En date de l'article (2004), elle a déjà deux ans de vol sans problème avec le satellite GRACE (« Gravity Recovery And Climate Experiment ») et deux autres satellites sur lesquels ce système a été testé. Cette plateforme à gaz froid a comme qualités d'être versatile et peu coûteuse. Les différentes implantations sur les satellites GRACE, CryoSat et GOCE (« Gravity

field and steady-state Ocean Circulation Explorer ») sont présentées dans l'article de Usbeck. Par contre, pour obtenir plus d'informations sur le premier système, celui de GRACE, il est préférable de consulter l'article de Schelkle (2000).

Les propulseurs à gaz froid peuvent aussi être utilisés pour commander l'attitude des fusées-sondes telle que dans l'article de Eberspeaker (2008), qui décrit différents systèmes de contrôle d'attitude à l'aide de ce type actionneur. Le système de commande pneumatique peut fonctionner avec de l'argon ou de l'azote selon l'impulsion nécessaire. Il peut aussi fonctionner à plusieurs niveaux de pression pour obtenir de petites accélérations. Les différents systèmes de commande d'attitude discutés par Eberspeaker dépendent du type de mission. Un des systèmes de commande d'attitude utilise un gyroscope à fibre optique et des accéléromètres pour s'orienter selon un repère inertiel. Un système de commande de poursuite du vecteur vitesse est aussi implanté à l'aide d'un GPS. Ce dernier système permet de maintenir un angle d'attaque faible tout au long de la trajectoire. Trois autres systèmes de commande sont décrits, mais ils s'appliquent moins au cas d'un lanceur. L'un d'eux utilise un magnétomètre pour s'aligner avec le champ magnétique terrestre. Les deux autres permettent de s'orienter selon les étoiles et/ou le Soleil. La poursuite du vecteur vitesse est intéressante pour minimiser l'angle d'attaque lors de la phase atmosphérique. L'orientation par rapport au repère inertiel permet un positionnement précis.

Sur beaucoup de lanceurs, seulement une tuyère orientable est disponible par étage. Il est bien connu que la combustion des moteurs, plus particulièrement les moteurs à propergol solide, engendre un couple en roulis (Shimada et al., 2009) qu'il faut contrôler. Dans ce cas, il est nécessaire d'avoir un système de contrôle du roulis, tel que les propulseurs latéraux. Des informations détaillées sur les propulseurs d'appoint et latéraux d'Ares I, sont fournies dans l'article de Butt et al. (2009). Ce sont des propulseurs à ergols liquides qui assurent la commande d'attitude et celle du roulis. Cet article décrit la conception détaillée des deux systèmes de commande. Une étude de compromis est effectuée sur les choix de propergol, d'architecture des valves, du positionnement des réservoirs et des types d'amortisseurs mécaniques utilisés lors de la conception du système de contrôle de roulis et celui de l'attitude. Le contrôle du roulis s'effectue aussi avec des propulseurs à l'hydrazine sur des petits lanceurs tels que VEGA, ce propulseur est décrit dans l'article de Giliberti et al. (2012).

2.2 Dynamique d'un lanceur

Le lanceur est un système multivariable complexe, non linéaire et instable. Pour être en mesure d'asservir un lanceur, il est nécessaire de comprendre sa dynamique. Il est coutume d'étudier séparément la dynamique lente et la dynamique rapide des lanceurs. La dynamique lente fait référence à la trajectoire et à la capacité de mise en orbite. La section 2.6 discute brièvement des algorithmes de guidage qui commande la dynamique lente ou plus précisément, la tra-

jectoire du lanceur. L'asservissement de la dynamique rapide sert à stabiliser et commander l'attitude du lanceur. Pour ce faire, l'autopilote doit considérer les forces aérodynamiques et gravitationnelles qui rendent le système à corps rigide instable. De plus, l'autopilote doit traiter la flexion et le ballonnement des ergols qui procurent un ordre élevé au système. La présente section discutera de ces différentes dynamiques.

L'organigramme des articles contenus dans cette revue bibliographique est présenté à la figure 2.2. La section 2.2.1 présente la dynamique d'un corps rigide. Par la suite, la section 2.2.2 effectue un survol de la dynamique à corps flexible. Le CSLV prévoit employer des moteurs hybrides. Il est donc indispensable d'investiguer le ballonnement des ergols, ce qui est fait à la section 2.2.3. Plusieurs lanceurs utilisent des moteurs à propergol solide pour se propulser. Pour cette raison, la section 2.2.4 couvre l'effet de roulis engendré par la combustion des moteurs à propergol solide.

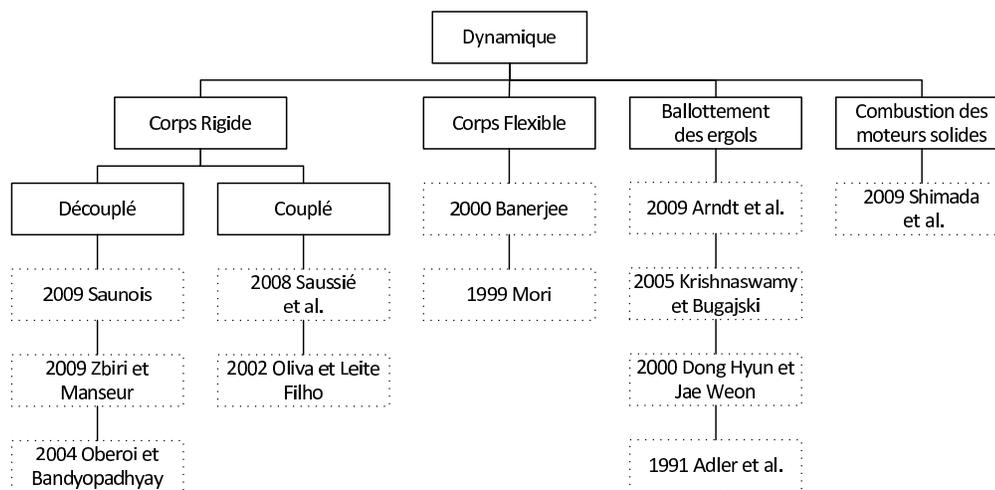


FIGURE 2.2: Organigramme des articles portant sur la dynamique d'un lanceur

Cette section étudie chacune des dynamiques séparément. Il ne faut tout de même pas négliger le couplage de chacune des dynamiques sur les autres. Pour un lanceur avec des étages à ergols liquides, l'effet « pogo » peut se produire. L'effet « pogo » est un phénomène oscillatoire étudié en mécanique des structures. Cet effet est provoqué par les fluctuations de poussée du moteur qui engendrent des vibrations sur la structure et les réservoirs, qui à leur tour se répercutent sur l'alimentation du moteur. Lorsque ces perturbations entrent en résonance, la structure du lanceur peut se détruire.

2.2.1 Dynamique d'un lanceur à corps rigide

La modélisation de la dynamique d'un lanceur à corps rigide est bien connue. Il est possible de la déduire à partir des équations de Newton-Euler ou des équations de Lagrange. En mécanique classique, le lagrangien est défini par l'énergie cinétique moins l'énergie potentielle. Lorsque

le lagrangien d'un système est connu, il est possible d'obtenir ses équations de mouvement. Les équations de Lagrange sont plus souvent utilisées pour modéliser la flexion du corps ou le ballonnement des ergols, tel que dans Greensite (1970). Une autre approche est d'utiliser les équations de Newton pour la translation et celles d'Euler pour la rotation. Le livre de Zipfel (2007) explique l'approche Newton-Euler pour modéliser et simuler la dynamique de différents véhicules aérospatiaux. Le livre de Greensite est axé sur la dynamique des lanceurs. Pour le corps rigide, Greensite considère les forces de gravité, de poussée, de ballonnement des ergols, d'inertie de la tuyère et d'aérodynamique. Les équations de mouvement d'un lanceur flexible se retrouvent aussi dans la thèse de Baldesi (2008). Ces références permettent d'obtenir les équations de mouvement en translation et rotation. Pour la suite de cette section, différents articles sont exposés. Ces articles ont été choisis pour la clarté de leurs sections modélisation.

Oberoi et Bandyopadhyay (2004) utilisent une modélisation newtonienne découplée à corps rigide. Ils exposent mathématiquement l'avantage de prendre le centre de gravité comme origine du repère corps. Ceci permet de simplifier l'écriture des forces et moments agissant sur le lanceur. Pour découpler le modèle, l'hypothèse du roulis nul est employée. Ils décrivent la démarche à suivre pour trouver une fonction de transfert de l'attitude en tangage de type $G_{\theta B}$ (section 3.3.7). Pour simplifier la modélisation, l'approche de Oberoi et Bandyopadhyay considère un vent nul.

L'article de Zbiri et Manseur (2009) et celui de Saunois (2009) utilisent aussi une approche découplée. Par contre, ces deux articles cherchent à minimiser l'angle d'incidence. Pour ce faire, ils considèrent le vent lors de la modélisation. Zbiri et Manseur utilisent une représentation d'état au lieu des fonctions de transfert. Les trois états utilisés sont la position angulaire, le taux de changement de la position angulaire et l'angle d'incidence. L'article de Saunois décrit une méthode pour obtenir l'angle d'attaque à l'aide des capteurs de la centrale inertielle, celle-ci doit inclure des accéléromètres latéraux.

Oliva et Leite Filho (2002) exposent une linéarisation complète d'un modèle à corps rigide couplé. Ils effectuent la modélisation du lanceur brésilien VLS (« Veículo Lançador de Satélites »). La modélisation est effectuée pour le premier étage qui a quatre tuyères orientables. Chacune des tuyères peut se déplacer dans un seul axe. Les équations couplées qu'ils utilisent donnent une représentation d'état à huit états. Ces états sont : la vitesse verticale, la vitesse angulaire autour de l'axe de tangage, la position angulaire en tangage, la vitesse latérale, la vitesse angulaire autour de l'axe de lacet, la position angulaire en lacet, la vitesse angulaire autour de l'axe de roulis et la position angulaire en roulis. L'utilisation d'une représentation d'état est préférable pour représenter le modèle couplé. Au lieu d'utiliser la suite habituelle (lacet, tangage et roulis) pour la transformation du système de coordonnées locales vers le corps, Oliva et Leite Filho utilisent la suite de rotation : tangage, lacet suivi du roulis. Il faut faire attention, car ceci change la signification des angles d'Euler.

Saussié et al. (2008) expliquent l'influence du couplage entre les modèles en tangage et en lacet. Les pôles de la dynamique d'attitude sont présentés pour des vitesses de roulis de $0^\circ/\text{s}$ à $30^\circ/\text{s}$. À $0^\circ/\text{s}$, le système est naturellement découplé, il est instable avec deux pôles réels, un positif et l'autre négatif. Pour des vitesses de roulis non nul, les pôles deviennent complexes conjugués, ce qui provient du couplage.

2.2.2 Dynamique d'un lanceur à corps flexible

Pour augmenter la charge utile du lanceur, il faut minimiser sa masse structurelle. Cette diminution de masse rend le lanceur hautement flexible. Les performances d'un autopilote commandant un lanceur flexible sont dépendantes de la représentation de ses mouvements élastiques. Ceci s'explique, car les forces et moments générés par le système de propulsion sont régis par l'information provenant des capteurs placés le long de la fusée. Les signaux de ces capteurs sont composés du mouvement du corps rigide et des déformations élastiques locales. Il faut faire attention de ne pas exciter les oscillations provenant de la flexion, sinon le lanceur peut casser.

La dynamique d'un lanceur flexible est souvent représentée par une poutre libre à ses deux extrémités (« free-free beam »). Cette représentation est décrite dans Greensite (1970), ainsi que la prédominance des modes de flexion latéraux sur ceux de torsion et de compression. L'emphase est donc mise sur les modes de flexion latéraux dans la présente revue de littérature. Comme pour le corps rigide, il est possible de modéliser les flexions avec les plans latéraux et longitudinaux découplés ou couplés. La flexion dans un plan ou l'autre se modélise de façon similaire. Greensite montre qu'il est plus simple d'utiliser une modélisation selon la méthode des énergies (équation de Lagrange) que celle selon Newton-Euler.

L'article de Banerjee (2000) explique la dynamique d'un système à masse variable et à corps flexible. Pour ce faire, il utilise les équations de Kane et Levinson (1985) pour l'obtention de la dynamique à corps rigide. À cette dynamique est ajoutée la variation de masse qui représente principalement la combustion des ergols. Cette modification aux équations est expliquée dans l'article de Ge et Cheng (1982). L'extension au lanceur flexible prend en compte la déformation des particules qui perdent de la masse dans le temps. Ces particules font partie d'un corps flexible dont les déformations sont définies par des modes de flexion et des fréquences d'oscillation qui varient dans le temps. Les modes de flexion utilisent un paramètre de rigidité qui est fonction de la géométrie du lanceur. L'approche de Banerjee prend en compte les effets de la poussée, du déplacement du centre de masse et du changement des paramètres vibratoires causés par l'orientation de la poussée et la perte de masse.

L'article de Mori (1999) est basé sur les données de vols du lanceur japonais H-I entre 1986 et 1992. Dans son article, il développe un modèle de poutre non uniforme représentant les mouvements flexibles latéraux et longitudinaux d'un corps flexible. Pour ce faire, il utilise

la théorie des poutres pour représenter le lanceur flexible. Le lanceur est divisé en plusieurs sections non uniformes. L'équation du moment de flexion est utilisée pour établir le lien entre la force appliquée sur une section et la déformation résultante de cette section. La déformation élastique du lanceur est étroitement liée à l'angle d'attaque et l'angle de braquage des tuyères et elle dépend également de la raideur équivalente de la section. L'étude des modes de flexion s'effectue avec un simulateur ayant environ 100 ddl. À l'aide du simulateur, il est possible de calculer la forme et la fréquence des modes de flexion. L'article de Mori contient une image intéressante, qui présente la fréquence des différents modes. Ces modes sont, du plus lent au plus rapide : le corps rigide, les flexions latérales et les flexions axiales.

2.2.3 Dynamique du ballonnement des ergols

Le ballonnement des ergols est un problème important pour les lanceurs avec des moteurs à ergols liquides ou hybrides. Il se produit lorsqu'un réservoir est partiellement rempli et que les accélérations du véhicule engendrent un mouvement sur le liquide. Ce ballonnement déstabilise le lanceur et peut aussi amener des problèmes lors de l'allumage des moteurs. Pour être en mesure d'amortir ou du moins de ne pas amplifier le ballonnements des ergols, il faut connaître la dynamique du fluide dans le réservoir. L'analogie d'un pendule par réservoir est normalement utilisée.

L'analogie du pendule, pour décrire le ballonnement des ergols, est détaillée dans l'article d'Adler et al. (1991). Les équations de mouvement du pendule sont représentées par un système du deuxième ordre. Les paramètres de ce système sont l'angle, l'amortissement et la fréquence naturelle du ballonnement du pendule. Cette dynamique est ajoutée à la modélisation découplée standard du plan de tangage. Le système est mis sous forme de représentation d'état, pour permettre d'établir la stratégie de commande.

Dong Hyun et Jae Weon (2000) décrivent également le ballonnement des ergols à l'aide de l'analogie du pendule. Elle y est d'ailleurs plus détaillée que dans l'article d'Adler et al. (1991). La masse du réservoir est séparée en deux, une au bout d'un pendule et l'autre fixe en dessous du pendule. L'angle du pendule est l'angle entre la verticale et la surface moyenne du liquide. Le mouvement général des ergols possède plusieurs harmoniques dont certaines à des fréquences très élevées. L'approche de Dong Hyun et Jae Weon néglige ces fréquences plus élevées, par contre d'autres auteurs, tel que Haeussermann (1971), en tiennent compte. L'article de Dong Hyun et Jae Weon explique également comment obtenir les paramètres du pendule. Il présente ensuite la modélisation et la linéarisation du corps rigide augmentées de la dynamique du ballonnement des ergols. Si le point d'articulation du pendule est en dessous ou près du centre de masse du lanceur, le système est stable, sinon il faut le stabiliser.

L'article de Arndt et al. (2009) étudie le couplage entre les aspects thermodynamiques et le mouvement des ergols. D'un côté, l'état dynamique des fluides est influencé par les manœuvres

au cours du vol et les multiples extinctions et allumages des moteurs. De l'autre, le mouvement des ergols perturbe l'équilibre thermodynamique entre la vapeur et le liquide. Dans des circonstances particulières, ces perturbations peuvent briser le réservoir. Un banc de tests est utilisé pour simuler l'excitation latérale causant le ballottement des ergols lors d'un lancement.

Une approche multi-corps est utilisée pour représenter le lanceur et les réservoirs dans l'article de Krishnaswamy et Bugajski (2005). Le lanceur à corps rigide est représenté par deux corps, le lanceur et la tuyère. Un troisième corps est ajouté, c'est celui d'un pendule pour reproduire l'effet du ballottement des ergols dans le réservoir. Seulement le mouvement longitudinal est étudié dans cet article. Le modèle possède donc cinq ddl, deux en translation pour la position du véhicule, trois en rotation : pour l'orientation du lanceur, pour l'orientation de la tuyère et l'autre pour le premier mode de ballottement des ergols.

2.2.4 Effet de la combustion d'un moteur à propergol solide

Un couple de roulis est engendré lors de la combustion d'un moteur à propergol solide. L'article de Shimada et al. (2009) étudie le couple de roulis généré sur les moteurs à propergol solide utilisés par le lanceur japonais M-V. Les sept vols ont généré un couple de roulis d'environ 3kN quelques secondes après le décollage. Ce couple de roulis a tendance à être présent au début de la combustion et s'atténue par la suite. Les mécanismes de génération du couple sont classés par groupes : les instabilités acoustiques dans la chambre de combustion, la configuration du grain, l'érosion de la tuyère engendrée par la combustion et le « jet damping ». Shimada simule le flux à l'intérieur de la chambre de combustion à l'aide des équations 3-D compressibles de Navier-Stokes. L'analyse numérique de la mécanique des fluides est réalisée à l'aide du logiciel W-Master. La configuration du grain utilisée est en forme d'étoile. Les valeurs théoriques sont d'un ordre de grandeur plus petit que celles observées en pratique.

2.3 Asservissement de l'attitude des lanceurs

Dans le domaine de l'asservissement de l'attitude des lanceurs, il est connu que la synthèse des régulateurs est un problème ardu, qui doit satisfaire plusieurs objectifs. Le principal objectif est de stabiliser le lanceur. Un autre objectif est de diminuer le facteur de charge durant la phase atmosphérique. Pour y arriver, plusieurs techniques classiques, telle que la commande par avance de phase et par intégration, sont utilisées. D'autres techniques plus modernes sont également utilisées telle que la commande par retour d'état. Pour mieux gérer la robustesse, le problème d'asservissement d'attitude a ensuite été traité à l'aide de nombreux outils de synthèse moderne tels que H_∞ , μ -synthèse et LPV (« Linear Parameter Varying »).

La section courante se divise en sept parties. Cette division est représentée aux figures 2.3 et 2.4. Les trois premières parties présentent l'asservissement en attitude du lanceur à corps rigide, à corps flexible, et le ballottement des ergols. La quatrième partie propose différentes

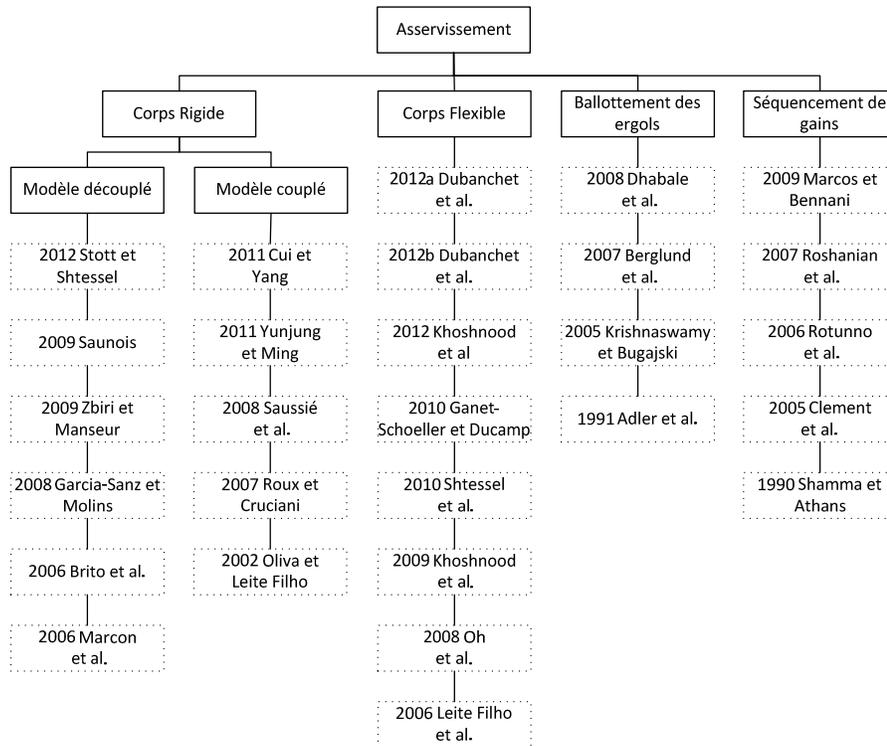


FIGURE 2.3: Organigramme des articles portant sur l'asservissement d'un lanceur (1^{re} partie)

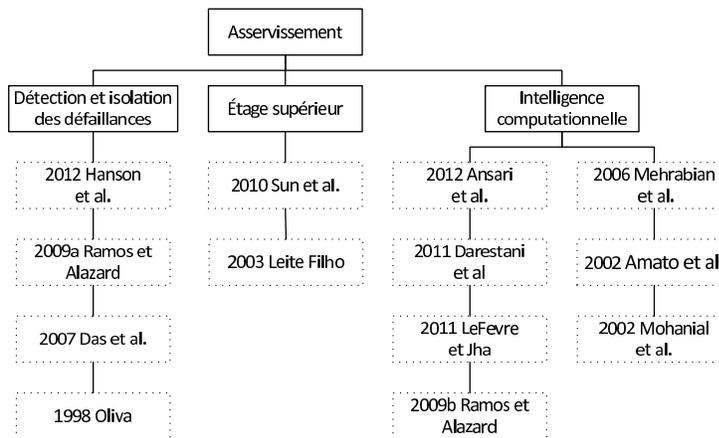


FIGURE 2.4: Organigramme des articles portant sur l'asservissement d'un lanceur (2^e partie)

méthodes pour gérer la non linéarité de la dynamique du lanceur. La cinquième section discute de la détection et de l'isolation des erreurs matérielles. La sixième partie porte son attention sur l'asservissement de l'attitude des étages supérieurs. La septième partie amène l'intelligence computationnelle comme méthode pour sélectionner les gains des régulateurs.

2.3.1 Asservissement du modèle à corps rigide

L'asservissement de l'attitude d'un lanceur à corps rigide comporte son lot de défis à résoudre. Entre autres, il faut asservir un système instable variant dans le temps et s'assurer de découpler les plans de tangage et de lacet en présence de roulis. L'analyse de la commande d'attitude, dans cette section, s'effectue du plus simple au plus complexe. Elle débute par l'approche dé耦ée, qui consiste en l'asservissement séparé de l'attitude en tangage et en lacet. Cette approche provient d'une modélisation qui assume une vitesse de roulis nulle. De cette manière, il est possible d'employer des régulateurs SISO (« Single Input Single Output »). Par la suite, des lois de commande qui tentent de minimiser l'angle d'attaque sont présentées. Différentes méthodes de séquençement de gains des régulateurs sont exposées. Pour finir, des articles couvrant différentes stratégies de commande multivariable sont résumés. Ces articles étudient un modèle couplé et abordent des méthodes de découplage au niveau de la commande.

L'article de Marcon et al. (2006) décrit une méthode classique de commande d'attitude avec les données du nouveau lanceur européen, VEGA. Ils détaillent le fonctionnement d'un simulateur MATLAB® / Simulink® à six ddl. Cet environnement est utilisé pour développer des lois de commande et simuler les performances du lanceur. Une dynamique à corps rigide est implantée. Elle prend en compte les forces aérodynamiques, propulsives et gravitationnelles. Le simulateur contient un bloc pour les actionneurs, un autre pour les capteurs et un pour le régulateur. La rétroaction de la tuyère orientable est effectuée sur trois variables : l'accélération normale au lanceur, le taux de tangage et le tangage. Ces trois signaux permettent de fermer trois boucles en cascade. La première sur l'accélération, réduit la dynamique instable avec un régulateur proportionnel. Le deuxième régulateur stabilise le système avec un régulateur PI et une avance de phase dans la boucle de retour. La troisième boucle commande le tangage à l'aide d'un régulateur PI. Les régulateurs sont ajustés à l'aide du lieu des racines et des réponses fréquentielles.

La commande linéaire par optimisation quadratique appliquée au lanceur est décrite en détail dans l'article de Brito et al. (2006). La commande LQ (« Linear Quadratic ») est appliquée au modèle dé耦é. La commande LQ consiste à minimiser un critère qui est fonction du vecteur d'état et de la commande qui est l'angle de tuyère. Le vecteur d'état est composé de l'attitude, du taux de variation de l'attitude et de l'erreur entre l'attitude et sa consigne. Des matrices de pondérations doivent être sélectionnées. Dans l'article de Brito, ces matrices sont optimisées au moyen d'un algorithme génétique qui prend en compte le temps de montée, le dépassement et la marge de gain.

Zbiri et Manseur (2009) utilisent une loi de commande LQG (« Linear Quadratic Gaussian ») qui permet d'estimer l'incidence et de stabiliser le lanceur à une incidence nulle. Cette loi de commande utilise un régulateur LQ et un filtre de Kalman pour estimer l'incidence.

La commande par mode de glissement, qui est intrinsèquement robuste aux perturbations ex-

ternes et aux incertitudes du procédé, est un très bon candidat pour améliorer la robustesse et la précision de l'asservissement de l'attitude d'un lanceur. L'article de [Stott et Shtessel \(2012\)](#) expose le développement d'une commande utilisant la commande par mode de glissement classique avec un mode de glissement sur l'observateur de perturbation, ainsi qu'une méthode utilisant une commande par mode de glissement d'ordre supérieur. Dans cet article, l'asservissement est effectué à l'aide des quaternions. Les tests sont effectués sur un simulateur MATLAB® / Simulink® avec l'« Aerospace Blockset » à six ddl. La commande par mode de glissement d'ordre supérieur est plus performante que le mode de glissement avec un observateur de perturbation, mais elle engendre des vitesses angulaires trop brusques pour un vol habité.

Pour simplifier la commande d'attitude, [Garcia-Sanz et Molins \(2008\)](#) utilisent un modèle à corps rigide non couplé. Les variables contrôlées sont l'angle d'attaque, l'angle de dérapage et l'altitude. Puisque le modèle utilisé est non couplé, il est possible de faire trois systèmes SISO indépendants l'un de l'autre. La technique de contrôle utilisée est QFT (« Quantitative Feedback Theory »). C'est une technique de commande robuste utilisée pour concevoir les régulateurs du lanceur en considérant l'incertitude paramétrique décrivant les non linéarités du modèle.

[Saunois \(2009\)](#) compare différentes architectures pour la boucle de contrôle d'un lanceur pendant la phase atmosphérique. Les différentes architectures sont basées sur une rétroaction de position angulaire, de vitesse angulaire et d'accélération latérale. Cet article discute de l'importance de minimiser l'angle d'attaque lors de la phase atmosphérique. Pour ce faire, il propose un régulateur instable. Ce régulateur nécessite seulement la position angulaire. Il obtient des performances semblables au régulateur stable utilisant comme rétroaction la position angulaire et l'accélération latérale. Il est également possible d'augmenter sa capacité à minimiser l'angle d'attaque en utilisant le régulateur instable avec une action intégrale sur la rétroaction d'accélération latérale. Il est intéressant d'utiliser cette dernière stratégie lors des séparations d'étages où un faible angle d'attaque est crucial.

Le couplage entre les deux systèmes SISO ne doit pas être négligé. [Saussié et al. \(2008\)](#) proposent une loi de commande par placement de structure propre multi-modèles pour l'asservissement d'un lanceur. La méthode multi-modèles gère l'ajustement des gains au cours du temps en sélectionnant a priori une formule d'interpolation. Ceci est contraire au séquençement de gains qui interpole après la sélection des régulateurs pour plusieurs modèles dans le temps. La commande par placement de structure propre multi-modèles avec un gain de rétroaction dynamique est expliquée en détail dans l'article de [Magni \(1999\)](#). Dans cet article, cette commande est appliquée aux avions. Cette approche assure une certaine robustesse aux variations paramétriques. Elle utilise un gain structuré avec des gains préprogrammés. Elle permet également d'initialiser une synthèse modale par des techniques H_∞ ou μ -synthèse. Les exigences de la loi de commande dans l'étude de Saussié sont : un temps de réponse à 90 % de

1,8 s, un dépassement maximal de 10 % et aucune erreur statique. Il faut également que pour des vitesses de roulis inférieur à $30^\circ/\text{s}$, les changements de consigne en tangage et en lacet soient découplés. Pour obtenir de bons résultats, les gains sont ajustés en fonction du temps et de la vitesse de roulis. La robustesse est discutée à l'aide des marges de gain et de phase qui sont présentées pour les modèles SISO et MIMO (« Multiple Input Multiple Output »).

Roux et Cruciani (2007) étudient l'effet du roulis sur les marges de stabilité du lanceur VEGA. En utilisant un modèle linéaire couplé avec le roulis, ils sont en mesure de trouver la vitesse de roulis maximale avant l'instabilité. Cette valeur maximale est fonction de l'ajustement des régulateurs de la tuyère orientable et des propriétés du lanceur. Les marges de stabilité pour des systèmes SISO et MIMO sont comparées dans cet article. Les marges de stabilité pour un système SISO sont : la marge de gain aux basses fréquences, celle aux hautes fréquences et la marge de phase, sur le lanceur à corps rigide. Une définition des marges de stabilité pour un système MIMO est présentée dans l'article de Roux et Cruciani. Les deux systèmes SISO sont couplés entre eux seulement par le roulis. Le couplage entre les deux systèmes augmente en fonction de la vitesse de roulis. Roux et Cruciani proposent deux méthodes pour diminuer l'effet du couplage. La première est une correction à l'aide du couple gyroscopique. Ceci fonctionne bien pour la marge de gain aux basses fréquences. La deuxième méthode est de limiter le gain sur la rétroaction de l'accélération latérale qui sert à diminuer l'angle d'attaque et ainsi la dérive du lanceur. Il y a donc un compromis à faire entre la dérive acceptable et la récupération des marges de stabilité. Optimiser l'asservissement du lanceur pour une vitesse de roulis plus petite qu'une certaine valeur, au lieu d'un roulis nul, permet de diminuer la masse de carburant des systèmes qui commande le roulis.

Oliva et Leite Filho (2002) comparent la commande optimale au placement de structure propre pour le découplage des deux systèmes SISO. Les deux méthodes stabilisent et découplent bien les systèmes. La commande optimale permet de faire un compromis entre la performance et la demande aux actionneurs. La technique utilisée est la méthode LQ. La commande par placement de structure propre donne des réponses plus rapides avec un dépassement plus élevé que la commande LQ. La réponse à l'échelon de la méthode LQ est plus douce, donc moins rapide, et à une commande moins coûteuse en terme de déplacement des actionneurs. Oliva et Leite Filho montrent également qu'il est plus facile d'ajuster la commande avec la méthode LQ.

Lorsque le lanceur est suractionné, il est nécessaire d'avoir un algorithme qui distribuera la commande sur les différents actionneurs. L'article de Cui et Ying (2011) propose une commande par anticipation basée sur une technique robuste des moindres carrés pour distribuer les moments calculés des trois axes sur les surfaces de contrôle correspondantes. Une loi de commande par rétroaction permet de trouver les forces et les couples nécessaires pour suivre la trajectoire de référence. Cette loi de commande utilise les méthodes H_2 et H_∞ . En prenant en compte les incertitudes de la matrice d'efficacité des surfaces de contrôle, la conception

d'un algorithme RLSCA (« Robust Least-Squares Control Allocation ») permet d'associer les forces et les couples nécessaires aux différents actionneurs. Où la commande par rétroaction et celle par anticipation coopèrent pour produire les moments sur les trois axes. Cette méthode de séparation permet de réorganiser seulement la commande par anticipation si un des actionneurs subissait une défaillance.

Perturbation, bruit aléatoire, paramètres d'incertitude, et approximations dans la modélisation mathématique sont inhérents à la plupart des systèmes dynamiques. La commande stochastique est l'une des approches visant à contrôler les effets de ces variations aléatoires tels que les caractéristiques statistiques souhaitées puissent être réalisées. Yunjun et Ming (2011) proposent une approche innovatrice qui consiste à résoudre l'équation de Fokker-Plank pour un système stochastique tel un lanceur. Si le bruit ajouté est perçu telle une incertitude bornée dans la fonction d'état, la stabilité asymptotique est garantie par le concept de commande robuste non linéaire proposé dans l'article de Yunjun et Ming. Une nouvelle méthode de quadrature basée sur les moments est proposée pour résoudre le problème d'asservissement de l'attitude du véhicule réutilisable X-33. Des techniques de programmation non linéaire sont utilisées pour trouver les paramètres optimaux du régulateur. Avec cette technique, il est possible de choisir l'écart type de l'attitude lors d'un changement de consigne sur l'attitude du lanceur. L'avantage principal de cette technique est qu'il est possible de commander la distribution des performances en régime permanent et qu'il n'est pas nécessaire d'utiliser les simulations Monte Carlo pour valider la loi de commande.

2.3.2 Asservissement du modèle à corps flexible

La structure mince et légère des lanceurs conduit à des flexions non négligeables du lanceur. Les lectures des capteurs comprennent les déformations élastiques ainsi que le mouvement du corps solide. Il faut s'assurer que le comportement flexible des lanceurs ne soit pas amplifié par le système de commande. Si les valeurs des fréquences vibratoires de la flexion sont proches des fréquences du système de commande, il risque d'y avoir une dégradation de la stabilité. Il est même possible que les fréquences vibratoires rendent le système instable. Un survol de quelques techniques utilisées pour stabiliser un lanceur flexible est présenté dans cette section.

Les filtres coupe-bande sont couramment utilisés pour ne pas exciter les fréquences des modes flexibles. L'article de Khoshnood et al. (2009) présente un régulateur PID avec séquençement de gains et deux filtres coupe-bande adaptatifs. Les deux filtres permettent d'éliminer les deux premiers modes de flexion sur les signaux provenant des capteurs. Le défi de cette stratégie de commande est d'ajuster la fréquence de coupure des filtres au cours du vol. Les deux filtres sont en série et à réponse impulsionnelle infinie. L'approche utilisée par Khoshnood pour l'estimation des fréquences des modes de flexion est une méthode adaptative avec un modèle de référence. L'estimation est faite avec la méthode du gradient, qui est rapide et peu coûteuse en temps de calcul.

Oh et al. (2008) utilisent également un filtre coupe-bande adaptatif pour commander l'attitude d'un lanceur flexible dans un plan. L'adaptation du filtre est basée sur la mesure prise en temps réel par le capteur de vitesse angulaire. Les tests de leur stratégie de commande sont effectués sur un montage expérimental. Une structure flexible assise sur des coussins d'air sert de modèle de lanceur. La tuyère orientable est remplacée par un module propulsant de l'air alimenté par des tubes. Le propulseur est commandé par un servomoteur électrique qui commande l'angle de braquage. Le tout flotte sur une table en granite pour diminuer la friction. Pour simuler des scénarios avec différentes masses, des poches d'eau sont accrochées à la structure flexible. Par souci d'espace, seulement les mouvements rotationnels sont considérés. Cette structure est fixée en un point à l'extrémité opposée du propulseur. Le modèle expérimental peut être représenté par une poutre avec une extrémité libre contrairement au lanceur qui a les deux extrémités libres. Les fréquences des trois premiers modes de flexion sont plus rapides mais elles s'approchent des modes vibratoires du lanceur japonais H-1. Des filtres adaptatifs en cascades sont placés entre le capteur et le régulateur pour filtrer les différents modes de flexion. La méthode récursive des moindres carrés est utilisée pour estimer les fréquences des modes de flexion. Un régulateur PID est employé pour commander l'actionneur. Les essais effectués permettent de valider le bon fonctionnement des filtres adaptatifs et du système de commande en général.

Dubanchet et al. (2012a) décrivent une méthode de commande robuste appelée « Guardian Maps » pour un lanceur en phase d'ascension atmosphérique. Le régulateur proposé doit premièrement stabiliser la boucle ouverte et garder le lanceur vertical. Leur modèle prend en considération deux modes de flexion, la dynamique des actionneurs et la variation des paramètres du modèle avec le temps. La technique de « Guardian Maps » permet de garder la même structure tout au long du vol et d'ajuster des gains pour s'assurer que les pôles de la boucle fermée soient localisés dans une région spécifiée du plan complexe. L'ajustement peut être choisi en fonction du temps de réponse de la boucle fermée et des marges de stabilité. Le seul signal de rétroaction utilisé est l'angle de tangage et le but est de minimiser l'angle d'attaque qui ne peut-être mesuré. Ils utilisent une technique de séquençement linéaire qui doit passer par les six instants de vol où le régulateur a été ajusté par la méthode de « Guardian Maps ». Dans un autre article de Dubanchet et al. (2012b), ils améliorent les performances et le temps de calcul du régulateur. Pour ce faire, ils utilisent le calcul du gradient explicite pour implanter une méthode quasi newtonienne, la méthode de Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno (BFGS).

L'article de Leite Filho et al. (2006) introduit la synthèse H_∞ pour la commande d'attitude du lanceur brésilien VLS. Il montre que la compensation avec un régulateur PID et un filtre coupe-bande est similaire à celle produite par un régulateur H_∞ synthétisé pour un lanceur flexible. Un modèle simplifié, avec un pôle stable et un instable de même module, est utilisé pour la conception des régulateurs. Le régulateur PID est ajusté à l'aide de la théorie des régulateurs

linéaires quadratiques et le filtre coupe-bande est adapté sur le premier mode de flexion. La norme H_∞ est utilisé pour comparer les différents régulateurs en fonction de la fréquence du filtrage coupe-bande. L'article montre qu'un filtre coupe-bande ajusté en fonction du temps offre une meilleure robustesse au premier mode de flexion que le synthèse H_∞ . Le simulateur prend en compte un modèle découplé de l'attitude du lanceur d'ordre trois, une dynamique des actionneurs d'ordre quatre et deux modes de flexion. Un algorithme génétique optimisant la norme H_∞ est également utilisé pour optimiser le régulateur PID et son filtre coupe-bande.

Knoblauch et al. (2012) présentent une technique de synthèse H_∞ , pour un modèle découplé d'un lanceur flexible, qui permet de concevoir un régulateur avec une structure prédéfinie. Un régulateur d'ordre trois est choisi. Lors de la conception du régulateur H_∞ , il est possible d'imposer des contraintes et d'influencer la fonction de transfert en boucle fermée à l'aide des matrices de poids. Trois matrices sont utilisées, deux pour filtrer les sorties et une en entrée pour augmenter la robustesse du système. La synthèse H_∞ donne un modèle d'ordre huit qui est manuellement réduit à un ordre trois. Par la suite, la méthode de synthèse H_∞ structurée est utilisée pour générer un régulateur d'ordre trois, pour le modèle à six instants différents. Pour s'assurer d'avoir une action intégrale dans le régulateur, le pôle réel le plus près de l'axe imaginaire est ramené à un intégrateur. L'ajout d'un filtre coupe-bande d'ordre deux permet de ne pas amplifier la flexion. Ceci amène le régulateur à un ordre cinq.

Shtessel et al. (2010) proposent d'éliminer l'effet des modes flexibles et du ballonnement des ergols à l'aide d'un observateur à modes glissants (« sliding mode observers »). Les modes du corps flexible et du ballonnement des ergols sont reconstruits à l'aide de l'observateur. Les signaux estimés pour le ballonnement et la flexion sont ensuite soustraits des signaux des capteurs. Ceci a pour effet d'enlever la dynamique de la flexion et du ballonnement des ergols des signaux reçent par le système de commande. Les gains du régulateur PID sont ajustés, pour un lanceur à corps solide, à l'aide du critère ITAE (« Integral of Time-weighted Absolute Error »). Une étude avec des simulations permet de confirmer les performances et la stabilité d'un régulateur PID augmenté sans l'utilisation des filtres coupe-bande habituels.

Ganet-Schoeller et Ducamp (2010) expliquent les avantages d'une loi de commande LPV pour un lanceur flexible. La commande LPV permet de prendre en compte la variation des paramètres du système. L'approche LPV est intéressante dans le cas d'un lanceur, car ses caractéristiques (masse, poussée, aérodynamique, modes de flexion, ...), ainsi que les objectifs (atténuation des perturbations, consommation de carburant, précision, ...) et les contraintes (facteur de charge maximal, limite des actionneurs) varient dans le temps. De plus, lors d'un changement de mission, plusieurs de ces paramètres changent. L'avantage principal du LPV est la garantie de stabilité et des performances pour tout le domaine de vol. Il est montré, dans l'article de Ganet-Schoeller et Ducamp, que les modes de flexion dépendent entre autre de la charge utile. Il est également montré qu'un régulateur LPV pour la commande d'attitude d'un lanceur flexible est possible.

2.3.3 Asservissement en présence de ballottement des ergols

Le ballottement des ergols amène une dynamique de plus à prendre en compte lors de la conception d'un lanceur. Les méthodes traditionnelles pour diminuer le problème du ballottement des ergols sont d'ajouter des déflecteurs et de partitionner les réservoirs. Ceci augmente l'amortissement et la fréquence naturelle du ballottement des ergols. Ces ajouts mécaniques ont pour fonction de diminuer le mouvement des ergols. Une autre méthode possible est de régler le problème au niveau des lois de commande, ce qui permet de diminuer le poids et la complexité de la structure du lanceur. Par contre, il en résulte l'ajout de capteurs et un algorithme de commande plus compliqué. La présente section s'intéresse principalement à cette dernière méthode.

L'article d'Adler et al. (1991) examine une méthode adaptative pour stabiliser un lanceur avec le ballottement des ergols. La dynamique du ballottement est représentée par l'analogie d'un seul pendule par réservoir. Le cas étudié possède un réservoir au dessus et un autre en dessous du centre de masse. Avec un régulateur PD, qui stabilise le corps rigide du lanceur, si le réservoir est en dessous du centre de gravité du lanceur, le ballottement pour ce réservoir est stable sans asservissement. Dans le cas contraire, le ballottement est instable et doit être stabilisé. Pour ce faire, des capteurs laser mesurent la hauteur du liquide à quelques endroits dans le réservoir. La fréquence naturelle du ballottement des ergols est alors estimée à l'aide de la technique des moindres carrés récursifs. La stratégie de commande consiste à utiliser un régulateur PID avec un filtre adaptatif appliqué sur la commande.

Dhabale et al. (2008) effectuent un contrôle actif du ballottement des ergols à l'aide des tuyères orientables du lanceur indien GSLV (« Geosynchronous Satellite Launch Vehicle »). Ils utilisent l'analogie du pendule pour représenter le ballottement des ergols des quatre propulseurs attachés au premier étage et équipés de tuyères orientables. Chacun de ces propulseurs contient deux réservoirs. La modélisation s'effectue donc avec huit pendules pour les réservoirs. Les tuyères sont modélisées comme des pendules à une dimension, car elles se déplacent seulement sur un axe. Une modélisation complète du lanceur avec la dynamique des actionneurs et le ballottement des ergols est décrite dans l'article de Dhabale. De cette modélisation est tirée une représentation d'état à 29 variables. Deux régulateurs sont conçus à l'aide de la synthèse LQG, l'un est d'ordre cinq et l'autre d'ordre 21. Les performances et la robustesse du régulateur d'ordre cinq sont meilleures que celui d'ordre plus élevé.

L'article de Berglund et al. (2007) résume l'étude et les simulations effectuées sur le ballottement des ergols du deuxième étage du lanceur Delta IV. Après l'arrêt du moteur du deuxième étage (pendant la phase de dérive), le ballottement des ergols est présumé trop élevé. Avec ce ballottement, le système de ventilation peut ingérer de l'hydrogène liquide et ainsi compromettre la mission. Berglund proposent une stratégie de commande qui diminue le ballottement des ergols lors de la phase de dérive. Durant cette phase, le lanceur roule sur lui même. Cette

condition de vol est appelée contrôle thermique passif. L'utilisation des propulseurs d'appoint, du deuxième étage, peut amplifier le ballonnement des ergols lors de cette phase de dérive. Pour réduire le ballonnement des ergols, l'idée retenue est de diminuer la puissance des propulseurs. Puisque ce sont des propulseurs marche-arrêt, la stratégie employée est l'application d'impulsions. Pour obtenir 80 % de la puissance maximale, une impulsion de quatre secondes, suivi d'une seconde d'arrêt est utilisée, et ce à répétition pour la durée du temps de combustion désiré. Cette technique diminue les chances de faire une seule transition (marche-arrêt) à l'instant qui augmente le plus l'amplitude du ballonnement.

L'article de Krishnaswamy et Bugajski (2005) proposent une méthode de contrôle non linéaire basée sur l'inversion de la dynamique multi-corps discutée à la section 2.2.3. Le système est sous actionné, il n'est pas possible d'asservir l'attitude du lanceur et le ballonnement des ergols avec une seule tuyère orientable. La loi de commande cherche donc principalement à asservir l'attitude du lanceur. Pour ne pas amplifier le mouvement des ergols, la loi de commande utilise une estimation de la position angulaire et de la fréquence du ballonnement des ergols. Un observateur non linéaire estime ces paramètres. Le système n'est pas complètement observable si la vitesse angulaire entre la tuyère et le lanceur est nul. Pour qu'il soit observable la vitesse de la tuyère ne doit pas être trop près de zéro. En ajoutant d'autres actionneurs, tels que des propulseurs d'appoint, il est possible de commander le ballonnement des ergols. Ce dernier point est discuté dans l'article de Krishnaswamy et Bugajski.

2.3.4 Séquencement de gains

Il ne fait aucun doute que la dynamique d'un lanceur est non linéaire, avec les séparations d'étage, l'évolution des forces aérodynamiques passant d'une vitesse subsonique à hypersonique ou simplement le changement de masse. Pour considérer les variations du modèle dans le temps, il est coutume d'utiliser une technique de séquencement de gains des régulateurs au cours du vol. Cette méthode consiste à utiliser une famille de régulateurs localement linéarisés. Le séquencement de gains pour un lanceur s'effectue généralement par tranche de temps. Chacun des régulateurs utilise la théorie des systèmes invariants dans le temps (LTI) pour chacun des points d'opération. Le problème de cette technique, c'est la robustesse qui est souvent démontrée avec des techniques improvisées pour un problème spécifique. Depuis plus d'une décennie, la théorie des systèmes linéaires à paramètres variants (LPV) amène des régulateurs à séquencement de gains synthétisés automatiquement. La synthèse par LPV est une amélioration des méthodes à séquencement de gains. Un résumé d'articles sélectionnés couvrant les deux méthodes de séquencement de gains mentionnées précédemment est présenté dans cette section.

Le séquencement de gains est utilisé pour des procédés dont la dynamique change avec le temps. C'est une technique classique de contrôle non linéaire, elle peut être décrite en six étapes telles que retrouvées dans Clement et al. (2005) :

- obtenir un modèle linéaire variant dans le temps ;
- choisir les paramètres d’ordonnement ;
- choisir une famille de points d’opération ;
- paramétrer un régulateur linéaire pour chaque point d’opération avec une méthode de réglage linéaire ;
- interpoler ces régulateurs en utilisant une méthode appropriée ;
- vérifier les spécifications des performances.

Le séquençement de gains peut être utilisé avec différentes techniques de contrôle. Un modèle à corps flexible est utilisé par Clement pour concevoir la stratégie de contrôle. Un régulateur multi-objectifs est investigué avec la paramétrisation de Youla. La synthèse H_∞ est utilisée pour augmenter les performances tout en garantissant la stabilité du régulateur pour chacun des points d’opération. Les étapes de conception sont optimisées avec la résolution des contraintes d’inégalités matricielles linéaires (LMI). Des simulations sont effectuées avec un modèle non linéaire qui considère le vent comme perturbation et des incertitudes sur les paramètres du lanceur.

Roshanian et al. (2007) présentent une comparaison de la méthode de séquençement de gains classique avec une autre adaptative. La méthode de séquençement classique est implantée et décrite pour un asservissement dans le plan de tangage. La méthode adaptative est basée sur l’hyperstabilité qui garantit la stabilité à l’aide de la théorie de stabilité de Lyapunov. La méthode adaptative est plus performante que la méthode classique. Par contre, elle est plus complexe à implanter.

L’article de Shamma et Athans (1990) décrit deux méthodes de séquençement de gains pour asservir un système non linéaire. Les deux méthodes sont inspirées du séquençement de gains classique, dont la variable de séquençement doit varier lentement et prendre en compte les non linéarités du système. Le séquençement classique peut assurer la stabilité pour les points d’opération choisis, mais pas entre ceux-ci. Les deux méthodes proposées par Shamma et Athans, contrairement au séquençement classique, permettent d’assurer la stabilité, entre les points d’opération, sous certaines conditions. Pour ce faire, une méthode qui ressemble à la commande LPV est utilisée. Une des deux méthodes effectue le séquençement sur la consigne. Elle prend en compte les incertitudes provenant des effets non modélisés des actionneurs, de ceux des capteurs et une incertitude artificielle qui correspond au critère de performance. L’autre approche utilise la variable de sortie comme paramètre de séquençement. Cette approche est efficace lorsque les non linéarités du système sont représentées par la variable de sortie.

Les régulateurs LPV sont l’évolution de la commande robuste des systèmes linéaires invariants dans le temps H_∞ . Ils peuvent être représentés par une transformation fractionnaire linéaire (LFT), où les paramètres variants, les incertitudes et les termes non linéaires sont rassemblés

dans un opérateur diagonal. L'article de Marcos et Bennani (2009) décrit les travaux effectués à l'ASE pour développer un ensemble d'outils facilitant la modélisation, la synthèse et l'analyse des régulateurs LFT/LPV. La théorie et la compréhension des avantages des techniques LPV comparativement à celles avec séquençement de gains sont connues. Un des principaux avantages est une plus grande fidélité des modèles non linéaires. Les outils de modélisation, d'identification et de validation, d'évaluation des performances et de la stabilité, de synthèse, et de détection et isolation de fautes sont déjà fonctionnels. La plateforme LPV unifie et facilite le fonctionnement de ces différents outils. Cette plateforme permet la synthèse et l'analyse des régulateurs LTI et LPV. Une comparaison, des méthodes de conception et d'analyse de séquençement de gains avec la synthèse H_∞ et des régulateurs LPV, est présentée dans l'article de Marcos et Bennani. Cette comparaison est effectuée sur un véhicule qui entre dans l'atmosphère.

L'article de Rotunno et al. (2006) applique quelques techniques de contrôle moderne qui sont LFT, μ -analyse et LPV pour valider le séquençement de gains d'une loi de commande d'une tuyère orientable dans un plan. La modélisation des incertitudes s'effectue avec une LFT pour chaque tranche de temps. La robustesse est analysée à l'aide de la μ -analyse. Pour étudier la transition entre deux points locaux, les techniques LPV sont utilisées. Cette étude de transition se sert également de la résolution des inégalités matricielles linéaires.

2.3.5 Détection et isolation des erreurs matérielles

Le matériel se retrouvant sur un lanceur subi généralement une panoplie de tests et d'analyses pour valider son bon fonctionnement. Malgré ces précautions, il est toujours possible que certaines pièces d'équipement se brisent. Vu l'ampleur de la mission et la complexité du système, il faut être en mesure de pallier aux défaillances matérielles. Pour y arriver, des algorithmes de détection et isolation d'erreurs matérielles sont nécessaires pour assurer le déroulement de la mission. Quelques une de ces méthodes sont exposées dans la section actuelle.

Lorsqu'il est impossible de réussir la mission suite à une détection de problème amenant la perte de contrôle du véhicule, il faut détruire le lanceur ou éjecter les astronautes lorsqu'il s'agit d'une mission habitée. L'article de Hanson et al. (2012) décrit comment générer les seuils d'abandon lors des défaillances causant la perte de contrôle. Il faut éviter les mauvaises détections de défaillances tout en maximisant le temps disponible à l'équipage pour se sauver. Ce papier est basé sur le développement du système d'évacuation du lanceur effectué pour Ares I. L'analyse s'effectue avec des simulations Monte Carlo et des méthodes statistiques pour déterminer les différents seuils. Les principaux signaux examinés sont les vitesses angulaires, les erreurs sur les vitesses angulaires et les erreurs sur les positions angulaires. Les défaillances modélisées sont entre autres : une tuyère orientable bloquée à un certain angle, un bris qui engendre une perte de puissance et une force latérale additionnelle, des problèmes peuvent également venir des RCS. L'utilisation des approches développées dans l'article de Hanson

devrait être plus efficaces que celles développées dans le passé, lorsque moins de puissance de calcul était disponible pour l'analyse ou le calcul en vol.

Ramos et Alazard (2009a) proposent une méthode de commande qui facilite la détection d'erreurs et d'isolation des capteurs et actionneurs défaillants. Après les analyses standards des critères de stabilité, de performance et de robustesse, il faut regarder l'implantation en ligne et les défaillances matérielles possibles. La méthode proposée utilise un régulateur qui applique ses gains sur les états d'un observateur. Tous les régulateurs peuvent être ramenés sous cette forme. En plus d'avoir une estimation des états du système, ceci permet de construire une stratégie de détection et d'isolation des bris matériels. L'observateur permet de valider l'information des capteurs et de ne pas prendre en compte les capteurs défaillants.

L'article de Das et al. (2007) expose la conception d'un système de contrôle robuste et tolérant aux pannes. Ce système commande quatre tuyères orientables d'un lanceur. Deux régulateurs PID sont ajustés séparément pour le cas à quatre moteurs et celui à trois moteurs. Les deux régulateurs, nominal et non nominal, sont ajustés avec une technique H_∞ et des contraintes LMI. Lors d'une panne, le régulateur initial est reconfiguré avec les paramètres du régulateur non nominal. Le régulateur nominal prend en compte les dynamiques des actionneurs et du ballonnement des ergols. Lorsqu'une tuyère orientable est non fonctionnelle, le système ne peut plus être considéré comme découplé. Il faut donc une autre approche pour le régulateur. La représentation d'état du modèle couplé peut demander un régulateur avec un ordre plus élevé pour commander le système à trois tuyères. Pour diminuer le nombre d'états, les dynamiques des actionneurs et du ballonnement des ergols sont négligées. Ceci est nécessaire, car une structure PID pour la commande en tangage et en lacet, et une structure PD pour l'asservissement du roulis, ont été sélectionnées.

L'article de Oliva (1998) montre une redondance analytique aux défaillances possibles sur les capteurs utilisés pour commander l'attitude du lanceur. Les trois capteurs donnent la position angulaire, la vitesse angulaire et l'accélération. Une stratégie de commande avec observateur est implantée. En cas de défaillance, trois stratégies sont préprogrammées pour utiliser seulement un capteur et deux signaux estimés. La détection des défaillances est testée selon quatre méthodes de bris, soit un signal du capteur chutant à zéro, un signal saturant à la valeur maximale, un signal qui fige et un capteur qui dérive tranquillement. Les fautes matérielles sont détectées à l'aide des dérivées des signaux qui ne doivent pas dépasser un seuil maximal si le lanceur n'est pas en train de faire une manœuvre.

2.3.6 Étages supérieurs

Les systèmes de commande des étages supérieurs doivent stabiliser le lanceur lors des phases propulsées, des phases de dérive et également lors de l'injection de la charge utile. Dépendant de la phase, l'asservissement des étages supérieurs est effectué à l'aide d'une tuyère orientable

ou de propulseurs d'appoint.

L'article de Sun et al. (2010) décrit les stratégies de commande de l'étage supérieur du lanceur coréen KSLV-I. Une tuyère orientable est employée lors de la phase propulsée et des propulseurs à gaz froid à l'azote pour la phase de dérive et le roulis. Un régulateur PID, avec des filtres passe-bas pour enlever la résonance des hautes fréquences provenant de la flexion, est utilisé pour commander la tuyère. Une bascule de Schmidt est utilisée pour commander les propulseurs d'appoint. Pour ne pas allumer les propulseurs inutilement, la stratégie de la zone morte est employée. Aussi, les temps d'extinction et d'allumage des moteurs sont pris en compte dans l'asservissement. L'ordinateur de vol utilise des quaternions pour enlever les singularités en position angulaire. Le régulateur PID et celui à bascule de Schmidt fonctionnent tous les deux à 100 Hz.

L'article de Leite Filho (2003) explique la technique envisagée pour pointer le dernier étage du lanceur brésilien VLS. L'asservissement de l'attitude du lanceur s'effectue à l'aide de huit propulseurs « marche-arrêt » à gaz froid. La stratégie de commande, pour pointer le dernier étage avant son allumage, s'accomplit en quatre étapes. La première a comme objectif de rendre les vitesses angulaires nulles. Elle s'effectue avec un bloc de logique commutative avec zone morte, et ce, sur chacun des axes. La deuxième étape ajuste le roulis pour que les propulseurs de tangage et lacet soient respectivement aux bons endroits. Cet ajustement s'effectue à l'aide d'un régulateur optimal sur le roulis. La troisième étape ajuste le tangage et le lacet séparément avec des régulateurs proportionnels. La dernière étape maintient l'attitude désirée jusqu'à l'allumage du moteur. Dans cette étape, l'utilisation de trois régulateurs proportionnels avec filtre et zone morte est préférée pour commander l'attitude. Une simulation MATLAB® et une autre avec matériel dans la boucle sont faites pour valider la stratégie de commande.

2.3.7 L'intelligence computationnelle pour l'asservissement d'un lanceur

Les méthodes d'asservissement sont généralement conçues avec des ajustements de poids ou de gains. La plupart du temps, ces ajustements sont faits par un humain de manière subjective. La machine, quant à elle, peut fournir un environnement pratique et automatique pour trouver une solution mieux adaptée. L'intelligence computationnelle est composée principalement de la logique floue, des réseaux de neurones et des algorithmes évolutifs. Pour l'asservissement des lanceurs, ces méthodes sont exclusivement des méthodes hors lignes. Des méthodes en lignes sont par contre implantées et testées sur des simulateurs. Ces méthodes peuvent garantir la stabilité mais elles ne mesurent pas la robustesse des solutions qu'elles apportent. Elles peuvent tout de même être intéressantes à titre de comparaison et de simplicité d'implantation. Quelques articles utilisant l'intelligence computationnelle sont présentés ci-dessous.

L'article de Ramos et Alazard (2009b) utilise l'intelligence computationnelle pour ajuster les gains d'un régulateur faisant appel à un observateur. Par le principe de séparation de l'esti-

mation et du contrôle, n'importe quel régulateur peut être ramené sous une forme utilisant les états de l'observateur comme rétroaction pour le régulateur. Les états peuvent être ramenés à des variables physiquement significatives. La paramétrisation de Youla permet d'augmenter ou de réduire l'ordre des régulateurs. La méthode proposée convient parfaitement à la structure H_∞ et μ -synthèse. Le bloc d'intelligence computationnelle, dans Ramos et Alazard, est composé de logique floue, d'algorithme génétique et des méthodes usuelles pour quantifier la robustesse et les performances du système. Un avantage important, provenant de l'utilisation d'un régulateur couplé avec un observateur, est que les signaux sont déjà disponibles pour l'implantation de la détection et l'isolation de fautes.

Un algorithme en ligne à base de logique floue et d'un régulateur PD est testé dans l'article d'Amato et al. (2002). L'avantage est que la modélisation du système n'est pas nécessaire, seulement une idée de son fonctionnement est requise. Une technique de logique floue couplée avec de la commande optimale est décrite dans l'article de Mohanlal et al. (2002). Cette méthode est appelée « Exact Fuzzy Modeling ». La stabilité en boucle fermée est assurée analytiquement, sur un modèle à corps rigide, contrairement à une approche par séquençement de gains.

Ansari et al. (2012) utilisent un algorithme d'optimisation génétique pour le calcul de trajectoire hors ligne et une loi de commande basée sur la logique floue adaptative intégrant le principe de Lyapunov. La routine d'optimisation pour générer la trajectoire de référence prend en compte un angle d'attaque maximal de 6° , ainsi que des contraintes de charges axiales et latérales de 12 g et 1,5 g respectivement. Des essais sont effectués sur un simulateur à corps rigide à six ddl sous MATLAB® / Simulink®. Les performances obtenues avec le régulateur à base de logique floue adaptative directe sont intéressantes, la consigne en tangage est suivie presque parfaitement. Les perturbations suivantes sont appliquées : un désalignement des tuyères, un vent allant jusqu'à 60,96 m/s, une poussée variant de 2 % et une différence sur le coefficient de trainée de 20 %.

Des méthodes d'asservissement évolutives ont également été essayées en simulation pour commander l'attitude des lanceurs. Mehrabian et al. (2006) abordent la commande d'attitude avec l'approche BELBIC (« Brain Emotional Learning Based Intelligent Controller »). En simulation, cet algorithme obtient de bonnes performances.

Darestani et al. (2011) testent également l'approche BELBIC. Ils effectuent des tests avec matériel dans la boucle. Une tuyère orientable comprenant une servovalve électrohydraulique est utilisée. La comparaison entre un régulateur PID, un régulateur basé sur la logique floue et un régulateur BELBIC est effectuée. Le régulateur BELBIC obtient les meilleures performances avec la commande la plus douce. La flexion n'est pas prise en compte, mais des perturbations de vent établies selon le modèle de rafales de Von Karman sont appliquées aux simulations.

Bien que la robustesse d'un système uniquement adaptatif est un avantage très attirant, la

perception commune est que le système de commande qui augmente les éléments de la rétroaction linéaire classique avec des réseaux adaptatifs est plus susceptible de gagner l'acceptation rapide au sein de la communauté aéronautique, qu'une solution basée seulement sur l'intelligence computationnelle. L'article de LeFevre et Jha (2011) examine une solution hybride qui utilise un régulateur PI couplé avec un réseau de neurones. L'étude s'effectue sur un simulateur fourni par la NASA Ames Research Center qui inclut la flexion, l'interaction entre le déplacement de la tuyère et du lanceur et le ballonnement des ergols. Le régulateur utilisé à des fins de comparaison est un régulateur PID, avec séquençement de gains, effectuant une rétroaction sur les angles d'Euler. La stratégie hybride utilise un régulateur PI en rétroaction avec la vitesse angulaire et un réseau de neurones utilisant l'accélération angulaire comme signal de rétroaction. Les deux stratégies utilisent un filtre coupe-bande avec un filtre coupe-bas pour filtrer la flexion. Les performances de la stratégie hybride sont un peu meilleures lors des vols nominaux, par contre elles sont grandement supérieures lorsqu'une réduction de 10 % est appliquée sur la poussée. À l'aide de ces tests, LeFevre et Jha concluent que la solution hybride adaptative est plus robuste que celle avec un simple régulateur PID.

2.4 Vols réels

Il est intéressant de connaître les méthodes utilisées sur des lanceurs réels qui ont atteint l'orbite d'injection prévue et aussi sur ceux qui n'y sont pas parvenus. Dans cette section, les différents renseignements sur l'asservissement des lanceurs existants sont exposés. Ils proviennent des articles montrés à la figure 2.5.

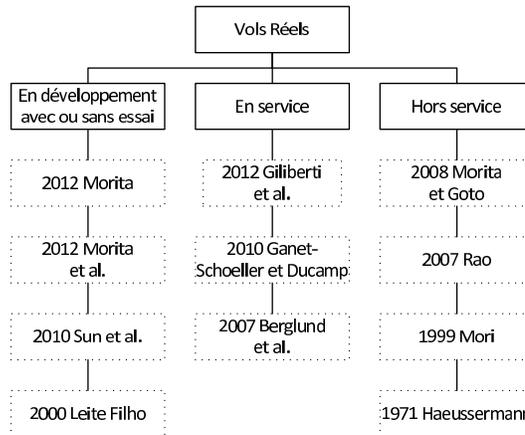


FIGURE 2.5: Organigramme des articles portant sur les vols réels

Haeussermann (1971) explique le fonctionnement du GNC du lanceur Saturn. Le système de guidage, pour les deuxième et troisième étages, utilise un algorithme d'optimisation itératif qui fournit la trajectoire au système de contrôle. Cet algorithme fonctionne à une fréquence de 0,5 Hz. Pour le premier étage, la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle est utilisée comme

stratégie de guidage. L'asservissement de l'attitude prend en compte la dynamique du corps rigide avec ses caractéristiques flexibles et le ballonnement des ergols. Toutes ces dynamiques sont couplées entre elles. La dynamique rigide est la plus lente, suivie du ballonnement des ergols et des différents modes de flexion. La stratégie de commande n'amortit pas le ballonnement des ergols. L'amortissement est effectué avec des déflecteurs dans les réservoirs. Le système de contrôle s'assure seulement de ne pas exciter le ballonnement des ergols. Ce système de contrôle fonctionne à une fréquence de 25 Hz. L'article discute également des méthodes de simulation. Un ordinateur hybride, numérique et analogique, est utilisé pour les simulations avec quatre modes de flexion et deux modes de ballonnement des ergols. L'article couvre également le fonctionnement détaillé de la centrale inertielle, des gyroscopes, de l'ordinateur de vol et de l'ordinateur de contrôle d'attitude.

L'article de Mori (1999) est basé sur les vols des lanceurs japonais H-I. La trajectoire de vol est adaptée en fonction de la saison des vents au site de lancement. Huit à douze secondes après le décollage, la manœuvre d'inclinaison s'effectue avec un taux de tangage constant. Pour la suite du lancement, les commandes de taux de tangage sont données par une série d'échelons. L'article mentionne aussi des méthodes utilisées pour atténuer l'effet « pogo » sur le lanceur flexible à ergols liquides. Les capteurs utilisés pour l'asservissement de l'attitude des lanceurs japonais H-I sont des gyroscopes, des gyromètres et des accéléromètres. Des compensations sur les accéléromètres sont utilisées seulement lors de conditions de vol inattendues.

Leite Filho (2000) décrit la structure fonctionnelle du système de contrôle du lanceur brésilien VLS. Ce lanceur est composé de quatre étages avec des moteurs à propergol solide brûlant chacun environ soixante secondes. Les trois premiers étages ont chacun une tuyère orientable, tandis que le dernier étage doit être orienté avant l'allumage de son moteur. Le premier étage est constitué de quatre propulseurs à propergol solide (« booster ») placé autour du deuxième étage. Le moteur du deuxième étage, au centre du premier étage, s'allume quinze secondes avant l'extinction des moteurs du premier étage. Le troisième étage est muni de propulseurs latéraux à ergols liquides pour asservir le roulis du deuxième et du troisième étages. Le quatrième étage utilise des propulseurs d'appoint à gaz froid pour asservir le roulis.

L'article de Leite Filho (2000) expose le séquençage des différents algorithmes s'exécutant sur l'ordinateur de vol pendant le lancement. L'approche GNC habituelle, décrite à la section 1.2, est utilisée. Les angles d'Euler sont employés sur l'ordinateur de vol qui est situé sur l'étage supérieur. Une approche découplée est appliquée avec trois régulateurs SISO PID (tangage, lacet et roulis). L'ajustement des gains sur ces trois régulateurs PID s'effectue aux changements d'étages. Des filtres coupe-bande, sur les vitesses angulaires, sont utilisés pour éviter d'exciter et d'amplifier les modes flexibles. Le guidage est en boucle ouverte pour les deux premiers étages, il s'effectue au moyen d'une table de correspondance préprogrammée. L'algorithme de navigation fonctionne sur toute la durée du vol. Il fournit la position et la vitesse estimées du lanceur ainsi que sa position angulaire et sa vitesse angulaire. Le fonction-

nement du système de commande a été démontré lors du premier vol qui n'a pas atteint son orbite dû au mauvais fonctionnement d'un des quatre propulseurs du premier étage.

Le fonctionnement du guidage et du contrôle d'attitude du lanceur indien SLV-3 (« Satellite Launch Vehicle 3 ») est décrit dans Rao (2007). Il donne quelques réflexions sur le développement du premier lanceur indien. Ce lanceur a été lancé quatre fois, entre 1979 et 1983, avec deux lancements réussis. Il possède quatre étages, dont la propulsion à propergol solide ne dure pas plus de cinquante secondes par étage. Le guidage est en boucle ouverte sur les trois premiers étages. Il fournit une consigne en tangage au pilote analogique qui utilise les signaux de la centrale inertielle et d'un gyroscope pour obtenir respectivement une position angulaire et une vitesse angulaire. L'ordinateur de vol et les capteurs sont situés dans le haut du troisième étage. Le premier étage utilise des surfaces de contrôle pour manœuvrer le lanceur lorsqu'il a atteint une certaine vitesse. Une tuyère orientable est également utilisée sur cet étage et sert de système de commande d'attitude secondaire, il est indispensable au décollage. Les deuxième et troisième étages utilisent respectivement huit propulseurs d'appoint à diergol et à monergol pour commander l'attitude du lanceur pendant la phase de poussée et huit autres plus faibles pour la phase de dérive. L'attitude du dernier étage n'est pas asservie. Le dernier étage obtient une vitesse de roulis significative à l'aide des moteurs de roulis placés entre les deux étages, ce qui aide à le stabiliser.

L'article de Morita et Goto (2008) donne une vue d'ensemble de l'évolution de la commande robuste de l'attitude du deuxième étage du lanceur japonais M-V. Ce lanceur est capable de mettre deux tonnes en orbite basse. Le deuxième étage est équipé d'actionneurs électromécaniques alimentés par des batteries lithium-aluminium. Les deux premiers vols ont utilisé la théorie du H_∞ , tandis que les quatre suivants celle de la μ -synthèse. La synthèse H_∞ permet de régler la stabilité robuste, tandis que la μ -synthèse effectue en plus un réglage sur des performances robustes à la conception. Le déplacement de la tuyère est modélisé par un système d'ordre six. Les capteurs de vitesse angulaire et de position angulaire, situés sur le troisième étage, sont d'ordre trois. Seulement les cinq premiers modes de flexion sont pris en compte dans l'analyse. La dynamique du lanceur est représentée par un modèle d'ordre 25. Avec la μ -synthèse, le régulateur serait d'ordre 28, mais il est réduit à six pour fonctionner sur l'ordinateur de vol.

Une nouvelle génération de lanceur japonais à propulsion solide est maintenant fonctionnelle. Epsilon, un petit lanceur capable de mettre 450 kg en orbite héliosynchrone a effectué son vol inaugural en septembre 2013. Il fait partie d'un plan d'évolution continu pour les petits lanceurs japonais. L'article de Morita et al. (2012) décrit la phase finale du développement d'Epsilon, ainsi que le plan d'évolution du lanceur. Ils sont en train de mettre au point une technologie qui automatisera une majorité des validations et des inspections requises lors de la préparation d'un lanceur. Avec ce type de système, ils espèrent être en mesure d'effectuer un lancement seulement six jours après la mise en place du premier étage. Un de leurs objectifs,

d'ici 2017, est de rendre le lanceur complètement autonome, il n'aurait plus besoin de radar de poursuite, de système de commande au sol et d'un ordinateur qui évalue les distances de sécurité à respecter sans quoi le lanceur est détruit. Le coût total de développement est de 240 millions US et celui du premier lanceur, de 40 millions. Ce faible coût a été possible grâce aux installations déjà existantes, en réutilisant le moteur du premier étage du lanceur M-V, en se basant également sur l'avionique de ce lanceur et sur l'expertise d'autres lanceurs japonais.

L'article de Morita (2012) décrit la commande robuste du lanceur Epsilon et l'évolution du guidage entre ce lanceur et l'ancien lanceur japonais M-V. Le but du nouveau lanceur est de révolutionner le système de lancement pour le rendre efficace. La clé de ce succès passe par les systèmes d'avioniques, ils sont conçus pour être autonomes en effectuant les tests de validations au sol et en prenant toutes les décisions en vol. Les deux premiers étages sont stabilisés en attitude sur les trois axes. Pendant les phases de poussée, le tangage et le lacet sont asservis avec une tuyère orientable et le roulis avec des RCS. Pendant les phases de dérive, les trois axes sont stabilisés avec les RCS. Le servomoteur du premier étage est alimenté à l'aide d'une batterie thermique à haute puissance et celui du deuxième étage avec une intégration de batteries commerciales au lithium. Les RCS du premier étage utilisent un générateur de gaz à propergol solide, tandis que ceux du deuxième étage fonctionnent à l'hydrazine. Contrairement au lanceur M-V, le troisième étage est seulement stabilisé gyroscopiquement. Pour pallier aux erreurs d'orbite causées par cette stabilisation par rotation, un petit étage supérieur optionnel peut être ajouté. Cet étage sera propulsé par des moteurs à l'hydrazine. Une structure pour diminuer la vibration subite par la charge utile a également été développée. Ce module diminue les fréquences d'oscillation de la flexion ce qui amène le premier mode de flexion à 4 Hz et la bande passante de la loi de commande à 0,5 Hz. Ceci amène un nouveau défi pour la stratégie de commande qui est basée sur la μ -synthèse. Une discussion est également faite sur la loi de guidage utilisée pour Epsilon, le dernier étage utilise une stratégie qui a fait ses preuves pour le véhicule HTV de ravitaillement pour la station spatiale internationale.

Sun et al. (2010) présente des résultats du premier vol du lanceur KSLV-I, un lanceur coréen capable de mettre 100 kg sur une orbite basse. Ce lanceur est composé de deux étages. Le premier utilise un moteur à ergols liquides, tandis que le deuxième possède un moteur à propergol solide et douze propulseurs d'appoint fonctionnant à l'azote. L'angle de déflexion maximal de la tuyère du deuxième étage est de 3° dans les deux axes. La régulation de la tuyère orientable s'effectue avec un régulateur PID et des filtres coupe-bande pour ne pas exciter les modes de flexion. Le système de guidage commande une position angulaire et le système de contrôle utilise la position angulaire et la vitesse angulaire comme signaux de rétroaction. Les propulseurs à gaz froid sont commandés avec un régulateur de type bascule de Schmitt. Ceci permet d'allumer et d'éteindre indépendamment chacun des propulseurs d'appoint. Les données du lancement du lanceur KSLV-I sont montrées dans l'article de Sun. Seulement la moitié de la coiffe a été éjectée lors de ce vol. Le système de commande d'attitude du deuxième

étage a bien réagi en combattant le moment produit par la moitié de coiffe restante, et ce, jusqu'à épuisement du carburant.

Le lanceur VEGA a fait son vol inaugural en février 2012. L'article de Giliberti et al. (2012) présente un aperçu technique et programmatique des avancements au cours de la dernière année avec un accent particulier sur la propulsion à propergol solide. Les trois premiers étages de VEGA sont constitués de moteur à propergol solide monolithique nommé P80 (1^{er} étage), Zefiro 23 (2^e étage) et Zefiro 9 (3^e étage). La propulsion du quatrième étage AVUM est composée d'une propulsion liquide à deux ergols hypergolique (NTO/UDMH) et de réacteurs d'appoint à l'hydrazine. Les moteurs P80 et Zefiro 23 ont donné une poussée très similaire à celle prévue, tandis que le moteur Zefiro 9 a obtenu une poussée plus faible, mais plus longue que celle prévue. Dans son ensemble, les systèmes de propulsion de VEGA ont fonctionné efficacement lors du vol de qualification.

Dans l'article de Ganet-Schoeller et Ducamp (2010), il est divulgué que le lanceur VEGA utilisera une stratégie de commande robuste modale à séquençement de gains. Pour Ariane 5, un séquençement de gains LQG avec un régulateur H_∞ est employé. L'article de Berglund et al. (2007) résume l'étude et les simulations effectuées sur le ballottement des ergols du deuxième étage du lanceur Delta IV, qui est décrit à la section 2.3.3.

2.5 Simulation et matériel dans la boucle

Aujourd'hui, les simulations avec matériel dans la boucle sont un processus inévitable dans l'industrie aéronautique. Le développement d'un lanceur n'échappe pas aux essais avec matériel dans la boucle. Ceci permet de valider le fonctionnement des différentes composantes et l'impact qu'ils ont sur le déroulement du lancement. Les essais avec matériel dans la boucle représentent un examen complet des signaux circulant entre l'avionique et les actionneurs. Les deux principales catégories de composantes à tester dans une boucle avec matériel sont les composantes électroniques, par exemple l'avionique, et celles de nature plus mécanique, telle que les tuyères orientables. La méthodologie de simulation par ordinateur comprend la conception, la validation, les simulations statistiques telles Monte Carlo et pour finir les essais avec matériel dans la boucle. Les étapes de conception d'une simulation avec matériel dans la boucle sont expliquées dans la section courante. Également, une description du système mis en place pour faire des simulations avec matériel dans la boucle sur l'avionique du lanceur Ares I est exposée. L'analyse détaillée de ce système est présentée puisqu'elle est bien structurée et moderne. La simulation utilise les dernières technologies en informatique, pour diviser son travail sur plusieurs ordinateurs et s'exécuter en temps réel. La figure 2.6 montre les différents articles portant sur la simulation avec matériel dans la boucle.

Les principales exigences d'une simulation avec matériel dans la boucle sont :

- une simulation complète en temps réel ;

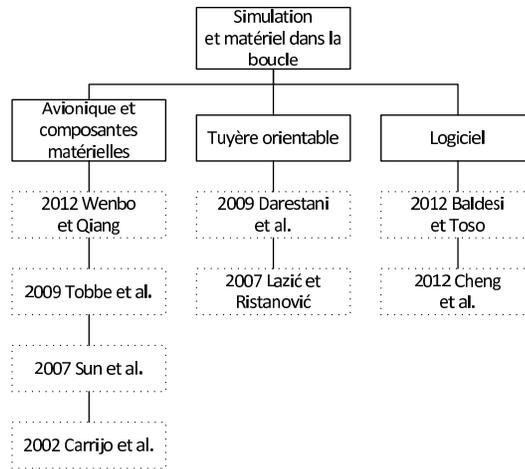


FIGURE 2.6: Organigramme des articles portant sur le matériel dans la boucle

- la présence des composantes matérielles telles que l’autopilote, les capteurs et les actionneurs ;
- un modèle mathématique suffisamment précis ;
- une répétabilité élevée.

Carrijo et al. (2002) exposent les différentes étapes à franchir pour mettre en place des tests avec matériel dans la boucle pour le lancement d’une fusée. Ce paragraphe discute du simulateur et des méthodes décrites dans l’article de Carrijo. La première étape est de faire une simulation complète sur ordinateur. Il faut prendre le soin de séparer en deux programmes distincts le code de l’ordinateur de vol et celui simulant la dynamique des autres composantes. Les autres composantes sont constituées, de la dynamique du lanceur, de celle des actionneurs et de celle des capteurs. La représentation mathématique de la dynamique de la fusée est la seule partie qui sera toujours simulée jusqu’au jour du lancement. Elle est complètement non linéaire et comprend la dynamique du corps rigide, les modes de flexion, le modèle de propulsion, le modèle de gravité et le modèle d’atmosphère. Les données utilisées proviennent : d’essais en soufflerie pour l’aérodynamique, de tests structuraux pour la flexion, et d’essais des moteurs pour la propulsion et les actionneurs. Les deux programmes doivent s’exécuter séparément. Ils ont donc besoin d’un moyen pour se synchroniser. La synchronisation des différentes composantes s’effectue à l’aide du standard MIL-STD-1553B. Le standard s’implante sur un bus de communication. Il est très répandu dans l’avionique de plusieurs véhicules. La deuxième étape est de remplacer le logiciel simulant l’ordinateur de vol par les composantes électroniques. Il faut évidemment faire une série de tests pour valider l’intégration de chacune des composantes. Les deux étapes suivantes sont : l’intégration séparée des actionneurs, des tuyères orientables, et des centrales inertielles sur des tables tournantes. La dernière étape est l’intégration de toutes les composantes matérielles. Lors des tests finaux, les vrais retards des systèmes en temps réel sont introduits. Il est possible de remarquer les effets causés par

ces retards par des résonances. Avec ces essais matériels, les ajustements finaux sur les différents algorithmes de contrôle sont effectués. Après tous ces tests, les fonctions du GNC sont certifiées prêtes pour le vol.

Wenbo et Qiang (2012) décrivent une simulation avec matériel dans la boucle conçue pour valider l'électronique de vol, ainsi que le fonctionnement du GNC. Le simulateur DSPACE simule la dynamique du véhicule. Ce simulateur reçoit des signaux de commande de la poussée et des ailerons en provenance de l'ordinateur de vol. Le simulateur fournit les vitesses angulaires à une table tournante où est installé la centrale inertielle et des signaux simulant les accéléromètres. Il est montré dans cet article qu'il est avantageux de faire fonctionner l'ordinateur de vol dans un repère inertiel et non dans un repère relatif au site de lancement. Leurs tests montrent un asservissement fonctionnel sur l'angle d'attaque, et ce, sans perturbation.

L'environnement temps réel pour la modélisation, l'intégration et la simulation d'Ares I nommé ARTEMIS (« Ares Real-Time Environment for Modeling, Integration, and Simulation ») a été développé pour le laboratoire d'intégration des systèmes au centre de vol spatial Marshall. Ce laboratoire a comme principales fonctions de tester et certifier l'avionique et de s'assurer qu'il soit prêt pour le vol. Les composantes de l'avionique sont testées à l'aide de simulations avec matériel dans la boucle. Tobbe et al. (2009) décrivent le logiciel ARTEMIS qui permet de simuler le lancement du lanceur Ares I pour vérifier le bon fonctionnement et l'intégration des différentes composantes de l'avionique. Pour qu'ARTEMIS fonctionne en temps réel, il doit utiliser plusieurs ordinateurs qui ont chacun entre huit et seize processeurs. ARTEMIS ne simule pas seulement le lanceur, mais aussi toutes ses composantes individuelles après leurs séparations. Ceci permet par exemple de prédire où le premier étage va retomber. La majorité du code d'ARTEMIS est écrit en C. Il est construit avec une approche modulaire. Ceci lui permet de diviser ses tâches et de s'exécuter sur plusieurs ordinateurs en parallèle. Les blocs se divisent en trois catégories : le coeur qui exécute les équations dynamiques ; les sous-systèmes qui ne peuvent être testés en temps réel, tels les moteurs ; ainsi que les capteurs et les composantes de l'avionique qui sont connectés ou émulés. Ces trois catégories sont détaillées aux trois paragraphes suivants.

Le coeur de la simulation est basé sur les équations dynamiques du corps rigide et flexible avec les ergols et de son environnement qui est constitué de l'atmosphère et de la gravité. Ces modèles sont nécessaires pour simuler la trajectoire, les forces et les moments externes du lanceur. La masse, le ballonnement des ergols et les propriétés de la flexion du corps varient de manière significative durant le vol. Le modèle de flexion initial comporte 50 000 ddl, il peut cependant être réduit à environ 500 ddl tout en restant valide. L'atmosphère est représentée par le « 1976 U.S. Standard Atmosphere model » ou le « Global Reference Atmospheric Model » (GRAM2007). Deux méthodes sont disponibles pour calculées les forces aérodynamiques. Un des deux modèle utilise des tableaux de coefficients qui sont fonction de plusieurs variables telles que le nombre de Mach, de l'altitude et de l'angle d'attaque. L'autre modèle

aérodynamique utilise plusieurs points sur le lanceur pour calculer les forces et moments aérodynamiques. Trois modèles de gravité sont disponibles : le modèle de gravité képlérien, un modèle d'ordre quatre et le modèle provenant de GRACE qui a 200 ddl.

La qualité du simulateur dépend de la fidélité avec laquelle les sous-systèmes sont modélisés. Les sous-systèmes ne peuvent pas être testés avec la simulation temps réel ARTEMIS. Par contre, il est possible de valider les modèles avec des tests physiques tels que la poussée générée par la combustion des moteurs. Les sous-systèmes indiquant l'orientation et le déplacement du lanceur sont constitués d'une centrale inertielle et de plusieurs gyromètres positionnés à différents endroits, ce qui permet de compenser les effets de la flexion. Le modèle du système de propulsion principale reproduit même l'effet des ergols circulant dans les conduites. Les actionneurs des tuyères orientables sont modélisés avec différents niveaux de fidélité : idéal, modèle du deuxième ordre et un autre à haute fidélité. La séparation des étages, le système de contrôle du roulis et les moteurs des vérins font aussi parties des sous-systèmes modélisés.

Les différentes composantes de l'avionique d'Ares I communiquent entre elles avec des protocoles tels que MIL-STD-1553B, Gigabit Ethernet et des signaux analogiques. ARTEMIS est capable de communiquer directement avec du matériel utilisant ces protocoles et d'enregistrer des données avec ceux-ci. L'émulation de chacune des composantes de l'avionique permet de lancer des simulations sans aucune composante matérielle. Les principales composantes de l'avionique sont l'ordinateur de vol, l'ordinateur de commande et de communication, la centrale inertielle, l'électronique de contrôle des tuyères orientables et l'électronique du propulseur de l'étage supérieur.

Un sous-système important à mettre à l'épreuve avant le vol réel, est l'asservissement des tuyères orientables. Tel que décrit dans la section 2.1.1, Lazić et Ristanović (2007) ont développé un banc de tests à deux tuyères orientables. L'article de Darestani et al. (2009) explique le développement d'un laboratoire d'essais avec matériel dans la boucle. Ce laboratoire est utilisé pour tester un système de tuyère orientable seulement dans le plan de tangage. Le système est divisé en trois parties : l'actionneur hydraulique, une carte d'acquisition et un simulateur à six ddl s'exécutant sous Simulink[®]. Le coeur du simulateur utilise les quaternions. L'actionneur est géré par un régulateur PID, dont les gains ont préalablement été testés en mode hors ligne. Les gains du régulateur PID sont sélectionnés à l'aide de la méthode de Ziegler-Nichols. La technique d'identification adaptative utilisée est le « Extended Least Square ». Les résultats qu'ils obtiennent leur permettent de valider la conception et l'asservissement de la tuyère orientable.

Sun et al. (2007) effectuent des tests avec matériel dans la boucle sur le système de commande d'attitude de l'étage supérieur du KSLV-1. Le matériel testé est la tuyère orientable de l'étage supérieur, les propulseurs d'appoint et un module qui simule les mouvements de l'étage qui sont interprétés par les capteurs. Ces tests permettent de valider le système de contrôle d'attitude

pour la phase de dérive et la phase de poussée. Les résultats des simulations de vol sont présentés pour les cas nominaux et des cas perturbés. Des perturbations sont appliquées sur les propulseurs à gaz froid et les tuyères orientables.

Puisque le lanceur est la base de toutes missions spatiales et qu'il est probablement la partie la plus compliquée, une vérification rigoureuse de tous les systèmes doit être effectuée pendant les phases de développement et d'avant vol. Cheng et al. (2012) décrivent l'architecture logicielle nécessaire pour assurer la communication et le traitement de données provenant des essais au sol du lanceur. Le système de contrôle du lanceur effectue une série de tâches clés lors du vol tels que : l'allumage, le décollage, la séparation des étages et le GNC sont des commandes de vol essentielles pour assurer la précision de l'orbite d'injection. Les tests au sol du système d'avionique sont donc très importants. Deux moyens de commander les systèmes sont nécessaires, un système proche du lanceur et un commandé à distance. Quatre types de signal doivent être captés et transférés aux deux systèmes. L'acquisition de signaux analogiques est effectuée au moyen de carte de conversion analogique vers numérique. Un autre type d'acquisition est de compter le nombre d'impulsions sur un signal, ceci est effectué à l'aide de cartes FPGA (« Field Programmable Gate Array »). Un autre type de signal est de type binaire, son acquisition est effectuée par les mêmes cartes FPGA que le type précédent. Les derniers types de signaux sont les commandes pour les éléments pyrotechniques ou des relais à bord du lanceur. Lors de l'écriture de cet article, le système était opérationnel et capable de traiter plus de 700 signaux, tout en les enregistrant, les affichant et les analysant pour la prise de décision en temps réel.

Pour n'importe quel engin spatial, avant d'entreprendre des simulations avec matériel dans la boucle, il faut s'assurer de la validité du concept proposé. Une analyse sérieuse doit tenir compte de l'aspect multicorps du système. Ceci permet d'analyser le décollage, la séparation des étages, le déplacement des tuyères, les points de retombée des étages inférieurs et une multitude d'autres interactions entre différentes pièces du lanceur ou du satellite. Baldesi et Toso (2012) expliquent les avantages d'introduire la simulation multicorps comme un outil essentiel pour un programme spatial. Ce type de simulation permet une approche d'ingénierie plus cohérente pour la conception d'engins spatiaux. Le simulateur décrit dans l'article est basé sur le simulateur multicorps DCAP (« Dynamic and Control Analysis Package ») fourni par l'ASE. Ce simulateur permet d'intégrer avec les logiciels tels que NASTRAN, CATIA et MATLAB® / Simulink®. Ceci permet de reproduire avec le plus de détails possibles les sous-systèmes tels que : la structure, la configuration mécanique, l'aérodynamique, la propulsion et le GNC. Les méthodes de programmation utilisées pour ce simulateur permettent d'avoir un algorithme d'ordre n en évitant d'avoir à inverser la matrice globale des masses qui augmenterait l'ordre de l'algorithme à n^3 .

2.6 Guidage

Pour être en mesure d'atteindre une orbite précise, le système de contrôle doit suivre une trajectoire qui optimise la poussée et minimise les pertes d'énergie subies par le lanceur. Les pertes d'énergie proviennent principalement des forces gravitationnelle et aérodynamiques. La génération d'une trajectoire et le suivi de celle-ci sont assurés par le bloc guidage de la figure 1.1. Les articles cités, dans l'analyse qui suit, sont présentés sur l'organigramme de la figure 2.7.

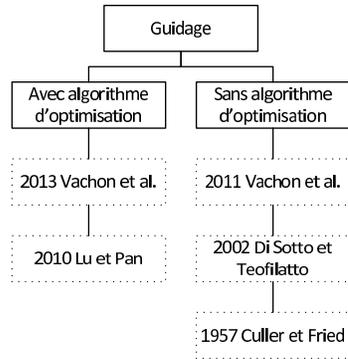


FIGURE 2.7: Organigramme des articles portant sur le guidage

La génération d'une trajectoire est habituellement abordée sous la forme d'un problème aux deux bouts. L'optimisation de la trajectoire peut se solutionner à l'aide de la théorie du Hamiltonien. Tout dépendant du niveau de précision requis, il est possible de s'approcher ou de s'éloigner d'une solution analytique. Pour un minimum de précision et de temps de calcul, l'article de Culler et Fried (1957) décrit une solution analytique en supposant plusieurs paramètres non linéaires constants. Pour un problème non linéaire tel que le guidage d'un lanceur en phase exoatmosphérique, l'obtention d'une solution incluant une phase de dérive telle que décrite dans Vachon et al. (2011) requiert 35 équations et 35 inconnus, et prend peu de temps à résoudre. La solution analytique de guidage proposé par Vachon et al. (2011) s'applique à des calculs de trajectoires, dits en lignes. Elle permet d'obtenir l'angle d'inclinaison de la trajectoire de vol et celui du cap, tandis que la solution de guidage de Culler et Fried (1957) donne seulement l'angle d'inclinaison, le cap étant considéré constant.

L'article de Vachon et al. (2013) introduit une formulation d'un problème d'optimisation qui définit la portion exoatmosphérique d'une trajectoire de lancement. Les équations de mouvement utilisées sont celles du pseudo-cinq degrés de liberté décrites dans Zipfel (2007). Cette optimisation prend beaucoup de temps à résoudre et s'applique aux calculs de trajectoire hors ligne.

L'optimisation de la trajectoire dans la phase atmosphérique est plus complexe, car les forces aérodynamiques doivent être prises en compte. Dans cette partie du vol, il est possible d'effec-

tuer le guidage en boucle ouverte ou fermée sans trop modifier la capacité de mise en orbite du lanceur. Les paragraphes suivants discutent des méthodes possibles pour définir une trajectoire atmosphérique.

Une trajectoire simple qui permet de minimiser les pertes d'énergie est celle générée par l'inclinaison gravitationnelle (« gravity turn »). Cette technique est la plus utilisée pour la phase endoatmosphérique. L'inclinaison gravitationnelle consiste à maintenir le vecteur poussée dans la même direction que le vecteur vitesse, ce qui revient à maintenir les angles d'attaque et de dérapage nuls. Pour un lancement vertical, cette manœuvre doit être déclenchée par un angle de virage initial (« kick angle » ou « kick-turn »). Dans l'ordre, les étapes de cette manœuvre sont : le lanceur s'élève verticalement au-dessus de la tour de lancement ; il prend le bon cap et effectue un virage avec un angle donné ; après un temps spécifié, la consigne d'angle d'attaque nul est activée. Une trajectoire de ce type dépend principalement de l'angle du virage initial et de sa vitesse au début de la manœuvre. Avec ce type de guidage, l'optimisation de la trajectoire de la phase endoatmosphérique s'effectue en modifiant le paramètre de l'angle du virage initial ou des temps d'attente.

Dans un problème d'optimisation, il est pratique de trouver une solution analytique, car celle-ci diminue grandement le temps de calcul. Pour obtenir une solution analytique au problème de trajectoire d'un lanceur, il faut considérer plusieurs paramètres qui varient dans le temps, comme étant constants. Ce type de solution est connue depuis les premiers lanceurs. Culler et Fried (1957) exposent une solution analytique au calcul des trajectoires à inclinaison gravitationnelle pour des lancements verticaux. En supposant la poussée, l'éjection de masse et la gravité constantes, il est possible d'avoir une solution analytique qui dépend uniquement de la poussée et de l'angle du virage initial. Il est tout de même nécessaire d'avoir recours à l'intégration numérique pour obtenir la trajectoire à suivre.

Aujourd'hui, le traitement des problèmes d'optimisation numérique à plusieurs paramètres non linéaires est possible grâce à la puissance de calcul des ordinateurs (hors ligne). Di Sotto et Teofilatto (2002) proposent une solution semi-analytique qui permet d'évaluer à 10 % près la charge utile qui peut être mise en orbite à l'aide de la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle. Cette solution donne une trajectoire complète qui est souvent utilisée comme trajectoire de départ dans un algorithme d'optimisation. La solution semi-analytique est une extension à la solution analytique de Culler et Fried (1957). La méthode semi-analytique permet de prendre en compte une poussée variant dans le temps et peut avoir des phases de dérive avec des temps prédéterminés. La méthode semi-analytique est basée sur la notion d'équilibre des variations de vitesse. Le changement total de vitesse nécessaire pour atteindre l'orbite visée à partir d'un site de lancement déterminé est calculable. La vitesse est augmentée par la poussée et diminuée par les forces aérodynamiques et gravitationnelles. Dans l'étude de Di Sotto et Teofilatto, le changement de vitesse causé par le désalignement de la poussée avec le vecteur vitesse est négligé, donc l'angle d'attaque total est considéré nul. La force gravitationnelle est supposée

diminuer au carré de la distance du lanceur par rapport au centre de masse de la Terre. Les pertes de vitesse causées par les forces aérodynamiques sont prises en compte seulement lors d'une deuxième itération. La deuxième itération est nécessaire, car les forces aérodynamiques sont grandement liées à la trajectoire du lanceur.

La question d'un algorithme de guidage en boucle ouverte ou fermée, est toujours d'actualité pour la partie atmosphérique du lancement. Le guidage en boucle ouverte consiste à optimiser une trajectoire hors ligne et l'implanter au moyen de tables de correspondance entre la position en tangage ou son taux de changement et le temps. Une stratégie de guidage en boucle fermée va recalculer la trajectoire à suivre plusieurs fois lors du vol. L'article de Lu et Pan (2010) compare des méthodes d'optimisation en boucle ouverte et fermée avec et sans contraintes aérodynamiques. La contrainte aérodynamique ajoutée est une valeur maximale sur l'angle d'attaque totale multipliée par la pression dynamique. Cet article et ses références donnent un survol de ce qui se fait actuellement au niveau du guidage atmosphérique.

2.7 Conclusion

La revue de littérature a permis de faire un survol des différentes problématiques à prendre en compte lors de la conception d'une loi de commande. Il est nécessaire d'avoir une vue d'ensemble des différents sous-systèmes impliqués dans l'asservissement du lanceur. Ce chapitre a couvert : les systèmes de propulsion, la dynamique du lanceur, les méthodes d'asservissement, les lanceurs déjà existants, les essais avec matériel dans la boucle, ainsi que des notions de base en guidage.

Bien connaître l'implication du choix des actionneurs sur les systèmes de contrôle d'attitude du lanceur est essentiel. Une tuyère orientable actionnée par des vérins électrohydrauliques, électromécaniques ou électrohydrostatiques aura différents impacts sur l'électronique à concevoir pour orienter les tuyères. Le système est plus compliqué pour des vérins électromécaniques et plus lourds pour des vérins électrohydrostatiques. Les propulseurs d'appoint sont essentiels pour asservir l'attitude du lanceur lors des phases de dérive, tandis que les propulseurs latéraux sont nécessaires pour asservir le roulis du premier étage ayant une seule tuyère.

Il faut prendre en compte la dynamique des différents éléments pouvant influencer l'attitude du lanceur pour l'asservir. Pour simplifier le problème, une modélisation du lanceur solide est souvent effectuée lors des premières analyses. Par la suite, il faut tenir compte du vent, de la flexion, du ballotement des ergols et des effets de la combustion du moteur sur l'attitude. Plus grande est la fiabilité des modèles et plus facile il sera de s'assurer de la fiabilité du système de contrôle.

Plusieurs méthodes d'asservissement ont été discutées, en passant par celles pour asservir les modèles à corps rigide, les modèles flexibles et le ballotement des ergols. Différentes techniques

sont discutées, du simple régulateur PID aux techniques robustes et LPV. La méthode LPV est une des méthodes de contrôle qui semble se distinguer des autres pour gérer la robustesse et la non linéarité du système en même temps. Lors de l'implantation des lois de commande, il faut penser aux détections et isolations des erreurs matérielles. L'utilisation de régulateurs couplés avec un observateur permet de faciliter la détection de fautes.

Dans le domaine des lanceurs, il n'est pas coutume de divulger les détails du fonctionnement et de l'implantation des différents sous-systèmes. Il est cependant possible d'obtenir les grandes lignes des choix de conception effectués pour certains lanceurs. La section 2.4 a couvert quelques lanceurs en service, hors service ou en développement.

En aérospatiale, les tests avec matériel dans la boucle sont indispensables, il faut vérifier les différentes composantes du lanceur. Les essais avec matériel dans la boucle représentent un examen complet des signaux circulant entre l'avionique et les actionneurs. Dépendant des besoins et du budget, des tests sont effectués simplement sur les tuyères orientables ou sur toutes les composantes.

La section 2.6 discute brièvement de la définition de trajectoire et du guidage. Le but premier est de comprendre la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle et la définition de trajectoire. Pour être en mesure d'optimiser la trajectoire, il faudrait pousser la recherche bibliographique dans cette direction.

Suite à cette recherche bibliographique, il est possible de proposer une méthode incrémentale pour asservir le lanceur proposé. Une modélisation du lanceur à corps rigide est effectuée. Des fonctions de transfert SISO sont obtenues de la modélisation. Une loi de commande est proposée et implantée sur le simulateur non linéaire du RDDC Valcartier. Une trajectoire est définie pour être en mesure de la suivre. Par la suite, les perturbations et la flexion sont prises en considération dans la loi de commande. C'est ce qui est effectué dans les chapitres suivants.

Chapitre 3

Modélisation

Pour être en mesure d'asservir l'attitude d'un lanceur, il faut connaître ou approximer sa dynamique. La plupart des procédés industriels sont identifiés en boucle ouverte ou fermée suite à leur construction. Dans le cas d'un lanceur, il faut absolument avoir des stratégies de commande fiables avant même qu'il soit construit. Il est donc impossible d'utiliser des techniques d'identification sur le vrai véhicule. Il faut construire un simulateur pour s'assurer de la fiabilité du système. Cette technique requiert la modélisation de la dynamique d'un lanceur lors du vol. Une approche pour construire un simulateur non linéaire est exposée dans le livre de Zipfel (2007). Le simulateur non linéaire fourni par RDDC Valcartier est basé sur ce livre. Le but de ce mémoire n'est pas d'illustrer le fonctionnement du simulateur, mais bien de contrôler le lanceur. Pour cette raison, plusieurs simplifications sont possibles afin d'obtenir une dynamique plus ou moins simplifiée du changement d'attitude d'un lanceur, qui est suffisante pour établir une loi de commande.

La représentation des forces agissant sur un lanceur est étroitement liée au repère utilisé. Dans la prochaine section, une description des principaux repères utilisés en astronautique est présentée. Ensuite, la définition des systèmes de coordonnées permet d'effectuer les calculs numériques des simulations. En effet, il y a une différence à faire entre un repère et un système de coordonnées. Un repère représente des objets physiques, tandis qu'un système de coordonnées est purement mathématique. Les points et les repères, malgré leur conception mathématique, sont considérés comme des objets physiques idéalisés qui existent indépendamment des observateurs et des systèmes de coordonnées. L'utilisation des tenseurs et des repères permet de modéliser la dynamique de vol sous forme d'équation invariante à l'aide des systèmes de coordonnées dépendantes du temps. Un système de coordonnées établit une association avec l'espace euclidien. Un système de coordonnées est constitué d'axes gradués, sans origine commune, qui fournissent une direction et une distance. À l'aide des repères et des systèmes de coordonnées, les lois de Newton et d'Euler sont utilisées pour écrire les équations différentielles. Par la suite, la linéarisation s'effectue avec le théorème de Taylor et l'écriture sous forme de fonction de transfert, s'accomplit à l'aide de la transformée de Laplace.

3.1 Repère

Les repères servent à représenter des d'objets physiques en l'occurrence la Terre ou le lanceur. Ils sont constitués d'une origine et de trois vecteurs orthonormés : \mathbf{x} , \mathbf{y} et \mathbf{z} . Avec un point de référence, les repères permettent de modéliser la position et le mouvement des engins spatiaux. Les repères principalement utilisés en astronautique sont : héliocentrique, géocentrique inertiel (J2000), Terre et corps.

3.1.1 Repère héliocentrique

Le repère héliocentrique, présenté à la figure 3.1, est principalement utilisé pour des voyages interplanétaires. Même si le lanceur étudié reste en orbite autour de la Terre, il est présenté à titre informatif et aide à comprendre le choix du repère inertiel. Ce repère a comme origine le centre gravitationnel du Soleil. Le vecteur \mathbf{x}^H pointe vers le point vernal Υ . Sa direction est définie, au premier jour du printemps, par une droite partant du centre de la Terre, qui traverse le centre du Soleil. Le vecteur \mathbf{y}^H est dans le plan de l'écliptique de la Terre, à 90° du vecteur \mathbf{x}^H calculé positivement dans la direction orbitale de la Terre. Le vecteur \mathbf{z}^H est normal au plan de l'écliptique et complète le repère orthonormal direct, comme illustré à la figure 3.1.

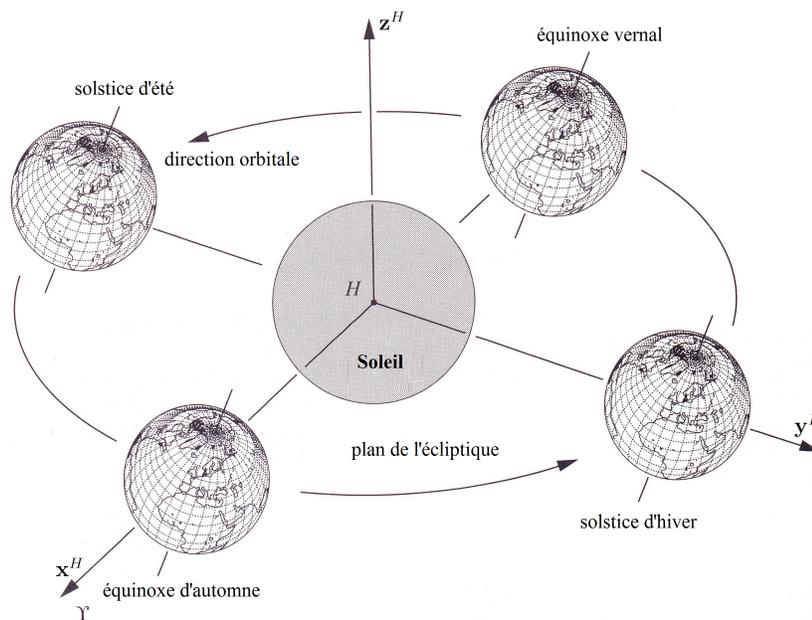


FIGURE 3.1: Repère héliocentrique (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.4 p.58)

3.1.2 Repère géocentrique inertiel

Pour modéliser ou simuler fidèlement le mouvement d'objets se déplaçant à grande vitesse sur Terre ou autour d'elle, il est nécessaire d'utiliser un repère inertiel. Le choix du repère inertiel est arbitraire, il dépend principalement du lieu, de la vitesse et de la précision désirée. Le repère utilisé est le repère géocentrique inertiel ou ECI (« Earth Centered Inertial »). Il a son origine au centre de la Terre. Le vecteur \mathbf{z}^I coïncide avec l'axe de rotation de la Terre.

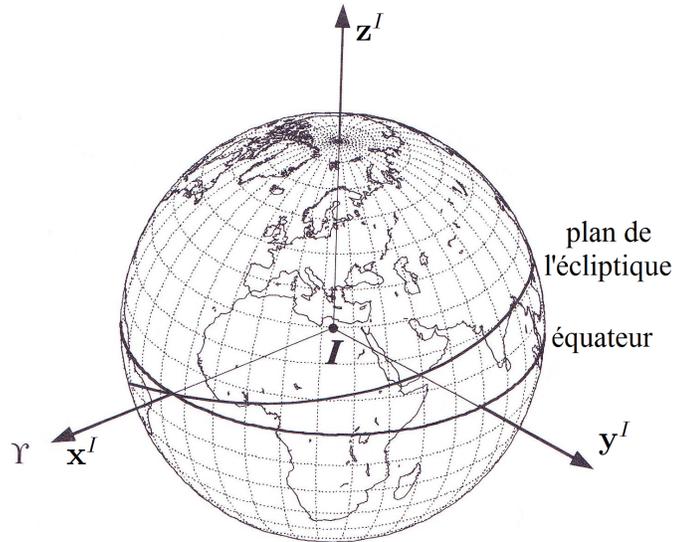


FIGURE 3.2: Repère géocentrique inertiel (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.5 p.59)

Tel que vu à la figure 3.2, les vecteurs \mathbf{x}^I et \mathbf{y}^I sont dans le plan équatorial. Le vecteur \mathbf{x}^I pointe vers le point vernal. Ce vecteur coïncide avec la rencontre du plan de l'écliptique et du plan équatorial. Le vecteur \mathbf{y}^I complète le repère orthonormal direct. Le plan équatorial, le plan de l'écliptique et l'axe de rotation de la Terre se déplacent avec le temps. Effectivement, la position exacte du plan équatorial n'est pas fixe. Sa position est perpendiculaire à l'axe de rotation de la Terre. Cet axe est relativement stable, mais il évolue au fil du temps. Pour que le repère géocentrique inertiel soit inertiel, il faut utiliser un temps fixe, qui est souvent le premier janvier 2000 à 11h58 UTC représenté par « J2000 ».

3.1.3 Repère Terre

Le repère Terre ou ECEF (« Earth Centered Earth Fixed ») a aussi son origine au centre de la Terre. Ce repère tourne avec la Terre, il est idéal pour localiser un emplacement sur Terre. Le vecteur \mathbf{z}^E est fusionné avec l'axe de rotation de la Terre et pointe vers le nord. Tel que vu à la figure 3.3, le vecteur \mathbf{x}^E traverse l'équateur au méridien de Greenwich qui passe par l'observatoire royal de Greenwich. Le vecteur \mathbf{y}^E complète le repère orthonormal direct.

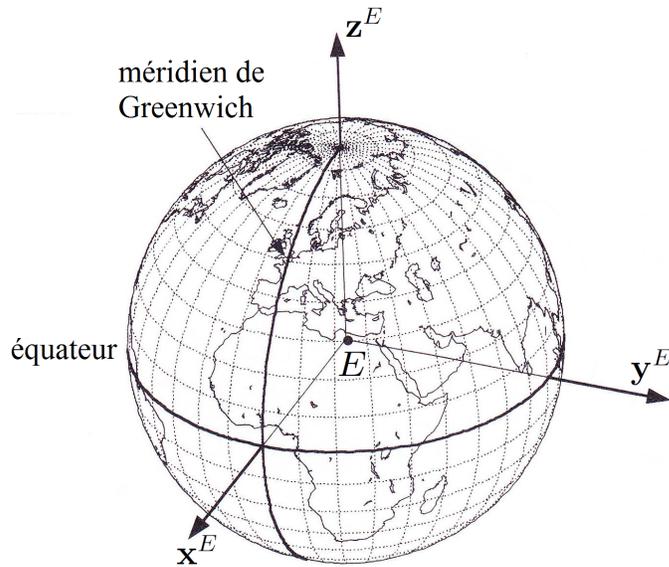


FIGURE 3.3: Repère Terre (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.6 p.60)

3.1.4 Repère corps

Le repère corps, ou lanceur pour ce projet, est présenté à la figure 3.4. Son origine est située au centre de masse du véhicule. Le vecteur \mathbf{x}^B pointe vers l'avant qui est le centre du nez de la fusée. Le vecteur \mathbf{y}^B pointe vers tribord. Le vecteur \mathbf{z}^B pointe vers le ventre de la fusée. Sur un lanceur axisymétrique, il est difficile de définir le ventre et tribord. Une méthode possible est d'imaginer le lanceur à l'horizontale avec un roulis nul et dont le vecteur \mathbf{z}^B pointe vers la Terre.

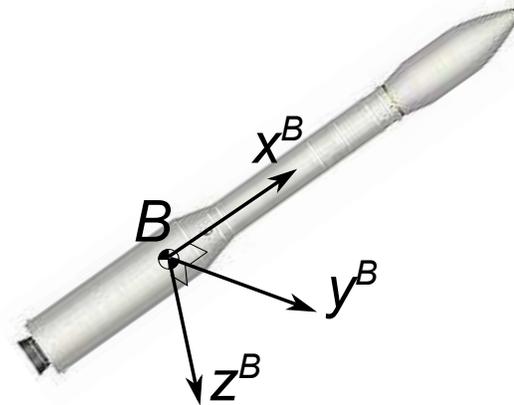


FIGURE 3.4: Repère corps

3.2 Système de coordonnées

Un système de coordonnées n'a aucune représentation physique, il est purement mathématique. Contrairement au repère, il ne possède pas d'origine. L'espace euclidien utilisé par les systèmes de coordonnées est défini par un espace vectoriel de dimensions finies utilisant les nombres réels. Cet espace est muni d'outils tel que le produit scalaire qui permet de mesurer des distances et des angles. Pour chacun des repères présentés à la section 3.1, il y a un système de coordonnées portant le même nom et ayant ses axes gradués confondus avec les vecteurs orthonormés du repère. Par convention, seulement les systèmes de coordonnées cartésiennes décrits par la règle de la main droite sont utilisés. À l'aide des matrices de transformation, il est possible de passer d'un système de coordonnées à un autre.

Cette section sert principalement à exposer les matrices de transformation entre les systèmes de coordonnées. Celles-ci seront utilisées lors de l'écriture des équations de la dynamique du mouvement de la section 3.3. La connaissance des systèmes de coordonnées est aussi utile pour l'implantation des régulateurs sur le simulateur et l'analyse des données recueillies lors des simulations. Il est pratique de présenter les systèmes de coordonnées en paires pour montrer les relations entre eux.

Pour débiter, un rappel sur les propriétés des matrices de transformation est présenté. La première comparaison s'effectue entre les systèmes de coordonnées héliocentriques et géocentriques inertiel. Ensuite, le système de coordonnées de la Terre est comparé au système de coordonnées géocentriques inertiel. Le système de coordonnées géocentriques, qui permet de se situer sur une Terre sphérique, est par la suite présenté. L'orientation du corps de la fusée en fonction du système de coordonnées géocentriques permet d'introduire les angles d'Euler. La différence entre une Terre sphérique et de forme ellipsoïdale est détaillée avec le système de coordonnées géographiques. La définition d'un système de coordonnées locales permet de faire abstraction de la forme de la Terre et de simplifier la représentation de l'attitude du lanceur. Dans le but d'introduire les forces aérodynamiques agissant sur le véhicule, les systèmes de coordonnées du vent et du vent aérobalistique sont également présentés. Le système de coordonnées de la tuyère permet de représenter les forces de poussée agissant sur le lanceur. Pour finir, le système de coordonnées de la trajectoire est présenté pour faire le lien entre le guidage et le contrôle.

3.2.1 Propriétés des matrices de transformation

Les propriétés des transformations matricielles entre systèmes de coordonnées cartésiennes rendent possibles les calculs numériques dans le système de coordonnées désiré. La conversion de l'axe \mathbf{x} du système de coordonnées géographiques vers le système de coordonnées de la Terre s'écrit :

$$[\mathbf{x}]^E = [\mathbf{T}]^{ED}[\mathbf{x}]^D \quad (3.1)$$

La matrice de transformation $[\mathbf{T}]^{ED}$ permet donc de passer de $]^D$ à $]^E$. De plus, pour préciser que la matrice de transformation $[\mathbf{T}]^{ED}$ est fonction de la latitude λ et de la longitude l , il faut écrire :

$$[\mathbf{x}]^E = [\mathbf{T}(\lambda, l)]^{ED} [\mathbf{x}]^D \quad (3.2)$$

Pour ne pas créer de mise à l'échelle, les matrices de transformation sont orthonormées. L'inverse d'une matrice de transformation est égal à sa transposée :

$$([\mathbf{T}]^{BG})^{-1} = [\overline{\mathbf{T}}]^{BG} \quad (3.3)$$

puisque'elle est orthonormée. La transposée de la matrice de transformation correspond à changer l'ordre de la transformation :

$$[\overline{\mathbf{T}}]^{BG} = [\mathbf{T}]^{GB} \quad (3.4)$$

Le déterminant d'une matrice de transformation doit être unitaire :

$$\|[\mathbf{T}]^{BG}\| = 1 \quad (3.5)$$

pour maintenir un système de coordonnées orthonormal direct. L'ordre de combinaison des matrices de transformation est important. Dans :

$$[\mathbf{T}]^{IB} = [\mathbf{T}]^{IE} [\mathbf{T}]^{EB} \quad (3.6)$$

les indices des matrices peuvent fusionner entre eux, comme c'est le cas dans l'égalité de l'équation (3.6), où le $]^E$ disparaît. Toutefois, la multiplication des matrices de transformation :

$$[\mathbf{T}]^{IB} \neq [\mathbf{T}]^{EB} [\mathbf{T}]^{IE} \quad (3.7)$$

n'est pas commutative. Les matrices de transformation sont aussi nommées « direction cosine matrix », car $\cos \angle(\mathbf{y}^B, \mathbf{x}^L) = t_{21}$ et ce, pour n'importe quel t_{ij} avec :

$$[\mathbf{T}]^{BL} = \begin{bmatrix} t_{11}^{BL} & t_{12}^{BL} & t_{13}^{BL} \\ t_{21}^{BL} & t_{22}^{BL} & t_{23}^{BL} \\ t_{31}^{BL} & t_{32}^{BL} & t_{33}^{BL} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Ceci permet de connaître les angles entre les axes des deux systèmes de coordonnées. La « direction cosine matrix » joue un rôle important dans la mécanique du vol. Les matrices de transformation peuvent remplacer les angles d'Euler ou les quaternions dans l'intégration des équations différentielles.

3.2.2 Systèmes de coordonnées héliocentriques et géocentriques inertiels

Les axes des systèmes de coordonnées héliocentriques et géocentriques inertiels sont confondus avec les vecteurs des repères héliocentriques (section 3.1.1) et géocentriques inertiels (section 3.1.2). Pour obtenir le système de coordonnées géocentriques inertiels à partir du système

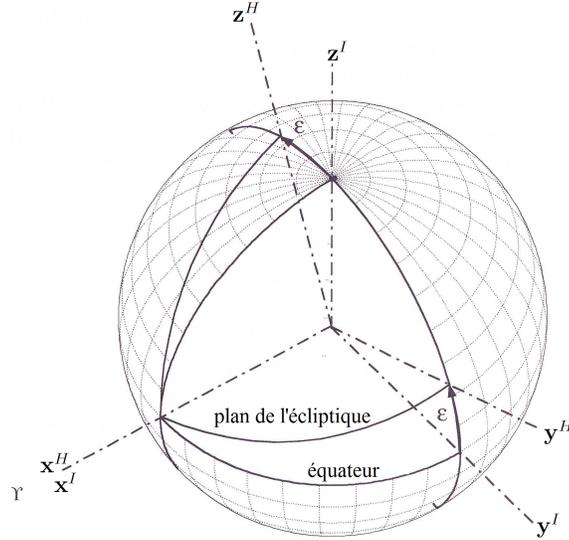


FIGURE 3.5: Systèmes de coordonnées héliocentriques et géocentriques inertiel (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.12 p.69)

de coordonnées héliocentriques, il faut faire une rotation du plan de l'écliptique de $-\epsilon$ autour de l'axe \mathbf{x}^H . Cette rotation s'exprime symboliquement par $]^I \leftarrow^{-\epsilon}]^H$. L'angle ϵ , sur la figure 3.5, représente l'obliquité écliptique ou l'angle d'inclinaison de la Terre. Il peut sembler étrange, sur la figure 3.5, de voir les axes du système de coordonnées héliocentriques partir du centre de la Terre. Il faut se rappeler que les systèmes de coordonnées n'ont pas d'origine. Ceci permet de placer les deux systèmes de coordonnées au centre de la Terre. Il est ainsi plus facile de visualiser et d'interpréter la signification des matrices de transformation. De plus, pour quelqu'un qui s'intéresse seulement à l'orientation d'un système de coordonnées par rapport à un autre, il n'est pas nécessaire de connaître la position d'un repère par rapport à l'autre. La matrice de transformation pour passer du système de coordonnées héliocentriques vers géocentriques inertiel est :

$$[\mathbf{T}]^{IH} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \epsilon & -\sin \epsilon \\ 0 & \sin \epsilon & \cos \epsilon \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

3.2.3 Systèmes de coordonnées de la Terre et géocentriques inertiel

Le système de coordonnées de la Terre suit la rotation de la Terre contrairement au système de coordonnées géocentriques inertiel qui est fixe dans l'espace. Il tourne donc autour de l'axe \mathbf{z}^I . L'angle entre \mathbf{x}^I et \mathbf{x}^E se nomme angle horaire de Greenwich (Ξ). Il est mesuré du méridien de l'équinoxe vernal jusqu'au méridien de Greenwich tel qu'illustré à la figure 3.6. Les deux axes \mathbf{x} se croisent à tous les jours sidéraux, environ 23 heures 56 minutes. La matrice

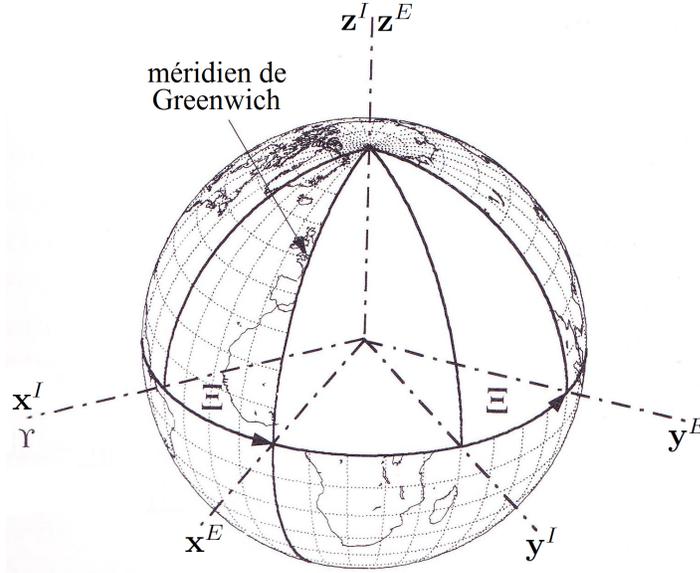


FIGURE 3.6: Systèmes de coordonnées géocentriques inertiel et de la Terre (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.14 p.71)

de transformation :

$$[\mathbf{T}]^{EI} = \begin{bmatrix} \cos \Xi & \sin \Xi & 0 \\ -\sin \Xi & \cos \Xi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

permet de passer du système de coordonnées géocentriques inertiel à celui de la Terre $]^E \xleftarrow{\Xi}]^I$.

3.2.4 Système de coordonnées géocentriques

Le système de coordonnées géocentriques $]^G$ permet de se situer sur une Terre sphérique. Il ne faut pas le confondre avec le système de coordonnées géocentriques inertiel. Son axe \mathbf{x}^G pointe vers le nord, l'axe \mathbf{y}^G vers l'est et l'axe \mathbf{z}^G vers le centre de la Terre. La longitude l sert à se positionner d'est en ouest. Elle est calculée du méridien de Greenwich positivement vers l'est et prend des valeurs allant jusqu'à $\pm 180^\circ$. La latitude géocentrique λ_c est mesurée de 0° à l'équateur jusqu'à 90° au pôle Nord et -90° au pôle Sud. Avec la latitude géocentrique et la longitude, la Terre peut être représentée par une sphère quadrillée, tel qu'illustré à la figure 3.7. Le système de coordonnées géocentriques considère la Terre comme une sphère parfaite. La latitude λ_c n'est pas celle retrouvée sur une carte. L'avantage du système de coordonnées géocentriques est qu'il est plus facile à implanter que le système de coordonnées géographiques. De plus, la droite perpendiculaire à la surface terrestre se dirige vers le centre de la Terre, ce qui rend le lien entre le repère Terre (section 3.1.3) et le système de coordonnées géocentriques plus direct.

Pour obtenir la matrice de transformation du système de coordonnées de la Terre vers géo-

centriques, il faut effectuer les trois étapes montrées à la figure 3.7. Premièrement, il faut passer du système de coordonnées de la Terre vers le système de coordonnées intermédiaire $]^X$. Cette transformation $[\mathbf{T}(l)]^{XE}$ s'effectue à l'aide d'une rotation autour de l'axe \mathbf{z}^E , de la longitude l . Par la suite, il faut passer du système de coordonnées intermédiaire $]^X$ à $]^Y$ en effectuant une rotation autour de l'axe \mathbf{y}^X , de l'angle complémentaire à la latitude géocentrique, ce qui revient à écrire $[\mathbf{T}(90^\circ - \lambda_c)]^{YX}$. Pour obtenir les axes géocentriques, il faut inverser l'axe \mathbf{x}^Y et \mathbf{z}^Y ; symboliquement ceci s'écrit $\mathbf{T}[(180^\circ)]^{GY}$. L'équation résultante de ces trois transformations est :

$$\begin{aligned}
 [\mathbf{T}]^{GE} &= [\mathbf{T}(180^\circ)]^{GY} [\mathbf{T}(90^\circ - \lambda_c)]^{YX} [\mathbf{T}(l)]^{XE} \\
 &= \begin{bmatrix} -\sin \lambda_c \cos l & -\sin \lambda_c \sin l & \cos \lambda_c \\ -\sin l & \cos l & 0 \\ -\cos \lambda_c \cos l & -\cos \lambda_c \sin l & -\sin \lambda_c \end{bmatrix} \quad (3.11)
 \end{aligned}$$

Cette transformation est fonction de la latitude géocentrique et de la longitude, elle s'effectue tel que $]^G \xleftarrow{180^\circ}]^Y \xleftarrow{90^\circ - \lambda_c}]^X \xleftarrow{l}]^E$. Le système de coordonnées géocentriques permet de modéliser la position du véhicule. La matrice de transformation doit être mise à jour continuellement lorsque le véhicule se déplace.

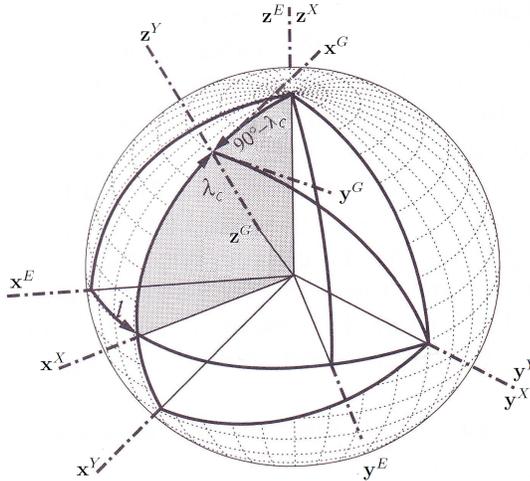


FIGURE 3.7: Systèmes de coordonnées de la Terre et géocentriques (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.15 p.72)

3.2.5 Système de coordonnées géographiques

Pour situer un endroit ou un objet précisément sur Terre ou autour d'elle, il est nécessaire d'utiliser un système de cartographie plus élaboré que le système de coordonnées géocentriques. Pour y arriver l'utilisation de la géodésie est nécessaire. La géodésie est la science qui étudie le

positionnement de points sur la surface terrestre et la détermination de la taille et de la forme exacte de la Terre. Cette science a débuté par le tracé des cartes et maintenant, elle étudie en détail la forme réelle de la planète, appelée géoïde. Le système de coordonnées géographiques provient de la géodésie. Il utilise la même latitude λ et longitude l que celle des cartes. La longitude est la même pour les systèmes de coordonnées géocentriques et géographiques. Il est important de comprendre le système de coordonnées géographiques, car le simulateur non linéaire l'utilise. La Terre n'est pas une sphère parfaite, elle est un peu aplatie aux pôles. Elle est souvent représentée par un ellipsoïde dont l'excentricité est :

$$e = \sqrt{\frac{r_{eT}^2 - r_{pT}^2}{r_{eT}^2}} \quad (3.12)$$

où r_{eT} représente le rayon équatorial et r_{pT} le rayon polaire de la Terre. L'ellipsoïde de référence est le WGS 84 (« World Geodetic System 1984 »). C'est le système de coordonnées géographiques associé au GPS. Son rayon équatorial $r_{eT}=6\,378\,137$ m et l'excentricité $e=0.08181919$.

Pour une Terre de forme ellipsoïdale, il faut redéfinir la latitude. La latitude géocentrique λ_c est utilisée avec la Terre sphérique, tandis que la latitude géographique λ_d , ou tout simplement λ , avec la Terre ellipsoïdale. La latitude géocentrique est l'angle, entre le plan équatorial et le vecteur de position \mathbf{s}_{BE} , qui définit la position du lanceur par rapport au centre de la Terre. Pour définir la latitude géographique, le point d'origine B du repère corps est projeté sur le plan tangent de la Terre au point B_0 . La latitude géographique représente l'angle entre le plan équatorial et la continuité de la ligne entre B et B_0 . La figure 3.8 illustre la différence entre les deux latitudes. La latitude géographique est celle utilisée en cartographie.

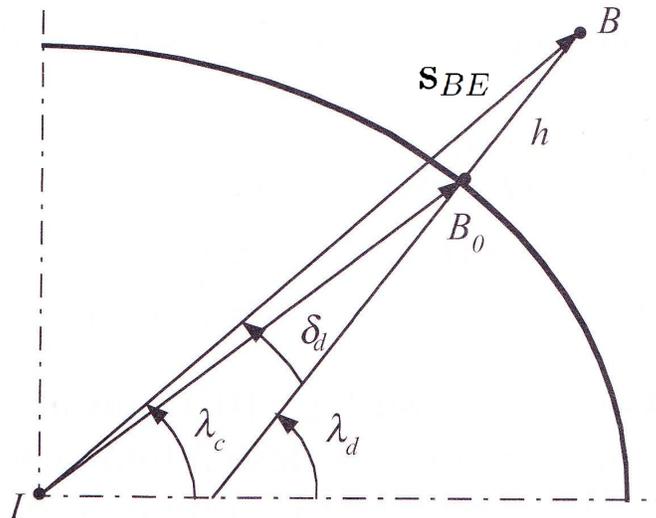


FIGURE 3.8: Différence entre les systèmes de coordonnées géographiques et géocentriques

Les systèmes de coordonnées géographiques et géocentriques sont reliés par l'angle de dé-

flexion ($\delta_d = \lambda_d - \lambda_c$). L'angle de déflexion dépend de la latitude géographique, du paramètre d'aplatissement de la Terre :

$$f = \frac{r_{eT} - r_{pT}}{r_{eT}} \quad (3.13)$$

et de l'altitude du véhicule h . Des méthodes d'approximation itérative de δ_d donnent une précision de l'ordre de $0,00125^\circ$ à 30 km d'altitude. La matrice de transformation :

$$[\mathbf{T}]^{DG} = \begin{bmatrix} \cos \delta_d & 0 & \sin \delta_d \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \delta_d & 0 & \cos \delta_d \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

permet de passer du système de coordonnées géocentriques à géographiques. Il est aussi possible de passer du système de coordonnées de la Terre vers géographiques, de la même manière qu'à l'équation (3.11), mais avec la latitude géographique. La matrice de transformation est :

$$[\mathbf{T}]^{DE} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda \cos l & -\sin \lambda \sin l & \cos \lambda \\ -\sin l & \cos l & 0 \\ -\cos \lambda \cos l & -\cos \lambda \sin l & -\sin \lambda \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

3.2.6 Système de coordonnées locales

Le système de coordonnées locales $]^L$, aussi appelé NED (« North East Down »), est un cas particulier du système de coordonnées géocentriques ou géographiques. Le système de coordonnées NED est pratique pour de nombreuses simulations d'avions ou de missiles sur de courtes distances. Pour un lanceur ou un missile balistique intercontinental, le système de coordonnées locales ne peut servir pour la simulation d'une mission complète. Par contre, il peut être utilisé pour concevoir des stratégies de commande d'attitude. Lors des simulations, le système de coordonnées locales évolue tel que le système de coordonnées géocentriques ou géographiques.

Selon Zipfel (2007), lorsqu'un véhicule se déplace à des vitesses inférieures à Mach 5, la courbure de la Terre peut être négligée. Si le positionnement sur Terre n'est d'aucune importance, n'importe quel plan tangent peut servir comme système de coordonnées locales. Le plan est normalement choisi tangent à la surface de la Terre en un point donné. Ce point sert aussi à calculer la vitesse et le positionnement du véhicule par rapport aux coordonnées locales. Puisque le lanceur se déplace sur de grandes distances et à de grandes vitesses, le système de coordonnées locales doit être mis à jour continuellement au cours de la mission. Ceci revient à utiliser le système de coordonnées géocentriques ou géographiques.

3.2.7 Système de coordonnées du corps

Les axes du système de coordonnées du corps sont superposés aux vecteurs décrits pour le repère corps (section 3.1.4). Une matrice de transformation importante est celle permettant de

passer entre les systèmes de coordonnées locales et celui du corps. Le système de coordonnées locales est très utile pour visualiser les angles d'Euler ; il fait abstraction du choix de système de coordonnées géocentriques ou géographiques. La transformation du système de coordonnées locales vers celui du corps est présentée à la figure 3.9. Elle est composée des trois angles d'Euler

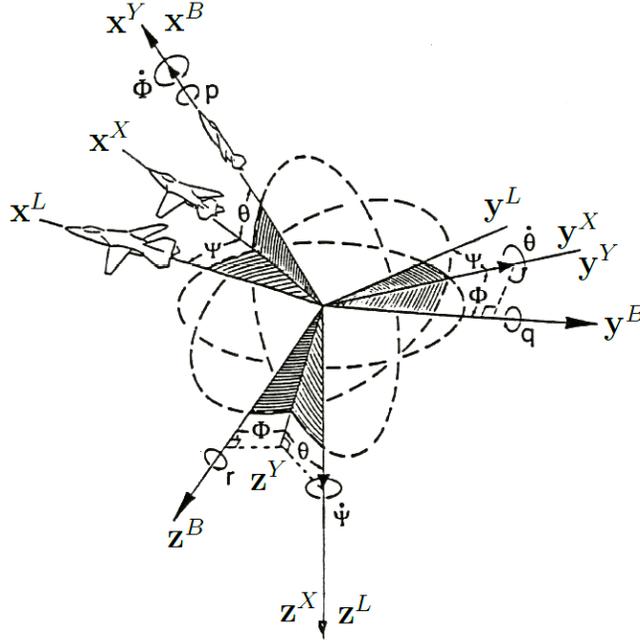


FIGURE 3.9: Différence entre les systèmes de coordonnées locales et du corps (adaptée de Collinson (1996) figure 3.17)

nommés : lacet (ψ), tangage (θ) et roulis (ϕ). De façon plus générale, les angles d'Euler sont les angles qui définissent l'attitude d'un objet dans un système de coordonnées quelconque. La convention la plus utilisée pour agencer les trois angles d'Euler est ψ , θ et ϕ . Avec ce choix, il en découle une singularité lorsque le tangage θ vaut $\pm 90^\circ$. Lorsque le tangage passe de 90^+ à 90^- , le lacet et le roulis changent de 180° . Puisque le décollage s'effectue à $\theta=90^\circ$, il serait bien d'examiner les avantages de changer l'ordre des rotations pour déplacer la singularité. Le simulateur non linéaire du RDDC Valcartier utilise l'approche conventionnelle (ψ , θ suivi de ϕ) et ce mémoire également. Dans le simulateur, l'intégration des équations du mouvement s'effectue à l'aide des quaternions qui ne présentent pas de singularité. Les quaternions sont ensuite convertis, pour obtenir la matrice de transformation suivante :

$$\begin{aligned}
 [\mathbf{T}]^{BL} &= [\mathbf{T}(\phi)]^{BY} [\mathbf{T}(\theta)]^{YX} [\mathbf{T}(\psi)]^{XL} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.16)
 \end{aligned}$$

qui met en évidence les trois transformations des angles ψ , θ et ϕ . La multiplication des trois matrices de rotation de l'équation (3.16) produit la matrice de transformation suivante :

$$[\mathbf{T}]^{BL} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

En inspectant l'équation (3.17), il est possible de déduire l'angle de tangage :

$$\theta = \arcsin(-t_{13}) \quad (3.18)$$

de lacet :

$$\psi = \arctan\left(\frac{t_{12}}{t_{11}}\right) \quad (3.19)$$

et de roulis :

$$\phi = \arctan\left(\frac{t_{23}}{t_{33}}\right) \quad (3.20)$$

Avec la convention de transformation $]^B \xleftarrow{\phi}]^Y \xleftarrow{\theta}]^X \xleftarrow{\psi}]^L$, il est important de remarquer que les vitesses angulaires p , q et r (qui tournent respectivement autour des axes $\mathbf{x}^B, \mathbf{y}^B$ et \mathbf{z}^B) ne sont pas égales à $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\psi}$. Cette différence est visible à la figure 3.9. Les équations différentielles, des angles d'Euler, se calculent comme suit :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

3.2.8 Système de coordonnées du vent

Après avoir maîtrisé le système de coordonnées du corps, il faut définir un système de coordonnées qui prend en compte l'air circulant autour du lanceur. La masse d'air est considérée uniforme, elle peut donc se déplacer ou non. En présence de vent, la masse d'air a une vitesse égale en tout point. Cette vitesse est le vent réel de la masse d'air par rapport à la Terre. Lorsque le corps se déplace dans la masse d'air, ceci engendre un vent relatif sur le corps. Le vent relatif est la vitesse du corps par rapport à la Terre moins la vitesse du vent réel (par rapport à la Terre). Le vent relatif sur le corps engendre des forces aérodynamiques. Pour aider à modéliser ces forces, deux systèmes de coordonnées du vent $]^W$ et du vent aérobalistique $]^A$ sont définis. Le vecteur vitesse \mathbf{v}_B^A correspond à la vitesse du point B , qui est l'origine du repère corps et le centre de masse du lanceur, par rapport au système de coordonnées du vent aérobalistique. La vitesse $\mathbf{v}_B^A = \mathbf{v}_B^W$, car les deux vecteurs vitesses représentent le vent relatif qui ne dépend pas du système de coordonnées. Pour la suite, la notation \mathbf{v}_B^A est préférée, et ce, car elle peut se lire « vitesse du corps par rapport à l'air » et le simulateur non linéaire utilise le système de coordonnées du vent aérobalistique. La représentation de \mathbf{v}_B^A dépend de son système de coordonnées, pour $[\mathbf{v}_B^A]^A = [\mathbf{v}_B^A]^W = \begin{bmatrix} V & 0 & 0 \end{bmatrix}$ où V représente la vitesse totale du

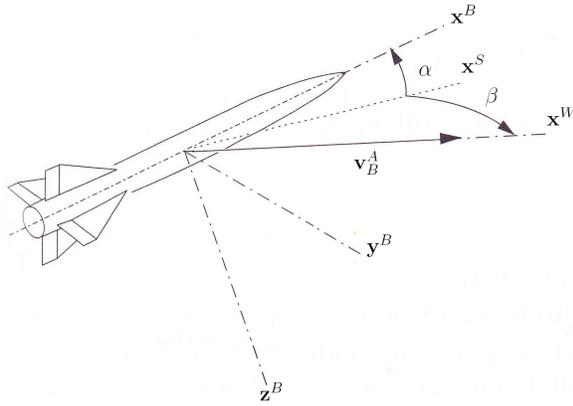


FIGURE 3.10: Représentation de l'angle α et β sur un lanceur avec quatre ailerons (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.17 p.76)

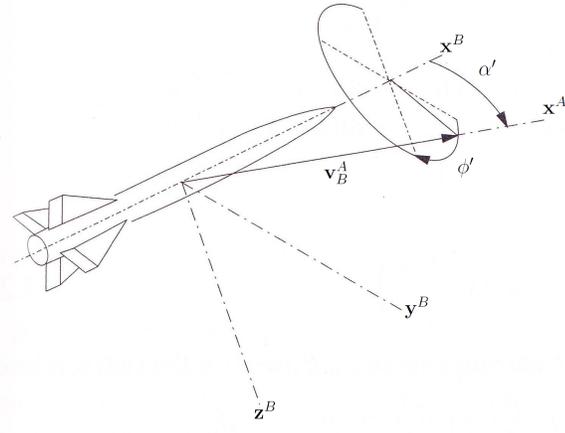


FIGURE 3.11: Représentation de l'angle α' et ϕ' sur un lanceur avec quatre ailerons (adaptée de Zipfel (2007) figure 3.18 p.77)

lanceur par rapport au vent. Dans le système de coordonnées du corps, $[\mathbf{v}_B^A]^B = [u \ v \ w]$, il suffit de calculer la norme de $[\mathbf{v}_B^A]^B$ pour trouver V .

Les axes \mathbf{x}^W et \mathbf{x}^A pointent dans la même direction, qui est celle de la vitesse \mathbf{v}_B^A . Les deux autres axes dépendent du système de coordonnées choisi. Le système de coordonnées du vent $]^W$ utilise une symétrie planaire et définit les angles d'incidence cartésiens, qui sont l'angle d'attaque (α) et l'angle de dérapage (β). Pour des véhicules, ayant une symétrie rotationnelle, la modélisation peut s'effectuer avec les angles aérodynamiques polaires. Ils sont l'angle d'attaque total (α') et l'angle de roulis aérodynamique (ϕ'). La modélisation des forces aérodynamiques s'effectue couramment avec ces deux systèmes de coordonnées. Lorsque la modélisation est découplée, l'angle d'attaque est utilisé pour le mouvement longitudinal et l'angle de dérapage pour le mouvement latéral. Il est cependant possible d'exprimer les forces aérodynamiques avec l'un ou l'autre des deux systèmes pour un lanceur.

La transformation du système de coordonnées du vent vers celui du corps $[\mathbf{T}]^{BW}$ est fonction de α et β , qui sont illustrés à la figure 3.10. Le système de coordonnées stabilité $]^S$ est pratique pour construire le pilote automatique en tangage. Son axe \mathbf{x}^S est représenté par la projection du vecteur vitesse \mathbf{v}_B^A sur le plan $\mathbf{x}^B\mathbf{z}^B$. L'axe \mathbf{y}^S est confondu avec l'axe \mathbf{y}^B . La matrice de transformation qui permet de passer du système de coordonnées stabilité vers celui du corps est :

$$[\mathbf{T}]^{BS} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Elle est décrite par l'angle d'attaque. L'angle de dérapage régit la transformation entre le système de coordonnées du vent $]^W$ et celui de stabilité $]^S$. Cette transformation s'effectue

autour de l'axe \mathbf{z}^S . La matrice de transformation utilisée est :

$$[\mathbf{T}]^{SW} = \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & 0 \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

La transformation complète du système de coordonnées du vent vers celui du corps est obtenue comme suit :

$$[\mathbf{T}]^{BW} = [\mathbf{T}]^{BS}[\mathbf{T}]^{SW} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Le système de coordonnées du vent aérobalistique est différent de celui du vent. L'angle d'attaque total (α') et l'angle du roulis aérodynamique (ϕ') remplacent les angles d'attaque (α) et de dérapage (β) du système de coordonnées du vent. Pour un lanceur possédant une symétrie rotationnelle, le plan du facteur de charge aérodynamique est plus important que le plan de symétrie du corps. Le plan du facteur de charge aérodynamique est défini par les vecteurs poids et portance. Le facteur de charge $n = L/W$ est la relation entre la portance L et le poids W . Le plan du facteur de charge aérodynamique est constitué des axes \mathbf{x}^R et \mathbf{z}^R où $]^R$ représente le système de coordonnées aérobalistiques. L'axe \mathbf{x}^R est le même que \mathbf{x}^B . L'axe \mathbf{z}^R forme un angle ϕ' avec \mathbf{z}^B , ceci revient à tourner le lanceur autour de l'axe \mathbf{x}^B de ϕ' . Cette rotation permet de passer du système de coordonnées aérobalistiques vers celui du corps $]^B \xrightarrow{\phi'}]^R$, et sa matrice de transformation est :

$$[\mathbf{T}]^{BR} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi' & \sin \phi' \\ 0 & -\sin \phi' & \cos \phi' \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

L'angle α' est mesuré entre \mathbf{x}^B et \mathbf{x}^A , tel qu'illustré sur la figure 3.11. La matrice de transformation du système de coordonnées du vent aérobalistique vers le système de coordonnées aérobalistiques est :

$$[\mathbf{T}]^{RA} = \begin{bmatrix} \cos \alpha' & 0 & -\sin \alpha' \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha' & 0 & \cos \alpha' \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Après la multiplication des deux matrices, la matrice de transformation qui permet de passer du système de coordonnées du vent aérobalistique vers celui du corps se calcule comme suit :

$$[\mathbf{T}]^{BA} = [\mathbf{T}]^{BR}[\mathbf{T}]^{RA} = \begin{bmatrix} \cos \alpha' & 0 & -\sin \alpha' \\ \sin \alpha' \sin \phi' & \cos \phi' & \cos \alpha' \sin \phi' \\ \sin \alpha' \cos \phi' & -\sin \phi' & \cos \alpha' \cos \phi' \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

À partir des matrices de transformation des équations (3.24) et (3.27) et de la vitesse $[\bar{\mathbf{v}}_B^A]^B = \begin{bmatrix} u & v & w \end{bmatrix}$, il est possible de trouver les angles d'incidence :

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \quad (3.28)$$

$$\beta = \arctan \frac{v}{V} \quad (3.29)$$

$$\alpha' = \arctan \frac{u}{V} \quad (3.30)$$

$$\phi' = \arctan \frac{v}{w} \quad (3.31)$$

avec $[\mathbf{v}_B^A]^B = [\mathbf{T}]^{BW}[\mathbf{v}_B^A]^W$ et $[\mathbf{v}_B^A]^B = [\mathbf{T}]^{BA}[\mathbf{v}_B^A]^A$.

Dans le simulateur du RDDC Valcartier, le calcul des forces aérodynamiques est effectué dans le système de coordonnées du vent aérobalistique et les lois de commande sont implantées à l'aide du système de coordonnées du vent. Les équations pour passer des angles α , β à α' , ϕ' et l'inverse sont :

$$\alpha = \arctan (\cos \phi' \tan \alpha') \quad (3.32)$$

$$\beta = \arcsin (\sin \phi' \sin \alpha') \quad (3.33)$$

$$\alpha' = \arccos (\cos \alpha \cos \beta) \quad (3.34)$$

$$\phi' = \arctan \left(\frac{\tan \beta}{\sin \alpha} \right) \quad (3.35)$$

3.2.9 Système de coordonnées de la tuyère

L'angle de déflexion de la tuyère est donné par δ_q dans le plan $\mathbf{x}^B \mathbf{z}^B$ et δ_r pour celui du plan $\mathbf{x}^B \mathbf{y}^B$. En se situant au centre de masse du lanceur et en regardant vers la tuyère, l'angle δ_r se calcule positivement vers la droite et l'angle δ_q se calcule positivement vers en bas. Ces angles sont illustrés à la figure 3.12.

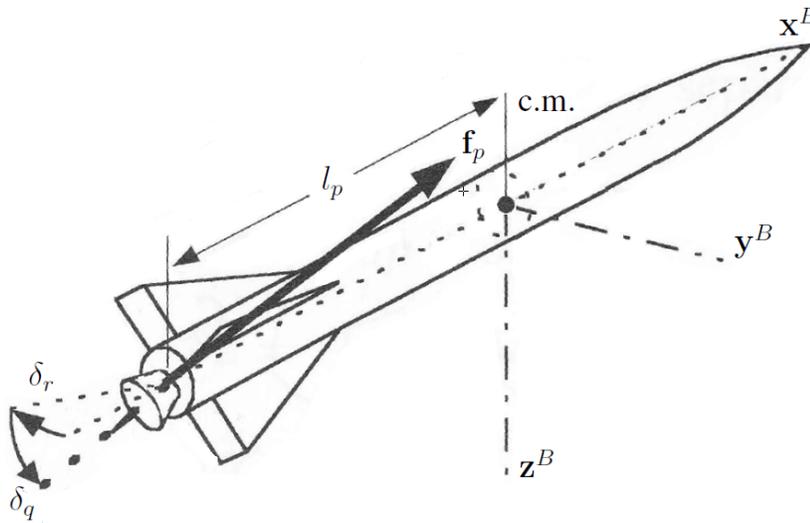


FIGURE 3.12: Systèmes de coordonnées du corps et de la tuyère (adaptée de Zipfel (2007) figure 10.23 p.426)

La transformation du système de coordonnées du corps vers la tuyère s'effectue avec une première rotation autour de l'axe \mathbf{z}^B de δ_r , suivie d'une rotation autour de l'axe \mathbf{y}^N de δ_q , où $]^N$ représente le système de coordonnées de la tuyère. La matrice de transformation présentée est l'inverse car il est nécessaire de passer les forces de poussée du système de coordonnées de la tuyère vers celui du corps. Avec la séquence de transformation $]^B \xleftarrow{-\delta_r} \xleftarrow{-\delta_q}]^N$, la matrice de transformation est :

$$[\mathbf{T}]^{BN} = \begin{bmatrix} \cos \delta_r \cos \delta_q & -\sin \delta_r & \cos \delta_r \sin \delta_q \\ \sin \delta_r \cos \delta_q & \cos \delta_r & \sin \delta_r \sin \delta_q \\ -\sin \delta_q & 0 & \cos \delta_q \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Elle permet de passer du système de coordonnées de la tuyère vers celui du corps.

3.2.10 Système de coordonnées de la trajectoire de vol

Le système de coordonnées de la trajectoire de vol $]^T$ établit un lien entre la vitesse \mathbf{v}_B^E , du corps par rapport au centre de la Terre, et le système de coordonnées géographiques. Il est défini pour faire le lien entre le guidage et le contrôle. Le contrôle utilise principalement le système de coordonnées locales et le guidage celui du système de coordonnées de la trajectoire de vol. Les axes du système de coordonnées de la trajectoire sont définis tels que : l'axe \mathbf{x}^T est

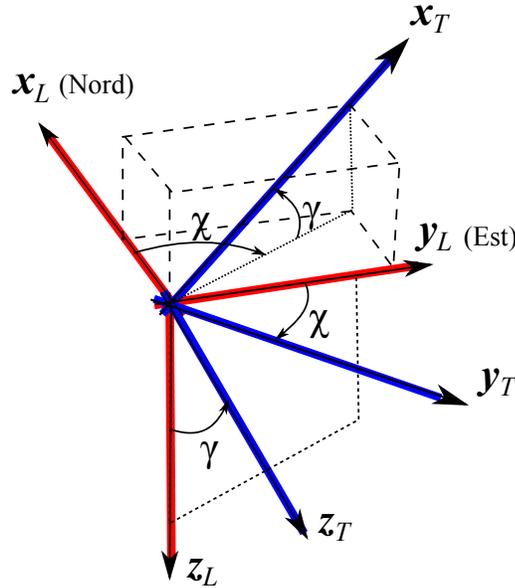


FIGURE 3.13: Systèmes de coordonnées locales et de la trajectoire de vol

parallèle et dans la même direction que \mathbf{v}_B^E , l'axe \mathbf{y}^T est dans le plan $\mathbf{x}^L \mathbf{y}^L$ et l'axe \mathbf{z}^T est dans le plan $\mathbf{x}^T \mathbf{z}^L$. La figure 3.13 expose la transformation du système de coordonnées locales vers celui de la trajectoire. Cette transformation utilise l'angle de cap (χ) et l'angle d'inclinaison

de la trajectoire de vol (γ). La matrice de transformation :

$$\begin{aligned}
 [T]^{TL} &= \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \chi & \sin \chi & 0 \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \\ \sin \gamma \cos \chi & \sin \gamma \sin \chi & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (3.37)
 \end{aligned}$$

permet de passer du système de coordonnées locales vers celui de la trajectoire $]^T \xleftarrow{\gamma}]^X \xleftarrow{\chi}]^L$ et sa transposée $[T]^{TL}$ de faire l'inverse $]^L \xleftarrow{\chi}]^X \xleftarrow{\gamma}]^T$. Si le vent est nul, $\mathbf{v}_B^E = \mathbf{v}_B^A$ et les systèmes de coordonnées du vent et de la trajectoire sont les mêmes.

3.3 Équations de la dynamique du mouvement

Après ce survol des repères et des systèmes de coordonnées utilisés en astronautique, il est possible d'écrire les équations de mouvement. La deuxième loi de Newton se formule ainsi :

$$\sum \mathbf{f}_e = m\mathbf{a} \quad (3.38)$$

où \mathbf{f}_e représente les forces externes, m la masse du lanceur et \mathbf{a} l'accélération. Cette loi est valide pour un repère inertiel et une masse constante. Les forces physiques agissant sur le lanceur sont les forces gravitationnelle, propulsive et aérodynamiques. La force gravitationnelle est à son plus simple dans le système de coordonnées locales, tandis que les forces aérodynamiques et de poussée se calculent mieux à l'aide du système de coordonnées du corps. Pour cette raison, les équations différentielles sont transformées du système de coordonnées géocentriques inertiel vers celui du corps. L'utilisation de la dérivée rotationnelle permet de transformer les dérivées d'un système de coordonnées à un autre. La deuxième loi de Newton gouverne les équations de translation, tandis que la loi d'Euler décrit les dynamiques de rotation. En utilisant le centre de masse du lanceur comme origine du système de coordonnées du corps, les équations de mouvement en translation et en rotation se simplifient. La dynamique de translation ne dépend plus des accélérations angulaires et celle de rotation des accélérations linéaires. Idéalement, les équations de translations et de rotations sont développées à partir du repère géocentrique inertiel. Par contre, l'analyse courante s'effectue avec l'hypothèse du repère Terre comme repère inertiel. Dans ce mémoire, seulement des stratégies de contrôle linéaire sont développées. Il est alors nécessaire de recourir à la linéarisation et à la numérisation des équations de mouvement. Ces deux sujets sont approfondis à la fin de cette section. Les modèles découplés en tangage et lacet y sont présentés.

3.3.1 Dérivée rotationnelle

La dérivée rotationnelle D permet d'introduire les lois de Newton et d'Euler indépendamment du temps malgré les transformations entre les systèmes de coordonnées qui sont dépendantes

du temps. La vitesse du corps dans le repère Terre s'écrit :

$$\mathbf{v}_B^E = \frac{d}{dt} \mathbf{s}_{BE} \quad (3.39)$$

où \mathbf{s}_{BE} est le vecteur position du point d'origine du repère Terre E au point d'origine du repère corps B . L'équation (3.39), peut s'écrire :

$$\mathbf{v}_B^E = D^E \mathbf{s}_{BE} \quad (3.40)$$

avec la dérivée rotationnelle dans le repère Terre D^E . Lorsque la matrice de transformation est connue, le changement du système de coordonnées B au système I est simplement :

$$[D^B \mathbf{x}]^I = [\mathbf{T}]^{IB} [D^B \mathbf{x}]^B \quad (3.41)$$

pour un vecteur \mathbf{x} quelconque. L'équation pour passer la dérivée rotationnelle d'un système de coordonnées à un autre est :

$$D^I \mathbf{x} = D^B \mathbf{x} + \boldsymbol{\Omega}^{BI} \mathbf{x} \quad (3.42)$$

où $\boldsymbol{\Omega}^{BI}$ est le tenseur de vitesse angulaire, soit une matrice antisymétrique. Sa correspondance avec la vitesse angulaire $\boldsymbol{\omega}^{BI}$ est :

$$\boldsymbol{\Omega}^{BI} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \Leftrightarrow \boldsymbol{\omega}^{BI} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

3.3.2 Force gravitationnelle

La force gravitationnelle est la principale force à vaincre, mais c'est aussi celle qui permet au satellite de rester en orbite. La loi de Newton stipule que la force d'attraction gravitationnelle entre deux corps est inversement proportionnelle au carré de la distance séparant leurs centres de masse. En considérant une Terre sphérique avec sa masse répartie uniformément, la force gravitationnelle vectorielle est :

$$\mathbf{f}_g = -Gm_T m \frac{\mathbf{s}_{BE}}{|\mathbf{s}_{BE}|^3} \quad (3.44)$$

où G est une constante de proportionnalité, m_T la masse de la Terre, m la masse du lanceur et \mathbf{s}_{BE} est le vecteur position aboutissant au centre de masse (cm) du lanceur et débutant au centre de la Terre. La constante gravitationnelle géocentrique Gm_T de la Terre vaut $3,986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$. Par contre, pour les objets sur Terre, la force centrifuge s'oppose à cette force gravitationnelle. L'ajout de la force centrifuge à l'équation (3.44) donne :

$$\mathbf{f}_g = -Gm_T m \frac{\mathbf{s}_{BE}}{|\mathbf{s}_{BE}|^3} - \boldsymbol{\Omega}^{EI} \boldsymbol{\Omega}^{EI} \mathbf{s}_{BE} \quad (3.45)$$

où $\boldsymbol{\Omega}^{EI}$ est le tenseur de vitesse angulaire, il se calcule à l'aide de la vitesse angulaire de la Terre $\boldsymbol{\omega}^{EI} = [7,292115 \ 0 \ 0] \times 10^{-5} \text{ rad/s}$. Comme la force centrifuge apporte des corrections

de moins de 0,5 % à \mathbf{f}_g , elle est souvent négligée. Il est plus commun de parler d'accélération gravitationnelle \mathbf{g} . Sans la force centrifuge, elle se calcule comme suit :

$$\mathbf{g} = \frac{\mathbf{f}_g}{m} = -Gm_T \frac{\mathbf{s}_{BE}}{|\mathbf{s}_{BE}|^3} \quad (3.46)$$

Dans le système de coordonnées locales, l'accélération gravitationnelle est donnée par :

$$[\bar{\mathbf{g}}]^L = \begin{bmatrix} 0 & 0 & g \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

où g vaut environ $9,81 \text{ m/s}^2$ au niveau de la mer. Une bonne approximation de g est calculée à l'aide de l'équation (3.46), qui varie en fonction de l'altitude. Il existe des modèles plus précis qui prennent en compte la non-sphéricité de la Terre. Le modèle standard souvent utilisé est « 1969 Smithsonian Standard Earth (II) » décrit par Gaposchkin et Lambeck (1970). Le géoïde est la forme réelle de la Terre. Dans ce modèle, le géoïde est représenté par une sommation d'harmoniques sphériques. L'accélération gravitationnelle $[\bar{\mathbf{g}}]^L$ est utilisée dans les équations de mouvement en translation. Un manque de précision sur l'accélération gravitationnelle va influencer davantage la trajectoire que l'attitude du lanceur. Pour cette raison, le calcul de la gravité s'effectue à l'aide de l'équation (3.46).

3.3.3 Force aérodynamique

Les forces aérodynamiques dépendent principalement de la géométrie du véhicule et de sa vitesse. L'instabilité du lanceur provient des forces aérodynamiques et de la position du centre de masse. Pour obtenir un lanceur stable ou du moins plus près de la limite de stabilité, il faut ajouter des ailerons, tel que sur les lanceurs Saturn I, Saturn V et Mu-I. L'ajout d'ailerons déplace le centre de pression. Si les ailerons, placés à la base du lanceur, sont assez grands, le centre de pression est plus bas que le centre de masse et le véhicule devient stable. Les forces ressenties par le lanceur et les centres de masse et de pression sont montrées sur la figure 3.14. L'inconvénient des ailerons est qu'ils engendrent une traînée supplémentaire, donc un besoin en carburant plus grand pour la même mission. Pour cette raison, les lanceurs avec ailerons sont rares.

Dans les deux cas, avec ou sans ailerons, il est plus simple d'analyser les forces aérodynamiques dans le système de coordonnées du vent aérobalistique. Avec quatre ailerons, le lanceur se retrouve avec une symétrie rotationnelle d'ordre quatre. Il est identique à toutes les rotations de 90° . Un lanceur, sans aileron et sans propulseur d'appoint (« booster »), donc axisymétrique, a une symétrie rotationnelle totale. Peu importe son angle de rotation, les forces aérodynamiques sont les mêmes. Avec cette constatation, pour l'étude des forces aérodynamiques, il est possible de considérer l'angle $\phi' = 0$. Ceci simplifie la représentation des forces et moments aérodynamiques dans le repère corps. Les forces aérodynamiques sont :

$$[\bar{\mathbf{f}}_a]^B = \bar{q}S \begin{bmatrix} -C_A & C_Y & -C_N \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

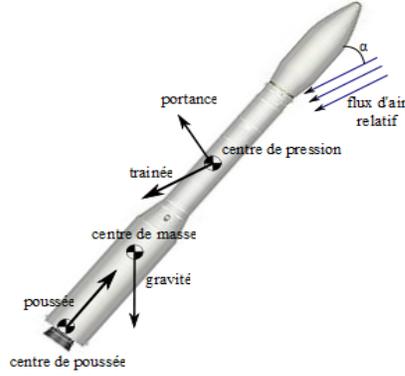


FIGURE 3.14: Schéma des forces agissant sur un lanceur

et les moments :

$$[\bar{\mathbf{m}}_a]^B = \bar{q} S l_d \begin{bmatrix} C_l & C_m & C_n \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

où S est l'aire de la surface de référence, l_d le diamètre de la fusée, \bar{q} la pression dynamique et C_A , C_Y , C_N , C_l , C_m et C_n représentent des coefficients aérodynamiques qui seront définis plus loin dans cette section. \mathbf{f}_a et \mathbf{m}_a représentent respectivement la force aérodynamique et le moment de force aérodynamique. La pression dynamique s'exprime par :

$$\bar{q} = \frac{\rho V^2}{2} \quad (3.50)$$

où ρ est la pression statique qui dépend de l'altitude et V la vitesse totale du corps par rapport à l'air, plus exactement la norme de \mathbf{v}_B^A . Il faut faire attention, les forces aérodynamiques en translation sont normalement calculées dans le système de coordonnées du vent. Dans ce cas, il serait question de traînée, de portance verticale et de portance latérale. Pour passer de la représentation :

$$[\bar{\mathbf{f}}_a]^A = \bar{q} S \begin{bmatrix} C_D & C_{L_Y} & C_L \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

vers $[\mathbf{f}_a]^B$ il suffit d'utiliser la matrice de transformation T^{BA} (équation (3.27)). Dans l'équation précédente, C_D représente le coefficient aérodynamique de traînée, C_{L_Y} celui de portance latérale et C_L celui de portance verticale.

Le coefficient aérodynamique axial C_A , représente essentiellement le coefficient aérodynamique de traînée. Il faut faire la différence entre la traînée, qui est parallèle à l'axe \mathbf{x}^A et la force aérodynamique axiale qui est calculée en direction de l'axe \mathbf{x}^B . Le coefficient aérodynamique axial est approximé comme suit :

$$C_A = C_{A_0}(M) + C_{A_{\alpha'}}(M)\alpha' \quad (3.52)$$

où C_{A_0} représente le coefficient aérodynamique axial pour $\alpha' = 0$, $C_{A_{\alpha'}}$ est un coefficient aérodynamique de traînée additionnel produit par α' et M le nombre de Mach. Le coefficient aérodynamique axial total C_A est le plus faible lorsque $\alpha' = 0$, puisque le deuxième terme de

l'équation (3.52) devient nul. Le coefficient aérodynamique latéral C_Y est nul, car la symétrie rotationnelle est totale. Le coefficient aérodynamique normal est :

$$C_N = C_{N_0}(M) + C_{N_{\alpha'}}(M)\alpha' \quad (3.53)$$

où C_{N_0} est le coefficient aérodynamique normal avec un angle d'incidence nul et $C_{N_{\alpha'}}$ est le coefficient aérodynamique normal causé par α' . Le coefficient aérodynamique normal dépend du nombre de Mach et de l'angle d'attaque total, si l'un ou l'autre est nul, $C_N = 0$, car C_{N_0} est nul avec la symétrie rotationnelle. Pour le lanceur, le coefficient aérodynamique de roulis :

$$C_l = C_{l_p}(M, \alpha') \frac{pl_d}{2V} \quad (3.54)$$

est représenté par le coefficient aérodynamique C_{l_p} du taux de roulis instantané. Avec un lanceur parfaitement axisymétrique, ce coefficient est nul. Le moment en tangage est régi par le coefficient aérodynamique C_m calculé comme suit :

$$C_m = C_{m_\alpha}(M, \alpha') + C_{m_q}(M) \frac{ql_d}{2V} \quad (3.55)$$

où C_{m_α} est le coefficient aérodynamique de tangage causé par α' . C_{m_q} est le coefficient aérodynamique du taux de tangage instantané. Le taux de tangage C_{m_α} peut se réécrire tel que :

$$C_{m_\alpha} = \frac{l_a}{l_d} C_N + C_M(\alpha') \quad (3.56)$$

où $C_M(\alpha)$ est le coefficient aérodynamique du moment en tangage, tandis que l_a est la distance entre le centre de masse et le foyer aérodynamique. Le coefficient aérodynamique en lacet C_n est calculé comme suit :

$$C_n = C_{n_r}(M) \frac{rl_d}{2V} \quad (3.57)$$

où C_{n_r} est le coefficient aérodynamique du taux de lacet instantané. Le simulateur non linéaire à six degrés de liberté du RDDC Valcartier utilise les coefficients aérodynamiques tels que définis précédemment. Ces coefficients sont obtenus à l'aide du logiciel Datcom (Auman et al. (2008)).

Lorsque la vitesse de roulis est considérée nulle, le tangage et le lacet sont traités indépendamment. Dans ce cas, il est plus pratique d'utiliser l'angle d'attaque α et l'angle de dérapage β , au lieu de l'angle d'attaque total α' . Le coefficient aérodynamique de traînée affecte le calcul de trajectoire, mais il n'est pas utilisé pour le contrôle de l'attitude du lanceur. Il n'est pas nécessaire de réécrire le coefficient aérodynamique de roulis C_l en fonction de α et β car ce dernier est considéré nul. En utilisant α et β au lieu de α' et ϕ' , les équations pour C_Y , C_N , C_m et C_n deviennent :

$$C_Y = C_Y(M, \beta) \quad (3.58)$$

$$C_N = C_N(M, \alpha) \quad (3.59)$$

$$C_m = C_{m_\alpha}(M, \alpha) + C_{m_q}(M) \frac{ql_d}{2V} \quad (3.60)$$

$$C_n = C_{n_\beta}(M, \beta) + C_{n_r}(M) \frac{rl_d}{2V} \quad (3.61)$$

En insérant les coefficients aérodynamiques, dans les équations (3.48) et (3.49), les forces et moments s'écrivent :

$$[\mathbf{f}_a]^B = \begin{bmatrix} -\bar{q}S(C_{A_0} + C_{A_{\alpha'}}) \\ \bar{q}SC_Y \\ -\bar{q}SC_N \end{bmatrix} \quad (3.62)$$

$$[\mathbf{m}_a]^B = \begin{bmatrix} p\bar{q}Sl_d^2 C_{l_p}/2V \\ q\bar{q}Sl_d^2 C_{m_q}/2V + \bar{q}Sl_d C_{m_\alpha} \\ r\bar{q}Sl_d^2 C_{n_r}/2V + \bar{q}Sl_d C_{n_\beta} \end{bmatrix} \quad (3.63)$$

dans le repère corps.

3.3.4 Force de propulsion

La force de propulsion dans le système de coordonnées du corps est :

$$[\mathbf{f}_p]^B = [\mathbf{T}]^{BN} [\mathbf{f}_p]^N \quad (3.64)$$

où $[\bar{\mathbf{f}}_p]^N = [T \ 0 \ 0]$ avec T qui est la poussée produite par tous les moteurs allumés. Après multiplication par la matrice de transformation $[\mathbf{T}]^{BN}$ (défini à la section 3.2.9, la force de poussée devient :

$$[\mathbf{f}_p]^B = \begin{bmatrix} \cos \delta_r \cos \delta_q \\ \sin \delta_r \cos \delta_q \\ -\sin \delta_q \end{bmatrix} T \quad (3.65)$$

dans le repère corps. Le moment de force propulsive \mathbf{m}_p calculé au centre de masse est le produit vectoriel du bras de levier par la force de poussée. À l'exception des RCS, ce moment est le seul moyen de contrôler l'attitude du lanceur. Il est obtenu comme suit :

$$[\mathbf{m}_p]^B = \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin \delta_q \\ -\sin \delta_r \cos \delta_q \end{bmatrix} T l_p \quad (3.66)$$

où l_p est la distance entre le centre de masse et le centre de poussée. Avec seulement une tuyère orientable, il est impossible d'asservir le roulis. Une des prochaines étapes de modélisation est d'avoir quatre tuyères sur le lanceur. Pour simplifier les équations, l'approximation des petits angles est utilisée. Avec cette hypothèse, les forces propulsives peuvent être réécrites comme suit :

$$[\mathbf{f}_p]^B = \begin{bmatrix} 1 \\ \delta_r \\ -\delta_q \end{bmatrix} T \quad (3.67)$$

et leurs moments tel que :

$$[\mathbf{m}_p]^B = \begin{bmatrix} 0 \\ -\delta_q \\ -\delta_r \end{bmatrix} Tl_p \quad (3.68)$$

3.3.5 Dynamique de translation

Un bon départ pour construire un simulateur à six ddl est de commencer par les trois ddl régis par les équations de translations. Il faut définir le mouvement du centre de masse du lanceur qui est soumis aux forces aérodynamiques (\mathbf{f}_a), propulsives (\mathbf{f}_p) et gravitationnelle (\mathbf{f}_g). La deuxième loi de Newton $\mathbf{f}_e = m\mathbf{a}$ indique que les forces externes \mathbf{f}_e sont égales à la masse multipliée par l'accélération. De façon plus formelle, dans un repère inertiel, elle stipule que le changement temporel de la quantité de mouvement est égal à la somme des forces externes :

$$mD^I \mathbf{v}_B^I = \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_g + \mathbf{f}_p \quad (3.69)$$

où m est la masse du lanceur, \mathbf{v}_B^I est la vitesse du centre de masse du lanceur dans le repère géocentrique inertiel. Pour utiliser le repère Terre comme repère de développement, il faut prendre en compte deux forces fictives, la force centrifuge et la force de Coriolis. La transformation de la dérivée rotationnelle, de l'équation (3.69), du repère géocentrique inertiel au repère Terre donne :

$$mD^E \mathbf{v}_B^E = -m(2\boldsymbol{\Omega}^{EI} \mathbf{v}_B^E + \boldsymbol{\Omega}^{EI} \boldsymbol{\Omega}^{EI} \mathbf{s}_{BE}) + \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_g + \mathbf{f}_p \quad (3.70)$$

où $\boldsymbol{\Omega}^{EI}$ est le tenseur de vitesse angulaire, il se calcule à l'aide de la vitesse angulaire de la Terre $\bar{\boldsymbol{\omega}}^{EI} = [7,292115 \ 0 \ 0] \times 10^{-5}$ rad/s et $\mathbf{v}_B^E = [u \ v \ w]$. Dans la parenthèse à droite, le terme de droite représente la force centrifuge et le terme de gauche la force de Coriolis qui est ressenti seulement si le corps est en mouvement. L'hypothèse du repère Terre comme repère inertiel permet de négliger ces deux forces et l'équation (3.70) s'écrit alors :

$$mD^E \mathbf{v}_B^E = \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_g + \mathbf{f}_p \quad (3.71)$$

Les forces aérodynamiques et de propulsion sont plus faciles à calculer dans le repère du lanceur. Ce changement de système de coordonnées s'effectue avec la transformation de la dérivée rotationnelle D^E vers D^B dans l'équation (3.71) qui donne :

$$mD^B \mathbf{v}_B^E + m\boldsymbol{\Omega}^{BE} \mathbf{v}_B^E = \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_g + \mathbf{f}_p \quad (3.72)$$

Cette équation représente la dynamique en translation d'un véhicule au dessus d'une Terre sphérique, avec le repère Terre considéré comme repère inertiel. Le choix du repère corps est plus pratique, car les forces aérodynamiques et de propulsion agissent directement sur le lanceur. Par contre la gravité $[\mathbf{g}]^L = [0 \ 0 \ g]$, se représente mieux dans le repère local. L'écriture matricielle avec l'identification du système de coordonnées est :

$$m \left[\frac{d\mathbf{v}_B^E}{dt} \right]^B + m[\boldsymbol{\Omega}^{BE}]^B [\mathbf{v}_B^E]^B = [\mathbf{f}_a]^B + [\mathbf{f}_p]^B + m[\mathbf{T}]^{BL} [\mathbf{g}]^L \quad (3.73a)$$

La dynamique newtonienne est décrite par l'équation (3.73a) qui est explicitée ci-dessous :

$$m \left(\begin{bmatrix} du/dt \\ dv/dt \\ dw/dt \end{bmatrix}^B + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}^B \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}^B \right) = \begin{bmatrix} f_{a_1} \\ f_{a_2} \\ f_{a_3} \end{bmatrix}^B + \begin{bmatrix} f_{p_1} \\ f_{p_2} \\ f_{p_3} \end{bmatrix}^B + \begin{bmatrix} t_{11}^{BL} & t_{12}^{BL} & t_{13}^{BL} \\ t_{21}^{BL} & t_{22}^{BL} & t_{23}^{BL} \\ t_{31}^{BL} & t_{32}^{BL} & t_{33}^{BL} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (3.73b)$$

ce qui produit les trois équations suivantes :

$$\dot{u} = rv - qw + f_{a_1}/m + f_{p_1}/m + t_{13}^{BL} g \quad (3.74a)$$

$$\dot{v} = pw - ru + f_{a_2}/m + f_{p_2}/m + t_{23}^{BL} g \quad (3.74b)$$

$$\dot{w} = qu - pv + f_{a_3}/m + f_{p_3}/m + t_{33}^{BL} g \quad (3.74c)$$

Pour résoudre ces équations différentielles, il faut les intégrer. L'intégration de la matrice $[\mathbf{T}]^{BL}$ peut être résolue de plusieurs manières. Il est possible de faire l'intégration à l'aide des angles d'Euler, des quaternions ou d'intégrer directement la matrice $[\mathbf{T}]^{BL}$. La modélisation des forces aérodynamiques et propulsives a été effectuée aux sections 3.3.3 et 3.3.4. La substitution, des angles d'Euler, des forces aérodynamiques et des forces propulsives, aux équations (3.74a), (3.74b) et (3.74c) donne :

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{T}{m} - \frac{(C_{A_0} + C_{A'_\alpha} \alpha') \bar{q} S}{m} - g \sin \theta \quad (3.75a)$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{T \delta_r}{m} + \frac{C_Y \bar{q} S}{m u} v + g \cos \theta \sin \phi \quad (3.75b)$$

$$\dot{w} = qu - pv - \frac{T \delta_q}{m} - \frac{C_N \bar{q} S}{m u} w + g \cos \theta \cos \phi \quad (3.75c)$$

avec $\alpha = w/u$ et $\beta = v/u$, qui est valide uniquement pour de petites valeurs de α et β . Afin d'obtenir le vecteur vitesse, il faut intégrer les équations différentielles des équations (3.75a), (3.75b) et (3.75c), ce qui donne :

$$[D^E \mathbf{v}_B^E] = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad (3.76)$$

Il est possible de connaître la position du centre de masse du lanceur par rapport au centre de la Terre. Il faut simplement intégrer les équations différentielles une deuxième fois, ce qui s'écrit :

$$[D^E \mathbf{s}_{BE}] = [\mathbf{v}_B^E] \quad (3.77)$$

3.3.6 Dynamique de rotation

Pour contrôler l'attitude du véhicule, il faut évidemment écrire les équations de rotation du corps. La modélisation à six ddl requiert l'ajout des mouvements de rotation à ceux de translation. L'application des lois d'Euler donne les équations différentielles de la vitesse angulaire du corps :

$$D^I \mathbf{I}_B^{BI} = \mathbf{m}_a + \mathbf{m}_p \quad (3.78)$$

où $\mathbf{I}_B^{BI} = \mathbf{I}_B^B \boldsymbol{\omega}^{BI}$, c'est le moment angulaire du véhicule dans le repère I . Ce vecteur de vitesse angulaire $\boldsymbol{\omega}^{BI}$ est décrit par le mouvement du repère corps dans le repère inertiel. Ce sont les composantes p , q et r de la vitesse angulaire :

$$\overline{\boldsymbol{\omega}}^{BI} = \begin{bmatrix} p & q & r \end{bmatrix} \quad (3.79)$$

Le repère I de l'équation (3.78) se transforme en E , avec la même hypothèse qu'à la section précédente, du repère Terre comme référentiel inertiel. Il est préférable de changer la dérivée rotationnelle de l'équation (3.78) du référentiel inertiel au repère corps, ce qui donne :

$$D^B \mathbf{I}_B^{BE} + \boldsymbol{\Omega}^{BE} \mathbf{I}_B^{BE} = \mathbf{m}_a + \mathbf{m}_p \quad (3.80)$$

L'analyse de la dérivée rotationnelle avec l'expansion du vecteur de moment angulaire :

$$D^B \mathbf{I}_B^{BE} = D^B (\mathbf{I}_B^B \boldsymbol{\omega}^{BE}) = D^B \mathbf{I}_B^B \boldsymbol{\omega}^{BE} + \mathbf{I}_B^B D^B \boldsymbol{\omega}^{BE} = \mathbf{I}_B^B D^B \boldsymbol{\omega}^{BE} \quad (3.81)$$

permet d'éliminer le terme $D^B \mathbf{I}_B^B$ qui est nul pour un corps rigide. Cette simplification réduit l'équation (3.80) à :

$$\mathbf{I}_B^B D^B \boldsymbol{\omega}^{BE} + \boldsymbol{\Omega}^{BE} \mathbf{I}_B^B \boldsymbol{\omega}^{BE} = \mathbf{m}_a + \mathbf{m}_p \quad (3.82)$$

Le deuxième terme du côté gauche de l'équation est l'effet gyroscopique apparent causé par le choix du repère corps au lieu du repère inertiel. La réécriture de l'équation avec le choix du système de coordonnées du corps donne :

$$[\mathbf{I}_B^B]^B \left[\frac{d\boldsymbol{\omega}^{BE}}{dt} \right]^B + [\boldsymbol{\Omega}^{BE}]^B [\mathbf{I}_B^B]^B [\boldsymbol{\omega}^{BE}]^B = [\mathbf{m}_a]^B + [\mathbf{m}_p]^B \quad (3.83)$$

et, en isolant la dérivée, l'équation qui suit est obtenue :

$$\left[\frac{d\boldsymbol{\omega}^{BE}}{dt} \right]^B = \frac{-[\boldsymbol{\Omega}^{BE}]^B [\mathbf{I}_B^B]^B [\boldsymbol{\omega}^{BE}]^B + [\mathbf{m}_a]^B + [\mathbf{m}_p]^B}{[\mathbf{I}_B^B]^B} \quad (3.84)$$

La matrice d'inertie :

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & J_{xy} & J_{xz} \\ J_{yx} & I_y & J_{yz} \\ J_{zx} & J_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad (3.85)$$

peut se simplifier pour un lanceur, les produits d'inertie J_{ij} sont nuls dû aux plans de symétrie $\mathbf{x}^B \mathbf{z}^B$ et $\mathbf{x}^B \mathbf{y}^B$. Ainsi, l'équation (3.84) de rotation peut être développée comme ceci :

$$\dot{p} = \frac{\mathbf{m}_{a1} + \mathbf{m}_{p1}}{I_x} \quad (3.86a)$$

$$\dot{q} = \frac{(I_z - I_x)pr + \mathbf{m}_{a_2} + \mathbf{m}_{p_2}}{I_y} \quad (3.86b)$$

$$\dot{r} = \frac{(I_x - I_y)pq + \mathbf{m}_{a_3} + \mathbf{m}_{p_3}}{I_z} \quad (3.86c)$$

En introduisant les forces aérodynamiques et propulsives, développées aux sections 3.3.3 et 3.3.4, les équations (3.86a), (3.86b) et (3.86c) deviennent :

$$\dot{p} = \frac{-\bar{q}Sl_d C_{l_p}}{I_x} \quad (3.87a)$$

$$\dot{q} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} pr - \frac{l_p T \delta_q}{I_y} + \frac{\bar{q}Sl_d^2 C_{m_q}}{2uI_y} q + \frac{l_d C_{m_\alpha} \bar{q}S}{I_y u} w \quad (3.87b)$$

$$\dot{r} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} pq - \frac{l_p T \delta_r}{I_z} + \frac{\bar{q}Sl_d^2 C_{n_r}}{2uI_z} r + \frac{l_d C_{n_\beta} \bar{q}S}{I_z u} v \quad (3.87c)$$

Il y a un couplage entre q et r lorsque la vitesse de roulis est non nul. Cependant, pour un lanceur avec une faible vitesse de roulis, il est possible de voir le couplage entre le mouvement longitudinal et latéral comme une perturbation. Ainsi une linéarisation sans couplage est présentée à la section suivante.

3.3.7 Linéarisation

Pour écrire les fonctions de transfert du modèle du lanceur, il faut linéariser autour d'un point d'opération. La méthode utilisée est le développement en série de Taylor. Seulement la première dérivée de cette série est gardée pour l'approximation linéaire courante. Pour un système à deux variables, les termes de première dérivée de la série sont :

$$f(w, q) \approx f(w_0, q_0) + \Delta w f_w(w_0, q_0) + \Delta q f_q(w_0, q_0) \quad (3.88)$$

où w_0 et q_0 sont les valeurs de w et q au point d'opération, $\Delta q = q - q_0$ et $\Delta w = w - w_0$, f_w et f_q sont les dérivées partielles par rapport à w et q de la fonction à linéariser.

Il y a un couplage entre q et r lorsque le roulis est non nul. Pour simplifier la linéarisation, le roulis est considéré nul. Ceci permet de séparer le mouvement longitudinal du mouvement latéral. Aussi, en utilisant le repère Terre comme repère inertiel, les forces centrifuge et Coriolis sont négligées. Suivant ces simplifications, les équations non linéaires à linéariser sont :

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{T}{m} - \frac{(C_{A_0} + C_{A_{\alpha'}} \alpha') \bar{q}S}{m} - g \sin \theta \quad (3.89a)$$

$$\dot{v} = -ru + \frac{T \delta_r}{m} + \frac{C_Y \bar{q}S}{mu} v \quad (3.89b)$$

$$\dot{w} = qu - \frac{T \delta_q}{m} - \frac{C_N \bar{q}S}{mu} w + g \cos \theta \quad (3.89c)$$

$$\dot{p} = 0 \quad (3.89d)$$

$$\dot{q} = -\frac{l_p T \delta_q}{I_y} + \frac{\bar{q} S l_d^2 C_{m_q}}{2 I_y u} q + \frac{l_d C_{m_\alpha} \bar{q} S}{I_y u} w \quad (3.89e)$$

$$\dot{r} = -\frac{l_p T \delta_r}{I_z} + \frac{\bar{q} S l_d^2 C_{n_r}}{2 I_z u} r + \frac{l_d C_{n_\beta} \bar{q} S}{I_z u} v \quad (3.89f)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3.89g)$$

$$\dot{\psi} = \frac{r}{\cos \theta} \quad (3.89h)$$

La linéarisation du mouvement longitudinale développée ici dépend des dérivées : de la vitesse verticale (w), de l'accélération verticale (\dot{w}), de la vitesse angulaire (q), de l'accélération angulaire (\dot{q}), de la position angulaire (θ) et de l'angle de tuyère (δ_q). La vitesse (u), la poussée (T), la masse (m), l'inertie (I_y), la longueur (l_p) et la longueur (l_a) sont considérées constantes lors de la linéarisation. La linéarisation des équations (3.89c), (3.89e) et (3.89g) pour les termes de première dérivée de la série de Taylor permet d'obtenir :

$$\Delta \dot{w} \approx u_0 \Delta q + Z_{\delta_q} \Delta \delta_q + Z_w \Delta w + Z_\theta \Delta \theta \quad (3.90a)$$

$$\Delta \dot{q} \approx M_{\delta_q} \Delta \delta_q + M_q \Delta q + M_w \Delta w \quad (3.90b)$$

$$\Delta \dot{\theta} \approx \Delta q \quad (3.90c)$$

où, pour simplifier l'écriture des équations, les variables suivantes sont utilisées :

$$\begin{aligned} Z_{\delta_q} &= -\frac{T}{m}, & Z_w &= -\frac{C_N \bar{q} S}{m u_0}, & Z_\theta &= -g \sin \theta_0, \\ M_{\delta_q} &= -\frac{l_p T}{I_y}, & M_q &= \frac{\bar{q} S l_d^2 C_{m_q}}{2 I_y u_0}, & M_w &= \frac{l_d C_{m_\alpha} \bar{q} S}{I_y u_0} \end{aligned} \quad (3.91)$$

Ici u_0 représente la vitesse u au point d'opération où la linéarisation est effectuée. Par souci de simplicité, les Δ n'apparaissent plus dans la suite du développement du mode longitudinal. La fonction de transfert θ/δ_q est trouvée à l'aide des équations (3.90a), (3.90b) et (3.90c). La première étape est de passer ces équations dans le domaine de Laplace :

$$w s = u_0 q + Z_{\delta_q} \delta_q + Z_w w + Z_\theta \theta \quad (3.92a)$$

$$q s = M_{\delta_q} \delta_q + M_q q + M_w w \quad (3.92b)$$

$$\theta s = q \quad (3.92c)$$

où s est la variable de Laplace.

L'hypothèse de considérer $u_o \gg w$ permet, par l'approximation des petits angles, le rapprochement de l'angle d'attaque et de la vitesse sur l'axe \mathbf{z} en tant que :

$$\alpha = \tan \frac{w}{u_0} \approx \frac{w}{u_0} \quad (3.93)$$

Ceci est possible car u_0 est grand par rapport à w . En posant $w = u_0\alpha$, les équations (3.92a) et (3.92b) peuvent alors être réécrite comme suit :

$$(s - Z_w)\alpha = q + \frac{Z_{\delta_q}\delta_q}{u_0} + \frac{Z_\theta\theta}{u_0} \quad (3.94)$$

$$qs - M_qq = M_{\delta_q}\delta_q + u_0M_w\alpha \quad (3.95)$$

Ceci permet de substituer α dans l'équation (3.95), par celui de l'équation (3.94). Pour ce faire, il faut multiplier tous les termes de l'équation (3.95) par $(s - Z_w)$, sauf celui contenant α , qui est remplacé par la partie à droite de l'égalité de l'équation (3.94). Suite à cette substitution, l'équation (3.95) s'écrit comme suit :

$$qs^2 - Z_wqs - M_qqs + Z_wM_qq = M_{\delta_q}\delta_qs - Z_wM_{\delta_q}\delta_q + u_0M_w \left(q + \frac{Z_{\delta_q}\delta_q}{u_0} + \frac{Z_\theta\theta}{u_0} \right) \quad (3.96)$$

Pour obtenir θ/δ_q au lieu de q/δ_q , il faut utiliser l'équation (3.92c) pour réécrire l'équation (3.96) en fonction de $\Delta\theta$ comme suit :

$$\theta s^3 - (Z_w + M_q)\theta s^2 + (Z_wM_q - u_0M_w)\theta s - M_wZ_\theta\theta = M_{\delta_q}\delta_qs + (M_wZ_{\delta_q} - Z_wM_{\delta_q})\delta_q \quad (3.97)$$

La fonction de transfert résultante pour le mouvement longitudinal avec un modèle à corps rigide sans couplage est :

$$\frac{\theta}{\delta_q} = \frac{M_{\delta_q}s + (M_wZ_{\delta_q} - Z_wM_{\delta_q})}{s^3 - (M_q + Z_w)s^2 + (Z_wM_q - u_0M_w)s - M_wZ_\theta} \quad (3.98)$$

Dans la littérature, des fonctions de transfert plus simples que celle trouvée à l'équation (3.98) sont utilisées pour asservir la position angulaire du lanceur. Différentes hypothèses sont employées pour simplifier cette fonction de transfert, ceci engendre trois représentations qui serviront pour l'analyse effectuée au chapitre 4. Après avoir négligé la gravité $g = 0$, le terme Z_θ est supprimé de l'équation (3.98) et la fonction de transfert (équation (3.98)) devient :

$$G_{\theta A} = \frac{\theta}{\delta_q} = \frac{M_{\delta_q}s + (M_wZ_{\delta_q} - Z_wM_{\delta_q})}{s(s^2 - (M_q + Z_w)s + (Z_wM_q - u_0M_w))} \quad (3.99)$$

Pour la suite, le taux de variation de l'angle d'inclinaison de la trajectoire de vol ($\Delta\gamma$) est considéré nul. Ce qui veut dire que le vecteur vitesse \mathbf{v}_B^E dans le plan de tangage ne change pas d'orientation et ceci permet d'écrire $\Delta\alpha = \Delta\theta$. Il est ainsi possible de trouver la fonction de transfert $G_{\theta B}$, en utilisant seulement les équations (3.92b) et (3.92c). Aussi, en considérant la vitesse u très grande, le terme M_q est négligeable par rapport à u_0M_w . Ces simplifications permettent d'écrire :

$$G_{\theta B} = \frac{\theta}{\delta_q} = \frac{M_{\delta_q}}{s^2 - u_0M_w} \quad (3.100)$$

$G_{\theta B}$ est le modèle utilisé par Greensite (1970) et plusieurs autres auteurs. Au décollage ou en phase exoatmosphérique, tous les coefficients aérodynamiques sont nuls, ce qui simplifie la fonction de transfert à un intégrateur double :

$$G_{\theta I} = \frac{\theta}{\delta_q} = \frac{M_{\delta_q}}{s^2} \quad (3.101)$$

Pour l'analyse des perturbations, il est intéressant d'étudier la fonction de transfert α/δ_q . Au lieu de substituer α dans l'équation (3.95), par celui de l'équation (3.94). Il est possible de substituer q dans l'équation (3.94), par celui de l'équation (3.95). En négligeant le terme $\frac{Z_{\theta}\theta}{u_0}$, la fonction de transfert est :

$$\frac{\alpha}{\delta_q} = \frac{\frac{Z_{\delta_q}}{u_0}s + M_{\delta_q} - \frac{M_q Z_{\delta_q}}{u_0}}{s^2 - (M_q + Z_w)s + Z_w M_q - u_0 M_w} \quad (3.102)$$

La linéarisation du mouvement latéral est résolue à l'aide de la même méthode que le mouvement longitudinal. La linéarisation du mouvement latéral dépend des dérivées de la vitesse latérale (v), de l'accélération latérale (\dot{v}), de la vitesse angulaire (r), de l'accélération angulaire (\dot{r}), de la position en lacet (ψ) et de l'angle de tuyère (δ_r). La linéarisation des équations (3.89b), (3.89f) et (3.89h) donne

$$\Delta\dot{v} \approx -u_0\Delta r + Y_{\delta_r}\Delta\delta_r + Y_v\Delta v \quad (3.103a)$$

$$\Delta\dot{r} \approx N_{\delta_r}\Delta\delta_r + N_r\Delta r + N_v\Delta v \quad (3.103b)$$

$$\Delta\dot{\psi} \approx \frac{\Delta r}{\cos\theta_0} \quad (3.103c)$$

où

$$Y_{\delta_r} = \frac{T}{m}, Y_v = \frac{C_Y \bar{q} S}{m u_0}, N_{\delta_r} = -\frac{l_p T}{I_z}, N_r = \frac{\bar{q} S l_d^2 C_{nr}}{2u_0 I_z}, N_v = \frac{l_d C_{n\beta} \bar{q} S}{I_z u_0} \quad (3.104)$$

Les trois fonctions de transfert recherchées sont r/δ_r , ψ/δ_r et β/δ_r . Premièrement, les équations (3.103a), (3.103b) et (3.103c) ramenées dans le domaine de Laplace donnent :

$$vs = -u_0 r + Y_{\delta_r} \delta_r + Y_v v \quad (3.105a)$$

$$rs = N_{\delta_r} \delta_r + N_r r + N_v v \quad (3.105b)$$

$$\psi s = \frac{r}{\cos\theta_0} \quad (3.105c)$$

En considérant $u_0 \gg v$, il est possible d'écrire :

$$\beta = \tan \frac{v}{u_0} \approx \frac{v}{u_0} \quad (3.106)$$

Avec cette équation, les équations (3.105a) et (3.105b) se réécrivent ainsi :

$$(s - u_0 Y_v) \beta = -u_0 r + Y_{\delta_r} \delta_r + Y_v v \quad (3.107)$$

$$rs = N_{\delta_r}\delta_r + N_r r + u_0 N_v \beta \quad (3.108)$$

Il est possible d'isoler β dans l'équation (3.107) et de substituer β dans (3.108). La fonction de transfert résultante pour la vitesse angulaire r est :

$$G_{rA} = \frac{r}{\delta_r} = \frac{N_{\delta_r}s + (N_v Y_{\delta_r} - Y_v N_{\delta_r})}{s^2 - (N_r + Y_v)s + (Y_v N_r + u_0 N_v)} \quad (3.109)$$

Il faut utiliser l'équation (3.105c) pour obtenir l'équation précédente en fonction de ψ , l'équation ainsi obtenue est :

$$G_{\psi A} = \frac{\psi}{\delta_r} = \frac{[N_{\delta_r}s + (N_v Y_{\delta_r} - Y_v N_{\delta_r})]/\cos\theta_0}{s(s^2 - (N_r + Y_v)s + (Y_v N_r + u_0 N_v))} \quad (3.110)$$

Pour le mouvement latéral, c'est le changement de cap qui est considéré nul ($\Delta\chi = 0$), ce qui veut dire que le vecteur vitesse \mathbf{v}_B^E dans le plan du lacet ne change pas d'orientation. Ceci permet d'écrire $\Delta\beta = \Delta\psi$. De façon similaire au mouvement longitudinal, la fonction de transfert $G_{\psi B}$ est retrouvée ici à l'aide de l'équation (3.105b) et (3.105c). En négligeant N_r , la fonction de transfert devient :

$$G_{\psi B} = \frac{\psi}{\delta_r} = \frac{N_{\delta_r}/\cos\theta_0}{s^2 + u_0 N_v} \quad (3.111)$$

La supposition des coefficients aérodynamiques nuls, lors du décollage et de la phase exoatmosphérique, permet d'obtenir la fonction de transfert à double intégrateur suivante :

$$G_{\psi I} = \frac{\psi}{\delta_q} = \frac{N_{\delta_q}/\cos\theta_0}{s^2} \quad (3.112)$$

La fonction de transfert :

$$\frac{\beta}{\delta_r} = \frac{\frac{Y_{\delta_r}}{u_0}s + N_{\delta_r} - \frac{N_r Y_{\delta_r}}{u_0}}{s^2 - (N_r + Y_v)s + Y_v N_r + u_0 N_v} \quad (3.113)$$

est trouvée de la façon similaire que la fonction de transfert de l'équation (3.102).

Les fonctions de transfert pour un modèle à corps rigide non couplé sont ainsi résolues. Pour le mouvement longitudinal, les équations (3.99), (3.100) et (3.101) représentent les fonctions de transfert en fonction de la variable manipulée δ_q . Tandis que pour le mouvement latéral, ce sont les équations (3.110), (3.111) et (3.112). À partir de ces fonctions de transfert, il est possible de concevoir un régulateur qui permet d'orienter le lanceur dans le simulateur non linéaire à six ddl.

Les plans de tangage et de lacet sont très similaires. Pour un lanceur axisymétrique, tel que celui à l'étude, il est possible d'utiliser seulement les coefficients aérodynamiques en tangage, en posant $C_Y = -C_N$, $C_{n_\beta} = -C_{m_\alpha}$ et $C_{n_r} = C_{m_q}$. Avec ce type de lanceur, les moments d'inertie I_y et I_z sont supposés égaux. Ceci permet d'écrire :

$$G_{\psi A} \cos\theta_0 = G_{\theta A} \quad (3.114)$$

Avec cette observation, il devient évident qu'il est possible d'ajuster le régulateur en lacet avec les mêmes paramètres que le régulateur en tangage. Il faut simplement ajouter un facteur $\cos\theta_0$ lors de l'implémentation du régulateur en lacet.

3.3.8 Mise en équation des fonctions de transfert

Voici les fonctions de transfert G_{qA} , $G_{\theta B}$ et $G_{\theta I}$ telles qu'elles sont implantées dans le script MATLAB[®] :

$$G_{qA} = \frac{q}{\delta_q} = \frac{-\frac{l_p T}{I_y} s - \frac{T \bar{q} S (l_a C_N + l_d C_M + l_p C_N)}{m I_y u_0}}{s^2 - \left(\frac{\bar{q} S l_d^2 (C_{m_q} + C_{MAD})}{2 I_y u_0} - \frac{C_N \bar{q} S}{m u_0} \right) s - \left(\frac{\bar{q}^2 S^2 l_d^2 C_N (C_{m_q} + C_{MAD})}{2 I_y m u_0^2} + \frac{l_d C_{m_\alpha} \bar{q} S}{I_y} \right)} \quad (3.115a)$$

$$G_{\theta B} = \frac{\theta}{\delta_q} = \frac{-\frac{l_p T}{I_y}}{s^2 - \frac{(l_a C_N + l_d C_M) \bar{q} S}{I_y}} \quad (3.115b)$$

$$G_{\theta I} = \frac{\theta}{\delta_q} = \frac{-\frac{l_p T}{I_y}}{s^2} \quad (3.115c)$$

Avec cette écriture, il est plus facile de voir la provenance des pôles et zéros. Voici celles du mouvement latéral :

$$G_{rA} = \frac{r}{\delta_r} = \frac{-\frac{l_p T}{I_z} s - \frac{T \bar{q} S (l_a C_Y + l_d C_M + l_p C_N)}{m I_z u_0}}{s^2 + \left(\frac{\bar{q} S l_d^2 (C_{n_r} + C_{MAD})}{2 u_0 I_z} + \frac{C_N \bar{q} S}{m u_0} \right) s + \left(\frac{\bar{q}^2 S^2 l_d^2 C_Y (C_{n_r} + C_{MAD})}{2 m u_0^2 I_z} - \frac{\bar{q} S l_d C_{n_\beta}}{I_z} \right)} \quad (3.116a)$$

$$G_{\psi B} = \frac{\psi}{\delta_r} = \frac{-\frac{l_p T}{I_z} / \cos \theta_0}{s^2 - \frac{\bar{q} S (l_a C_Y + l_d C_M)}{I_z}} \quad (3.116b)$$

$$G_{\psi I} = \frac{\psi}{\delta_r} = \frac{-\frac{l_p T}{I_z} / \cos \theta_0}{s^2} \quad (3.116c)$$

3.3.9 Lanceur à l'étude et valeurs numériques de certains paramètres

Pour analyser et asservir le lanceur, il faut trouver les valeurs numériques des fonctions de transfert linéarisées. Ces fonctions de transfert sont dépendantes de plusieurs paramètres qui évoluent avec le temps et les différentes étapes du vol. Le lanceur à l'étude et les valeurs numériques de certains paramètres sont présentés dans la présente section.

Le lanceur étudié s'inspire de celui proposé par l'étude de Bristol Aerospace Ltd et Cesaroni Technology Inc. décrite dans le rapport de Labib et al. (2009). Ce lanceur a trois étages et il a une hauteur de 23.6 mètres. Le diamètre du premier étage jusqu'au troisième sont respectivement de 2,5 m, 2 m et 0,9 m. Le premier étage est composé de six moteurs ayant chacun une tuyère orientable dans les deux axes. Le deuxième étage utilise deux moteurs similaires à ceux du premier étage, tandis que le troisième étage utilise une version plus petite du moteur. Les trois étages ont un temps de brûlage de 109,5 s. La modélisation et les tests n'ont pas pris en compte les multiples tuyères des étages, pour le premier étage un gros moteur incluant les six plus petits et une seule tuyère orientable sont utilisés.

Les conditions de vol du lanceur subissent de très grandes variations telles que la vitesse qui varie de 0 km/s à 7,9 km/s ou la masse au décollage de 28949 kg, qui diminue jusqu'à la masse

du satellite de 150 kg. L'évolution de la vitesse, de l'altitude, de la masse et de l'inertie est présentée à la figure 3.15. Sur cette figure, les deux premières lignes verticales représentent respectivement la première et la deuxième séparation d'étages, tandis que la troisième ligne verticale souligne la fin de la phase de dérive qui commence à la séparation du deuxième étage.

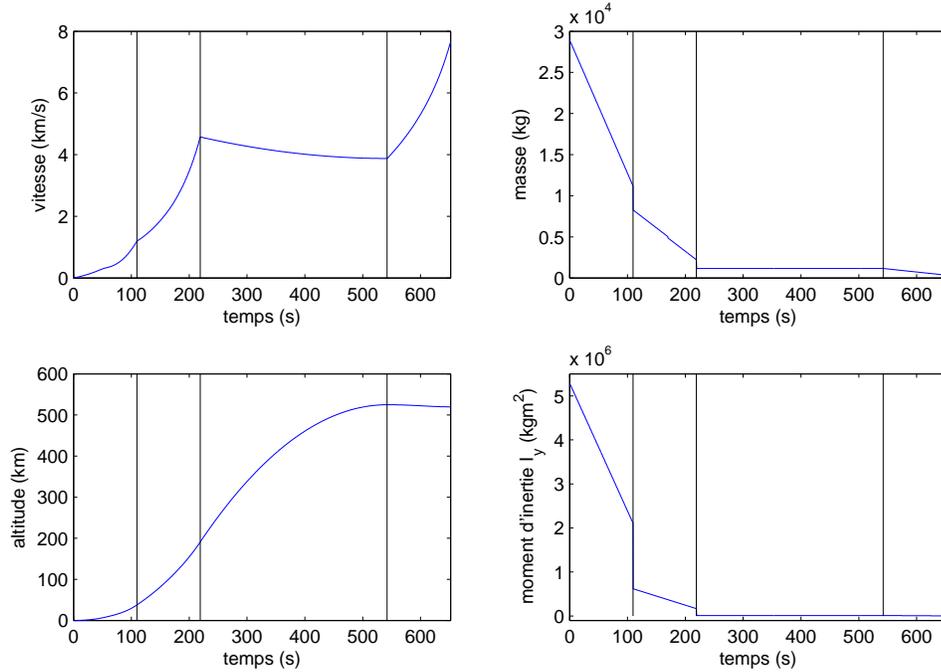


FIGURE 3.15: Évolution de la vitesse, de l'altitude, de la masse et de l'inertie pendant un lancement

En effet, la trajectoire permettant l'injection du satellite sur l'orbite désirée est bien connue et ne varie pas beaucoup durant le lancement. Ainsi plusieurs combinaisons de paramètres sont inutiles, car il est impossible de les rencontrer en opération. Par exemple, il est inutile de calculer une fonction de transfert pour une altitude de 5 km et une vitesse quasi nulle. Un script MATLAB[®] est utilisé pour calculer les fonctions de transfert liées à une trajectoire donnée.

Pour l'instant, les calculs sont effectués avec la trajectoire de référence qui permet de placer la charge utile sur une orbite héliosynchrone à 500 km d'altitude. Cette trajectoire réaliste a été générée à l'aide du logiciel Astos 6.1.2. Pour des études de robustesse, il sera nécessaire de générer plusieurs trajectoires. Ces trajectoires formeront un couloir dans lequel le lanceur devrait se situer lors du vol. Les études de robustesse devront aussi porter sur des perturbations externes, telles que les flexions, le balottement des ergols et le vents. Durant toute la mission, le régulateur devra demeurer stable pour toutes ces trajectoires.

3.4 Conclusion

La modélisation effectuée dans cette section a généré deux systèmes SISO (une entrée, une sortie), à trois modèles chacun, qui varient en fonction du temps. À l'aide de ces modèles, il est possible de concevoir un régulateur en lacet et en tangage avec une tuyère orientable dans deux axes perpendiculaires. La modélisation a été simplifiée par plusieurs hypothèses, en voici la liste :

- équations non linéaires ;
 - masse constante ;
 - corps rigide ;
 - aucun ballonnement des ergols ;
 - absence de vent ;
 - origine du repère corps au centre de masse du lanceur ;
 - absence des forces centrifuge et Coriolis (repère Terre considéré inertiel) ;
 - roulis nul (modèle découplé) ;
 - pas de couplage au niveau des tuyères ;
 - produits d'inertie nuls (plan de symétrie $\mathbf{x}^B \mathbf{z}^B$ et $\mathbf{x}^B \mathbf{y}^B$) ;
 - approximation des petits angles pour δ_q , δ_r , α et β ,
- linéarisation des équations ;
 - vitesse, poussée, pressions dynamique et statique et moments d'inertie constant au point d'opération ;
 - centre de masse, centre de pression et centre de poussée constant au point d'opération ;
 - utilisation de la première dérivée de la série de Taylor,
- simplification des fonctions de transfert ;
 - gravité nulle ;
 - absence de variation du cap et de l'inclinaison de la trajectoire de vol ;
 - vitesse élevée ;
 - forces aérodynamiques nulles.

Plusieurs améliorations sont possibles à la modélisation réalisée. Jusqu'ici, une seule tuyère a été considérée, augmenter le nombre de tuyères permettrait d'avoir une meilleure représentation du lanceur envisagé. Il serait également possible de commander le roulis. Ceci exige l'écriture d'une nouvelle fonction de transfert qui diffère du mouvement longitudinal et latéral. Une lacune à la modélisation réalisée est la singularité des angles d'Euler qui se produit au décollage, lorsque $\theta=90^\circ$. En effet, il est préférable d'effectuer la linéarisation avec les quaternions pour éviter les singularités. Sinon, une autre approche possible est de changer l'ordre de

multiplication des matrices de transformation des angles d'Euler. Une autre amélioration envisageable est d'effectuer la modélisation sans faire l'hypothèse du roulis nul, ce qui permettrait d'effectuer une commande multivariable.

Chapitre 4

Comparaison des modèles avec le simulateur non linéaire

Avec la modélisation et la linéarisation en main, il est possible d'obtenir les fonctions de transfert pour le mouvement longitudinal et latéral à n'importe quel instant de la mission. Ceci requiert la connaissance d'une trajectoire et de plusieurs autres caractéristiques du lanceur qui varient dans le temps. Les fonctions de transfert du mouvement longitudinal et latéral sont similaires à un facteur $1/\cos\theta_0$ pour les gains des trois modèles en position. Ceci permet de considérer les stratégies de commande seulement pour le mouvement longitudinal et d'alléger le mémoire. Les tests effectués sur le simulateur non linéaire utilisent les mêmes régulateurs pour les deux plans. Par contre pour le lacet, la commande est multipliée par $\cos\theta$. C'est seulement au chapitre 7 que des résultats seront présentés pour le mouvement autour des trois axes.

Le but de ce chapitre est de trouver le meilleur modèle à utiliser pour les stratégies de commande plus élaborées. À la section 3.3.7, différentes hypothèses sont utilisées pour générer trois modèles de la vitesse angulaire et de la position angulaire en fonction du déplacement de la tuyère. Ce chapitre sert à comparer ces modèles à celui du simulateur non linéaire. Il faut trouver le modèle le plus simple et représentatif de la dynamique du lanceur, qui est reproduite à l'aide du simulateur non linéaire. Dans ce chapitre, il n'est aucunement question d'obtenir un ajustement idéal pour les régulateurs, mais bien les fonctions de transfert à utiliser par la suite. Il est nécessaire d'effectuer des tests en boucle fermée pour comparer les fonctions de transfert, car le lanceur est un procédé instable et des tests en boucle ouverte donneraient très peu d'information. Des régulateurs de forme simple avec un ajustement qui est loin d'être optimal sont utilisés pour effectuer la comparaison des modèles. Les simplifications choisies doivent être également représentatives du modèle en position angulaire que de celui en vitesse angulaire. Le modèle sélectionné dans ce chapitre servira pour la conception de la stratégie de commande proposée dans ce mémoire.

Ce chapitre débute par la présentation des fonctions de transfert avec les pôles et zéros mis en évidence. Ceci facilite la conception des stratégies de commande. Par la suite, l'évolution des fonctions de transfert en fonction du temps est examinée. Les analyses des modèles linéaires se basent sur un temps fixe de cinquante secondes. Les forces aérodynamiques sont à leur plus fort à ce moment. Ce choix est expliqué plus en détail dans la section 4.2. Différentes méthodes d'ajustement d'un régulateur PID, pour la régulation en position, sont étudiées à la section 4.3. À la section 4.4, la commande en vitesse angulaire est effectuée à l'aide des régulateurs P et PI. Des stratégies basées sur l'abaque de Black sont utilisées pour ajuster les différents régulateurs. Les modèles linéaires sont comparés avec le simulateur non linéaire, et ce, pour différents régulateurs. Pour clore le chapitre, une conclusion axée sur la sélection du modèle à utiliser pour la conception des futures stratégies de commande, est présentée.

4.1 Fonctions de transfert

En fonction des phases du vol, il peut être préférable de réguler la position et/ou la vitesse angulaire. C'est pour cette raison que l'analyse est effectuée autant en position angulaire qu'en vitesse angulaire. Une méthode possible, pour simplifier l'analyse et la régulation, est de mettre en évidence les pôles et zéros. Le modèle avec un zéro devient :

$$G_{\theta A} = \frac{K_A(s + z_0)}{s(s - p_{1A})(s + p_{2A})} \quad G_{\dot{\theta} A} = \frac{K_A(s + z_0)}{(s - p_{1A})(s + p_{2A})} \quad (4.1)$$

le modèle simplifié :

$$G_{\theta B} = \frac{K_B}{(s - p_{1B})(s + p_{1B})} \quad G_{\dot{\theta} B} = \frac{K_B s}{(s - p_{1B})(s + p_{1B})} \quad (4.2)$$

et le modèle intégrateur :

$$G_{\theta I} = \frac{K_I}{s^2} \quad G_{\dot{\theta} I} = \frac{K_I}{s} \quad (4.3)$$

Les fonctions de transfert en vitesse sont trouvées par construction. Elles s'obtiennent en ajoutant une dérivée à $G_{\theta A}$, $G_{\theta B}$ et $G_{\theta I}$. Dans les trois équations précédentes, il faut mettre en évidence que $K_A = K_B = K_I = \frac{-l_p T}{I_y} = K$, l'utilisation de la notation K sera employée pour la suite du mémoire.

Pour déterminer le modèle à utiliser dans les chapitres suivants, une analyse est effectuée avec ces six fonctions de transfert. Un régulateur PID est utilisé pour analyser le modèle en position angulaire, il sera ajusté en fonction du modèle. Pour la régulation en vitesse, deux types de régulateur seront employés, un régulateur P et l'autre PI. Les tests effectués en position angulaire et en vitesse angulaire permettront de justifier le choix du modèle à préférer lors de la conception d'une loi de commande efficace.

4.2 Analyse des modèles

Avant d'établir une stratégie de commande, il est intéressant d'analyser et comparer les fonctions de transfert des trois modèles. Pour ce faire, l'évolution des différents paramètres des modèles est commentée. Par la suite, une analyse des pôles et zéros pour les modèles linéaires à un instant précis est effectuée. L'analyse fréquentielle est présentée à l'aide des diagrammes de Bode des différents modèles.

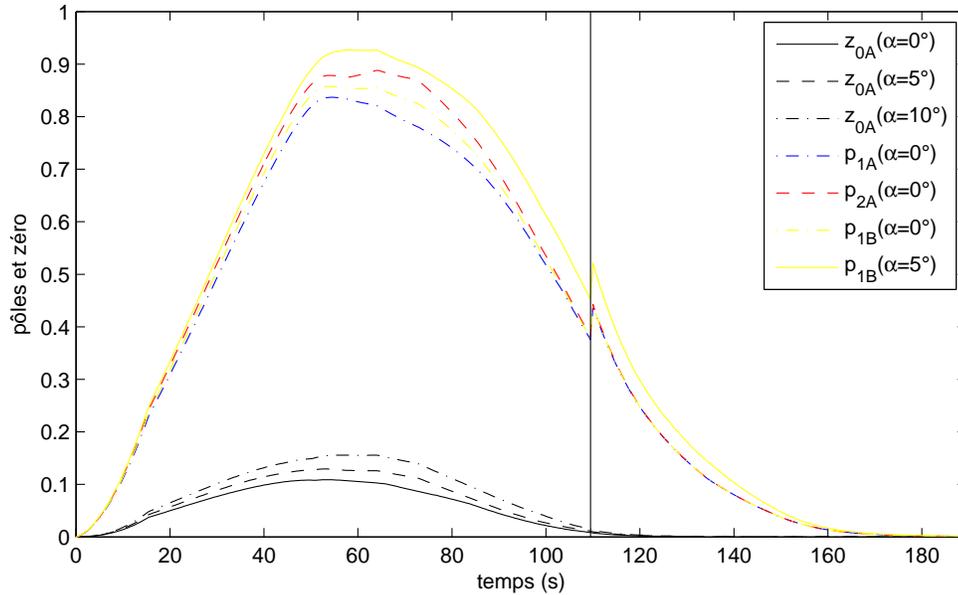


FIGURE 4.1: Évolution des pôles et du zéro des fonctions de transfert A et B en fonction du temps, pour différents angles d'attaque

La grande différence entre les modèles A et B , c'est le zéro. Le zéro est généré par l'interaction entre les forces propulsives et aérodynamiques. La force principale provient du moment engendré par l'orientation de la poussée. L'autre partie provient du couplage, forces aérodynamiques et propulsives. L'évolution du zéro et des pôles, en fonction du temps, est présentée à la figure 4.1. Cette image est générée avec trois angles d'attaque différents et la séparation des étages est représentée par une ligne verticale. À titre de comparaison, pour $\alpha=5^\circ$ et $t=50$ s, $z_0=0,127$ et pour un angle d'attaque nul $z_0=0,108$. Pour un lanceur, le point d'opération habituel est près de 0° en phase atmosphérique. Dans cette phase, il faut rester bien en dessous d'un angle d'attaque de cinq degrés et le lanceur n'est pas en mesure de supporter un angle d'attaque s'approchant de dix degrés. Les tableaux de coefficients aérodynamiques, servant à calculer les forces aérodynamiques dans le simulateur, sont générés à l'aide du logiciel Datcom. Ils sont fournis pour des angles d'attaque variant de zéro à quinze, et ce, pour des intervalles plus petits, près de zéro degré.

Tel que vu à la figure 4.1, le zéro est significatif seulement pour le premier étage. Avec la trajectoire fournie, la séparation du premier étage s'effectue à environ 38 km. La valeur de z_0 est pratiquement nulle après la séparation du premier étage. Ceci permet de considérer le zéro comme une dérivée et d'annuler l'intégrateur de $G_{\theta A}$. Ceci, en plus qu'après le premier étage p_{1A} , p_{2A} et p_{1B} sont pratiquement égaux, permet de considérer $G_{\theta A}$ équivalant à $G_{\theta B}$ pour les étages supérieurs. Par contre, les pôles stable et instable ne tendent pas aussi rapidement vers zéro que z_0 . Pour cette raison, les pôles de la figure 4.1 sont générés pour des vitesses allant jusqu'à Mach douze. Une analyse des modèles A et B , pour des vitesses supérieures à Mach douze, nécessiterait de nouveaux tableaux de coefficients aérodynamiques. Par contre, lorsque ces vitesses sont atteintes, l'altitude est supérieure à 140 km et les forces aérodynamiques sont pratiquement absentes. Lorsque les forces aérodynamiques sont considérées nulles, le modèle intégrateur pour réguler la vitesse et l'intégrateur double pour réguler la position est assurément valide. En observant la figure 4.1, qui montre l'évolution des pôles des modèles A et B , il est possible de conclure qu'utiliser les pôles du modèle A ou B influence peu les réglages du régulateur comparativement à la présence du zéro. Ceci confirme que la principale différence entre le modèle A et B , c'est le zéro.

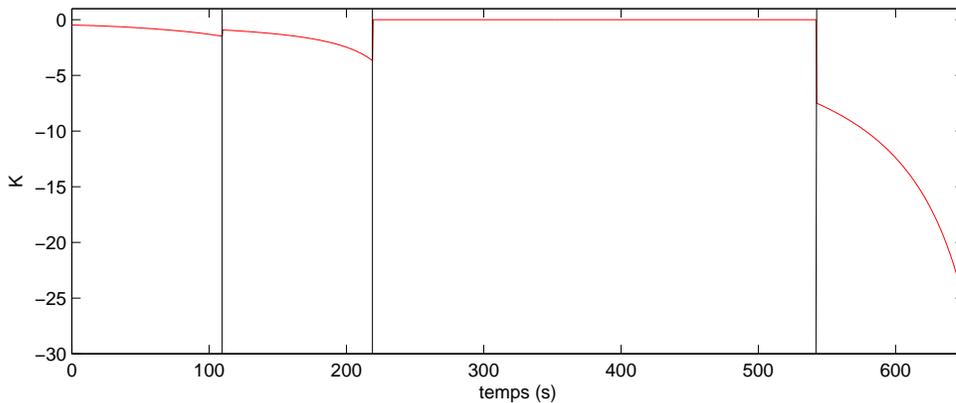


FIGURE 4.2: Évolution du gain K pour la durée de la mission

En négligeant les forces aérodynamiques, le modèle à utiliser est l'intégrateur en vitesse ou l'intégrateur double en position. Dans ce cas, le seul paramètre à étudier est le gain de l'intégrateur présenté à la figure 4.2. Ce gain varie tel que $K = -l_p T / I_y$, où l_p est la distance entre le centre de masse et le centre de propulsion, cette distance varie peu pour un étage donné. T est la force de poussée qui varie en fonction de l'altitude et de l'étage. I_y représente le moment d'inertie qui diminue tout au long du vol, tel que vu à la figure 3.15. En regardant l'évolution de K , qui passe de -0,47 à -25, il est évident qu'une stratégie avec séquençement de gains est nécessaire.

L'analyse des modèles et des stratégies de commande s'effectue à $t=50$ s. Ce moment est choisi, entre autres, car le zéro est près de son maximum. À ce moment, le zéro qui est généré

par la force aérodynamique est à son plus loin de l'axe imaginaire. De plus, pour la fonction de transfert $G_{\theta A}$, lorsque z_0 tend vers zéro, le zéro fusionne avec l'axe imaginaire et devient une dérivée qui est annulée par l'intégrateur. Il faut aussi faire l'analyse des pôles à cinquante secondes, pour déterminer si c'est effectivement à ce moment que les forces aérodynamiques sont à leurs plus fortes. En regardant la figure 4.1, la dynamique de $G_{\theta B}$ est à son plus rapide entre cinquante et quatre-vingts secondes. En regardant l'équation (3.115b) du modèle $G_{\theta B}$, les forces aérodynamiques sont visibles seulement aux pôles. Plus elles sont fortes, plus les pôles sont grands. D'un point de vue physique, les forces et moments aérodynamiques, présentés aux équations (3.48) et (3.49), sont fortement liés à la pression dynamique et aux coefficients aérodynamiques. Les coefficients aérodynamiques C_M et C_N varient de -8 à 2 en fonction de l'angle d'attaque et du nombre de Mach. La pression dynamique est présentée à la figure 4.3. C'est principalement la pression dynamique qui indique la puissance des forces aérodynamiques, son maximum est près de cinquante secondes. Pour toutes ces raisons, le procédé est moins facile à stabiliser aux alentours de $t=50$ s et l'analyse et les ajustements initiaux des régulateurs sont effectués à cet instant.

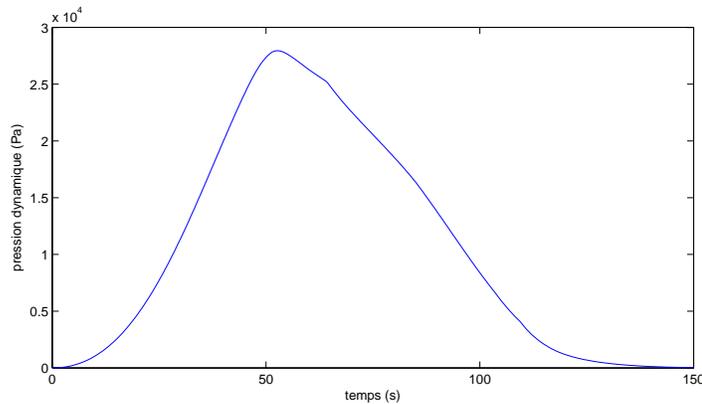


FIGURE 4.3: Graphique de la pression dynamique \bar{q} en fonction du temps

Pour la suite de ce chapitre, l'analyse et la régulation sont effectuées à l'instant $t=50$ s. L'inspection des pôles et zéros s'effectue à l'aide de la figure 4.4. Les pôles stables et instables sont sensiblement au même endroit pour les quatre modèles $G_{\dot{\theta}A}$, $G_{\dot{\theta}B}$, $G_{\theta A}$ et $G_{\theta B}$. Le zéro de $G_{\dot{\theta}A}$ se transforme en dérivée pour $G_{\dot{\theta}B}$. Pour les modèles en position, $G_{\theta A}$ a un intégrateur et un zéro très proche de l'axe imaginaire, tandis que $G_{\theta B}$ a seulement un pôle stable et instable. L'intégrateur et le zéro se sont annulés à l'aide de l'hypothèse : $\Delta\gamma = 0$ qui permet d'écrire $\Delta\alpha = \Delta\theta$. Ensuite il est possible de passer de la fonction de transfert $G_{\theta A}$ à $G_{\theta B}$, ce changement est effectué aux équations (3.99) et (3.100).

L'analyse fréquentielle des modèles s'effectue à l'aide des diagrammes de Bode de la figure 4.5. Les modèles en position angulaire présentent une différence significative au niveau de leurs gains. Les modèles $G_{\theta A}$ et $G_{\theta I}$ ont un gain statique infini. Ce gain est causé par l'intégrateur

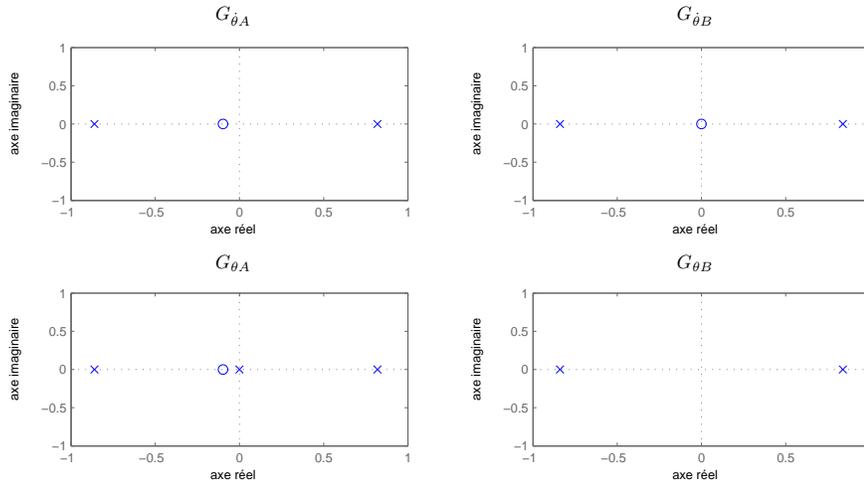


FIGURE 4.4: Graphique des pôles et zéros, des modèles en position angulaire et en vitesse angulaire à $t=50$ s

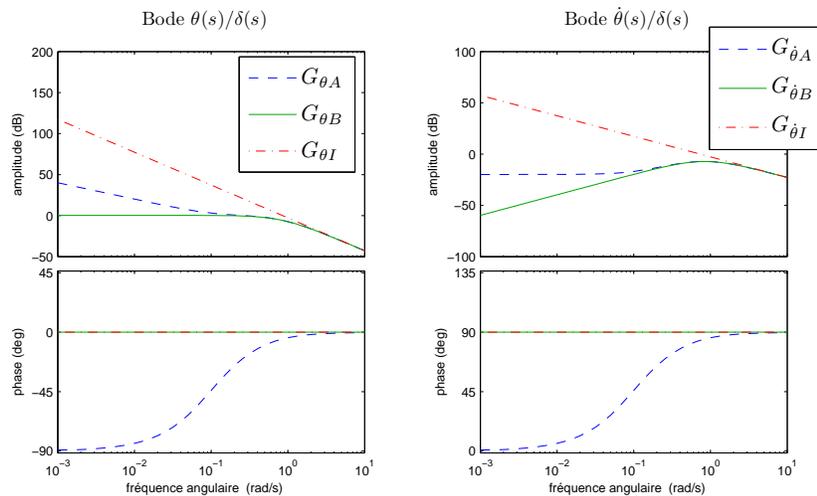


FIGURE 4.5: Diagramme de Bode des trois modèles en position angulaire et en vitesse angulaire

et l'intégrateur double. Avec un gain infini, il est nécessaire d'avoir une commande nulle pour conserver une position angulaire fixe. Ceci n'est pas le cas pour $G_{\theta B}$, ce modèle a un gain statique non nul. Il est quasi unitaire, il faut donc conserver un angle de tuyère d'environ -5° pour conserver une position angulaire de -5° . La force de poussée étant la force principale, il est facile d'imaginer que le procédé a un gain statique infini. Tant que l'angle de tuyère est non nul, il y a un moment généré, donc une vitesse non nulle ou des forces à contrer, qui sont en l'occurrence les moments générés par les forces aérodynamiques. Le modèle $G_{\theta B}$ considère qu'avec un déplacement de $\theta=-5^\circ$, l'angle d'attaque résultant est constant à -5° et le moment aérodynamique généré doit être combattu à l'aide d'une inclinaison de tuyère d'environ -5° .

Les tests avec le simulateur non linéaire vont aider à visualiser quel système se rapproche le plus de la réalité. Les trois modèles sont semblables aux hautes fréquences. Ceci signifie que le régime transitoire est semblable pour les trois modèles. Les phases de $G_{\theta B}$ et $G_{\theta I}$ sont de 0° et celle de $G_{\theta A}$ passe de -90° à -0° . Cette différence est causée par l'intégrateur et le zéro de $G_{\theta A}$, ces deux composantes font varier la phase de -90° à 0° . Un régulateur avec avance de phase sera nécessaire pour stabiliser les modèles $G_{\theta A}$ et $G_{\theta B}$, car avec un régulateur proportionnel à gain négatif, la phase maximale est de -180° .

Les trois modèles en vitesse angulaire ont tous des gains statiques très différents. Par contre, pour des fréquences plus élevées, leurs phases et leurs gains sont tous semblables. Le modèle intégrateur a une phase constante de -270° et une pente de -20 dB/décade, ce qui lui donne un gain statique infini. Le modèle $G_{\dot{\theta} A}$ a un gain statique de 0,11 ou $-19,17$ dB, tel que vu à la figure 4.5. Ce gain statique fini indique que la commande devra être non nulle pour maintenir une vitesse angulaire différente de zéro. Le zéro de $G_{\dot{\theta} A}$ fait varier la phase de -360° à -270° . Le modèle $G_{\dot{\theta} B}$ a une dérivée, ce qui lui donne une pente de 20 dB/décade aux basses fréquences et sa phase est constante à -270° . Dans ce cas, pour conserver une sortie constante non nulle, il faut que la commande augmente linéairement avec le temps. Pour conserver une vitesse angulaire constante, il est naturel de penser que l'angle d'orientation des tuyères est petit, pour contrer les forces aérodynamiques, ce qui pourrait ressembler au modèle *A*. Sans force aérodynamique, il est plus probable d'avoir un angle de tuyère nul pour conserver une vitesse angulaire constante, ce qui représente mieux le modèle intégrateur.

4.3 Contrôle de la position angulaire avec un régulateur PID

Les régulateurs proportionnel intégral (PI) et proportionnel intégral dérivé (PID) sont utilisés dans un très grand nombre de systèmes. C'est parce qu'ils sont en mesure d'éliminer les erreurs de sortie pour des échelons de consigne et des perturbations échelons en entrées, et ce, pour un grand nombre de procédés. Les systèmes de commande en aéronautique utilisent abondamment les régulateurs PID. Les tuyères orientables d'un bon nombre de lanceurs sont réglées avec des régulateurs PID. Il existe plusieurs structures de régulateur PID. Les trois structures les plus fréquentes sont interactive (série), non-interactive et parallèle. Dans cet ouvrage, la forme interactive est préférée, puisqu'il est possible de la convertir vers la forme parallèle ou non-interactive. Ceci n'est pas toujours possible dans le sens inverse (parallèle ou non-interactive vers série). Le diagramme fonctionnel de la structure interactive est illustré à la figure 4.6. L'équation du régulateur est :

$$G_c = \frac{K_c(T_i s + 1)}{T_i s} \frac{(T_d s + 1)}{(T_f s + 1)} \quad (4.4)$$

où T_i , T_d et T_f sont respectivement les constantes de temps de l'intégrateur, de la dérivée et du filtre, tandis que K_c est le gain du régulateur. Avec le bruit présent dans les systèmes réels et pour avoir une fonction de transfert propre, il faut employer un régulateur qui possède

un nombre de pôles égal ou supérieur au nombre de zéros. C'est pour ces raisons que dans l'équation (4.4), un filtre est présent.

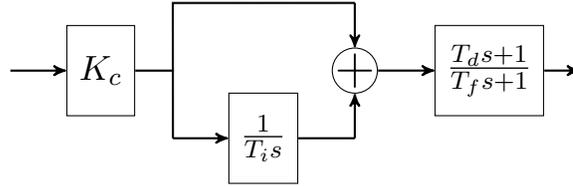


FIGURE 4.6: Diagramme fonctionnel de la structure interactive pour un régulateur PID

La commande d'attitude du lanceur utilise une boucle de régulation en position pour atteindre une orbite précise. Dépendant des stratégies de guidage, il peut être choisi de réguler la position angulaire du lanceur tout au long de la trajectoire. Une autre option est de réguler la vitesse angulaire pendant la partie atmosphérique et la position angulaire en phase exoatmosphérique. Dans ce cas, le guidage atmosphérique spécifie une vitesse angulaire initiale et par la suite, cette vitesse reste sensiblement constante. Les stratégies de commande en vitesse sont présentées à la section 4.4.

La stratégie de commande par rétroaction de la position est présentée à la figure 4.7. La mé-

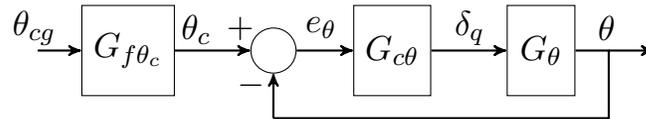


FIGURE 4.7: Diagramme fonctionnel de la stratégie de commande de la position angulaire θ

thode des contours est utilisée pour ajuster les gains des régulateurs PID. La méthode des contours pour procédé instable est présentée dans l'article de Poulin et Pomerleau (1997). Cette méthode est basée sur les contours de l'abaque de Black. L'ajustement s'effectue à l'aide du facteur de résonance, ce qui permet de gérer simultanément le dépassement, les marges de stabilité minimales et la largeur de bande du système. Les régulateurs $G_{c\theta A}$, $G_{c\theta B}$ et $G_{c\theta I}$ utilisés sont tous de type PID. Pour diminuer l'effort de commande, un filtre de premier ordre $G_{f\theta_c}$ est appliqué à la consigne provenant du guidage θ_{cg} . Le filtre a une constante de temps $T_{f\theta_c}=0,3$ s. Sans ce filtre, pour des changements de consigne de l'ordre de 5° , il est facile d'atteindre des angles de tuyères supérieurs à 90° . Un angle de tuyère supérieur à 90° est mathématiquement inutile, car les forces propulsives ralentiraient le lanceur. Les tuyères orientables des lanceurs ont normalement un angle de déplacement maximal de moins de dix degrés. Pour empêcher un bris mécanique, les régulateurs ne doivent pas commander un angle de tuyère supérieur à l'angle mécaniquement possible. Une méthode envisageable est d'ajouter une saturation aux stratégies de commande. Cette saturation correspond normalement à l'angle de déplacement maximal de la tuyère. En ignorant cette contrainte, le lanceur est plus facile à stabiliser. Dans ce chapitre, la saturation est fixée à 85° , une valeur qui n'est pas

atteinte lors des tests. L'élimination de ces contraintes engendre des temps de réponse plus rapides, une manoeuvrabilité accrue et une meilleure stabilité en présence de grands angles d'attaque. Le questionnement sur les modèles provient de la représentation des forces aérodynamiques. Pour bien voir ces forces, il faut générer des angles d'attaque d'au moins $0,5^\circ$. Pour y arriver, de grands changements de consigne sont utilisés. Le choix d'enlever les saturations des régulateurs permet de ne pas saturer le signal et ainsi d'analyser des signaux sans perdre d'information.

4.3.1 Conception pour le modèle intégrateur

Le modèle intégrateur est valide lorsqu'il est possible de négliger les coefficients aérodynamiques. Ce modèle est pratique au décollage, lorsque la vitesse est proche de zéro. Il est aussi utilisé en phase exoatmosphérique, lorsque les forces aérodynamiques sont négligeables, car la pression dynamique est presque nulle. D'après la figure 4.3, la pression dynamique est à peu près nulle pour les dix premières secondes du vol et pour $t \geq 125$ s. L'utilisation de ce modèle est assurément valide pour ces parties du vol. Par contre, le modèle :

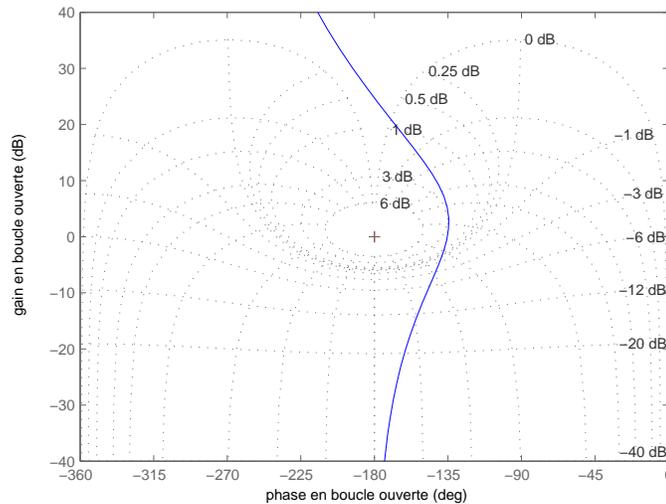


FIGURE 4.8: Abaque de Black de $G_{c\theta I} G_{\theta I}$

$$G_{\theta I} = \frac{K}{s^2} = \frac{-0.733}{s^2} \quad (4.5)$$

est présenté pour $t=50$ s à des fins de comparaison. La stratégie de commande utilisée est une avance de phase avec un régulateur PI. Le régulateur est conçu à l'aide de l'abaque de Black et de la méthode des contours, une spécification de 3 dB est choisie.

Pour diminuer l'effort de commande, le filtre de consigne $G_{f\theta_c}$ est ajouté, sur lui et tous les autres tests en position de cette section. L'avance de phase s'exprime par $T_f = T_d/8$ et les

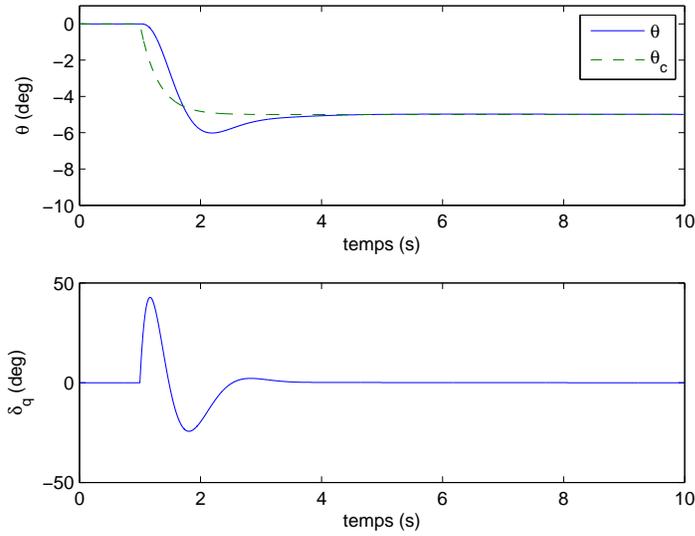


FIGURE 4.9: Réponse à l'échelon de -5° , pour le modèle $G_{\theta I}$ et le régulateur $G_{c\theta I}$

constantes de temps T_d et T_i sont ajustées arbitrairement. La constante T_d est choisie plus petite que T_i pour obtenir une courbe dont la phase maximale est -135° pour longer le contour de 3 dB. Le choix du gain K_c permet d'ajuster le maximum de phase à l'extrême droite du contour de 3 dB. À cinquante secondes, le régulateur résultant est :

$$G_{c\theta I} = \frac{K_c(T_i s + 1)}{T_i s} \frac{T_d s + 1}{T_f s + 1} = \frac{-4,5(4s + 1)}{4s} \frac{1,2s + 1}{0,15s + 1} \quad (4.6)$$

La fonction de transfert du régulateur en série avec le modèle donne :

$$G_{c\theta I} G_{\theta I} = \frac{3,3(4s + 1)}{4s^3} \frac{1,2s + 1}{0,15s + 1} \quad (4.7)$$

L'abaque de Black pour $G_{c\theta I} G_{\theta I}$ est présenté à la figure 4.8. La réponse à l'échelon de la figure 4.9 donne un temps de réponse à $\pm 5\%$ d'environ deux secondes. Tel qu'attendu d'un modèle intégrateur, avec un échelon de consigne, la commande retourne à zéro lorsque la sortie se stabilise. Avec la portion intégrale du régulateur, même en présence de perturbations échelons à l'entrée, il n'y aurait pas d'erreur statique à la sortie.

4.3.2 Conception pour le modèle simplifié

La fonction de transfert $G_{\theta B}$ à $t=50$ s est :

$$G_{\theta B} = \frac{K}{(s - p_{1B})(s + p_{1B})} = \frac{-0,733}{(s - 0,84)(s + 0,84)} \quad (4.8)$$

Elle contient un pôle instable et un autre stable de même valeur. Avec un procédé instable de deuxième ordre, il faut un pôle instable beaucoup plus près de l'axe imaginaire que le pôle

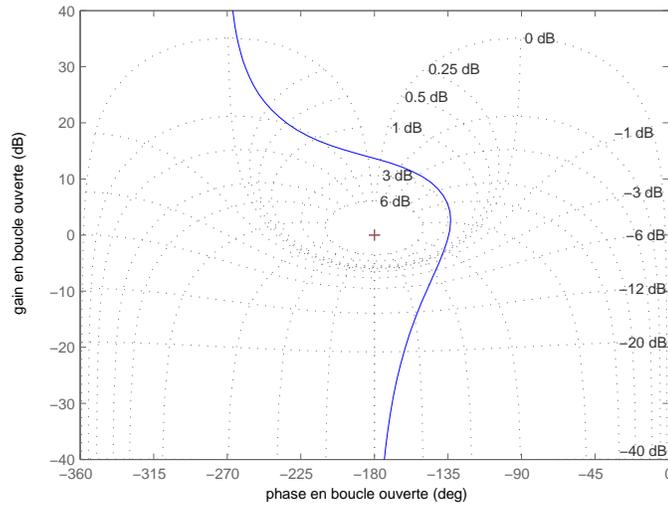


FIGURE 4.10: Abaque de Black de $G_{c\theta B}G_{\theta B}$

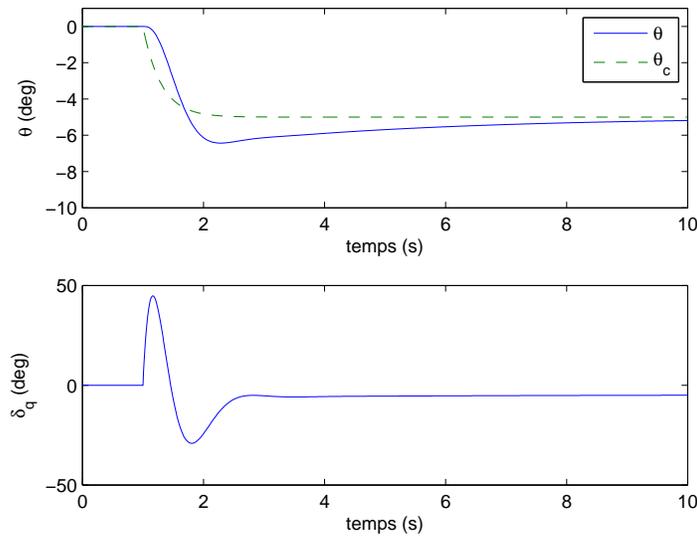


FIGURE 4.11: Réponse à l'échelon de -5° , pour le modèle $G_{\theta B}$ et le régulateur $G_{c\theta B}$

stable pour être en mesure de le réguler seulement à l'aide d'un régulateur PI. Sinon, l'ajout d'une avance de phase permet de réguler ce modèle.

La technique utilisée est l'annulation du pôle stable à l'aide de T_d et un filtre de constante de temps huit fois inférieur est choisi. Suite à l'avance de phase, il est possible de régler un régulateur PI avec la méthode des contours. Le régulateur obtenu est :

$$G_{c\theta B} = \frac{K_c(T_i s + 1)(T_d s + 1)}{T_i s(T_f s + 1)} = \frac{-4,84(5,13s + 1)}{5,13s} \frac{1,19s + 1}{0,149s + 1} \quad (4.9)$$

Le régulateur en série avec le modèle donne :

$$G_{c\theta B}G_{\theta B} = \frac{-0,98(5,13s + 1)}{s(-1,19s + 1)(0,149s + 1)} \quad (4.10)$$

L'analyse du système $G_{c\theta B}G_{\theta B}$ est effectuée à l'aide de la méthode des contours sur l'abaque de Black de la figure 4.10. La réponse à l'échelon d'amplitude -5° est présenté à la figure 4.11. L'intégrateur de la fonction de transfert $G_{c\theta B}G_{\theta B}$ fait en sorte que la sortie rejoigne la consigne. La commande se stabilise près de -5° , pour les raisons discutées précédemment.

4.3.3 Conception pour le modèle avec zéro

La fonction de transfert $G_{\theta A}$ à $t=50$ s est :

$$G_{\theta A} = \frac{K(s + z_0)}{s(s - p_{1A})(s + p_{2A})} = \frac{-0,733(s + 0,108)}{s(s - 0,82)(s + 0,87)} \quad (4.11)$$

Cette fonction de transfert possède un zéro, un pôle stable, un pôle instable et un intégrateur. L'inspection des pôles et du zéro de $G_{\theta A}$, à la figure 4.4, montre un zéro très proche de l'intégrateur avec les deux autres pôles assez loin du zéro. Dans un tel cas, il est possible de négliger l'intégrateur et le zéro lors de la conception du régulateur.

Ce régulateur aussi est conçu pour suivre le contour de 3 dB sur l'abaque de Black. L'avance de phase se choisit de la même manière que le modèle simplifié, ce qui donne $T_d = \frac{1}{p_{2A}}$ et $T_f = T_d/8$. Le régulateur obtenu, à l'aide de la méthode des contours et en négligeant le zéro et l'intégrateur, est :

$$G_{c\theta A} = \frac{K_c(T_i s + 1)}{T_i s} \frac{T_d s + 1}{T_f s + 1} = \frac{-5,17(4s + 1)}{4s} \frac{1,15s + 1}{0,144s + 1} \quad (4.12)$$

L'abaque de Black avec :

$$G_{c\theta A}G_{\theta A} = \frac{-0,57(4s + 1)(9,25s + 1)}{4s^2(-1,22s + 1)(0,144s + 1)} \quad (4.13)$$

est présenté à la figure 4.12. La courbe passe très proche de celle de 3 dB, ce qui permet de justifier la conception sans le zéro et l'intégrateur. La réponse à l'échelon de la figure 4.13 montre une sortie qui rejoint la consigne. Ceci était prévisible, car il y a un intégrateur dans le modèle et un autre dans le régulateur. L'intégrateur dans le modèle fait en sorte que la commande retourne à zéro pour un θ qui ne varie plus. Ce retour à zéro s'effectue tranquillement, la tendance vers zéro est visible à la figure 4.13, et vers 55 secondes δ_q vaut $-0,01^\circ$.

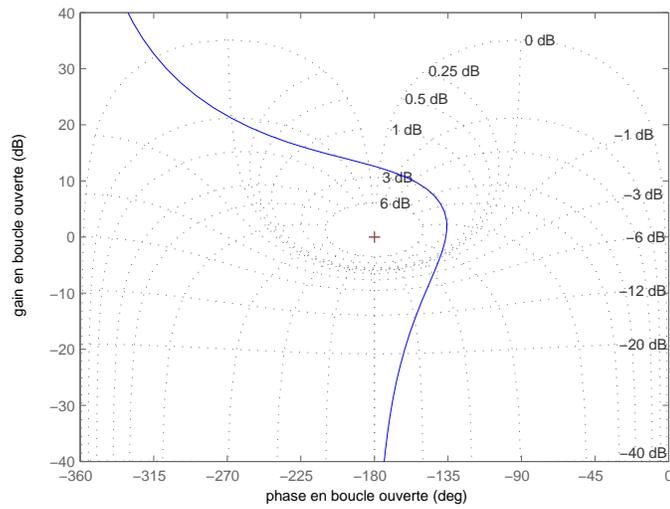


FIGURE 4.12: Abaque de Black de $G_{c\theta A}G_{\theta A}$

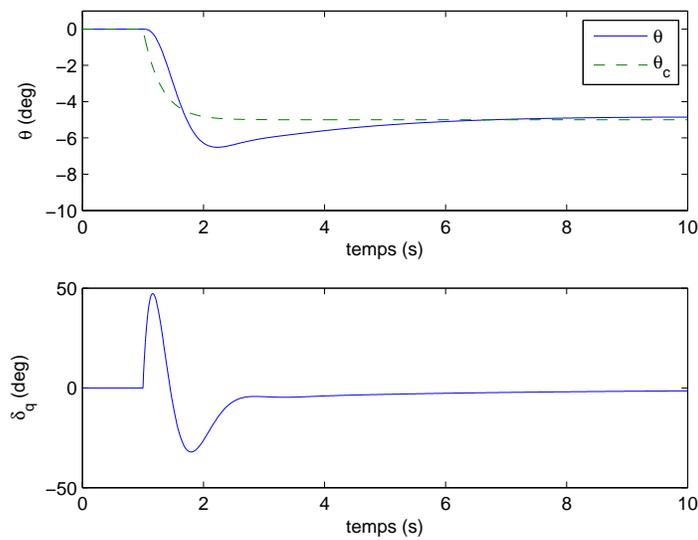


FIGURE 4.13: Réponse à l'échelon de -5° , pour le modèle $G_{\theta A}$ et le régulateur $G_{c\theta A}$

4.3.4 Tests d'un régulateur PID sur les trois modèles et le simulateur non linéaire

Les équations (4.6), (4.9) et (4.12) des trois régulateurs à tester sont réécrites ici :

$$G_{c\theta I} = \frac{-4.5(4s + 1)}{4s} \frac{1.2s + 1}{0.15s + 1}$$

$$G_{c\theta B} = \frac{-4,84(5,13s + 1)}{5,13s} \frac{1,18s + 1}{0,148s + 1}$$

$$G_{c\theta A} = \frac{-5.17(4s + 1)}{4s} \frac{1.15s + 1}{0.144s + 1}$$

Les régulateurs sont tous très similaires, il n'est pas étonnant qu'ils soient tous en mesure de stabiliser le lanceur. Avec d'autres techniques de conception, il est possible que le choix du modèle génère une différence plus importante entre les régulateurs. Il est donc souhaitable de trouver un modèle simple qui représente bien la dynamique du lanceur. Avec trois régulateurs similaires, il est valide d'analyser la réponse à l'échelon d'un seul régulateur et d'assumer cette réponse semblable pour les deux autres régulateurs. Le régulateur utilisé pour la suite des tests en position est $G_{c\theta A}$ puisqu'il est le plus agressif des trois.

Plusieurs tests sont effectués dans le but de déterminer quel modèle représente le mieux la dynamique du lanceur. Afin de s'assurer de la validité du modèle $G_{\theta I}$ en phase exoatmosphérique, un échelon de -5° est effectué à $t=130$ s. Un échelon de -5° à $t=50$ s permet de vérifier la dynamique du véhicule en présence des forces aérodynamiques. Un dernier test pour vérifier le fonctionnement lors de petit changement de consigne tel que $\Delta\theta_c=0.1^\circ$ à cinquante secondes. Les deux premiers échelons sont effectués lors du même essai. Les conditions de vol de cet essai sont présentées à la figure 4.14. Ce test montre un lanceur qui réagit bien à plusieurs

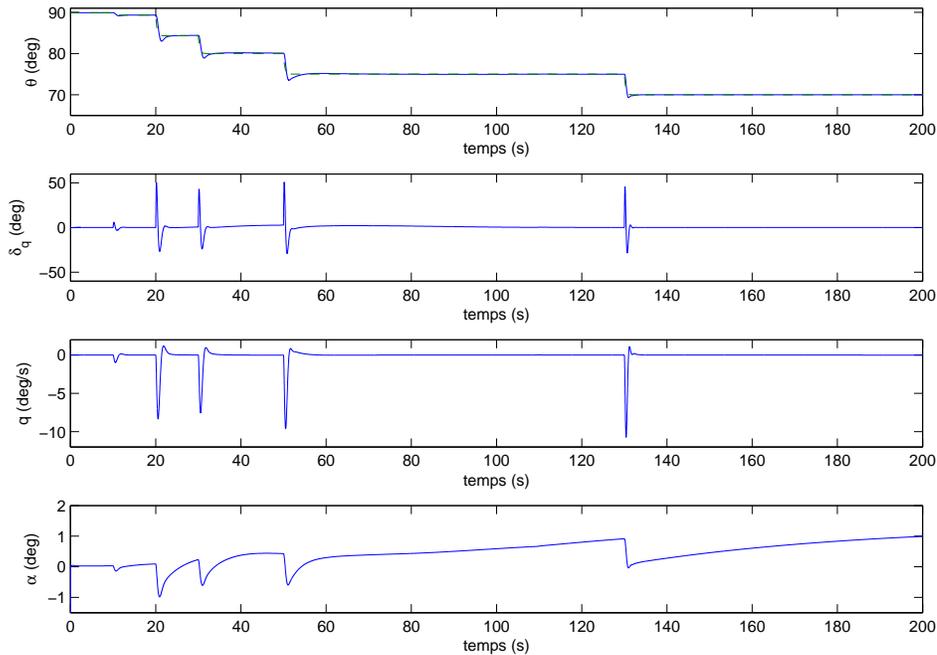


FIGURE 4.14: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) lors des changements de consigne de -5° à $t=50$ s et $t=130$ s sur le simulateur non linéaire avec $G_{c\theta A}$

changements de consigne durant le vol. Le régulateur réussit sans problème à stabiliser le lanceur suite à plusieurs changements de consigne de grande amplitude. Les changements de

consignes avant cinquante secondes permettent au lanceur d'avoir une trajectoire qui n'est pas purement verticale. Pour éliminer les doutes de l'application du modèle intégrateur en phase exoatmosphérique, l'échelon à $t=130$ s est présenté à la figure 4.15. Le régulateur utilisé est

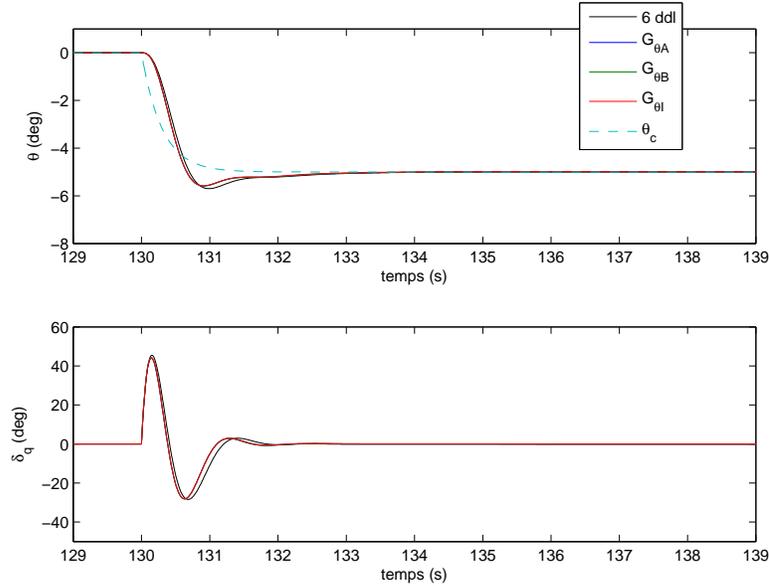


FIGURE 4.15: Réponse à l'échelon de -5° à $t=130$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire avec le régulateur $G_{c\theta A}$

$G_{c\theta A}$ et les modèles à $t=130$ s sont :

$$G_{\theta I} = \frac{-1,07}{s^2} \quad (4.14)$$

$$G_{\theta B} = \frac{-1,07}{(s - 0,16)(s + 0,16)} \quad (4.15)$$

$$G_{\theta A} = \frac{-1,07(s + 0,0007)}{s(s - 0,16)(s + 0,16)} \quad (4.16)$$

Les sorties des trois modèles et celle du simulateur sont pratiquement identiques. La commande du simulateur avant l'échelon de consigne est très petite pour un angle d'attaque non négligeable, ceci illustre bien que les forces aérodynamiques sont négligeables et que le procédé peut très bien être représenté par le modèle $G_{\theta I}$. Les modèles $G_{\theta A}$ et $G_{\theta B}$ tendent vers $G_{\theta I}$ et restent tout de même valides en phase exoatmosphérique.

Sur la figure 4.14, il est intéressant de remarquer que l'angle d'attaque augmente lorsque l'angle de tangage est maintenu constant. Ceci est causé par la gravité, qui accélère le lanceur vers la Terre, ce qui dévie la vitesse \mathbf{v}_B^A et augmente l'angle d'attaque. Un angle d'attaque non nul augmente les effets indésirables des forces aérodynamiques. Ces forces aérodynamiques sont la cause du questionnement sur le choix du modèle à utiliser lors de la phase endoatmosphérique. La figure 4.16, de la réponse à un échelon de consigne de -5° à $t=50$ s, aidera à sélectionner un

modèle. La commande observée du simulateur avant l'échelon est de $\delta_q=2,66^\circ$ pour $\alpha=0,43^\circ$.

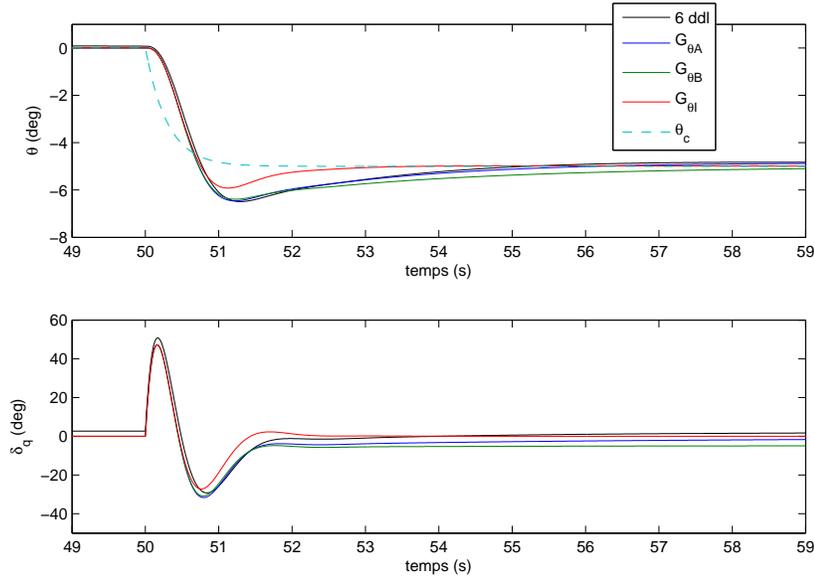


FIGURE 4.16: Réponse à l'échelon de -5° à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire avec le régulateur $G_{c\theta A}$

Ceci est entre autre causé par les moments aérodynamiques à combattre pour un angle d'attaque non nul. Il n'est pas simple d'obtenir à la fois un angle d'attaque nul et une sortie égale à la consigne pour un temps spécifique, pour cette raison le point d'opération n'est pas respecté à cause de l'angle d'attaque.

La suite de l'analyse, de la figure 4.16, se base sur une commande initiale nulle. Les sorties des trois modèles sont très similaires à celle du simulateur pour la première seconde. La sortie du modèle intégrateur est la première à s'éloigner de celle du simulateur. La seconde est $G_{\theta B}$, après deux secondes. Par la suite, la sortie du simulateur est plus proche de $G_{\theta A}$. Le modèle $G_{\theta I}$ est beaucoup plus rapide que le simulateur. Avec le modèle $G_{\theta I}$, le dépassement est sous-estimé de manière significative. Le modèle $G_{\theta B}$ garde une commande fixe d'environ -5° , tandis que la commande du simulateur retourne tranquillement vers sa valeur avant l'échelon de consigne, tel que $G_{\theta A}$ vers zéro.

Il est intéressant d'analyser la dynamique du lanceur pour des petits et des grands changements de consigne. Le grand changement de consigne est celui de -5° , il permet de diminuer l'impact de la différence de commande entre la simulation non linéaire et les simulations linéaires de la figure 4.17. Cette figure présente la variation de consigne de $-0,1^\circ$ sur les trois modèles et le simulateur à $t=50$ s. Elle illustre bien l'effet d'un changement de consigne sur l'angle d'attaque et la commande. Lorsque l'angle θ diminue, l'angle d'attaque diminue aussi. Dans le cas précis de la figure 4.17, la sortie du simulateur ne réussit pas à rejoindre la consigne, car l'angle

d'attaque diminue en même temps que l'angle de tuyère. Pour être en mesure de bien analyser un petit changement de consigne, il faudrait un angle d'attaque constant, ce qui est difficile à obtenir. Les conditions de vol, pour l'échelon de $-0,1^\circ$ à 50 s, sont présentées à la figure 4.18. Cette figure montre une manoeuvre de -5° à 10 s, pour orienter le lanceur, et une de $-0,1^\circ$ à 50 s.

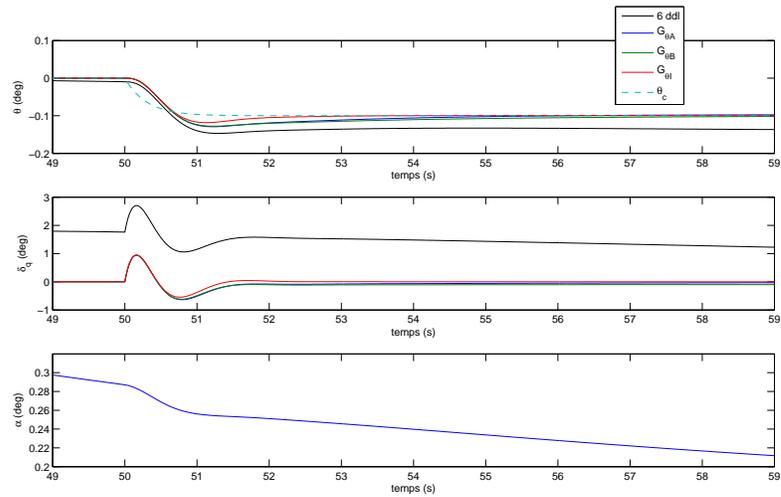


FIGURE 4.17: Réponse à l'échelon de $-0,1^\circ$ à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire avec le régulateur $G_{c\theta A}$

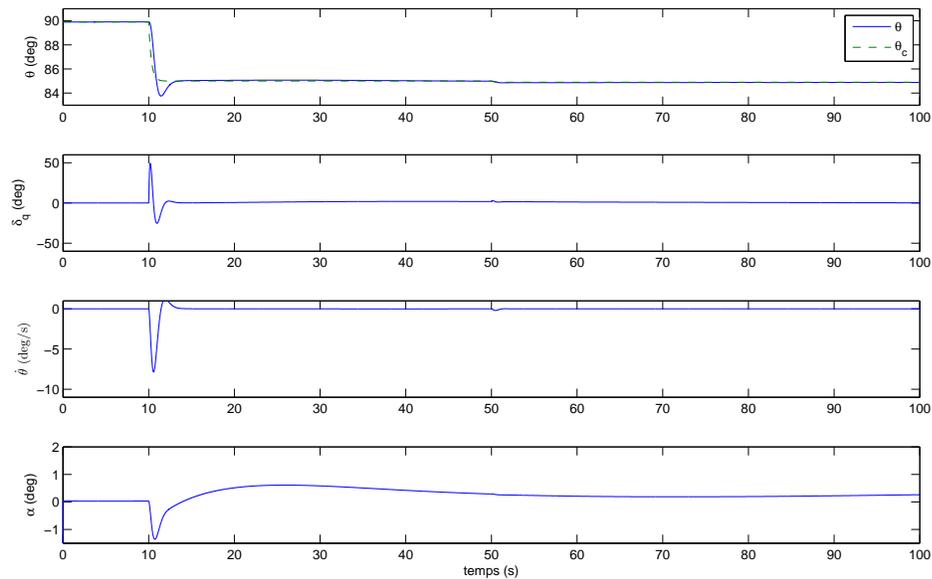


FIGURE 4.18: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) lors du changement de consigne de $-0,1^\circ$ à $t=50$ s sur le simulateur non linéaire avec $G_{c\theta A}$

4.4 Contrôle de la vitesse angulaire avec des régulateurs P et PI

Une loi de guidage peut fournir une vitesse angulaire au contrôle au lieu d'une position angulaire. Une stratégie possible est de maintenir un angle d'attaque nul pendant la phase atmosphérique. Pour ce faire, la vitesse angulaire est choisie pour que l'angle d'attaque reste près de zéro. La force gravitationnelle dévie le vecteur vitesse \mathbf{v}_B^A . Cette déviation permet de calculer la vitesse angulaire requise pour garder le nez du lanceur aligné avec le vecteur vitesse. Puisqu'il est possible que le guidage fournisse une vitesse angulaire au lieu d'une position angulaire, il faut s'assurer que le modèle sélectionné dans ce chapitre représentera bien la dynamique de la vitesse angulaire du lanceur. Afin d'étudier cette dynamique, des tests avec des régulateurs P et PI sont effectués.

La figure 4.19 présente le diagramme fonctionnel de la stratégie de commande étudiée. La mé-

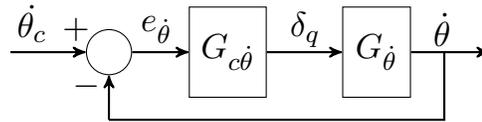


FIGURE 4.19: Diagramme fonctionnel de la stratégie de commande en vitesse angulaire $\dot{\theta}$

thode de la section 4.3, d'ajuster un régulateur pour chacun des modèles, n'est pas reproduite. Au lieu, des régulateurs de type P et PI sont testés et analysés pour tous les modèles $\dot{\theta}/\delta_q$. Les trois modèles en vitesse calculés à $t=50$ s sont : l'intégrateur :

$$G_{\dot{\theta}I} = \frac{K}{s} = \frac{-0,733}{s} \quad (4.17)$$

le modèle simplifié :

$$G_{\dot{\theta}B} = \frac{Ks}{(s - p_{1B})(s + p_{1B})} = \frac{-0,733s}{(s - 0.84)(s + 0.84)} \quad (4.18)$$

et le modèle avec zéro :

$$G_{\dot{\theta}A} = \frac{K(s + z_0)}{(s - p_{1A})(s + p_{2A})} = \frac{-0.733(s + 0,108)}{(s - 0.82)(s + 0.87)} \quad (4.19)$$

Le modèle $G_{\dot{\theta}B}$ contient une dérivée, ce qui représente mal la dynamique attendue. Pour maintenir une vitesse constante, la commande doit sans cesse augmenter ou diminuer, ce qui n'est pas réaliste. Ce modèle est tout de même comparé aux autres dans cette section. Pour étudier la stabilité des régulateurs en série avec chacun des modèles, le calcul des pôles en boucle fermée est effectué. Pour chaque régulateur, les trois modèles et le simulateur non linéaire sont soumis au même échelon de $-1^\circ/\text{s}$, et ce, sans filtre sur la consigne.

4.4.1 Conception et test des régulateurs P

Deux régulateurs P sont étudiés. Le premier régulateur est un régulateur P à faible gain, il stabilise seulement le modèle intégrateur. Les pôles en boucle fermée avec $G_{c\dot{\theta}P5}=-5$ sont

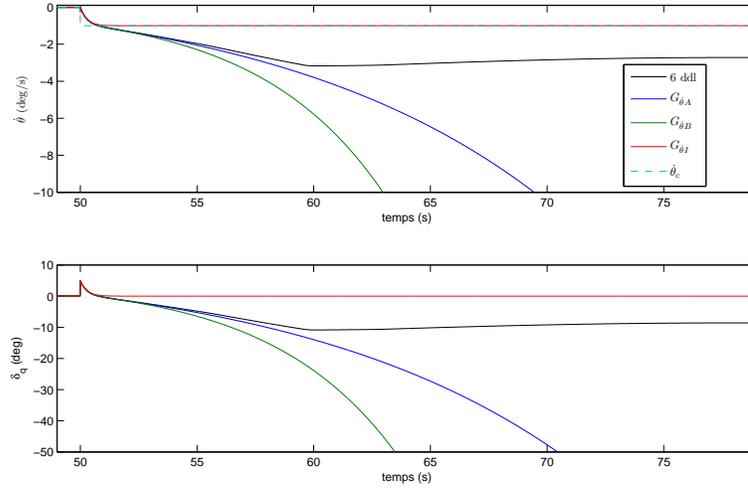


FIGURE 4.20: Réponse à l'échelon de $-1^\circ/\text{s}$ à $t=50$ s, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire, avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P5}$

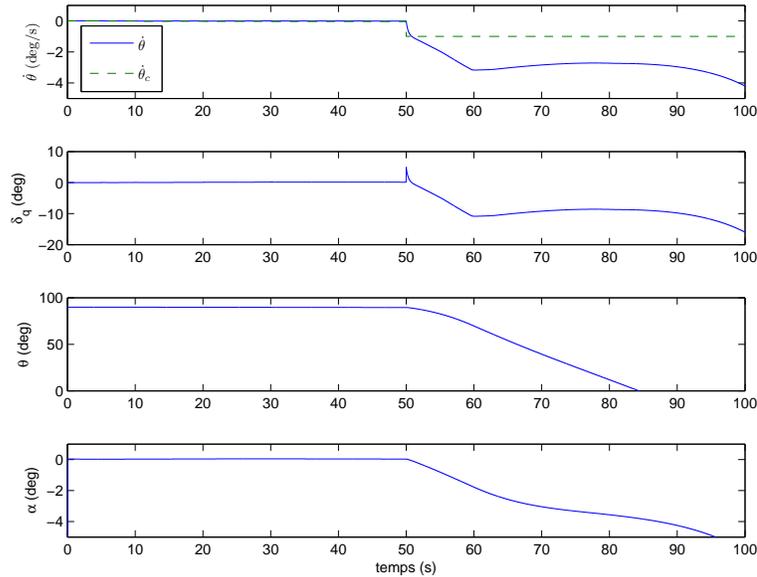


FIGURE 4.21: Conditions de vol ($\dot{\theta}$, δ_q , θ et α) lors de la simulation non linéaire avec $G_{c\dot{\theta}P5}$

$s=-3,8$ et $s=0,08$ pour le modèle $G_{\dot{\theta}A}$, $s=-3,85$ et $s=0,18$ pour le modèle $G_{\dot{\theta}B}$ et $s=-3,66$ pour

le modèle $G_{\dot{\theta}_I}$. Les pôles positifs en boucle fermée confirment que le modèle $G_{\dot{\theta}_A}$ et $G_{\dot{\theta}_B}$ sont instables avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P5}$, tandis que $G_{\dot{\theta}_I}$ avec $G_{c\dot{\theta}P5}$ a seulement un pôle négatif, ce qui confirme sa stabilité. La réponse à l'échelon de la figure 4.20 montre bien cette instabilité. Il est intéressant de voir que la réponse du simulateur est à la limite de la stabilité. Elle tend vers la consigne, et ce, pour les trente premières secondes après l'application de la consigne. Les conditions de vol, de la figure 4.21, montrent que par la suite, l'angle d'attaque devient trop grand et continue de diminuer.

Un deuxième régulateur proportionnel $G_{c\dot{\theta}P30} = -30$; avec un gain plus négatif rend $G_{\dot{\theta}_A}$ stable. Les pôles en boucle fermée permettent de le confirmer. Pour $G_{\dot{\theta}_A}$, ils sont de -21,96 et -0,076, donc le modèle $G_{\dot{\theta}_A}$ avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P30}$ en boucle fermée est stable. Pour $G_{\dot{\theta}_B}$, les pôles sont -22 et 0,03, ce qui confirme l'instabilité en boucle fermée. Avec le modèle intégrateur, le pôle est de -22, donc ce modèle avec $G_{c\dot{\theta}P30}$ est stable.

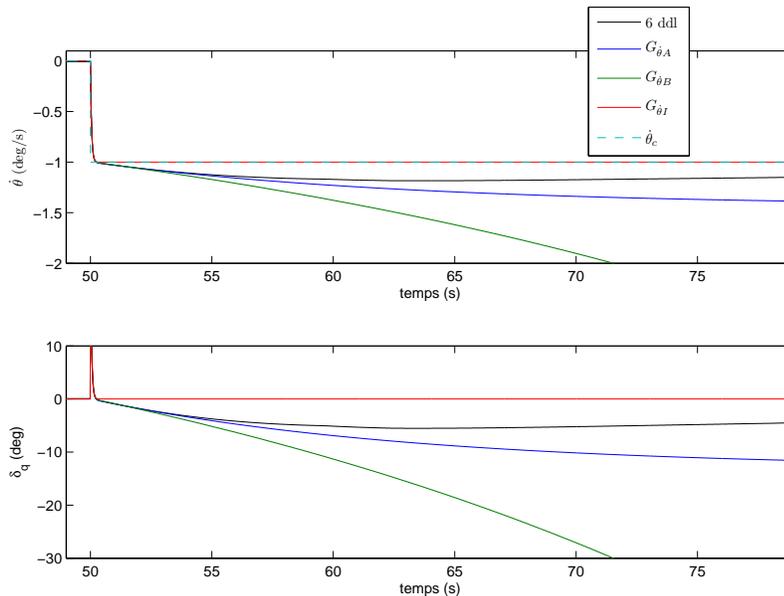


FIGURE 4.22: Réponse à l'échelon de $-1 \text{ }^\circ/\text{s}$ à $t=50 \text{ s}$, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire, avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P30}$

La figure 4.22 montre l'échelon de $-1 \text{ }^\circ/\text{s}$ avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P30}$ pour les trois modèles et le simulateur. Tel qu'attendu, il y a une erreur statique sur $G_{\dot{\theta}_A}$, l'ajout d'un intégrateur au régulateur résoudra ce problème. Le modèle intégrateur fonctionne aussi bien qu'avec le régulateur $G_{c\dot{\theta}P5}$. Au début, la réponse du simulateur ressemble à celle de $G_{\dot{\theta}_A}$, avec une erreur sur la position et une commande non nulle. Par contre, avec le temps qui augmente, la sortie et la commande tendent vers zéro malgré la diminution continue de l'angle d'attaque, tel que vu à la figure 4.23. Ce phénomène vient du simulateur qui est non linéaire. Plus le lanceur évolue sur sa trajectoire et plus le procédé tend vers le modèle intégrateur, car l'atmosphère

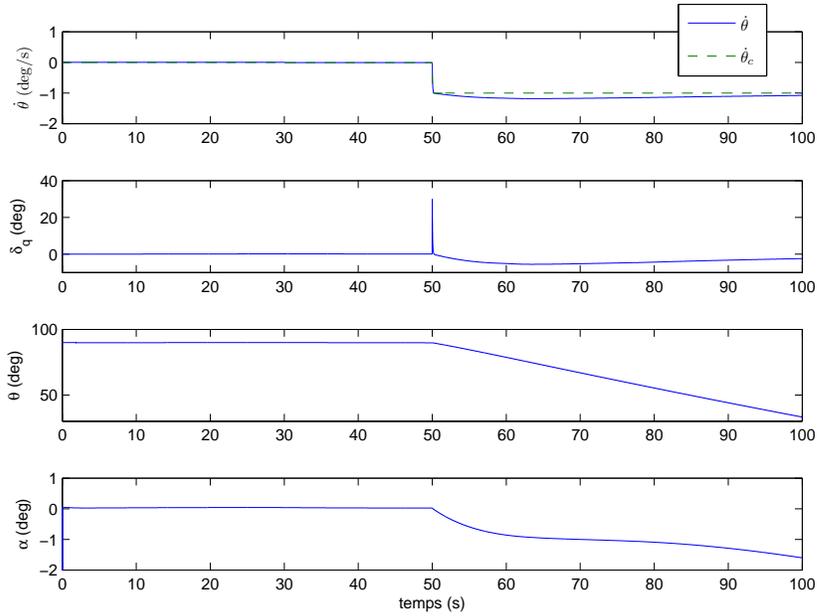


FIGURE 4.23: Conditions de vol ($\dot{\theta}$, δ_q , θ et α) lors de la simulation non linéaire avec $G_{c\dot{\theta}P30}$

est de moins en moins dense.

4.4.2 Conception et test du régulateur PI

Le régulateur :

$$G_{c\dot{\theta}PI} = \frac{-30(0,5s + 1)}{0,5s} \quad (4.20)$$

est choisi pour étudier le comportement des trois modèles en vitesse angulaire et du simulateur non linéaire en présence d'un régulateur PI. Les pôles, des trois modèles en boucle fermée avec $G_{c\dot{\theta}PI}$, sont tous négatifs, ce qui confirme la stabilité des trois modèles avec le régulateur PI. Les sorties des modèles et du simulateur suivent de très près la consigne. Il serait possible de diminuer le gain du régulateur pour diminuer l'effort de commande. La commande de $G_{\dot{\theta}A}$ se stabilise et celle du simulateur aussi semble se stabiliser en regardant la figure 4.24, tandis que la commande de $G_{\dot{\theta}B}$ ne se stabilise jamais. Ces phénomènes sont respectivement causés par la présence d'un zéro et d'une dérivée. Pour que la sortie soit maintenue différente de zéro, la commande sur $G_{\dot{\theta}B}$ doit grandir continuellement. La figure 4.24 montre ce comportement qui n'est certainement pas représentatif du fonctionnement du lanceur. Le modèle $G_{\dot{\theta}A}$ est certainement le plus représentatif de la dynamique en vitesse du véhicule dans la phase atmosphérique. Les conditions de vol, de la figure 4.25, montrent une commande qui tend de plus en plus vers zéro avec le temps, même si l'angle d'attaque continue d'être de plus en plus négatif. Ceci illustre l'évolution du procédé vers un modèle intégrateur.

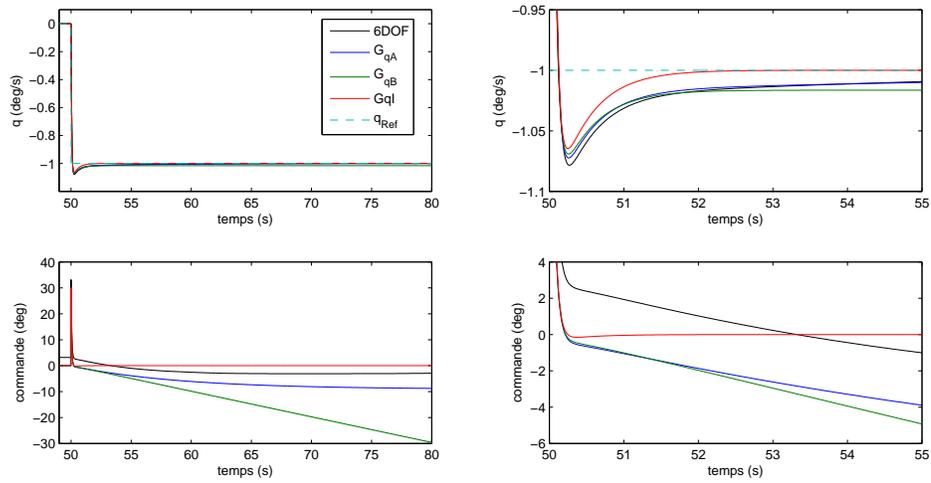


FIGURE 4.24: Réponse à l'échelon de $-0,1 \text{ }^\circ/\text{s}$ à $t=50 \text{ s}$, pour les trois modèles et le simulateur non linéaire, avec le régulateur $G_{c\hat{\theta}PI}$

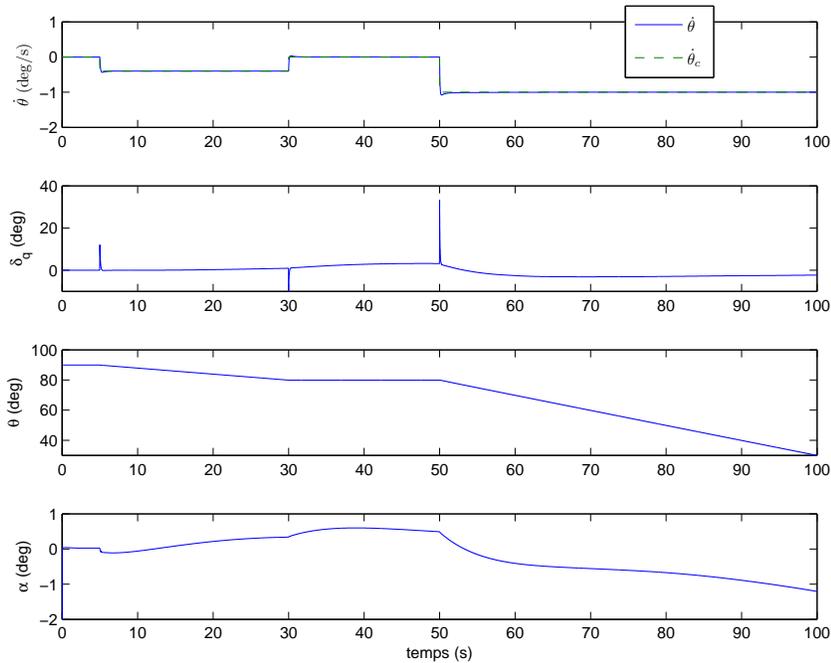


FIGURE 4.25: Conditions de vol ($\dot{\theta}$, δ_q , θ et α) lors de la simulation non linéaire avec $G_{c\hat{\theta}PI}$

4.5 Conclusion

En position angulaire et en vitesse angulaire, le modèle *A* est celui qui ressemble le plus au simulateur non linéaire pendant la phase atmosphérique. C'est ce qui était attendu, car c'est

le moins simplifié. Les simplifications principales sont le découplage et la gravité considérée nulle. Pour arriver au modèle B , il faut supposer le taux de variation de l'angle d'inclinaison de la trajectoire de vol nul. Ceci implique qu'autour du point d'opération, un changement en position angulaire engendre un angle d'attaque égal à ce changement. Le modèle B permet donc de vérifier l'angle d'attaque maximal permis pour un angle de braquage donné. Le modèle I s'obtient en présumant qu'il n'y a pas de force aérodynamique. Il est donc valide pour le début du vol et les étages supérieurs. Dans ces parties du vol, les modèles A et B ont une dynamique similaire au modèle I .

Les tests de la section 4.3 ont montré que le modèle A représente mieux la physique du simulateur non linéaire que le modèle B . Pour cette raison, en position angulaire, le modèle A est gardé pour l'élaboration des stratégies de commande futures. Ce choix permet notamment d'établir une stratégie de commande en position angulaire qui ne prend pas en compte le zéro et l'intégrateur du modèle A . Par contre, si le zéro et l'intégrateur ne sont pas pris en compte avec le modèle A , ceci revient sensiblement à effectuer la conception du régulateur sur le modèle B , tel qu'il a été fait pour l'asservissement en position angulaire dans ce chapitre.

En vitesse angulaire, le modèle le plus adéquat est aussi le modèle A . Le modèle B , avec sa dérivée, ne représente pas du tout la dynamique du lanceur en vitesse angulaire. La commande du modèle I n'est pas représentative de celle observée sur le simulateur non linéaire. Pour ces raisons, les stratégies de commande en vitesse angulaire seront élaborées avec le modèle A .

Autant pour les stratégies de commande en position angulaire que celles en vitesse angulaire, le modèle A sera utilisé pour la suite des travaux et du mémoire. Pour simplifier les calculs, lors de la phase exoatmosphérique le modèle A peut être calculé à l'aide du modèle I .

Chapitre 5

Conception des lois de commande asservissant l'attitude d'un lanceur

Les lois de commande en vitesse angulaire et en position angulaire doivent assurer la stabilité du lanceur en tout temps. Les performances de mise en orbite du lanceur dépendront principalement de la boucle de guidage implantée et de la rapidité à suivre la trajectoire et rejeter les perturbations de la boucle de contrôle. Ainsi, plusieurs objectifs du cahier des charges dépendent de la boucle de guidage et de la boucle de contrôle pour être atteints. Par exemple, la contrainte sur le déplacement total de la tuyère nécessitera une certaine douceur de la boucle de contrôle et une boucle de guidage limitant la quantité et l'amplitude des changements de consigne. Les performances désirées de la boucle de contrôle sont discutées dans le chapitre courant et la boucle de guidage dans le chapitre 6. Par la suite, une analyse des réactions du lanceur face aux différentes perturbations est discutée au chapitre 7.

Ce chapitre a pour but de concevoir deux lois de commande d'attitude, une pour la boucle de contrôle en vitesse angulaire et l'autre pour la boucle de contrôle en position angulaire, qui assureront la manœuvrabilité et la stabilité du lanceur étudié. Il décrit les choix effectués pour ajuster les lois de commande conçues pour asservir le tangage et le taux de changement de tangage du lanceur à l'étude décrit à la section 3.3.9. Pour les raisons décrites au chapitre 4, la conception initiale des régulateurs est basée sur le modèle *A* à 50 secondes de vol. Par la suite, une technique de séquençement de gains est effectuée pour analyser les régulateurs ajustés à différents instants de vol. Un cahier des charges est établi pour guider l'ajustement des différents régulateurs. Trois lois de commande sont décrites, une en vitesse angulaire et deux en position angulaire. La loi de commande en vitesse angulaire utilise un régulateur PI. Le premier régulateur utilisé pour asservir la position angulaire est de type PID. Ce régulateur n'est pas en mesure de satisfaire le cahier des charges et une commande cascade est proposée pour remplir les exigences du cahier des charges pour l'asservissement en position angulaire. Deux commandes cascades sont étudiées, les deux utilisent un régulateur PI pour la boucle

externe et l'une utilise un régulateur P pour la boucle interne et l'autre un régulateur PI. Ces deux commandes cascades sont confrontées et la meilleure des deux est utilisée pour les chapitres suivants. Pour finir, une technique utilisant des filtres coupe-bande permettant d'asservir le lanceur flexible est exposée.

5.1 Cahier des charges

La présente section définit les spécifications de la boucle de contrôle à respecter pour ajuster la dynamique de l'asservissement du lanceur. Cette section sert également à exposer la saturation et la dynamique de déplacement de la tuyère orientable.

Pour obtenir des simulations plus réalistes, la saturation des angles de déflexion de la tuyère du lanceur est ajustée à 7° . Cette valeur de 7° est similaire aux trois premiers étages de VEGA qui ont un angle maximal de déflexion variant entre 6° et 7° (Arianespace (2006)). De plus, une dynamique de déplacement des tuyères est ajoutée pour tous les prochains tests effectués sur le simulateur non linéaire. La dynamique de déplacement des tuyères est simulée à l'aide d'un filtre d'ordre un dont la constante de temps est 0,036 s. Ce filtre est basé sur une simplification de la dynamique de tuyère proposée par Leite Filho et al. (2006) qui utilise le filtre :

$$\frac{6554800}{s^3 + 300s^2 + 243100s + 6554800} \quad (5.1)$$

pour simuler la dynamique de déplacement des tuyères. La dynamique de la tuyère n'est pas prise en compte lors de la conception de la loi de commande, mais elle est présente lors des tests sur le simulateur non linéaire. Ce choix permet de simplifier la conception des régulateurs, sans toutefois négliger cette dynamique lors des simulations.

Afin de simplifier et diminuer la charge de calcul de l'ordinateur de vol, les régulateurs de la boucle de contrôle envisagés sont de formes PID ou plus simples. La loi de commande doit être en mesure de stabiliser le simulateur d'un lanceur flexible. Les spécifications applicables pour les boucles d'asservissement en position angulaire et en vitesse angulaire sont :

- erreur statique nulle ;
- marge de phase $\geq 35^\circ$;
- marge de gain ≥ 10 dB ;
- dépassement maximal de 35 % de la sortie lors des réponses aux échelons de consigne ;
- braquage maximal de 7° pour les tuyères lors d'un échelon de 1° sur θ_c ;
- facteur de résonance < 6 dB.

Les spécifications pour la boucle d'asservissement en position angulaire sont :

- largeur de bande ≤ 2 rad/s ;
- temps de réponse (à ± 5 % de la valeur final d'un échelon) ≤ 10 secondes.

Les spécifications pour la boucle d'asservissement en vitesse angulaire sont :

- largeur de bande ≤ 4 rad/s ;
- temps de réponse (à ± 10 % de la valeur final d'un échelon) ≤ 10 secondes.

Le choix des spécifications est difficile à justifier, car aucune information sur la structure du lanceur et sa capacité à résister aux accélérations sur les différents axes n'est disponible. Les valeurs choisies devraient faire partie d'une étude plus approfondie impliquant la structure mécanique du lanceur. Les choix proposés permettent de garder des marges de stabilité intéressantes, par contre le temps de réponse exigé aux changements de consigne est relativement lent.

Ce choix de mettre un cahier des charges avec un temps de réponse un peu lent provient du critère sur la largeur de bande, qui lui provient des modes de flexion et de ballonnement des ergols du lanceur. Il est préférable de garder la largeur de bande, de l'asservissement du corps rigide, plus faible que les modes de flexion et de ballonnement des ergols. L'article de Mori (1999) montre les différents modes du lanceur japonais H-I, celui du corps rigide est aux alentours de 1 rad/s et le premier mode de flexion à 6 rad/s. Pour ce qui est du lanceur à l'étude dans ce mémoire, la fréquence naturelle du modèle à 50 s est d'environ 1 rad/s et le premier mode de flexion à 56,5 rad/s. Cette fréquence du premier mode de flexion provient de l'étude du modèle aéroélastique du lanceur effectuée par Chan (2012). La dynamique en boucle fermée du changement d'attitude ne doit pas exciter les modes de flexion. En utilisant une largeur de bande de 4 rad/s et un régulateur PI pour la commande en vitesse, l'atténuation est de seulement 20 dB à la fréquence du premier mode de flexion. C'est pour cette raison que des filtres coupe-bande sont également utilisés pour gérer les premiers modes de flexion. La largeur de bande maximale de 2 rad/s est légèrement conservatrice, si elle est comparée à la bande passante de π rad/s, pour le lanceur japonais Epsilon décrit dans l'article de Morita (2012), avec le premier mode de flexion de 25 rad/s.

Le cahier des charges impose la possibilité d'effectuer de petits changements de consigne ($\Delta\theta_c=1^\circ$ et $\Delta\dot{\theta}_c=1^\circ/\text{s}$) sans saturer la commande, car si la commande sature trop longtemps, il est possible de perdre le contrôle du lanceur. Effectivement, l'instabilité du lanceur dans l'atmosphère, fait en sorte qu'il faut manœuvrer avec douceur. Si le lanceur atteint une vitesse angulaire trop élevée, son angle d'attaque augmentera rapidement et il ne sera pas en mesure de ralentir sa vitesse angulaire. Lors d'un échelon de consigne, si la commande sature longtemps d'un côté, pour ramener le lanceur elle saturera de l'autre côté et les forces aérodynamiques seront peut-être trop fortes pour diminuer la vitesse angulaire du lanceur, car l'angle d'attaque sera rendu trop élevé et le moment maximal généré par les tuyères sera trop faible pour ralentir le lanceur. Dépendant de la stratégie choisie, il est possible de limiter la vitesse angulaire pour ainsi diminuer les chances que cette situation se produise. Le choix de concevoir des régulateurs qui ne fonctionnent pas en saturation lors de petits changements de consigne, permet d'assurer une plus grande stabilité au lanceur.

Les valeurs minimales pour la marge de gain, la marge de phase et le facteur de résonance sont choisies selon les pratiques courantes pour assurer la stabilité d'un procédé. Ces choix font en sorte que la sortie oscille peu autour de la consigne avant de se stabiliser.

Les spécifications du cahier des charges permettront de trouver une structure avantageuse pour la stratégie de commande d'attitude sans toutefois avoir l'ajustement idéal. La stratégie de commande choisie pour la boucle de contrôle utilisée lors des prochains chapitres devra satisfaire les spécifications décrites dans cette section. Puisque le choix du régulateur implanté sur un système embarqué dépend souvent de sa facilité à être implanté, ce chapitre tente d'ajuster des régulateurs simples pour voir s'ils sont en mesure de satisfaire le cahier des charges.

5.2 Asservissement de la vitesse angulaire à l'aide d'un régulateur PI

La section 4.4 a montré qu'il est possible de stabiliser la vitesse angulaire du lanceur simplement avec un régulateur proportionnel, mais qu'il est préférable d'utiliser un régulateur PI pour éliminer l'erreur statique et adoucir la commande. Effectivement, un régulateur proportionnel comporte un seul paramètre qui engendre le compromis suivant : augmenter le gain du régulateur permet de diminuer l'erreur statique, tandis que le diminuer permet d'adoucir la commande. Même avec le gain minimal pour stabiliser le lanceur dans la phase atmosphérique, la commande atteint rapidement la saturation sur l'angle de braquage maximal.

Pour être en mesure de répondre à des consignes de vitesse angulaire avec une certaine douceur et une erreur statique nulle, un régulateur PI est choisi. La figure 4.19 de la section 4.4 montre le diagramme fonctionnel de la stratégie de commande en vitesse angulaire utilisée. La fonction de transfert du modèle utilisée pour l'ajustement du régulateur PI est :

$$G_{p\dot{\theta}}(s) = \frac{K(s + z_0)}{(s - p_1)(s + p_2)} = \frac{-0,733(s + 0,127)}{(s - 0,857)(s + 0,921)} \quad (5.2)$$

avec les valeurs numériques de la fonction de transfert à 50 s. Les valeurs des pôles ne sont pas exactement les mêmes qu'au chapitre précédent, car le point d'opération a changé, causé par un petit changement de trajectoire et une légère modification des coefficients aérodynamiques. La dynamique des actionneurs n'apparaît pas dans la fonction de transfert précédente, car elle n'est pas prise en compte dans la conception des régulateurs. De même, les mécanismes d'anti-windup et de saturation ne sont pas employés lors de l'ajustement des paramètres du régulateur, ils sont ajoutés lors de l'implémentation du régulateur. La fonction de transfert utilisée pour la conception du régulateur est :

$$G_{c\dot{\theta}}(s) = \frac{K_c(T_i s + 1)}{T_i s} \quad (5.3)$$

La figure 5.1 montre l'implémentation de la stratégie de commande en vitesse avec un régulateur utilisant une technique de saturation avec anti-windup.

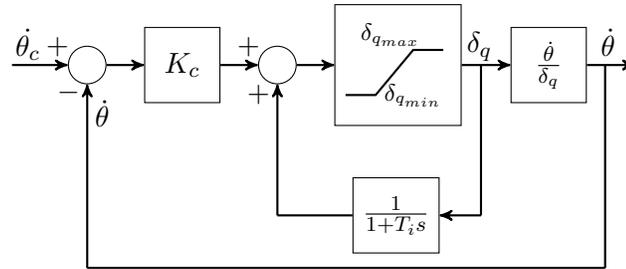


FIGURE 5.1: Implémentation du régulateur PI, sur $G_{p\dot{\theta}}$, avec la saturation et l'anti-windup

Le gain et la constante de temps d'intégration sont ajustés pour satisfaire le cahier des charges. La conception du système fait en sorte que K_c doit être négatif. Sa valeur absolue doit être assez élevée pour donner une marge de gain de 10 dB. Pour être en mesure d'effectuer les premiers ajustements sur K_c , il faut que T_i soit assez élevée pour que la marge de phase du système soit d'au moins 35° , mais assez faible pour ne pas donner un temps de réponse trop long. Par la suite, augmenter K_c a pour effet de diminuer le dépassement maximal de la sortie sur un échelon de consigne et en même temps d'augmenter la largeur de bande. Du même coup, augmenter K_c diminue le temps de réponse face à des échelons de consigne. Si la marge de phase est trop petite, diminuer T_i empirera le dépassement maximal et engendra des oscillations autour de la consigne, tandis que l'augmenter ralentira le procédé, diminuera les oscillations et diminuera la largeur de bande. Utiliser un T_i trop élevé amène un temps de réponse trop long et un dépassement maximal trop élevé. Après avoir essayer plusieurs valeurs, le choix obtenu est $K_c=-4$ et $T_i=0,8$. Ces valeurs donnent un temps de réponse d'environ 7 s (figure 5.3), une largeur de bande d'un peu moins de 4 rad/s (figure 5.2) et un dépassement maximal légèrement supérieur à 35 % (figure 5.3). La marge de gain est légèrement supérieur à 10 dB et la marge de phase est largement supérieure à 35° (figure 5.4).

La technique de séquençement de gain est appliquée seulement sur le gain K_c du régulateur. Ce choix permet de simplifier la conception, tout en préservant de bonnes performances. L'ajustement de K_c est effectué en utilisant le produit KK_c trouvé pour l'ajustement à 50 s qui est $KK_c=2,932$. L'évolution des différents paramètres du modèle $G_{p\dot{\theta}}$ et du régulateur $G_{c\dot{\theta}}$ est montrée au tableau 5.1. Une vérification du respect des spécifications est effectuée pour ces différents instants de vol. Les principales spécifications à respecter sont une largeur de bande devant rester en dessous de 4 rad/s, un dépassement maximal de 35 %, un temps de réponse à $\pm 10\%$ de moins de dix secondes, une marge de gain supérieur à 10 dB et une marge de phase supérieure à 35° .

La figure 5.2 présente le diagramme de Bode en boucle fermée des régulateurs en séries avec

Tableau 5.1: Évolution des paramètres du modèle $G_{p\dot{\theta}}$ et du régulateur PI $G_{c\dot{\theta}}$

temps (s)	K	z_0	p_1	p_2	K_c	T_i
0	-0,469	0	0	0	-6,25	0,8
5	-0,485	0,0036	0,0382	0,0398	-6,05	0,8
10	-0,502	0,0161	0,116	0,123	-5,84	0,8
20	-0,544	0,057	0,321	0,347	-5,39	0,8
40	-0,66	0,114	0,703	0,757	-4,44	0,8
50	-0,733	0,127	0,857	0,921	-4	0,8
60	-0,818	0,126	0,888	0,964	-3,59	0,8
80	-1,023	0,087	0,811	0,896	-2,87	0,8
100	-1,302	0,0267	0,6	0,624	-2,25	0,8
110	-0,913	0,0097	0,518	0,524	-3,21	0,8
120	-0,989	0,0029	0,3	0,299	-2,97	0,8
140	-1,173	0,00028	0,104	0,104	-2,5	0,8
160	-1,431	0	0,167	0,0167	-2,05	0,8
180	-1,818	0	0,0026	0,0026	-1,61	0,8
219	-3,665	0	0	0	-0,8	0,8
543	-7,527	0	0	0	-0,39	0,8
600	-12,4	0	0	0	-0,24	0,8
652	-26,54	0	0	0	-0,11	0,8

leur modèle $G_{p\dot{\theta}}$, et ce, pour les différents instants de vol présentés au tableau 5.1. La largeur

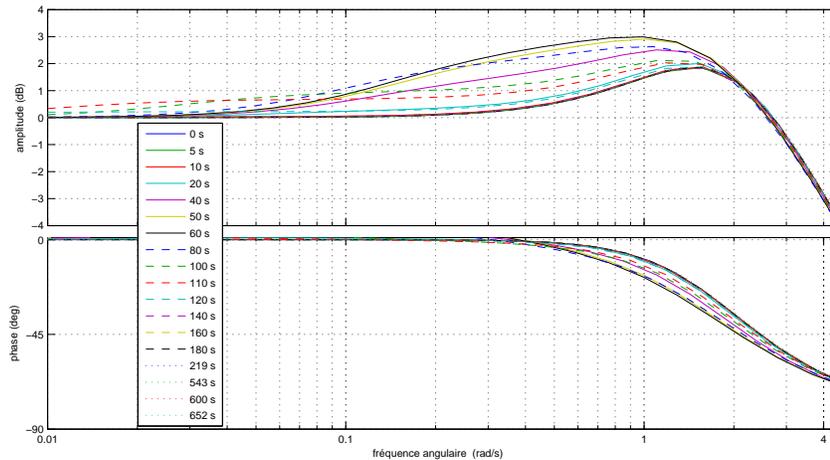


FIGURE 5.2: Diagramme de Bode du système $G_{c\dot{\theta}}G_{p\dot{\theta}}$ en boucle fermée, pour différents instants de vol

de bande, principalement définie par K_c , est ajustée à l'aide de cette figure. Il est également possible de voir que le facteur de résonance est juste en dessous de 3 dB. La figure 5.3 permet de voir le dépassement maximal qui est légèrement supérieur à 35 % et le temps de réponse à

$\pm 10\%$ qui est de moins de neuf secondes pour le pire cas. L'abaque de Black des régulateurs en série avec leur modèle de référence est présenté à la figure 5.4. Cette figure permet de valider les marges de gain (≥ 10 dB) et de phase ($\geq 35^\circ$) pour les différents instants de vol. Omis le dépassement maximal, tous les critères du cahier des charges sont satisfaits avec cet ajustement.

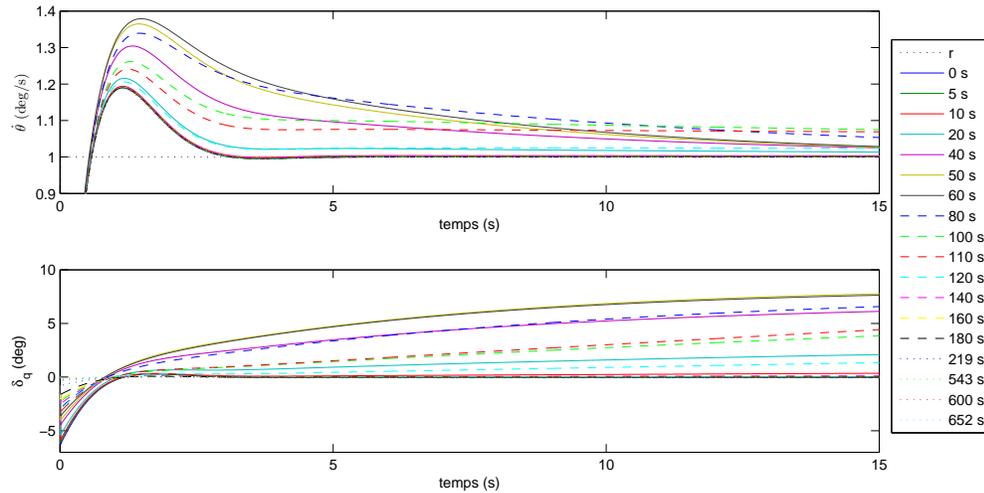


FIGURE 5.3: Réponse à un échelon de $1^\circ/\text{s}$ du régulateur $G_{c\dot{\theta}}$ en boucle fermée avec $G_{p\dot{\theta}}$ pour différents instants du vol

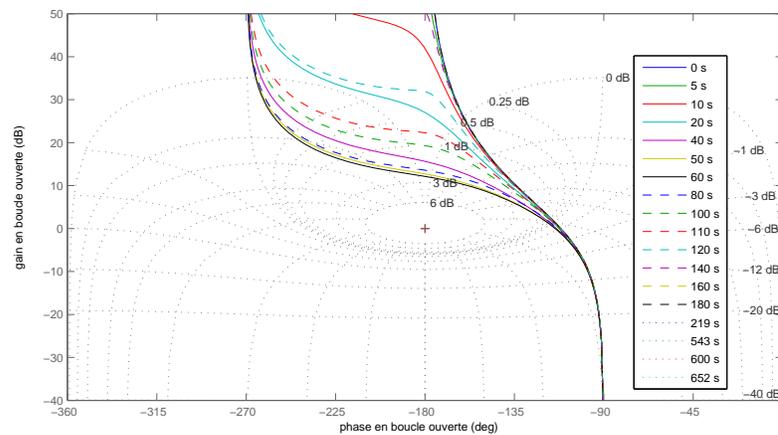


FIGURE 5.4: Abaque de Black des régulateurs $G_{c\dot{\theta}}$ en série avec leur modèle de conception $G_{p\dot{\theta}}$ à différents instants du vol

Avec le séquençement de gain utilisé, la largeur de bande à 3 dB est d'environ 4 rad/s dans tous les cas. La figure 5.2 montre également que lorsque les forces aérodynamiques sont plus

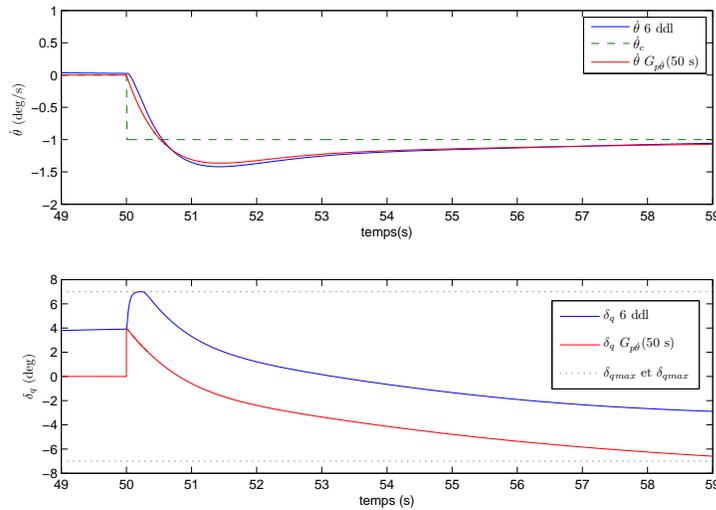


FIGURE 5.5: Réponse à un échelon de $-1^\circ/\text{s}$ du régulateur $G_{c\theta}(50\text{ s})$ en boucle fermée avec $G_{p\theta}(50\text{ s})$ et le régulateur $G_{c\theta}$ à séquencement de gain pour le simulateur à 6 ddl

faibles, le facteur de résonance est plus petit.

La figure 5.5 présente la réponse à un échelon en vitesse sur le modèle linéaire à $t=50\text{ s}$ ainsi que sur le simulateur non linéaire. Avant l'échelon, la commande sur le simulateur non linéaire n'est pas nulle, elle est d'environ $3,9^\circ$. Ceci est causé par un angle d'attaque d'environ 3° à ce moment. La commande initiale non nulle amène la commande à saturer lors de l'échelon de consigne. À ces deux différences près, les deux réponses à l'échelon sont semblables.

Un ajustement un peu plus agressif en posant $K_c=-6$ pour $t=50\text{ s}$ permettrait de diminuer significativement le dépassement, le temps de réponse et le facteur de résonance. Comme inconvénient, la largeur de bande passerait de 4 rad/s à 6 rad/s . Il faudrait vérifier, avec une étude structurale, si le lanceur est en mesure de résister à des manœuvres plus agressives que présentement. Un gain plus élevé augmenterait la commande et aussi le temps passé en saturation.

5.3 Asservissement de la position angulaire à l'aide d'un régulateur PID

Asservir la position angulaire en tangage du modèle du lanceur à corps rigide, avec un seul régulateur PID, est possible. Il faut par contre déroger du cahier des charges, et ce, pour la largeur de bande ainsi que l'angle de braquage maximal de 7° sur un échelon de consigne de 1° . Les limitations du régulateur PID pour asservir la position angulaire en tangage sont discutées dans la présente section. Tel qu'à la section 4.3, pour maintenir une commande raisonnable,

l'échelon effectué sur θ_{cg} (consigne sur θ provenant du guidage) est filtré par un filtre de premier ordre de constante de temps de 0,3 s. Le diagramme fonctionnel de la stratégie de commande est montré à la figure 4.7. La saturation et la technique d'anti-windup sont implantées, tel que vu à la figure 5.6, mais elles ne sont pas prises en compte dans l'ajustement des paramètres du régulateur.

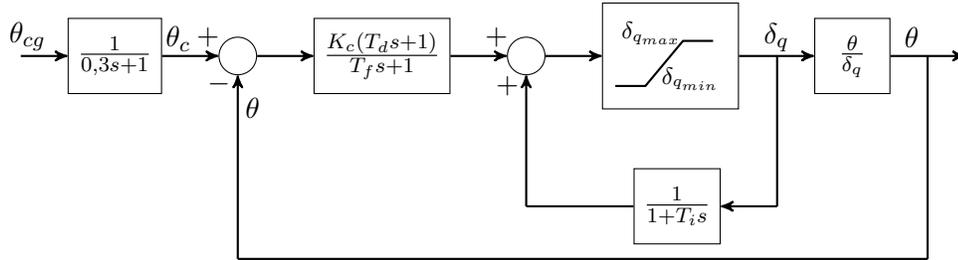


FIGURE 5.6: Implémentation du régulateur PID, sur $G_{p\theta}$, avec la saturation et l'anti-windup

La stratégie de contrôle consiste à faire une rétroaction seulement sur la position angulaire en tangage (θ). L'étude s'effectue avec le régulateur PID :

$$G_{c\theta} = \frac{K_c(T_i s + 1)(T_d s + 1)}{T_i s(T_f s + 1)} \quad (5.4)$$

et le modèle :

$$G_{p\theta} = \frac{K(s + z_0)}{s(s - p_1)(s + p_2)} = \frac{-0,733(s + 0,127)}{s(s - 0,857)(s + 0,921)} \quad (5.5)$$

Le réglage initial s'effectue avec le modèle à $t=50$ s, dont les valeurs numériques sont données à l'équation (5.5).

Le diagramme de Bode de $G_{p\theta}$ et de ses pôles et zéros est montré à la figure 5.7. Il permet

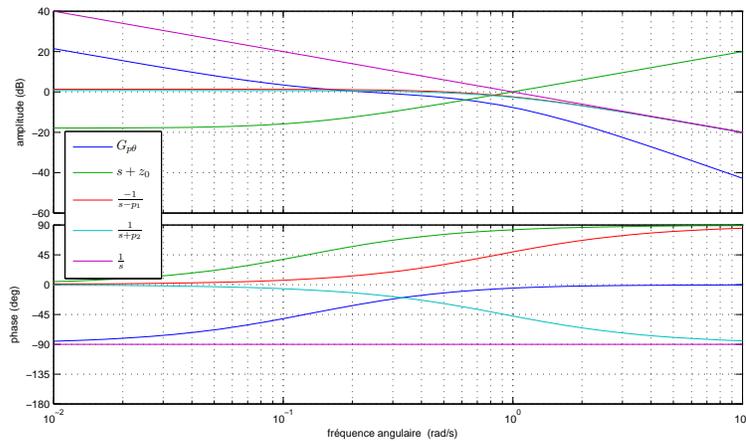


FIGURE 5.7: Diagramme de Bode de $G_{p\theta}$ et de ses composantes à $t=50$ s

d'analyser le contenu fréquentiel du modèle. Le changement de phase en fonction de la fréquence angulaire de $G_{p\theta}$ est principalement régi par son zéro. Ceci s'explique en regardant la phase de chacun des éléments de $G_{p\theta}$: les phases du pôle stable et du pôle instable s'annulent presque parfaitement, celle de l'intégrateur est constante à -90° et celle du zéro passe de 0° à 90° en parcourant les basses fréquences vers les hautes fréquences. La phase résultante de $G_{p\theta}$ est de -90° aux basses fréquences et elle tend vers 0° aux hautes fréquences.

Pour stabiliser $G_{p\theta}$ à l'aide d'un régulateur PID, quatre paramètres doivent être ajustés : le gain K_c , la constante de temps d'intégration T_i , celle de la dérivée T_d ainsi que celle du filtre T_f . Le gain K_c doit être négatif, tel que vu à la figure 3.12, il faut diminuer δ_q pour monter le nez du lanceur et ainsi augmenter θ . Puisque le gain du régulateur doit être négatif,

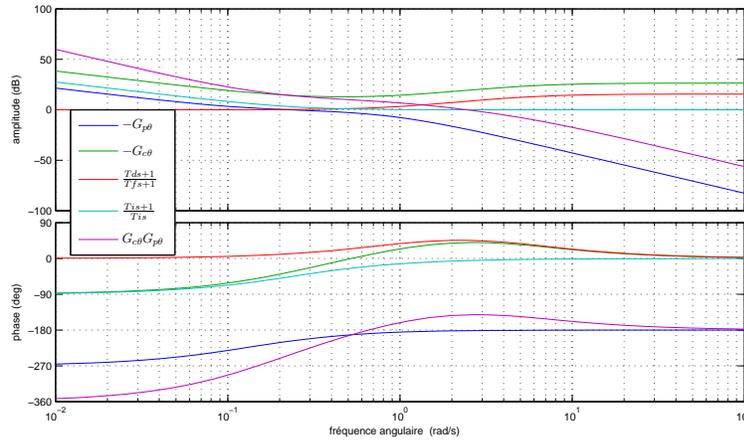


FIGURE 5.8: Diagramme de Bode de $-G_{p\theta}$, du régulateur $-G_{c\theta}$, des composantes de $G_{c\theta}$ et de $G_{c\theta}G_{p\theta}$ à $t=50$ s

il est intéressant de regarder le diagramme de Bode de $-G_{p\theta}$. Le diagramme de Bode de $-G_{p\theta}$, $-G_{c\theta}$, $G_{c\theta}G_{p\theta}$, $\frac{T_d s+1}{T_f s+1}$, $\frac{T_i s+1}{T_i s}$ est présenté à la figure 5.8. Dans ce diagramme, un signe négatif à $G_{p\theta}$ et $G_{c\theta}$ est ajouté, puisqu'il est plus facile de voir l'effet que l'avance de phase et l'intégrateur du régulateur ont sur le modèle. Pour asservir $G_{p\theta}$ avec des marges de stabilité intéressantes, il faut être en mesure d'avoir une phase supérieure à -180° pendant une certaine plage de fréquences.

D'après le cahier des charges, la marge de phase, qui se calcule à 0 dB, doit être supérieure à 35° . Puisque $-G_{p\theta}$ est toujours inférieur à -180° , il faut ajuster une avance de phase avec la partie dérivé du régulateur pour augmenter la phase de $G_{c\theta}G_{p\theta}$. L'avance de phase ($\frac{T_d s+1}{T_f s+1}$) doit être de 35° plus la diminution de phase provenant du zéro de $G_{p\theta}$ ainsi que celle de la partie intégrale du régulateur. La largeur de bande souhaitée est ≤ 2 rad/s. À 2 rad/s, la phase du zéro est de 88° et la phase de la partie intégrale du régulateur allouée est de -7° . Il faut donc que l'avance de phase soit de plus de 44° . Le ratio choisi est de $\frac{T_d}{T_f} = 6$, il donne une

avance de phase d'environ $45,6^\circ$. Augmenter ce ratio donnerait une commande plus agressive. Il est donc préférable de garder cette valeur la plus petite possible pour ne pas dépasser la contrainte de 7° lors d'un échelon unitaire de consigne.

Ralentir la boucle fermée n'est pas aussi facile que souhaité. Tel que vue à la figure 5.8, la phase de $-G_{p\theta}$ chute rapidement pour des fréquences angulaires < 1 rad/s. Par exemple à 1 rad/s la phase est de -185° , tandis qu'à $0,5$ rad/s elle est de -193° . Le maximum d'avance de phase est placé lorsque la phase du zéro est tout près de 90° . Déplacer davantage cette avance de phase vers les basses fréquences diminuerait grandement les marges de gain et de phase. La constante de temps de l'intégrateur T_i et le gain K_c sont ajustés pour faire les derniers réglages de la courbe observée sur l'abaque de Black de la figure 5.9. La constante de temps

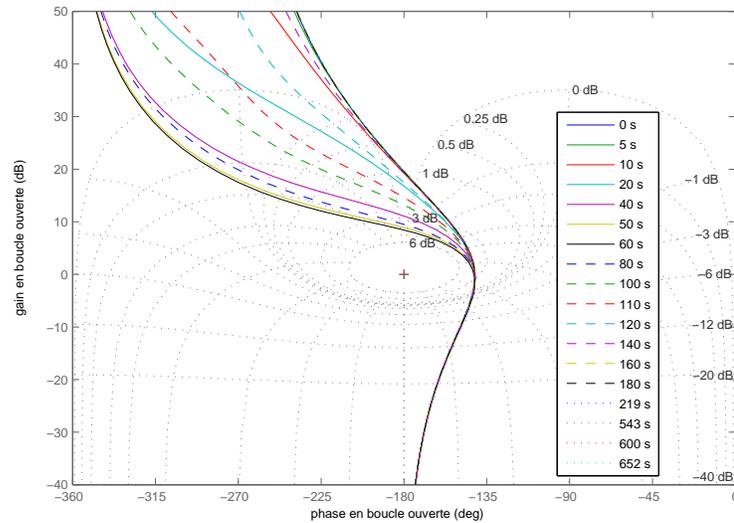


FIGURE 5.9: Abaque de Black des régulateurs $G_{c\theta}$ en série avec leur modèle de conception $G_{p\theta}$ à différents temps de vol

T_i est augmenté pour obtenir le maximum de phase désiré et le gain K_c est ajusté pour placer le maximum de phase à 0 dB. Augmenter $|K_c|$ déplace le maximum de phase vers le haut sur la figure 5.9 et le diminuer le déplace vers le bas. Le maximum de phase est placé à 0 dB pour obtenir la marge de phase la plus grande possible avec T_i préalablement fixé. Avec cet ajustement, le facteur de résonance est toujours inférieur à 6 dB.

La largeur de bande de $G_{c\theta}G_{p\theta}$ est d'environ $4,5$ rad/s, ce qui est supérieur au cahier des charges qui demande ≤ 2 rad/s. La largeur de bande se voit à la figure 5.10, qui présente le diagramme de Bode de $G_{c\theta}G_{p\theta}$ en boucle fermée pour différents instants. Ralentir davantage la boucle fermée augmenterait le dépassement qui est déjà de plus de 50 % sur un échelon de consigne filtré, ce qui est inacceptable. Le dépassement est visible à la figure 5.11 qui présente

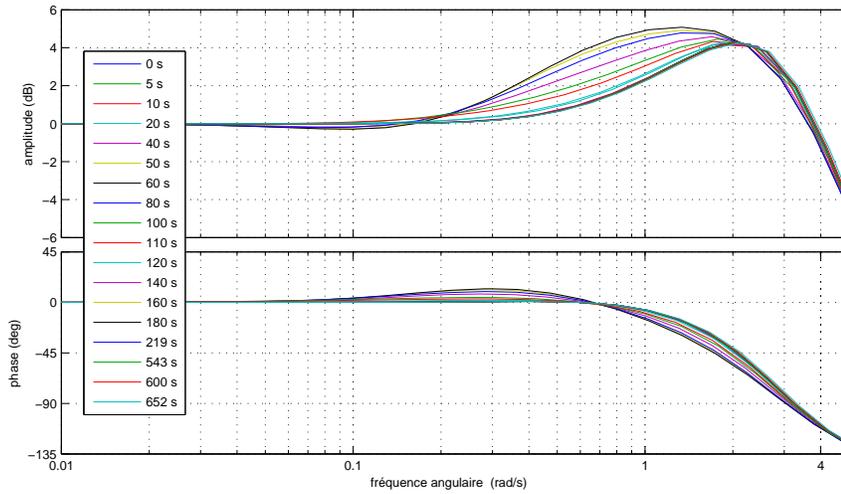


FIGURE 5.10: Diagramme de Bode en boucle fermée des régulateurs PID avec leur modèle de conception à différents temps de vol

la réponse à l'échelon de chacun des régulateurs avec leur modèle de conception.

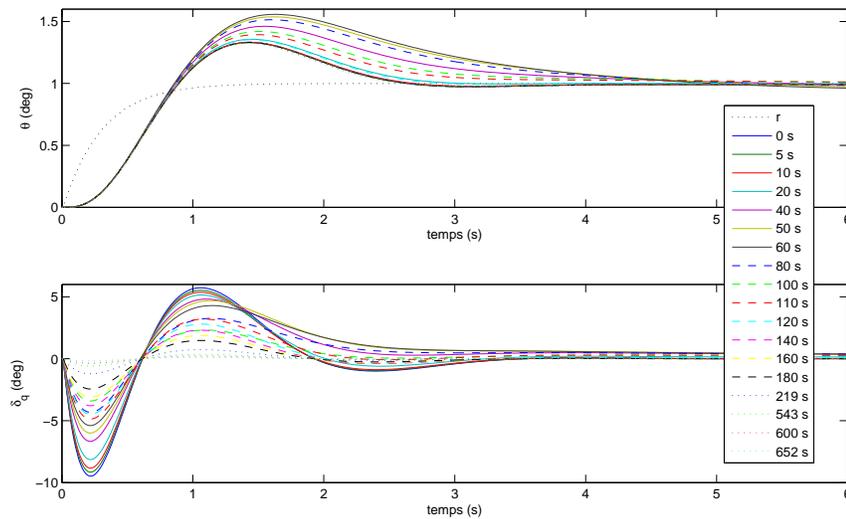


FIGURE 5.11: Réponse à un l'échelon filtré de 1° , sur chacun des régulateurs avec leur modèle de conception

Le séquençement de gains s'effectue sur K_c et T_i . L'ajustement du gain à $K_c K = 2,56$ permet d'avoir sensiblement la même largeur de bande à chaque ajustement. Ceci s'observe bien sur la figure 5.10. T_i est ajusté manuellement pour garder sensiblement la même marge de phase. L'évolution des paramètres du modèle et de ceux du régulateur PID est présentée au

tableau 5.2. Il est possible de voir la marge de phase pour différents instants de vol à la

Tableau 5.2: Évolution des paramètres du modèle $G_{p\theta}$ et du régulateur PID $G_{c\theta}$

temps (s)	K	z_0	p_1	p_2	K_c	T_i	T_d	T_f
0	-0,469	0	0	0	-5,47	3,2	1,1	0,183
5	-0,485	0,0036	0,0382	0,0398	-5,29	3,3	1,1	0,183
10	-0,502	0,0161	0,116	0,123	-5,11	3,4	1,1	0,183
20	-0,544	0,057	0,321	0,347	-4,72	3,6	1,1	0,183
40	-0,66	0,114	0,703	0,757	-3,89	4,2	1,1	0,183
50	-0,733	0,127	0,857	0,921	-3,5	4,2	1,1	0,183
60	-0,818	0,126	0,888	0,964	-3,14	3,9	1,1	0,183
80	-1,023	0,087	0,811	0,896	-2,5	3,4	1,1	0,183
100	-1,302	0,0267	0,6	0,624	-1,97	3,3	1,1	0,183
110	-0,913	0,0097	0,518	0,524	-2,81	3,3	1,1	0,183
120	-0,989	0,0029	0,3	0,299	-2,59	3,2	1,1	0,183
140	-1,173	0,00028	0,104	0,104	-2,19	3,2	1,1	0,183
160	-1,431	0	0,167	0,167	-1,79	3,2	1,1	0,183
180	-1,818	0	0,0026	0,0026	-1,41	3,2	1,1	0,183
219	-3,665	0	0	0	-0,7	3,2	1,1	0,183
543	-7,527	0	0	0	-0,34	3,2	1,1	0,183
600	-12,4	0	0	0	-0,21	3,2	1,1	0,183
652	-26,54	0	0	0	-0,1	3,2	1,1	0,183

figure 5.9, qui montre l'abaque de Black.

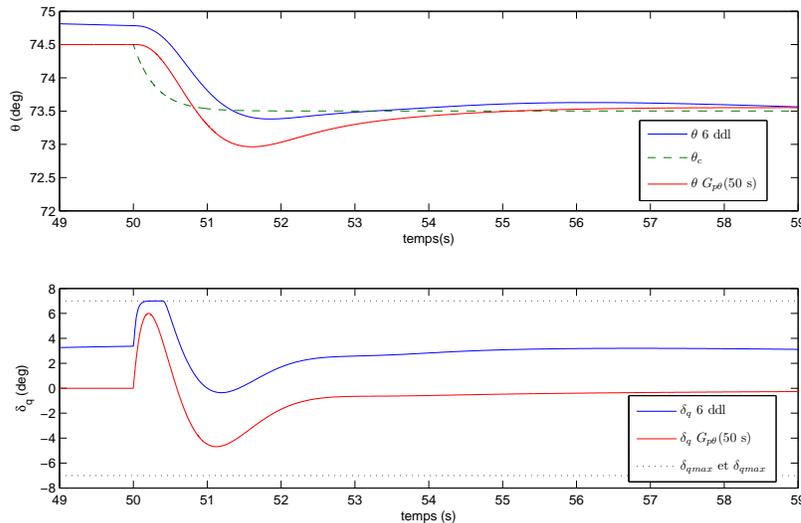


FIGURE 5.12: Réponse à un échelon filtré de -1° , sur le simulateur non linéaire et sur $G_{p\theta}$ à $t=50$ s

La figure 5.12 montre la réponse à un échelon de -1° sur le simulateur non linéaire, avec le

régulateur à séquençement de gains, et sur le modèle $G_{p\theta}$ à 50 secondes. Sur le simulateur non linéaire, la commande atteint la saturation de 7° . Ceci est causé par une commande initiale de $3,3^\circ$, provenant principalement de la présence d'un angle d'attaque d'environ $2,75^\circ$. Mise à part ces différences, la réponse sur le simulateur est similaire à celle prévue par le modèle linéaire.

Avec un filtre sur la consigne, le régulateur est en mesure de stabiliser et de manoeuvrer le lanceur. Il n'est pas certain qu'il soit en mesure de bien fonctionner face aux perturbations. Une loi de commande, implantée sur un lanceur, utilisant seulement un régulateur PID pour asservir la position angulaire donnera de mauvaises performances. La nécessité de filtrer les consignes, pour le régulateur PID, montre qu'en présence de perturbations échelons à la sortie, les tuyères du lanceur fonctionneraient souvent en saturation. Par contre, le régulateur PID peut asservir le modèle du lanceur solide avec peu de perturbation. Cette loi de commande ne satisfait pas trois des critères du cahier des charges qui sont : un dépassement maximal inférieur à 35 %, une largeur de bande inférieure à 2 rad/s, ainsi qu'une commande ne dépassant pas 7° pour un échelon non filtré de 1° . Pour ces raisons, il faut étudier une stratégie de commande en position angulaire plus complexe.

5.4 Asservissement de la position angulaire à l'aide d'une commande cascade

La commande cascade se prête bien à un modèle de type $G_\theta = \frac{G_{\dot{\theta}}}{s}$, car il est facile de séparer le modèle en deux fonctions de transfert en série. $G_{\dot{\theta}}$ est utilisé pour la boucle interne et l'intégration de la vitesse angulaire donne la boucle externe en position angulaire. Ceci est possible grâce aux capteurs de position angulaire et de vitesse angulaire disponibles sur le lanceur. La commande cascade apporte une plus grande flexibilité qu'un seul régulateur PID sur l'asservissement en position angulaire. À l'aide de la commande cascade, il est possible d'amener la largeur de bande de H_e en dessous de 2 rad/s, et ce, tout en gardant des marges de stabilité supérieures à celles décrites dans le cahier des charges. Le diagramme fonctionnel de la commande cascade utilisée lors de l'ajustement des régulateurs est présenté à la figure 5.13.

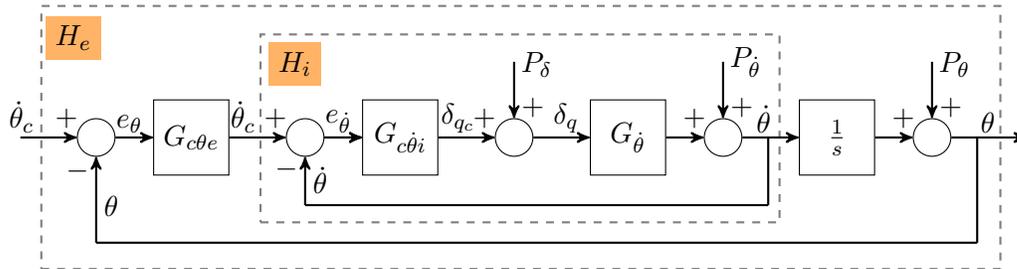


FIGURE 5.13: Diagramme fonctionnel de la commande cascade pour asservir la position angulaire θ

Avec une commande cascade, il est possible d'ajouter une saturation sur la vitesse angulaire en plus de la saturation sur l'angle de braquage. Cette saturation additionnelle permet de limiter la vitesse angulaire du lanceur et ainsi d'ajouter une protection supplémentaire pour garder le lanceur dans sa zone de stabilité. Pour la suite du mémoire, les simulations utilisant une commande cascade seront soumises à une saturation sur la vitesse angulaire de $3^\circ/s$. La figure 5.13 ne présente pas les saturations et les mécanismes anti-windup, car ils ne sont pas pris en compte lors de la conception. La figure 5.14 montre l'implémentation de la commande cascade utilisée pour les simulations. Cette figure montre l'implémentation d'une commande cascade utilisant deux régulateurs PI, un pour la boucle interne et l'autre pour la boucle externe. Cette commande cascade gère deux saturations ainsi que leur mécanisme d'anti-windup.

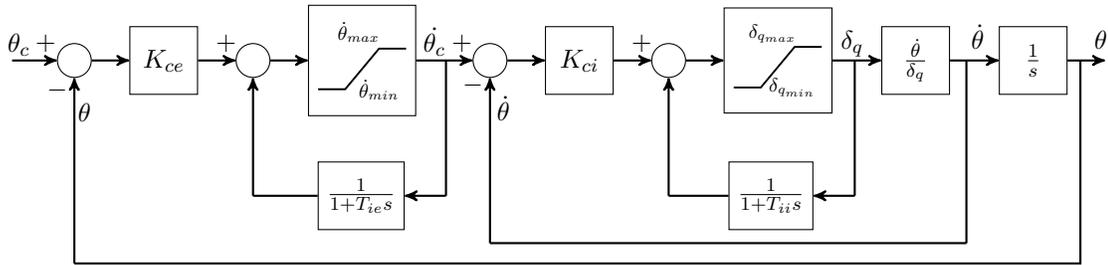


FIGURE 5.14: Implémentation de la commande

Deux types de régulateur sont comparés pour l'asservissement de la boucle interne, ils sont :

$$G_{c\dot{\theta}iP} = K_{ci}P \quad (5.6)$$

et

$$G_{c\dot{\theta}iPI} = \frac{K_{ciPI}(T_{iiPI}s + 1)}{T_{iiPI}s} \quad (5.7)$$

Les deux lois de commande confrontées utilisent un régulateur de type PI pour asservir la boucle externe. L'utilisation d'un régulateur PI sur la boucle externe permet d'obtenir une erreur statique nulle face à des consignes et différentes perturbations de type échelon appliquées sur P_δ , $P_{\dot{\theta}}$ et P_θ (voir figure 5.13). Il est possible de penser qu'utiliser un régulateur PI au lieu d'un régulateur P pour la boucle interne n'apportera pas davantage majeur, par contre le contraire sera montré dans la présente section.

L'ajustement du régulateur externe s'effectue à l'aide de la fonction de transfert :

$$H_e = \frac{G_{c\theta e}H_i}{1 + G_{c\theta e}H_i} \quad (5.8)$$

où

$$H_i = \frac{G_{c\dot{\theta}i}G_{p\dot{\theta}}}{1 + G_{c\dot{\theta}i}G_{p\dot{\theta}}} \quad (5.9)$$

Il faut donc connaître $G_{c\dot{\theta}_i}$ pour ajuster $G_{c\theta_e}$. L'ajustement de $G_{c\dot{\theta}_i}$ s'effectue sur le modèle :

$$G_{p\dot{\theta}} = \frac{K(s + z_0)}{(s - p_1)(s + p_2)} = \frac{-0,733(s + 0,127)}{(s - 0,857)(s + 0,921)} \quad (5.10)$$

Le réglage initial s'effectue avec le modèle à $t=50$ s dont les valeurs numériques sont données à l'équation (5.10). Afin de garder une certaine douceur de la commande, le gain de la boucle interne ne doit pas être trop élevé. Effectivement, pour un changement de consigne $\Delta\dot{\theta}_c = 1^\circ/\text{s}$, le saut de commande vaut $\Delta\delta_q = K_{ci}$. Puisque K_{ci} doit être négatif, il faut $K_{ci} > -7$ pour être en mesure de satisfaire la contrainte sur l'angle de braquage maximal de $\pm 7^\circ$ face à un changement de consigne $\Delta\dot{\theta}_c = 1^\circ/\text{s}$. Pour $G_{c\dot{\theta}_iP}$, ceci a comme désavantage d'avoir une boucle interne instable lors de la phase atmosphérique. Par contre, le régulateur PI de la boucle externe est en mesure de stabiliser la boucle interne qui est instable.

L'ajustement de la commande cascade PI-PI est exposé en premier. Pour stabiliser la boucle interne sans trop accélérer le procédé et obtenir un meilleur rejet de perturbation, un régulateur PI est utilisé sur la boucle interne. L'ajustement du régulateur :

$$G_{c\dot{\theta}_iPI} = \frac{-4(0,8s + 1)}{0,8s} \quad (5.11)$$

est effectué à la section 5.2. Le régulateur de la boucle externe :

$$G_{c\theta_ePI} = \frac{0,75(1,85s + 1)}{1,85s} \quad (5.12)$$

est ajusté pour tenter de suivre le contour de 3 dB sur l'abaque de Black (figure 5.15), ce qui permet d'obtenir un facteur de résonance de 3 dB. Premièrement, la constante d'intégration est ajustée pour obtenir une phase maximale de -135° , plus cette constante est élevée, plus la phase maximale sera grande. Par la suite, le gain du régulateur est augmenté jusqu'à ce que la largeur de bande soit d'un peu moins de 2 rad/s. Avec cet ajustement, la réponse fréquentielle de $G_{cePI}H_{iPI}$ s'approche du 3 dB sur l'abaque de Black (figure 5.15). Cette commande cascade PI-PI satisfait également les autres exigences du cahier des charges avec son temps de réponse à $\pm 5\%$ de 5 s (figure 5.17), son dépassement de 35 % (figure 5.17) et sa marge de phase de 43° (figure 5.15).

Pour la commande cascade P-PI, le régulateur interne $G_{c\dot{\theta}_iP}$ déplace les pôles de $G_{p\dot{\theta}}$ vers la gauche de l'axe réel, tandis qu'il n'influence pas son zéro. La valeur de K_{ciP} a été choisie pour obtenir une constante de temps du pôle stable de 0,25 s. Ceci donne le régulateur :

$$G_{c\dot{\theta}_iP} = -5,27 \quad (5.13)$$

Tel que discuté, il reste un pôle instable dans la fonction de transfert :

$$H_{iP} = \frac{3,863(s + 0,127)}{(s - 0,0746)(s + 4)} \quad (5.14)$$

vue par le régulateur de la boucle externe $G_{c\theta eP}$. Cet ajustement permet d'obtenir un gain légèrement plus faible que -3 dB à la fréquence angulaire de 4 rad/s, ce qui est visé pour l'ajustement de $G_{c\dot{\theta}iPI}$.

Le modèle vu par le régulateur externe est plus facile à asservir que celui vu par le régulateur PID de la section 5.3, le pôle instable est plus près de l'axe imaginaire. Ceci revient à dire que sans régulateur externe, le lanceur est encore instable, mais il s'éloigne du point initial plus lentement que si aucun régulateur n'était présent. L'asservissement en position angulaire est plus facile à effectuer que si le régulateur interne était absent.

Le régulateur externe :

$$G_{c\theta eP} = \frac{1,2(3s + 1)}{3s} \quad (5.15)$$

est ajusté par tâtonnement pour obtenir une réponse temporelle, sur la position angulaire, similaire à celle de la commande cascade PI-PI, tout en gardant la largeur de bande en dessous de 2 rad/s. Cet ajustement donne un facteur de résonance légèrement supérieur à 3 dB, un dépassement d'environ 35 %, ainsi qu'un temps de réponse à ± 5 % de 5,5 s. Également, le braquage de la tuyère n'excède pas 7° lors d'un échelon de 1° sur θ_c . Cette loi de commande satisfait également le cahier des charges.

La figure 5.15 montre le respect des marges de gain et de phase pour les commandes cascades P-PI et PI-PI. Le diagramme de Bode de la figure 5.16 montre le respect des critères sur

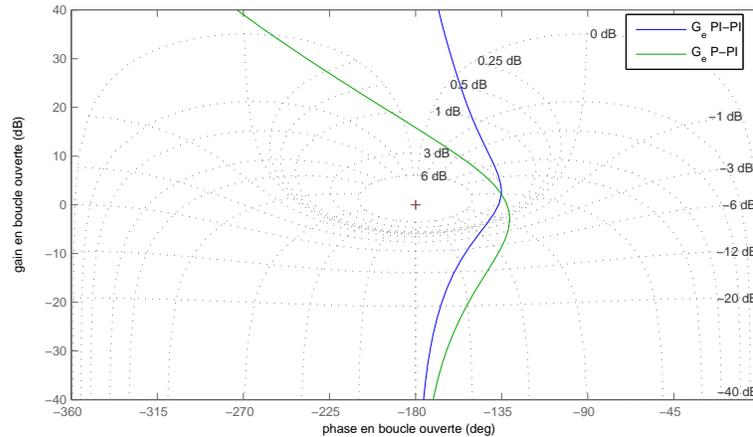


FIGURE 5.15: Abaque de Black de $G_{ce}H_i$ pour les commandes cascades P-PI et PI-PI

la largeur de bande et le facteur de résonance pour les deux lois de commande cascade. La figure 5.17 montre la réponse à un changement de consigne de -1° , pour la commande cascade PI-P, la commande cascade PI-PI et pour la commande cascade PI-PI avec séquençement du gain K_{ci} sur le simulateur non linéaire à six degrés de liberté. Cette figure permet d'analyser le

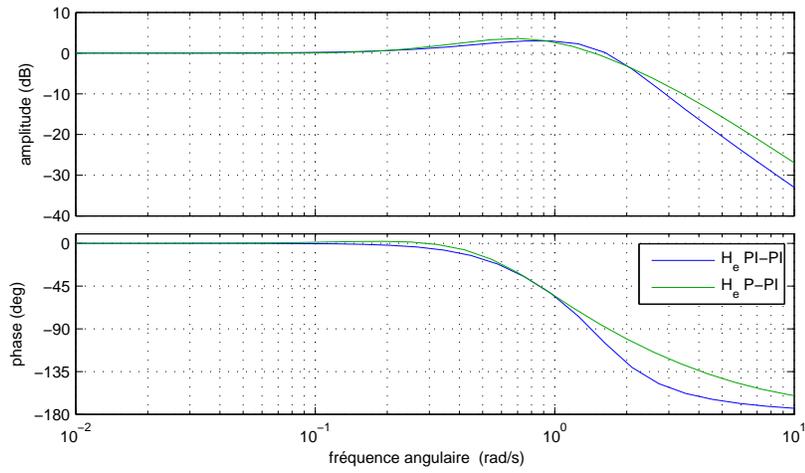


FIGURE 5.16: Diagramme de Bode de H_e pour la commande cascade P-PI et PI-PI

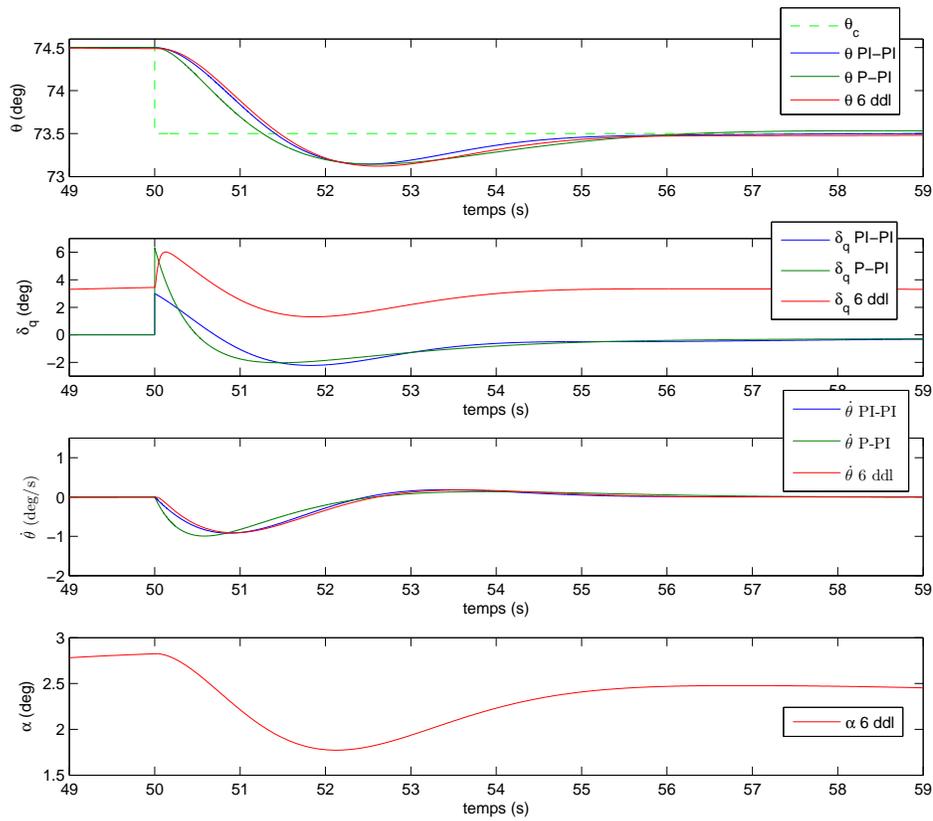


FIGURE 5.17: Réponse à un échelon de -1° sur θ avec les régulateurs cascade P-PI, PI-PI et PI-PI sur le modèle à 6 ddl

temps de réponse, le dépassement maximal et l'intensité de la commande lors d'un changement de consigne en position angulaire.

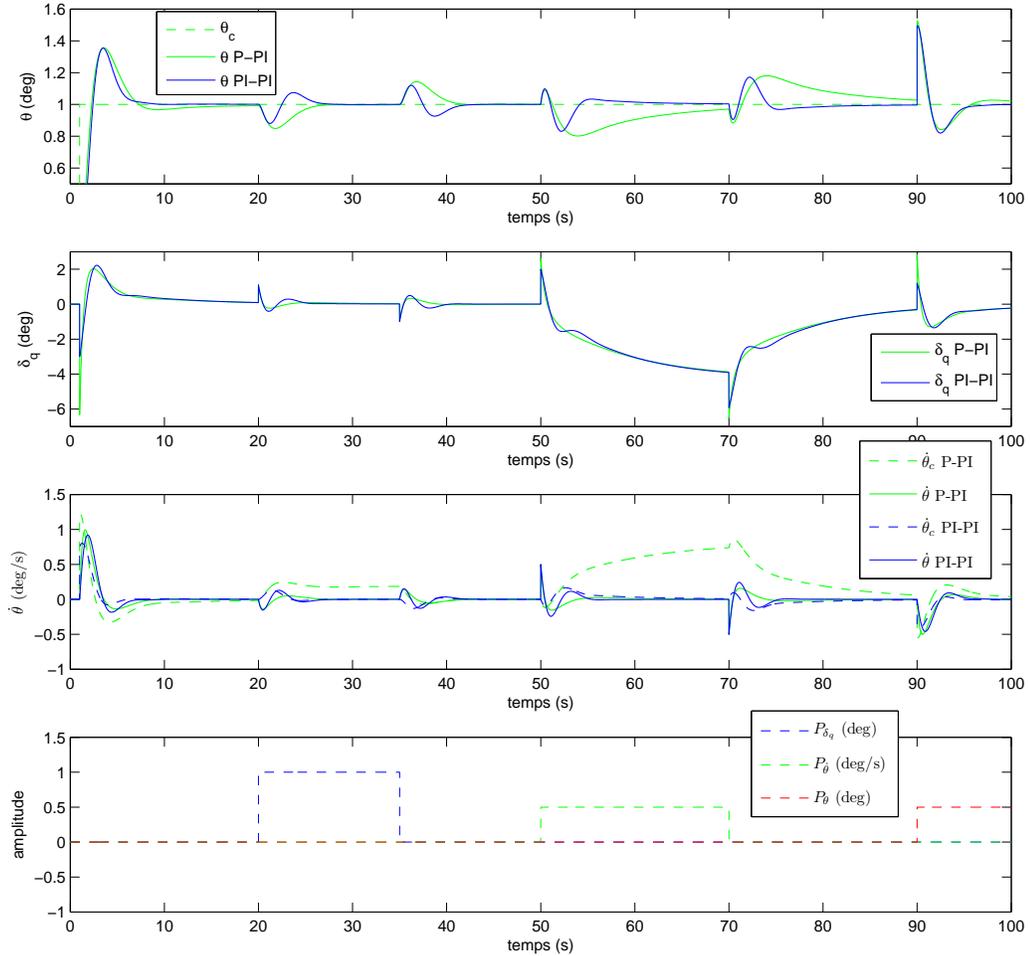


FIGURE 5.18: Comparaison des réponses à l'échelon, ainsi qu'à différentes perturbations de type échelon pour la commande cascade P-PI et PI-PI

La figure 5.18 montre des échelons sur la consigne et sur différentes perturbations pour les deux lois de commande cascade appliquées sur le modèle linéaire. Dans l'ordre, les perturbations sont appliquées et retirées : sur le positionnement de la tuyère (P_δ), sur la vitesse angulaire ($P_{\dot{\theta}}$) et sur la position angulaire (P_θ).

Pour les deux lois de commande cascade PI-P et PI-PI, l'asservissement en position angulaire reste stable face aux trois types de perturbations échelon. La stratégie PI-PI élimine plus rapidement les trois types de perturbation. Ceci est causé par l'intégrateur de la boucle interne

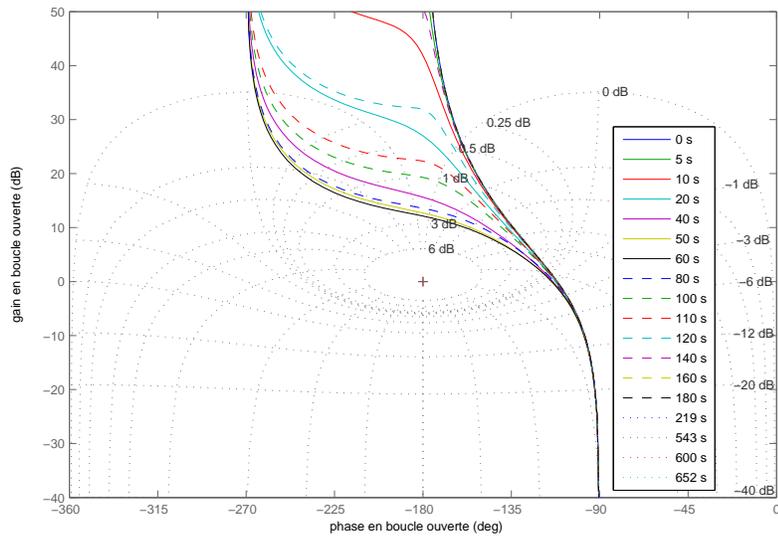


FIGURE 5.19: Abaque de Black des régulateurs $G_{ce}H_i$ pour la commande cascade à différents temps de vol

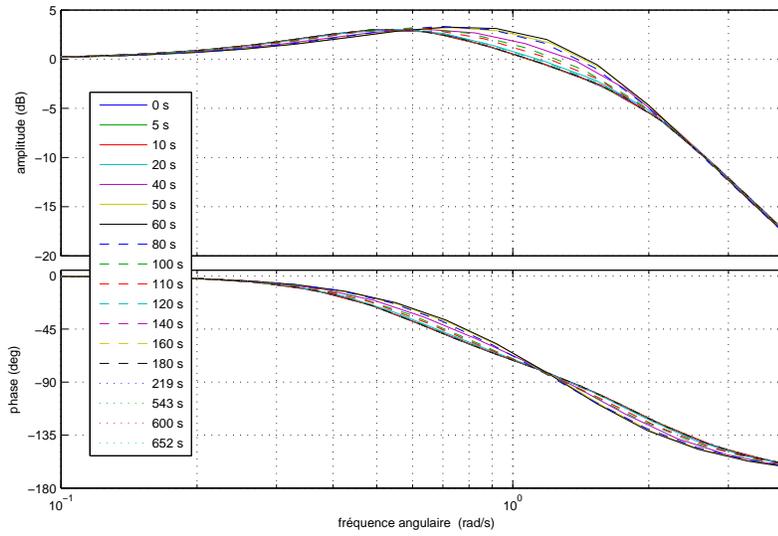


FIGURE 5.20: Diagramme de Bode en boucle fermée de H_e pour différents instants du vol

qui élimine ces perturbations. En regardant $\dot{\theta}_c$ qui ne revient pas à zéro lors de la perturbation sur δ_q et sur $\dot{\theta}$, il est facile de constater que c'est la boucle externe de la stratégie P-PI qui rejette la perturbation, tandis que c'est principalement le régulateur de la boucle interne qui l'élimine pour PI-PI. La perturbation en position angulaire s'élimine avec la même dynamique

qu'un changement de consigne. La commande est moins brusque pour la stratégie PI-PI et les performances sont semblables. La perturbation en vitesse angulaire est mal gérée avec la stratégie P-PI. Avec cette stratégie, il faut des dizaines de secondes pour retourner à sa position angulaire commandée, tandis qu'en seulement quelques secondes, la loi de commande PI-PI retourne à sa position angulaire commandée.

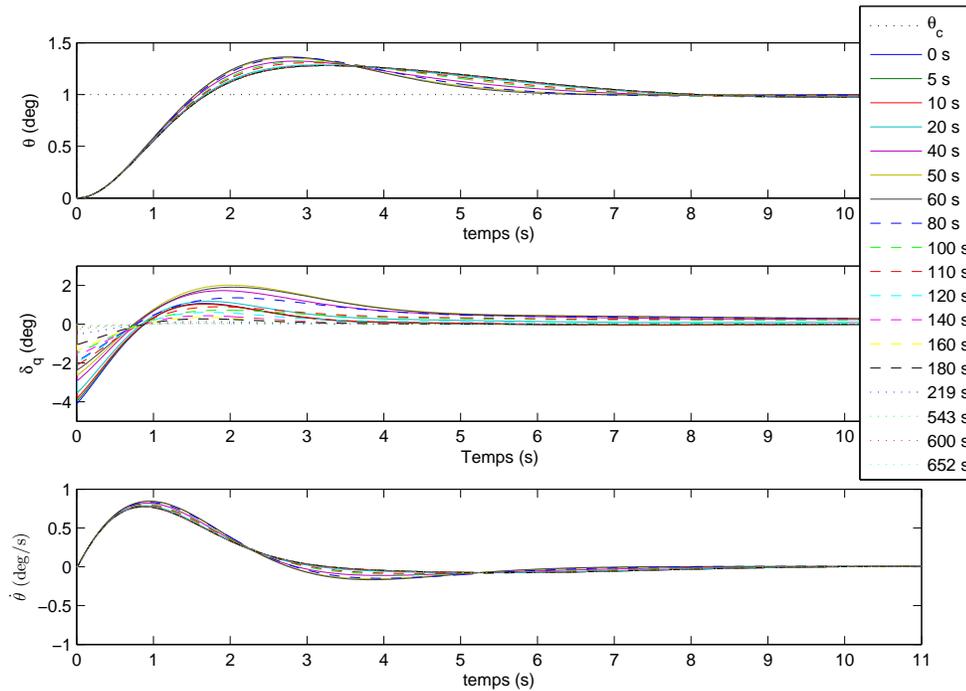


FIGURE 5.21: Réponse à un échelon de 1° sur θ_c avec les régulateurs cascade PI-PI et leur modèle de conception

Les deux principaux avantages d'utiliser un régulateur PI pour la boucle interne au lieu d'un régulateur P, sont : un rejet plus efficace des perturbations et une commande plus douce lors de changement de consigne. Un avantage de la commande cascade P-PI est que le régulateur est d'ordre moins élevé, il est donc plus simple à implanter. Par contre, si la boucle interne ne stabilise pas le procédé, lors de l'atteinte de la saturation en vitesse angulaire, le lanceur sera instable. Suite à cette analyse, la loi de commande cascade PI-PI remporte la confrontation entre ces deux lois de commande. Cette loi de commande est choisie pour les tests effectués sur le modèle flexible, de la prochaine section, et la majorité des simulations effectuées pour les prochains chapitres.

L'asservissement d'un modèle non linéaire, tel que celui du lanceur, nécessite un séquençement de gain pour garder les marges de stabilité et les performances décrites préalablement. Le tableau 5.3 montre l'évolution du gain $K_{ciPI} = K/0.183$. La figure 5.19 montre le respect des marges de stabilité et la figure 5.20 celui du facteur de résonance et de la largeur de bande. La

Tableau 5.3: Évolution du paramètre K_{ciPI} du régulateur $G_{c\hat{b}iPI}$

temps (s)	0	5	10	20	40	50	60	80	100
K_{ciPI}	-6.25	-6.05	-5.84	-5.39	-4.44	-4	-3.59	-2.87	-2.25
temps (s)	110	120	140	160	180	219	543	600	652
K_{ciPI}	-3.21	-2.97	-2.5	-2.05	-1.61	-0.8	-0.39	-0.24	-0.11

figure 5.21 montre la réponse à l'échelon en position angulaire pour les régulateurs à différents instants de vol. Tel que vu à la figure 5.21, le temps de réponse est plus lent pour les régulateurs ajustés avec la méthode de séquençement de gain. Ceci est causé par un séquençement de gain simpliste qui est seulement fait sur K_{ciPI} . Pour obtenir la même dynamique à chaque instant de vol, il serait possible de séquençer les quatre paramètres de la commande cascade. Une autre observation intéressante est que, plus le vol avance, moins la commande sera grande lors d'un changement de consigne. Cette observation s'explique par l'inertie du lanceur qui diminue tout au long du vol. Effectuer le séquençement de gain sur plus d'un paramètre aurait permis d'obtenir une réponse temporelle plus similaire, et ce, à chaque instant de vol.

5.5 Filtrage de la flexion

La flexion est une portion de la conception d'une loi de commande d'un lanceur souple qui doit absolument être investiguée. L'échec des premiers lanceurs qui ont terminé en explosion est expliqué entre autres par une loi de commande qui ne gérait pas bien la flexion. La loi de commande ne doit pas exciter les modes flexibles du lanceur. Telle que décrite à la section 2.2.2, la flexion du lanceur est souvent représentée par une multitude de modes oscillatoires vibrant chacun à une fréquence spécifique. La stratégie utilisée est le filtrage des fréquences vibratoires des modes ayant les plus grandes amplitudes. Cette section ajoute, à la loi de commande cascade, des filtres coupe-bande sur les trois premiers modes de flexion qui ont été implantés dans le simulateur non linéaire à 6 ddl du RDDC Valcartier. La figure 5.22 montre le diagramme fonctionnel de la stratégie employée pour asservir le simulateur avec les trois modes flexibles activés.

La modélisation d'un lanceur flexible n'est pas couverte dans ce mémoire. Les équations de mouvement d'un lanceur flexible sont décrites à plusieurs endroits, tels que le livre de Greensite (1970) ou l'article de Pourtakdoust et Assadian (2004). L'important est d'apporter une très grande atténuation aux oscillations générées par les trois modes de flexion implantés dans le simulateur du RDDC Valcartier. L'évolution de ces fréquences est montrée à la figure 5.23.

La fréquence de coupure, des filtres coupe-bande sélectionnés, devra être un paramètre d'ajustement des filtres pour permettre de suivre l'évolution des modes flexibles. Le filtre coupe-bande utilisé par Leite Filho et al. (2006) est choisi, car il est facile d'ajuster la fréquence de coupure, l'atténuation maximale et la plage de fréquence effective. La fonction de transfert du

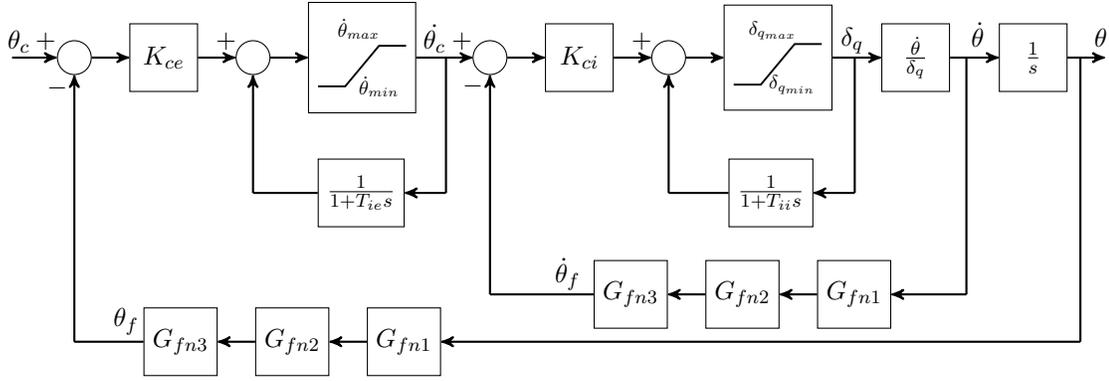


FIGURE 5.22: Implémentation de la commande cascade avec des filtres coupe-bande

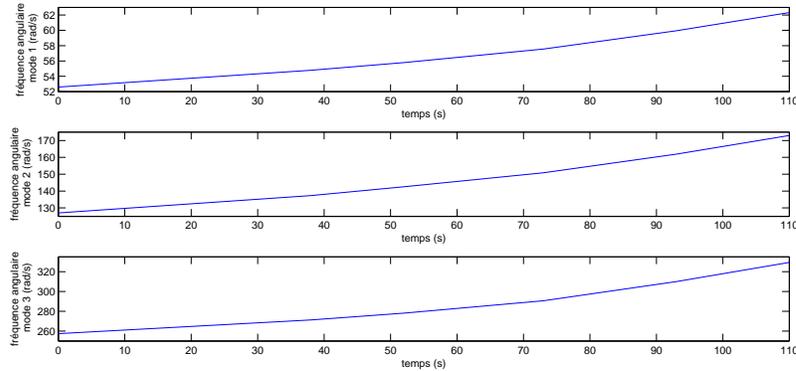


FIGURE 5.23: Évolution des trois premiers modes de flexion implantés dans le simulateur du RDDC Valcartier

filtre coupe-bande choisi pour atténuer l'influence de la flexion sur la commande est :

$$G_{fn} = \frac{s^2 + 2\zeta_z f_n s + f_n^2}{s^2 + 2\zeta_p f_n s + f_n^2} \quad (5.16)$$

où f_n est la fréquence de coupure du filtre et le ratio $\frac{\zeta_p}{\zeta_z}$ détermine l'atténuation obtenue à la fréquence f_n . Pour mieux comprendre le fonctionnement de ce filtre coupe-bande, la figure 5.24 montre le diagramme de Bode d'un filtre coupe-bande avec $f_n=53,4$ rad/s. Cette fréquence correspond à celle du premier mode de flexion lors des premières secondes du vol.

La figure 5.24 permet d'analyser l'influence des différents paramètres du filtre coupe-bande présentés à l'équation (5.16). Diminuer le ratio $\frac{\zeta_p}{\zeta_z}$ diminuera l'atténuation à la fréquence de coupure, ainsi qu'aux fréquences avoisinantes, mais il influencera peu la réponse fréquentielle pour les autres fréquences. Augmenter ce ratio augmentera l'atténuation pour les fréquences près de la fréquence de coupure. Diminuer la valeur de ζ_p rétrécit la plage de fréquence subissant l'effet du filtre coupe-bande. Augmenter ζ_p agrandit la plage de fréquence couverte par l'atténuation du filtre, ceci permet de pallier aux incertitudes sur les fréquences oscillatoires

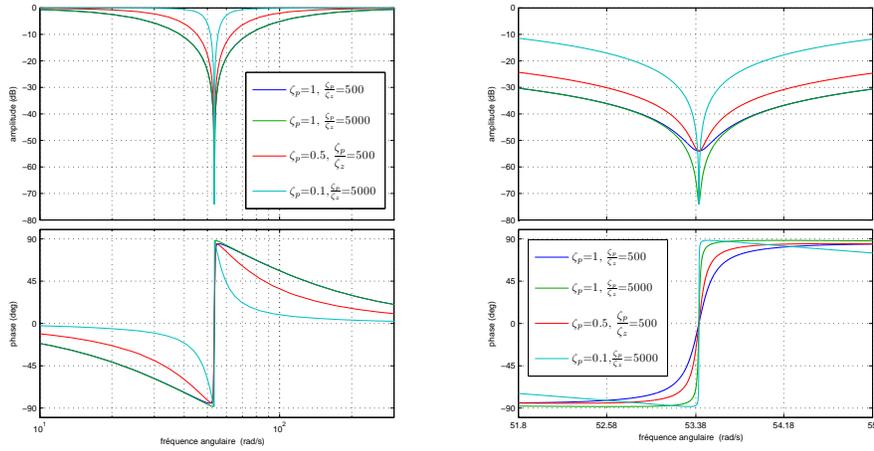


FIGURE 5.24: Diagramme de Bode de différents filtres coupe-bande ajustés à une fréquence de coupure de 53,4 rad/s

estimées. Pour être en mesure de déterminer la valeur de ζ_p nécessaire, il faudrait effectuer une analyse plus poussée de la flexion pouvant agir sur la structure du lanceur. Les valeurs choisies pour le filtre testé sont $\zeta_p=1$, $\zeta_z=0,0002$ et f_n suivra la fréquence des modes de flexion.

Afin d'analyser le fonctionnement du filtre coupe-bande, un essai est effectué sur un modèle simple à 2 ddl. Le diagramme fonctionnel de la figure 5.22 montre le modèle implanté sous Simulink pour effectuer ce test. La figure 5.25 montre l'asservissement de cette loi de commande suite à l'application d'une sinusoïde de 9 Hz. Seulement le premier mode de flexion est appliqué pour simplifier l'interprétation de l'image. Ce mode de flexion est simplement représenté à l'aide d'une sinusoïde appliquée en tant que perturbation sur $P_{\hat{\theta}}$ (voir figure 5.13). Cette méthode de test ne permet pas de valider l'interaction de la commande sur la flexion, mais il permet de vérifier que le filtre coupe-bande atténuera adéquatement les différents modes de flexion. Telle que vue à la figure 5.25, la commande n'est pratiquement pas affectée par une perturbation sinusoïdale soutenue de même fréquence que celle du filtre coupe-bande. Par contre, les premières secondes suivant l'application de la perturbation, le filtre coupe-bande produit un effet transitoire non désirable sur la commande.

Il a été observé que plus ζ_p est grand, moins l'effet initial du filtre sera important. Une augmentation du ratio $\frac{\zeta_p}{\zeta_z}$, diminuera l'effet initiale du filtre plus rapidement. Cet effet indésirable sur le filtre coupe-bande ne devrait pas empêcher cette loi de commande de bien fonctionner lors d'essais sur le simulateur non linéaire à 6 ddl. Pendant les simulations, l'amplitude des modes de flexion augmente progressivement en fonction du vent ou du déplacement de la tuyère. Des modes de flexion engendrés par des impulsions, telles que la séparation d'étage, ne sont pas simulés. Ce type de perturbation pourrait engendrer l'effet observé suite à l'ap-

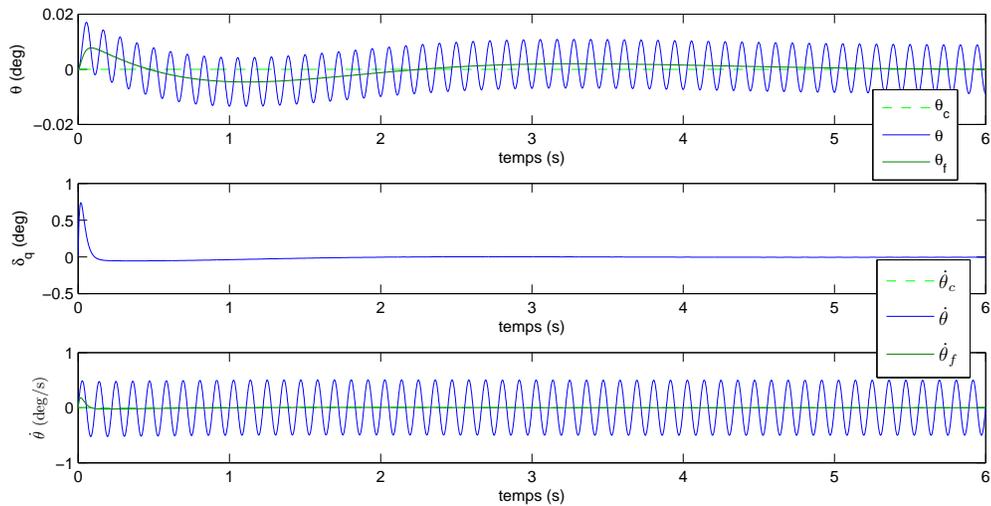


FIGURE 5.25: Filtrage du premier mode de flexion avec la commande cascade

plication d'une sinusoïde sur la commande. Il serait essentiel d'investiguer davantage cet effet indésirable provenant du filtre coupe-bande avant d'implanter cette loi de commande sur un lanceur.

La stratégie de filtrage des modes de flexion décrite dans cette section est implantée sur le simulateur à 6 ddl du RDDC Valcartier. La figure 5.26 montre les vingt premières secondes de deux essais, un avec le premier mode de flexion activé et sans les filtres coupe-bande et l'autre avec les trois modes de flexion activés, ainsi que les filtres coupe-bande adaptatifs.

L'essai sans méthode de filtrage met en évidence qu'il est nécessaire de prendre en compte la flexion lors de la conception d'une loi de commande pour un lanceur flexible, sinon le régulateur deviendra rapidement instable. Quelques secondes suivant le premier échelon sur θ_c , c'est ce qui se produit. Lors de cet échelon, le déplacement de la poussée engendre une amplification de la flexion et ensuite le régulateur amplifie et entretient cette flexion en déplaçant la poussée à nouveau.

L'essai avec les filtres coupe-bande et les trois modes de flexion activés donnent une commande très lisse, sans présence significative de la flexion. La commande et la position angulaire obtenues pour cet essai et des essais sans flexion sont semblables. La solution proposée ici pour stabiliser le lanceur flexible représenté par le simulateur du RDDC Valcartier est adéquate pour le projet actuel. Par contre, une analyse plus poussée à l'aide de la modélisation des équations de flexion serait nécessaire pour établir une évaluation sur la qualité du filtrage proposé. Une analyse de robustesse sur la flexion serait également un incontournable.

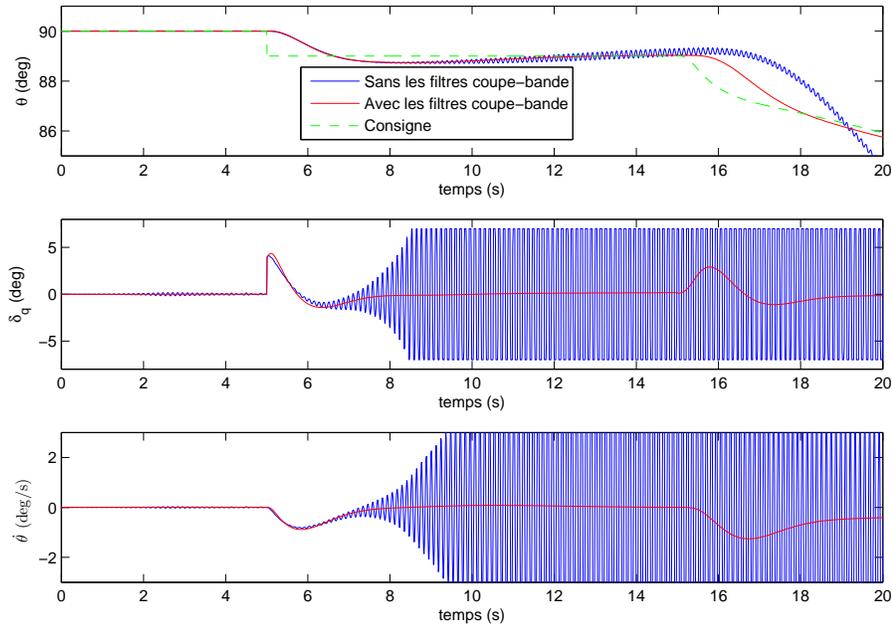


FIGURE 5.26: Les vingt premières secondes de vol sur le simulateur à 6 ddl pour deux essais, un avec un seul mode de flexion activé et sans les filtres coupe-bande et l'autre avec les trois modes de flexion activés et les filtres coupe-bande

5.6 Conclusion

Ce chapitre a établi des lois de commande asservissant la position angulaire et la vitesse angulaire du lanceur flexible implanté sur le simulateur du RDDC Valcartier. Un cahier des charges a été défini pour obtenir un asservissement avec de bonnes marges de stabilité et une commande peu agressive pour limiter le déplacement de la tuyère. Puisqu'il reste beaucoup d'inconnu sur la définition du lanceur, il est difficile de connaître les contraintes et les spécifications adéquates pour le lanceur choisi. Une analyse structurelle du lanceur serait essentielle pour s'assurer que le cahier des charges soit bien défini en fonction de la conception du lanceur désirée.

Les régulateurs décrits dans ce chapitre sont ajustés avec une méthode de séquençement de gain, pour obtenir des performances similaires aux différents instants de vol. Les régulateurs sont décrits du plus simple au plus complexe ; en commençant par l'asservissement de la vitesse angulaire avec un régulateur PI ; en continuant avec l'asservissement de la position angulaire avec un simple régulateur PID ; par la suite l'implantation d'une commande cascade avec deux régulateurs PI ; et pour terminer, l'ajout de filtres coupe-bande pour s'assurer d'éliminer les effets de la flexion sur la commande. Le cahier des charges est atteint pour au moins une loi de commande en vitesse angulaire et une en position angulaire. Il est montré que l'utilisation

d'un seul régulateur PID pour asservir la position angulaire n'est pas suffisant pour respecter le cahier des charges.

Plusieurs méthodes d'asservissement plus modernes, telles que celles décrites dans la revue de littérature, pourraient être testées et comparées avec celle-ci. Certaines offrent de meilleurs moyens de quantifier la stabilité, la robustesse et les performances. L'objectif de concevoir un régulateur qui stabilise le lanceur, en vitesse angulaire et en position angulaire, pour toute la durée du vol à été atteint dans ce chapitre. Le prochain chapitre déterminera et analysera une trajectoire à suivre et le chapitre 7 validera la loi de commande face à différentes perturbations.

Chapitre 6

Définition et suivi de trajectoire

Pour être en mesure d'atteindre une orbite précise, le GNC doit suivre une trajectoire qui optimise la poussée et minimise les pertes d'énergie subies par le lanceur. Les pertes d'énergie proviennent principalement des forces gravitationnelles et aérodynamiques. La génération d'une trajectoire et le suivi de celle-ci sont assurés par le bloc guidage du GNC. Deux stratégies de guidage ont été implantées sur le simulateur non linéaire du lanceur. Une première effectue la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle en minimisant l'angle d'attaque et en gardant l'angle de lacet constant, tandis que l'autre cherche à suivre des positions angulaires en tangage et en lacet calculées préalablement. Une comparaison des points de sortie de l'atmosphère, qui peuvent servir d'entrée à l'algorithme de guidage exoatmosphérique développé par Vachon (2013) est discutée. Également, la recherche de l'orbite maximale atteignable est traitée. Les différentes trajectoires définies à l'aide de la méthode d'inclinaison gravitationnelle serviront comme entrées pour la technique de suivi de trajectoire en position angulaire avec contrainte sur l'angle d'attaque.

La loi de commande doit garder le déplacement total de la tuyère de chacun des étages en dessous d'une valeur critique fixée arbitrairement à 100° pour le premier étage et 50° pour les autres étages. Le déplacement total des tuyères se calcule en effectuant l'intégrale de la valeur absolue du déplacement de la tuyère ($\int |\dot{\delta}_q| dt$ ou $\int |\dot{\delta}_r| dt$). Aucune référence n'a été trouvée pour les valeurs choisies de 100° et de 50° . Le but est de développer une méthode de vérification du déplacement total de la tuyère, car l'énergie utilisée pour les déplacer est limitée. Par exemple pour des actionneurs hydrauliques, de l'huile est jetée lors du déplacement de la tuyère, donc la quantité d'huile disponible déterminera le déplacement total permis. Pour respecter cette contrainte, il faut que les commandes de la boucle de contrôle soient assez douces pour diminuer le déplacement de la tuyère et que le guidage utilise une trajectoire limitant la quantité et l'amplitude des changements de consigne.

Pour limiter les pertes d'énergie, il faut minimiser le facteur de charge aérodynamique pendant la phase endoatmosphérique. Le facteur de charge est le rapport entre la charge totale

supportée par la structure d'un véhicule et le poids réel de cet appareil, ou plus simplement la portance divisée par le poids. Pour diminuer la portance, il faut avoir un angle d'attaque total le plus petit possible. Cette contrainte dépendra grandement de la loi de guidage implantée pour orienter le nez du lanceur dans la même direction que la vitesse relative du lanceur par rapport à l'air et également de la vitesse de réaction du lanceur face aux perturbations atmosphériques. Les objectifs sur le déplacement total de la tuyère et la minimisation du facteur de charge aérodynamique sont étroitement liés à la stratégie employée pour la boucle de guidage. La manœuvre d'inclinaison gravitationnelle répond bien à ces critères.

La manœuvre d'inclinaison gravitationnelle a pour objectifs de minimiser l'angle d'attaque tout en dirigeant le lanceur vers son orbite visée. À la section 6.1, il est montré que cette technique ne donne pas de bons résultats en présence de vent. C'est pour cette raison que la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle sert à définir une trajectoire à suivre et d'outil d'analyse pour valider l'orbite atteignable (section 6.2). La section 6.3 définit la stratégie de guidage utilisée pour suivre une trajectoire précalculée tout en gardant un angle d'attaque en dessous d'une valeur critique.

6.1 Manœuvre d'inclinaison gravitationnelle

Une trajectoire simple qui permet de minimiser les pertes d'énergie est celle générée par l'inclinaison gravitationnelle (« gravity turn »). Cette technique est utilisée pour définir une trajectoire dans la phase endoatmosphérique. L'inclinaison gravitationnelle consiste à maintenir le vecteur poussé dans la même direction que le vecteur vitesse, ce qui revient à maintenir les angles d'attaque et de dérapage nuls. Pour un lancement vertical, cette manœuvre doit être déclenchée par un angle de virage initial (« kick angle » ou « kick-turn »). Dans l'ordre, les étapes de cette manœuvre sont : le lanceur s'élève verticalement au-dessus de la tour de lancement ; il prend le bon cap et effectue un virage en tangage avec un angle donné ; après un temps spécifié, la consigne d'angle d'attaque nul est activée. Une trajectoire de ce type dépend principalement de l'angle du virage initial, des moments choisis pour effectuer les différentes manœuvres et assurément de la dynamique de l'asservissement. Avant l'activation de la consigne d'angle d'attaque nul, la boucle de contrôle utilise la commande cascade PI-PI développée au chapitre 5. Pour la suite du vol atmosphérique, une commande minimisant l'angle d'attaque sera développée dans la présente section.

La section actuelle analyse quelle est la meilleure combinaison, une boucle de contrôle sur la vitesse angulaire ou sur la position angulaire avec la boucle de guidage cherchant à minimiser l'angle d'attaque suite à l'activation de la consigne $\alpha_c=0^\circ$. Une analyse de cette manœuvre, ainsi que de l'influence de l'ajustement des régulateurs sur celle-ci sont également traitées.

Avec ce type de guidage, l'optimisation de la trajectoire endoatmosphérique s'effectue en modifiant les paramètres de l'angle du virage initial, son temps d'application et le temps où la

consigne d'angle d'attaque nul est appliquée. Cette optimisation devrait être effectuée pour être en mesure de fournir un point initial optimal à l'algorithme de guidage exoatmosphérique et ainsi maximiser la charge utile mise en orbite. Par contre, dans la présente section, une méthode par tâtonnement est utilisée au lieu de créer un algorithme d'optimisation. Ce point de transfert entre l'algorithme de guidage endoatmosphérique et exoatmosphérique correspond au moment où la coiffe est éjectée, à $t \approx 170$ s.

La première trajectoire recherchée est une trajectoire qui, au moment où la coiffe est éjectée, le tangage doit être similaire à celui fourni par le logiciel Astos. Ce logiciel sert à développer et valider des concepts de lanceurs, ainsi que la charge utile possible de mettre sur une orbite spécifique. C'est le logiciel utilisé pour définir la charge utile dans l'étude de Labib et al. (2009). L'algorithme de guidage exoatmosphérique de Vachon (2013), utilise également ce point de sortie. L'analyse de la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle s'effectue avec un angle de 1° , cet échelon de commande est effectué à $t=5$ s et l'angle d'attaque nul est commandé à partir de $t=15$ s.

Moins l'angle du virage initial est grand et/ou que les temps de déclenchement sont tard, moins les forces aérodynamiques contribueront aux pertes d'énergie du lanceur et plus la position angulaire en tangage sera élevée lors de l'éjection de la coiffe. Par contre, si l'angle est trop petit et/ou que les temps de déclenchement sont trop grands, le lanceur aura une vitesse trop élevée vers le haut (systèmes de coordonnées NED) et manquera ou gaspillera de l'énergie pour circulariser son orbite. Pour utiliser la force gravitationnelle lors de la mise en orbite et minimiser les pertes d'énergie, il est bien d'avoir une longue phase de dérive et d'atteindre l'apogée de l'orbite désirée pendant cette phase. Cette longue phase de dérive permet de gagner en altitude contre une légère perte en vitesse.

La manœuvre d'inclinaison gravitationnelle ne peut pas s'appliquer au plan du lacet, car la force gravitationnelle n'agit pas sur le lacet avec un roulis nul. Il serait tout de même possible de garder un angle de dérapage nul, mais le cap du lanceur est plus important à maintenir que les pertes d'énergie provenant de la traînée additionnelle engendrée par cet angle de dérapage. Le cap du lanceur ou le lacet est gardé pratiquement constant tout au long de la phase endoatmosphérique. Le cap du lanceur suivi va définir le plan orbital qui sera atteint, tandis que l'angle d'inclinaison de la trajectoire de vol (plan de tangage) définit l'apogée et le périégée de l'orbite. L'apogée et le périégée se calculent du centre de la Terre jusqu'au point le plus élevé (apogée) ou le plus bas (périégée) de l'orbite du véhicule, par contre, ils sont souvent représentés en soustrayant le rayon équatorial de la Terre, ce qui est fait dans ce mémoire. Un changement de plan orbital est une manœuvre qui coûte beaucoup d'énergie, il faut étudier la dynamique orbitale pour être en mesure de choisir le bon cap, ce choix n'est pas traité dans ce mémoire.

Deux méthodes ont été analysées pour tester la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle dans le

plan du tangage. Elles sont implantées telles que vues aux figures 6.1 et 6.2. Les régulateurs

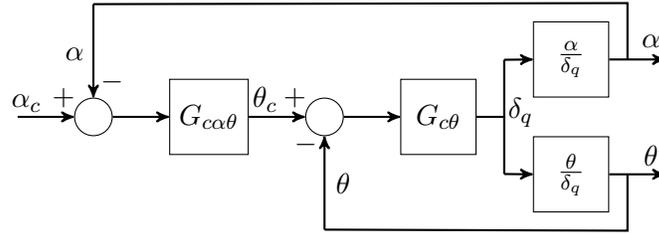


FIGURE 6.1: Asservissement de l'angle d'attaque lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle avec la commande en position pour la boucle interne

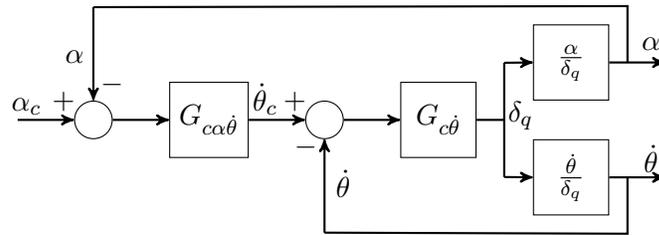


FIGURE 6.2: Asservissement de l'angle d'attaque lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle avec la commande en vitesse pour la boucle interne

$G_{c\dot{\theta}}$ et $G_{c\theta}$ sont définis respectivement aux sections 5.2 et 5.4. Pour la suite du mémoire, lorsqu'un asservissement en vitesse angulaire ou en position angulaire est effectué, ce sont ces régulateurs qui sont utilisés.

La fonction de transfert :

$$\frac{\alpha}{\dot{\theta}} = \frac{\frac{Z_{\delta_q}}{u_0} s + M_{\delta_q} - \frac{M_q Z_{\delta_q}}{u_0}}{M_{\delta_q} s + M_w Z_{\delta_q} - Z_w M_{\delta_q}} \quad (6.1)$$

qui provient des équations (3.89g), (3.102) et (3.99), permet d'analyser les deux méthodes proposées. Pour simplifier l'analyse, il est possible de considérer u_0 très grand, ce qui permet de réécrire l'équation telle que :

$$\frac{\alpha}{\dot{\theta}} = \frac{1}{s + \frac{M_w Z_{\delta_q} - Z_w M_{\delta_q}}{M_{\delta_q}}} \quad (6.2)$$

En comparant les fonctions de transfert $\frac{\alpha}{\dot{\theta}} = \frac{s}{s+0,1}$ et $\frac{\alpha}{\dot{\theta}} = \frac{1}{s+0,1}$ à $t=50$ s. Il est possible de déduire que pour garder l'angle d'attaque nul, le régulateur $G_{c\alpha\theta}$ doit contenir deux intégrateurs pour fournir une commande θ_c en forme de rampe. Par contre en utilisant le régulateur $G_{c\dot{\theta}}$ pour la boucle interne au lieu de $G_{c\theta}$, un simple régulateur PI, pour la boucle externe, permettra de garder un angle d'attaque très proche de 0° en fournissant une vitesse angulaire à la boucle interne. Pour simplifier l'asservissement de l'angle d'attaque et améliorer les performances, il est préférable d'implanter la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle en cascade

avec une loi de commande sur la vitesse angulaire et non sur la position angulaire. Pour alléger le mémoire, les tests effectués pour comparer les deux méthodes proposées (figures 6.1 et 6.2) ne sont pas présentés.

Les régulateurs PI $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ de la boucle de guidage et $G_{c\dot{\theta}}$ de la boucle interne sont les mêmes que ceux décrit à la section 5.4, ou l'ajustement de $G_{c\dot{\theta}}$ est celui provenant de la section 5.2 et $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ utilise le même ajustement que la boucle externe de la commande cascade PI-PI. Ce choix s'explique par l'inspection de l'équation 6.2, lorsque les forces aérodynamiques sont négligeables, $\frac{\alpha}{\dot{\theta}} \approx \frac{1}{s}$, tel que $\frac{\theta}{\dot{\theta}}$. De plus, lorsque les forces aérodynamiques sont considérables, l'asservissement sur $\frac{\alpha}{\delta_q}$ au lieu de $\frac{\theta}{\delta_q}$ est plus doux, leur facteur de résonance respectif sont de 2 dB et 3 dB.

La figure 6.3 montre la réponse à un changement de consigne de 1° sur l'angle d'attaque avec le modèle à $t=50$ s utilisant la commande cascade présentée à la figure 6.2. Tel que désiré,

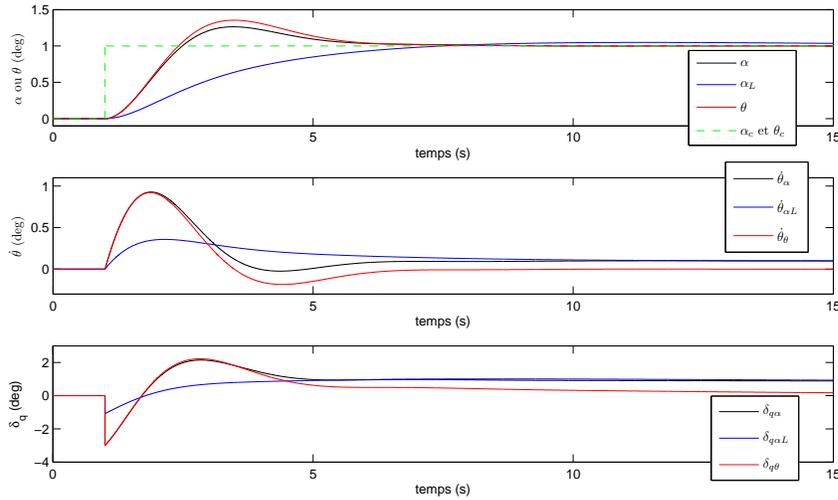


FIGURE 6.3: Réponse à un échelon de 1° sur α_c avec $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ et $G_{c\alpha\dot{\theta}L}$ et sur θ_c avec $G_{c\dot{\theta}}$

l'asservissement répond à un échelon de consigne avec un dépassement un peu moins élevé que la commande cascade sur le tangage et du même coup un temps de réponse légèrement plus rapide.

Deux autres courbes apparaissent sur la figure 6.3. Une des courbes est la réponse à un échelon de consigne pour la commande cascade PI-PI de la section 5.4, elle est montrée à des fins de comparaison. L'autre courbe utilise un $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ plus lent, car plus loin il sera montré qu'un réglage moins agressif de $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ influence grandement la trajectoire du lanceur. Le régulateur $G_{c\alpha\dot{\theta}L}$ est ajusté pour être moins agressif, K_c est réglé pour avoir une largeur de bande de 0,5 rad/s et T_i pour obtenir un dépassement maximal d'un peu moins de 5%. Ces ajustements donnent une constante d'intégration de 4,75 et un gain de 0,27 pour $G_{c\alpha\dot{\theta}L}$, où l'indice L signifie lent.

La différence du temps de réponse à $\pm 5\%$, sur un échelon de consigne, entre l'asservissement utilisant $G_{\alpha\dot{\theta}}$ et $G_{\alpha\dot{\theta}L}$ est très faible. Leur temps de réponse et dépassement maximal respectif sont de 4,6 s et 5,35 s et 26 % et 5 %. La différence entre ces deux réponses à l'échelon qui influence le plus la trajectoire est le temps de montée, qui sont de 1,4 s et 5,35 s.

La figure 6.4 montre les conditions de vol pour les 100 premières secondes de vol, et ce, pour quatre manœuvres d'inclinaison gravitationnelle. Ces quatre manœuvres utilisent toutes la

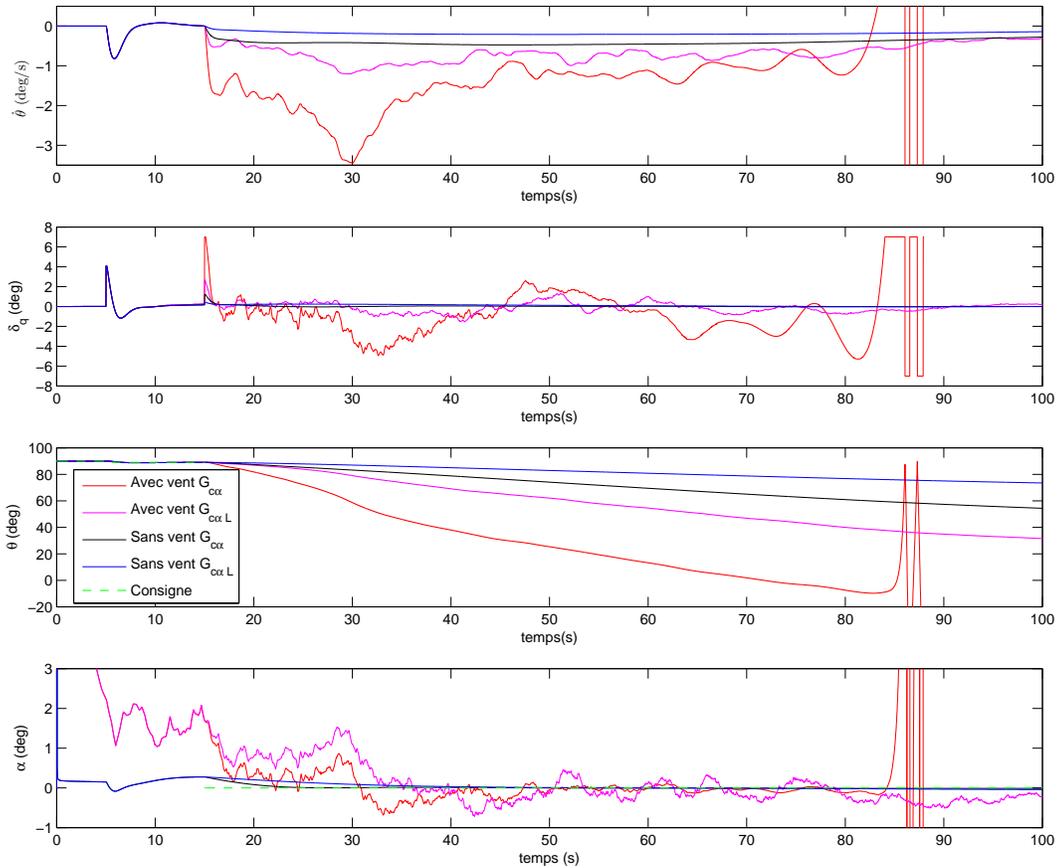


FIGURE 6.4: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) pour quatre manœuvres d'inclinaison gravitationnelle avec la boucle interne en vitesse, deux avec du vent et deux sans vent

boucle interne en vitesse, les régulateurs ($G_{\alpha\dot{\theta}}$ et $G_{\alpha\dot{\theta}L}$) sont testés avec et sans vent. Sur cette figure, l'angle d'attaque initial n'est pas nul, car la vitesse verticale du lanceur (w) n'est pas nulle et à ce moment la vitesse axiale (u) est très faible. De plus, pour les tests avec le vent, il faut prendre en compte la vitesse du vent qui n'est pas nulle au décollage. Le vent utilisé pour ces tests est présenté à la figure 6.5. Ce vent est considéré faible à modéré. Au chapitre 7, des vents forts seront appliqués sur le lanceur. L'utilisation du vent comme perturbation sur la

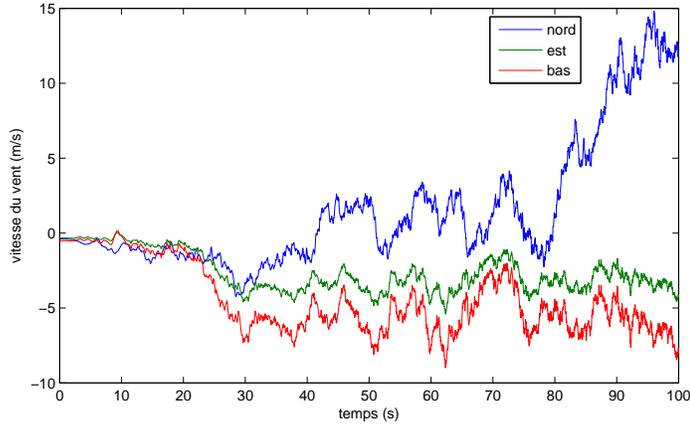


FIGURE 6.5: Profil de vent testé

manœuvre d'inclinaison gravitationnelle sert à valider l'hypothèse, qu'un asservissement basé uniquement sur une consigne d'angle d'attaque nul et qui ne tient pas compte de la position angulaire ou de la vitesse angulaire pour guider le lanceur ne semble pas une bonne option.

Pour les quatre tests, l'angle de virage initial est de $0,875^\circ$ appliqué à 5 s et l'angle d'attaque nul est commandé à 15 s. Le test sans perturbation est utilisé pour définir les trajectoires qui servent lors des vols avec suivi de trajectoire. Les deux manœuvres initiales sont faciles à voir soit en regardant la vitesse angulaire du lanceur ou le déplacement de la tuyère. Elles se produisent à cinq et quinze secondes. Pendant les quinze premières secondes de vol, la régulation s'effectue sur la position angulaire et par la suite une consigne nulle est donnée pour l'angle d'attaque. Pour cette deuxième partie, l'angle d'attaque reste pratiquement nul pour toute la durée du vol lors des tests sans vent.

La manœuvre d'inclinaison gravitationnelle avec du vent et le régulateur $G_{ca\hat{\theta}}$ amène le lanceur sur une trajectoire qui tente de diminuer la vitesse verticale ($\theta < 0^\circ$) à partir de 71,5 s. Par la suite, le lanceur devient instable pour deux raisons principales. La première est que le point d'opération défini pour ce temps de vol est très loin du point d'opération réel du lanceur à cet instant. La deuxième est que le lanceur n'est pas conçu pour aller aussi vite dans l'atmosphère et son autorité de contrôle est trop faible pour assurer la stabilité. De toute façon, une trajectoire produisant des angles de tangage négatifs sitôt dans le vol est vouée à l'échec de la mise en orbite du satellite. Sur la figure 6.4, les courbes correspondant à ce test sont enlevées après 88 s pour améliorer la présentation de cette figure.

Pour pallier au problème d'instabilité rencontré, un asservissement plus lent ($G_{ca\hat{\theta}L}$) est testé. L'angle de tangage est d'environ 31° à $t=100$ s pour ce test, tandis qu'avec le même régulateur sans vent il est de $73,5^\circ$. Une différence de 40° de l'angle d'inclinaison de la trajectoire obtenu sur celui prévu n'est pas envisageable. Il est donc impossible d'utiliser la manœuvre d'incli-

raison gravitationnelle proposée dans cette section lors d'un vrai lancement et d'atteindre une orbite visée. Il ne faut pas laisser le vent guider le lanceur.

En inspectant les courbes des tests sans vent, il est facile de voir l'impact qu'a l'ajustement des régulateurs sur la trajectoire du lanceur. Avec $G_{c\alpha\dot{\theta}}$, le tangage à 100 s est de 54° , tandis que pour $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ il est de $73,5^\circ$. Une différence d'environ 20° amènera le lanceur sur une tout autre trajectoire. Cette différence de 20° est principalement due à la réponse du système lors de l'application de la consigne d'angle d'attaque nul. Pour le régulateur rapide (courbe noire), il faut un peu moins de dix secondes pour atteindre $\alpha=0,015^\circ$, tandis que le régulateur lent prend un peu plus de 30 s pour atteindre cette valeur. Il est important de souligner qu'avec la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle, si les paramètres des régulateurs changent le point de sortie attendu par l'algorithme de guidage ne sera pas le bon. C'est une des nombreuses raisons pour lequel il est préférable d'utiliser la technique de suivi de trajectoire en position angulaire avec contrainte sur l'angle d'attaque décrit à la section 6.3.

Une autre solution discutée préalablement, est d'implanter une loi de guidage qui envoie des consignes de vitesse angulaire au lieu des consignes de position angulaire. Le lanceur japonais H-I utilise cette technique (Mori (1999)). La figure 6.4 montre la vitesse angulaire pour les deux tests sans vent. La vitesse angulaire présentée sur cette figure donne une bonne idée de l'allure qu'auraient les consignes en vitesse angulaire provenant d'une telle stratégie de guidage. Pendant la manœuvre initiale, une vitesse angulaire d'un peu moins de $-1^\circ/\text{s}$ est atteinte pour ensuite retourner à environ $0^\circ/\text{s}$ trois secondes plus tard. Lorsque la consigne d'angle d'attaque nul est appliquée, la vitesse angulaire varie lentement et elle est quasiment constante. Une loi de guidage qui suit des vitesses angulaires précalculées n'est pas étudiée dans ce mémoire.

6.2 Comparaison des points de sortie obtenus

Avant d'élaborer un algorithme de guidage qui optimise la portion exoatmosphérique du vol, il faut définir une trajectoire endoatmosphérique à suivre pour obtenir un point de sortie qui permettra d'atteindre l'orbite visée. Pour le projet du lanceur à l'étude, les algorithmes d'optimisation du guidage exoatmosphérique en ligne et hors ligne sont développés dans Vachon (2013). Les premiers tests qui sont effectués cherchent à atteindre une orbite circulaire de 500 km, tandis que la deuxième série de tests cherche à maximiser l'altitude de l'orbite circulaire atteignable. Aucun algorithme d'optimisation n'est implanté pour faire ces tests, une méthode par tâtonnement sur l'angle de virage initial est plutôt utilisée.

Pour les deux séries de tests, la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle est utilisée jusqu'à la fin de la combustion du deuxième étage au lieu d'être jusqu'à l'éjection de la coiffe où l'algorithme de guidage exoatmosphérique devrait normalement prendre les commandes. La deuxième série de tests, utilise la totalité de la combustion du troisième étage pour circulariser

l'orbite. La méthode utilisée afin de circulariser l'orbite est de fixer le tangage à 0° . Cette technique de guidage sans rétroaction sur la position ou la vitesse du lanceur permet d'obtenir une approximation de l'orbite maximale atteignable par celui-ci.

Il a été vu à la section précédente que $G_{c\alpha}$ modifie grandement la trajectoire du lanceur. Pour la présente section :

$$G_{c\alpha} = \frac{0,5(2s + 1)}{2s} \quad (6.3)$$

est utilisé pour tout les tests de la présente section. Le choix des paramètres de ce régulateur n'est pas basé sur aucun cahier des charges. Le gain et la constante de temps se situent entre ceux des régulateurs $G_{c\alpha\dot{\theta}}$ et $G_{c\alpha\dot{\theta}L}$ décrit à la section précédente.

Les informations utiles, des premiers tests servant à l'analyse des points de sortie, sont présentées à la figure 6.6. L'orbite visée est une orbite circulaire de 500 km d'altitude. L'excentricité e

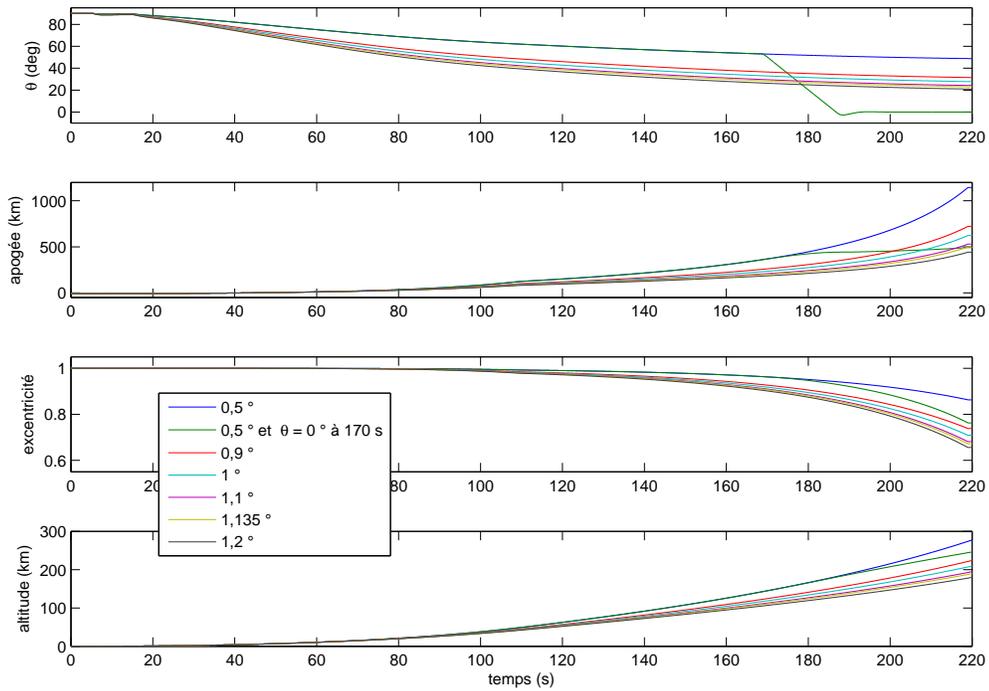


FIGURE 6.6: Évolution du tangage, de l'apogée, de l'excentricité et de l'altitude en fonction de différents angles de virage initial donné lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle sans perturbation

se calcule à l'aide du rayon de l'apogée r_a et du périégée r_p , tel que :

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (6.4)$$

L'excentricité n'a pas d'unité, le tableau 6.1 donne les différentes formes de trajectoire pour diverses valeurs d'excentricité.

Tableau 6.1: Trajectoire en fonction de l'excentricité

valeur de l'excentricité	forme de la trajectoire
$e=0$	Orbite circulaire
$0 < e < 1$	Orbite elliptique
$e=1$	Trajectoire parabolique
$e > 1$	Trajectoire hyperbolique

Une méthode possible pour obtenir une orbite circulaire de 500 km est d'atteindre un apogée de 500 km avant la phase de dérive. De cette façon, la phase de dérive amènera le lanceur à une altitude d'environ 500 km et le troisième étage servira seulement à circulariser l'orbite. La phase de dérive permet de gagner de l'altitude contre une petite perte de vitesse. La figure 6.6 montre différents paramètres utilisés pour analyser le point de sortie.

Les forces aérodynamiques agissant sur le lanceur sont similaires pour toutes les manœuvres d'inclinaison gravitationnelle étudiées dans cette section. Ceci s'explique par un angle d'attaque très faible, des vitesses et altitudes semblables pour la partie atmosphérique de toutes les trajectoires étudiées. Par exemple, la différence d'altitude entre les deux trajectoires les plus éloignées à 60 secondes est de seulement 200 mètres pour une altitude de dix kilomètres. Si les forces aérodynamiques sont similaires, il reste seulement l'utilisation de la force gravitationnelle à gérer pour améliorer l'orbite atteignable. C'est ce qui est étudié dans la présente section.

Le tableau 6.2 liste les valeurs numériques des différents paramètres, à la fin de la combustion du deuxième étage, présentés à la figure 6.6. L'angle de virage initial souhaité pour atteindre 500 km est d'environ $1,135^\circ$. Ce choix fonctionne bien avec la technique utilisée, qui est de maintenir l'inclinaison gravitationnelle jusqu'à la fin du deuxième étage, par contre il ne serait peut-être pas le point de sortie préféré si un algorithme optimisait la trajectoire en phase exoatmosphérique.

Le test avec un angle de virage initial à $0,5^\circ$ tente de minimiser les forces aérodynamiques en sortant de l'atmosphère de manière hâtive. Lors de l'éjection de la coiffe, l'angle de tangage est ramené à 0° , à la vitesse de saturation qui est de $3^\circ/\text{s}$, pour commencer à circulariser l'orbite. L'apogée obtenu est près de celle désirée par contre l'excentricité est beaucoup plus élevée que le test avec un angle de virage initial de $1,135^\circ$. Ceci signifie que la poussée est moins bien utilisée pour le test avec un angle de virage initial de $0,5^\circ$ et une manœuvre de circularisation de l'orbite suivant l'éjection de la coiffe.

Pour circulariser l'orbite, une stratégie qui semble efficace est d'effectuer la poussée du troisième étage à l'apogée. Un premier test sans allumer le troisième étage est effectué pour

Tableau 6.2: Paramètres (θ , r_a , e et h) à la fin de la combustion du deuxième étage servant à l'analyse du point de sortie de la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle en fonction de différents angles de virage initial

angle de virage initial ($^\circ$)	θ ($^\circ$)	apogée (km)	excentricité	altitude (km)
0,5	48,73	1145	0,8631	277
0,5 et $\theta=0^\circ$ à 170 s	0,01	493	0,7628	246
0,9	31,45	723	0,7381	224
1	27,74	623	0,7087	209
1,1	24,24	529	0,6811	195
1,135	23,06	498	0,6719	189
1,2	20,94	442	0,6556	180

déterminer le moment où l'apogée est atteint. Un deuxième test est effectué en allumant le moteur du troisième étage 55 secondes avant l'apogée. Le temps de combustion de chacun des moteurs est de 109,5 secondes. En procédant ainsi, environ la moitié de la combustion est effectuée avant l'apogée et l'autre moitié après l'apogée. Pour atteindre une orbite circulaire parfaite, il faut évidemment une rétroaction entre les capteurs et la boucle de guidage.

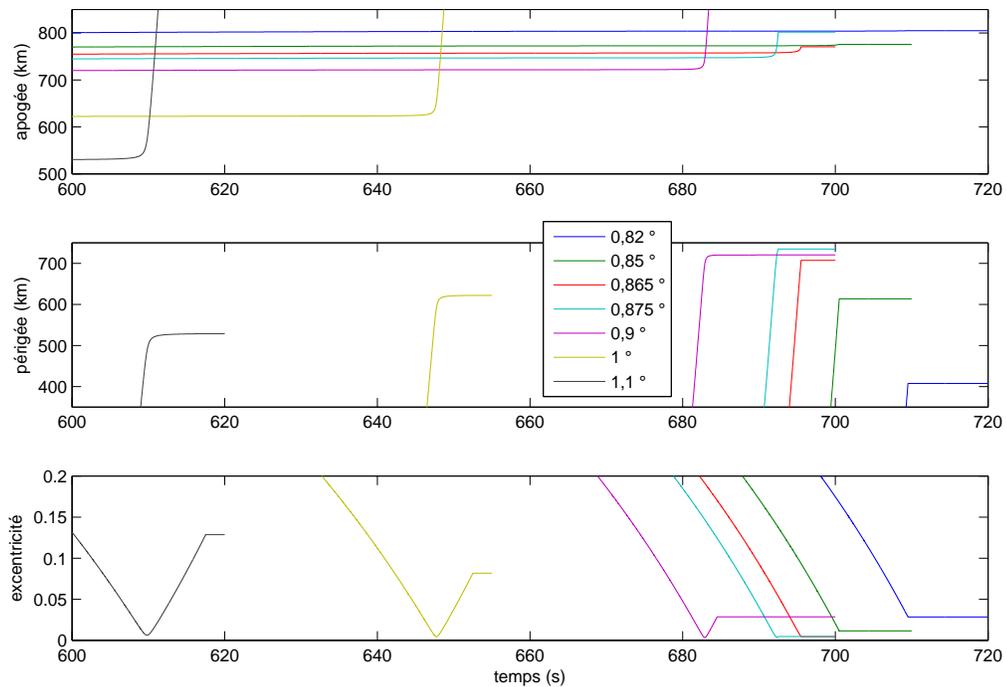


FIGURE 6.7: Graphique des paramètres orbitaux (r_a , r_p et e) lors des dernières secondes de la phase propulsée du lanceur, en fonction de différents angles de virage initial donné lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle sans perturbation

La figure 6.7 montre les dernières secondes de la phase propulsée du lanceur en fonction de différents angles de virage initial donnés lors d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle sans perturbation. Sur cette figure, il est possible de voir l'excentricité de l'orbite qui évolue au cours des dernières secondes de vol des différents essais. Les essais qui sont en mesure de circulariser leur orbite ont une excentricité en forme de « V ». Le moment où ils sont le plus proche de l'orbite circulaire est lorsque l'excentricité est à son plus bas. Il serait donc possible d'arrêter le moteur à ce moment et de calculer le temps de combustion restant, ce qui est fait au tableau 6.3. En regardant le temps de brûlage restant, du test avec un angle de virage initial de $1,135^\circ$, il est facile de conclure qu'en simulation sans perturbation, le lanceur est en mesure d'atteindre une orbite circulaire supérieure à 500 km.

Plusieurs tests ont été effectués pour avoir une idée de l'orbite circulaire maximale atteignable par le lanceur. La figure 6.7 montre la fin de vol de ces tests, tandis que le tableau 6.3 donne les valeurs numériques de l'orbite atteinte. Avec un angle de virage initial de $0,875^\circ$, il est possible

Tableau 6.3: Paramètres orbitaux (r_a , r_p , e et temps de brûlage restant au troisième étage lorsque l'orbite circulaire est obtenue) servant à l'analyse des différentes orbites atteignables en fonction de différents angles de virage initial

angle de virage initial ($^\circ$)	apogée (km)	périgée (km)	excentricité	temps de brûlage excédentaire(s)
0,82	805	408	0,0285	N/D
0,85	776	614	0,0115	N/D
0,865	771	707	0,0044	0
0,875	802	735	0,0047	0,15
0,9	1137	720	0,0286	1,6
1	1866	622	0,0816	4,75
1,135	2807	493	0,1443	8,7

d'atteindre une orbite circulaire de 735 km en ayant une marge de manœuvre de 0,15 s. Si des perturbations sont rajoutées, il est peu probable que l'orbite circulaire de 735 km soit atteignable. Il serait préférable de viser une orbite de 600 km, pour avoir un peu plus de cinq secondes de carburant restant pour lutter contre les différentes perturbations.

6.3 Suivi de trajectoire avec contrainte sur l'angle d'attaque

Le suivi de trajectoire, utilisé ici, est une technique de guidage sans rétroaction entre l'orbite visée et les différentes informations disponibles en cours de vol, tel que le positionnement du lanceur, sa vitesse ou des informations sur le temps restant au brûlage des moteurs et leur poussée effective. Le suivi de trajectoire consiste à suivre les angles de tangage et de lacet préalablement calculés en fonction du temps. Il est implanté au moyen de table de correspondance. Une interpolation linéaire est utilisée pour obtenir le tangage et le lacet entre les différents points de la table de correspondance. Cette interpolation est suffisante, car le pas

de temps utilisé pour cette table de correspondance est de 0,01 s. Les deux sections précédentes ont permis d'établir des trajectoires à suivre et d'analyser l'impact de la boucle de contrôle sur la trajectoire. La présente section ne tient plus compte de l'orbite atteinte, elle prend plutôt en considération le respect d'une contrainte sur l'angle d'attaque lors du suivi de la trajectoire généré avec un angle de virage initial de 1° .

Une contrainte sur l'angle d'attaque maximal est nécessaire pour ne pas perdre le contrôle du lanceur. Dans l'article de Lestage et al. (1999), une commande pseudo-cascade permettant la gestion de contrainte est développée. Cette gestion de contrainte, appliquée à la commande en tangage, permet d'utiliser un régulateur pour la position angulaire et un différent lorsque la contrainte de l'angle d'attaque est dépassée. La figure 6.8 montre la commande pseudo-cascade développée par Lestage et adaptée à l'asservissement du tangage avec contrainte sur l'angle d'attaque.

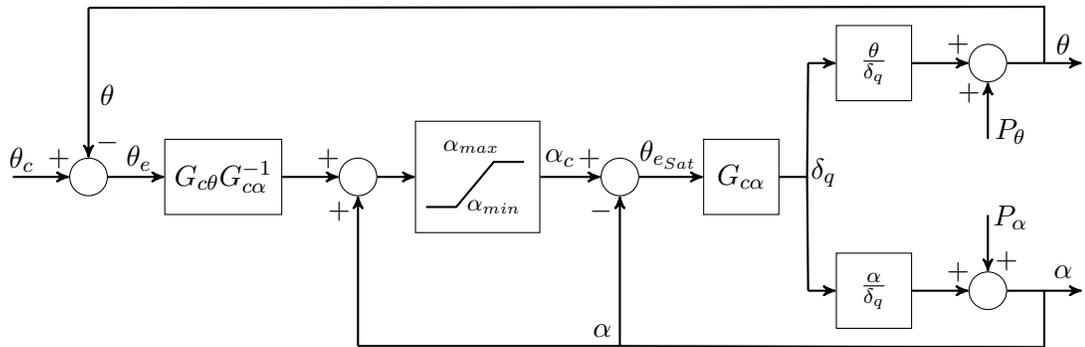


FIGURE 6.8: Diagramme fonctionnel de la commande pseudo-cascade avec contrainte sur l'angle d'attaque

Le régulateur $G_{c\alpha}$ est utilisé pour asservir l'angle d'attaque lorsque celui-ci sort des limites définies. Ici l'angle d'attaque est contraint à $\pm 3^\circ$, donc $\alpha_{max}=3^\circ$ et $\alpha_{min}=-3^\circ$. Avec la structure présentée à la figure 6.8, lorsque la saturation n'est pas active, la rétroaction positive annule la rétroaction négative. La méthode pseudo-cascade s'appelle ainsi, car la boucle interne n'est pas effective à moins d'être en saturation. La fonction de transfert du régulateur externe est $G_{c\theta}G_{c\alpha}^{-1}$. Puisque $G_{c\alpha}^{-1}$ annule $G_{c\alpha}$, alors $G_{c\theta}$ est ajusté selon $\frac{\theta}{\delta_q}$. Lorsque le système n'est pas en saturation, sa fonction de transfert en boucle fermée est :

$$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{G_{c\theta}G_{\theta}}{1 + G_{c\theta}G_{\theta}} \quad (6.5)$$

Par contre, si la saturation sur l'angle d'attaque est atteinte, l'asservissement sur le tangage n'est pas suivi. La boucle interne prend le contrôle, la contrainte est vue comme une consigne pour le régulateur $G_{c\alpha}$. La contrainte sur l'angle d'attaque n'est pas garantie, il peut y avoir un dépassement causé par des perturbations ou simplement par la dynamique du lanceur qui nécessite du certain temps pour changer sa vitesse angulaire.

Afin de simplifier l'implantation, la stratégie de commande sélectionnée utilise le même régulateur $G_{c\alpha}$ que $G_{c\theta}$. Ce choix élimine le bloc $G_{c\alpha}G_{c\theta}^{-1}$ de la figure 6.8. La figure 6.9 montre l'implémentation du dispositif de saturation sur l'angle d'attaque. Une autre alternative intéressante

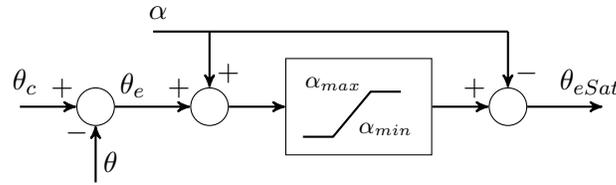


FIGURE 6.9: Diagramme fonctionnel de la saturation sur α

est d'utiliser une saturation sur l'angle d'attaque multiplié par la pression dynamique $\alpha\bar{q}$. Cette stratégie est montrée à la figure 6.10. $\alpha\bar{q}_{max}$ et $\alpha\bar{q}_{min}$ représente respectivement la va-

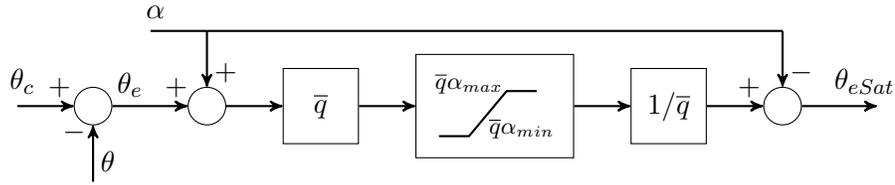


FIGURE 6.10: Diagramme fonctionnel de la saturation sur $\alpha\bar{q}$

leur maximale et minimale de la saturation. Cette saturation sur $\alpha\bar{q}$ au lieu de α remplace le besoin de faire du séquençement de gain sur α_{max} et α_{min} .

La figure 6.11 montre le bon fonctionnement des deux lois de commande qui ajoute une contrainte sur l'angle d'attaque et sur l'angle d'attaque multiplié par la pression dynamique. L'angle d'attaque maximal est fixé à 3° ou $0,05236$ rad. Sur cette figure, la consigne reste constante à partir de 40 secondes. À 50 secondes, un échelon de consigne $\Delta\theta_c=5^\circ$ est appliqué pour s'assurer de rejoindre la contrainte sur α_{max} et $\alpha\bar{q}_{max}$, dépendant du test. À 50 secondes, la contrainte sur $\alpha\bar{q}$ est déjà atteinte, car elle est fixé plus petite que celle sur α . La pression dynamique maximale est d'environ 382000 Pa, multiplié par $0,05236$ rad, ce qui donne environ une valeur de 2000 Pa rad. La valeur choisie pour $\alpha\bar{q}_{max}$ est de 1500 Pa rad. Lorsque la contrainte est atteinte, la consigne en position angulaire n'est plus suivie.

Avec ces deux tests, il est intéressant d'observer que modifier la direction du lanceur n'est pas chose facile, sinon il subira de grandes forces aérodynamiques. Avec la contrainte de 3° sur l'angle d'attaque, la poussée doit être à $\pm 3^\circ$ du vecteur vitesse par rapport à l'air. Effectivement, en suivant une trajectoire, préalablement obtenue à l'aide d'une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle utilisant un angle de virage initial de 1° avec des temps de déclenchement de 5 s et 15 s, le lanceur n'est pas en mesure de garder un angle de tangage fixe après 40 secondes

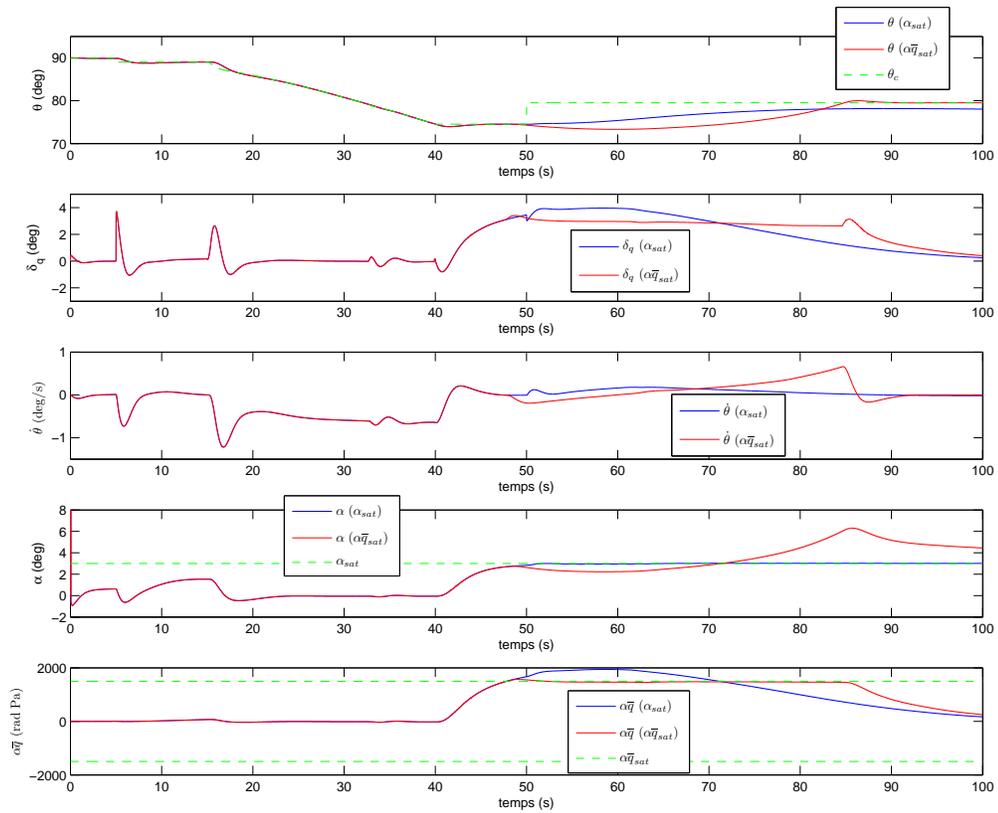


FIGURE 6.11: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$ et α) pour un échelon à $t=50$ s avec le régulateur pseudo-cascade

de vol. Avec cette information en main, il devient évident que les premières secondes du vol détermineront grossièrement l'orbite atteignable.

Dans la présente section, la consigne θ_c employée est déterminée à l'avance. Par contre, avec cette stratégie de commande, la consigne peut provenir d'un algorithme de guidage plus sophistiqué qu'une trajectoire prédéfinie. La saturation sur la pression dynamique multipliée par l'angle d'attaque a comme avantage d'augmenter la manœuvrabilité lorsque la pression dynamique est faible. Il est donc possible d'atteindre des angles d'attaque plus élevés que 3° , tout en maintenant des forces aérodynamiques sécuritaires. Cette méthode est préférée, par contre il est plus pratique de montrer seulement l'angle d'attaque lors des simulations du prochain chapitre. C'est pour cette raison que la contrainte sur l'angle d'attaque sera choisie pour les prochains tests. La contrainte sur l'angle d'attaque est appliquée seulement après les 20 premières secondes de vol.

6.4 Conclusion

Dans ce chapitre, deux stratégies pour la boucle de guidage ont été développées et implantées pour le simulateur du RDDC Valcartier. La manœuvre d'inclinaison gravitationnelle s'avère utile pour la définition de trajectoires et non pour des simulations en présence de perturbations. Elle permet d'établir une trajectoire à suivre pour la deuxième stratégie exposée. La deuxième est tout simplement un suivi de trajectoire précalculée avec une contrainte sur l'angle d'attaque ou sur l'angle d'attaque multiplié par la pression dynamique. Avec cette stratégie, il serait possible d'optimiser la trajectoire pendant le vol au lieu d'utiliser une trajectoire précalculée, ceci constituerait un autre projet complet en soi qui est réalisé dans la thèse de Vachon (2013).

La section 6.2 a permis d'établir une approximation de l'orbite circulaire maximale atteignable. Elle a également établi différentes trajectoires à suivre, dépendant de l'orbite visée. À partir de ces résultats, il est possible d'appliquer un algorithme d'optimisation de trajectoire pour toute la durée du vol. Il existe effectivement des algorithmes d'optimisation pour la phase endoatmosphérique et exoatmosphérique. L'avantage d'optimiser la phase endoatmosphérique est qu'il est possible de corriger la trajectoire en fonction des perturbations provenant du vent aussitôt qu'elles sont subies et non d'attendre en dehors de l'atmosphère pour le faire.

Avec ce chapitre, il est maintenant possible d'effectuer des simulations du lanceur et qu'il atteigne une orbite viable. Il faudrait cependant faire une étude approfondie pour s'assurer que le lanceur soit en mesure d'atteindre ces orbites en effectuant une désorbitation de chacun des étages du lanceur. Une autre limitation possible serait la quantité de carburant des propulseurs latéraux qui ont été ajoutés pour asservir l'attitude du lanceur pendant la phase de dérive. Pour valider les résultats sur l'orbite atteignable, il faut s'assurer que l'étude de Labib et al. (2009) utilisé pour définir le lanceur comprend la masse totale du lanceur, incluant la masse des propulseurs latéraux et de leur carburant. Il n'est donc pas possible d'affirmer que le lanceur atteindra bel et bien l'orbite visée, par contre dans ce chapitre une technique est développée pour définir une trajectoire capable d'atteindre une orbite quasi circulaire.

Chapitre 7

Réaction du lanceur face à diverses perturbations

L'objectif principal de ce chapitre est de montrer que la stratégie de contrôle proposée permet d'assurer la stabilité du lanceur en présence de différentes perturbations, et ce, tout au long du vol. De plus, tel que vu au chapitre précédent, il faut être en mesure de suivre la trajectoire préalablement calculée pour se diriger vers l'orbite visée. Une analyse des réactions du lanceur face à plusieurs perturbations s'effectue en modifiant différents paramètres du simulateur sur plusieurs scénarios différents. Les perturbations étudiées dans ce chapitre sont : le vent (section 7.2), les effets du roulis sur le mixage de la tuyère (section 7.3) et des erreurs sur les fréquences des modes de flexion (section 7.4). Un test avec toutes ces perturbations est effectué à la section 7.5.

Dans les chapitres précédents, les résultats des simulations sont exposés seulement pour le plan de tangage. Par contre, avec un simulateur à 6 ddl, le pilote automatique doit évidemment contrôler les trois angles d'Euler. Dans le chapitre courant, les résultats sont présentés pour le tangage, le lacet et lorsque non nul, le roulis. La section 7.1 expose les stratégies de commande utilisées pour les trois angles à asservir.

7.1 Pilote automatique du simulateur à six degrés de liberté

La présente section décrit les lois de commande implantées dans les trois plans pour l'analyse des réactions du lanceur face à des perturbations. Tel que vu au chapitre précédent, le suivi de trajectoire avec contrainte sur l'angle d'attaque est la stratégie de guidage utilisée en présence de perturbations. Le choix de trajectoire a peu d'importance sur les tests effectués dans ce chapitre. La trajectoire générée avec la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle, du chapitre 6, avec un angle de virage initial de $0,875^\circ$ est utilisée.

7.1.1 Pilote automatique du tangage

La loi de commande pour asservir le tangage est la commande cascade PI-PI développée aux chapitres 5 et 6. Son implémentation avec une contrainte sur l'angle d'attaque est présentée à la figure 7.1.

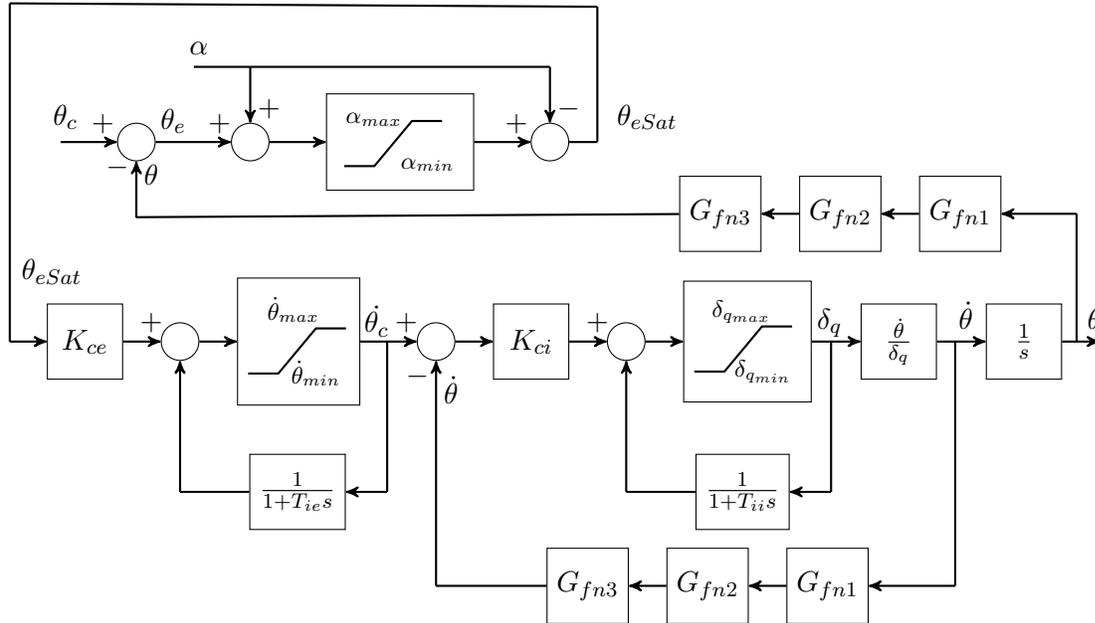


FIGURE 7.1: Implémentation du pilote automatique pour le tangage

7.1.2 Pilote automatique du lacet

L'asservissement en lacet s'effectue de la même manière que celui en tangage, la seule différence est le gain K_{ci} qui est multiplié par la valeur absolue de $\cos \theta$. La figure 7.2 montre la stratégie utilisée pour asservir le lacet. Au début du vol, les commandes sur δ_r sont pratiquement nul, car $\theta=90^\circ$ et le gain de la boucle interne est $K_{ci} |\cos \theta|$.

7.1.3 Pilote automatique du roulis

Le lanceur à l'étude a six tuyères, par contre les systèmes de commande développés dans ce mémoire et ceux implantés dans le simulateur du RDDC Valcartier utilisent une seule tuyère. Avec une seule tuyère, il n'est pas possible d'asservir le roulis du lanceur. Pour contrer ce problème, l'utilisation de propulseurs latéraux permet de commander le roulis du lanceur. Tout au long du mémoire, le roulis a été considéré nul, par contre sur un vrai lanceur le roulis n'est pas toujours nul. Il est pratique d'utiliser un système de coordonnées où le roulis est fixé nul et un autre où le roulis est celui du système de coordonnées du corps. Le système de coordonnées avec le roulis fixé nul est celui sur lequel la stratégie de contrôle est basée. L'ajout de l'angle de roulis sert à déplacer la tuyère adéquatement en fonction du positionnement angulaire du

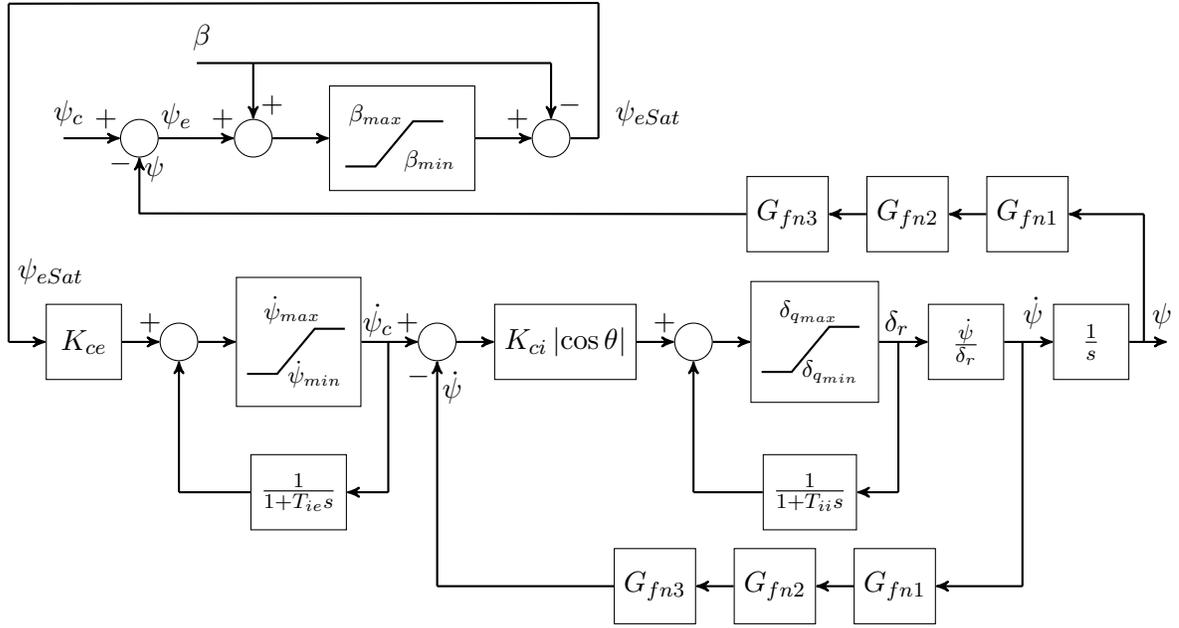


FIGURE 7.2: Implémentation du pilote automatique pour le lacet

lanceur dans le système de coordonnées locales. Puisque le roulis est la dernière rotation dans la suite ψ , θ et ϕ utilisée, il est possible d'effectuer cette rotation directement sur δ_q et δ_r . Cette rotation est détaillée à la section 7.3.

Les propulseurs latéraux utilisés pour asservir le roulis sont considérés idéaux. Ils génèrent un moment seulement autour de l'axe \mathbf{x}^B . Le moment maximal généré par les propulseurs latéraux M_{P_l} est de ± 1000 Nm. La commande δ_p est saturée entre ± 100 %, où 100 % équivaut à un moment de 1000 Nm.

La fonction de transfert du modèle à asservir est :

$$\frac{\phi}{\delta_p} = \frac{M_{P_l}/I_x}{s^2} \quad (7.1)$$

Cette fonction de transfert provient de l'équation (3.86a), où le moment en roulis généré par les forces aérodynamiques (équation (3.63)) est nul, car le coefficient $C_{l_p}=0$ pour le lanceur à l'étude. Il reste seulement le moment généré par les propulseurs latéraux pour modifier la vitesse en roulis, tandis que l'inertie du lanceur s'oppose à ce changement de vitesse.

Puisque deux intégrateurs sont présents dans le modèle, il n'est pas nécessaire d'avoir d'intégrateur dans le régulateur. La stratégie utilisée est de type cascade P-P, elle est présentée à la figure 7.3.

Un filtre de consigne utilisant une constante de temps $T_f=3$ s est utilisé pour adoucir la commande lors des changements de consigne. Le gain K_{ci} de la boucle interne vaut 7 et celui de la boucle externe $K_{ce}=1,2$. L'ajustement des gains et du filtre de consigne est effectué

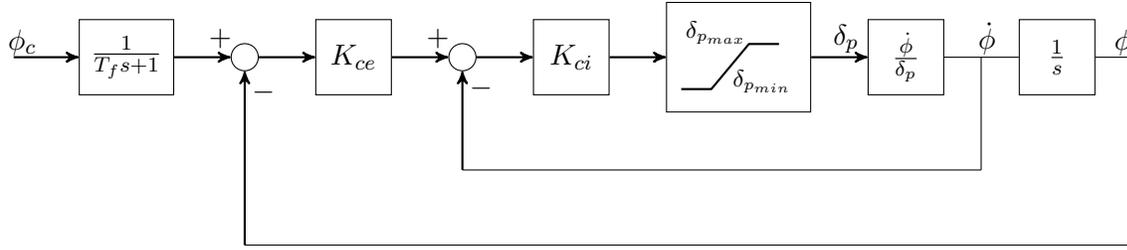


FIGURE 7.3: Implémentation du pilote automatique pour le roulis

seulement en regardant la réponse temporelle, pour s'assurer que le temps de réponse et le dépassement maximal ne soient pas trop élevés. Aucune analyse fréquentielle ou autre n'est effectuée pour cet ajustement. L'asservissement du roulis est effectué seulement pour tester le mixage de la tuyère lorsque le roulis est non nul. Pour les autres tests, la consigne de roulis est zéro. Lors des tests non perturbés, le roulis reste presque nul pour toute la durée du vol sans régulateur.

7.1.4 Lancement vertical

Le choix des angles d'Euler, pour asservir le lanceur en phase de décollage vertical, cause un problème. Tel que discuté à la section 3.2.7, une singularité existe dans les angles d'Euler, et ce lorsque θ vaut 90° pour l'ordre de rotation ψ , θ et ϕ choisie. Les angles d'Euler sont extraits de la matrice de rotation :

$$[\mathbf{T}]^{BL} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (7.2)$$

provenant de l'équation (3.17). Lorsque cette singularité ($\theta=90^\circ$) arrive, il n'est pas possible de différencier le roulis du lacet et ces deux angles bondissent de $\pm 180^\circ$ lorsque θ passe de 90^+ à 90^- ou le contraire.

Pour palier au problème de singularité, le roulis est fixé nul pour les six premières secondes de vol. Avec une trajectoire effectuant un virage initial à cinq secondes, le tangage s'éloigne de la singularité pour la durée du vol restante. La matrice de rotation précédente devient alors :

$$[\mathbf{T}]^{BL} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ \cos \psi \sin \theta + 0 & \sin \psi \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (7.3)$$

De cette matrice, Le tangage est extrait en utilisant :

$$\theta = \arccos(t_{33}^{BL}) \quad (7.4)$$

ceci permet d'avoir un angle entre 0° et 180° . L'angle de lacet est calculé tel que :

$$\psi = \arctan\left(\frac{t_{21}^{BL}}{t_{22}^{BL}}\right) \quad (7.5)$$

pour obtenir un angle sur 360° .

Le calcul du taux de changement des angles d'Euler est également important à regarder, car une rétroaction est fait sur $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$ et $\dot{\phi}$. L'équation (3.21) est réécrite pour montrer ce calcul :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7.6)$$

En posant $\phi=0$, cette matrice devient :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \tan \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7.7)$$

Les termes $\tan \theta$ et $1 / \cos \theta$ tendent vers l'infini pour $\theta = 90^\circ$. L'utilisation de :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7.8)$$

est utilisé en suposant que r devrait rester très petit pour cette portion du vol, car le gain $K_{ci} |\cos \theta|$ (figure 7.2) est nul pour $\theta=90^\circ$.

Les équations (7.3) et (7.8) fournissent les signaux de rétroactions aux régulateurs pour les six premières secondes de vol. Le saut des valeurs de ψ , ϕ , $\dot{\psi}$ et $\dot{\phi}$ à six secondes s'explique par le changement de la méthode de calcul des angles d'Euler et de leur taux de changement. Le roulis est fixé nul pour les six premières secondes du vol, ce qui permet d'effectuer un lancement à $\theta=90^\circ$ en utilisant les angles d'Euler pour les rétroactions des systèmes de contrôle. Suite à l'application de l'angle de virage initial, qui est effectuée à 5 s, $\theta < 90^\circ$ et il n'y a plus de discontinuité dans les angles d'Euler. Après six secondes, le calcul usuel des angles d'Euler est utilisé. La discontinuité dans les angles d'Euler est présente seulement pour l'affichage et le GNC, car le simulateur intègre les quaternions et non les angles d'Euler.

7.2 Vent

Le vent est la principale perturbation, il influence la stabilité du lanceur, sa trajectoire, ainsi que la flexion. En pratique, il faut étudier les vents sur le site de lancement pendant au moins un an pour être en mesure de connaître les vents dominants et les périodes qu'il est préférable d'effectuer le lancement. Par exemple, au Japon, il y a des lancements seulement pendant les saisons de l'année où les vents dominants sont toujours dans la même direction. Ce phénomène est décrit dans l'article de Mori (1999). Il faut également prendre des mesures avec des ballons-sondes la journée du lancement et, parfois, ajuster la trajectoire en fonction du vent mesuré.

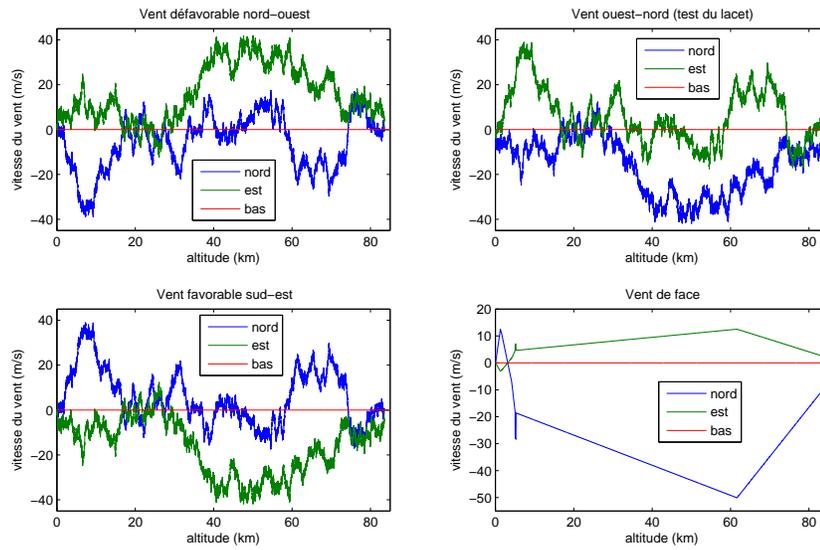


FIGURE 7.4: Différents profils de vent testés

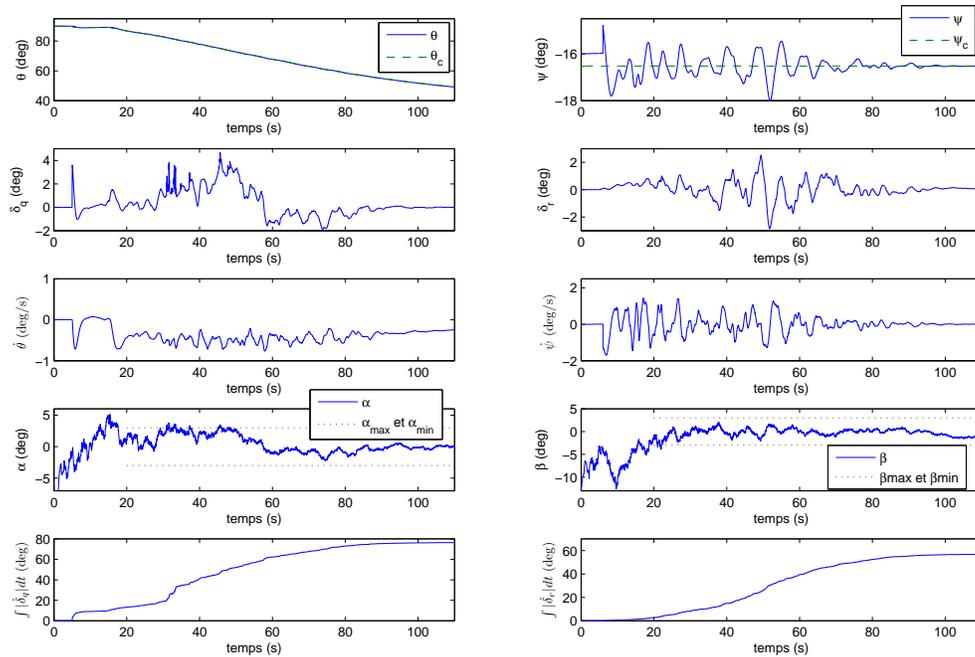


FIGURE 7.5: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , $\int |\dot{\delta}_q| dt$, ψ , δ_r , $\dot{\psi}$, β et $\int |\dot{\delta}_r| dt$) pour un test avec le vent défavorable

Puisque le site de lancement n'est pas encore connu et qu'il n'y a pas d'étude de vent d'effectuée sur celui-ci, des vents aléatoires sont utilisés. Quatre profils de vent sont testés, ils sont présentés à la figure 7.4. Il y a un profil de vent défavorable, favorable, de côté et de face. Le vent défavorable est principalement dans la direction contraire à la trajectoire du lanceur. Le vent favorable est essentiellement dans la même direction que la trajectoire du lanceur. Le vent de côté permet de tester l'asservissement en lacet. Le vent de face est entièrement appliqué dans la direction opposée à la trajectoire du vol. Ce vent permet de tester une rafale de face, cette rafale est située à environs 5 km. Le vent est présenté en fonction de l'altitude. Dans les modèles de vent présenté, le vent peut atteindre des vitesses allant jusqu'à 150 km/h. Pour une même vitesse de vent, la force qu'il exerce sur le lanceur s'affaiblit au fur et à mesure que la pression statique diminue. Pour cette raison, seulement le premier étage est considéré lors des essais avec le vent. La fin de combustion du premier étage s'effectue à une altitude supérieure à 40 km, à ce moment, la pression statique est très faible.

Les conditions de vol pour l'essai avec le vent défavorable sont présentées à la figure 7.5, celles pour le vent favorable à la figure 7.6, celles pour le vent de côté à la figure 7.7 et celles pour le vent de face à la figure 7.8. Sur tous les essais, le lacet et son taux de changement font

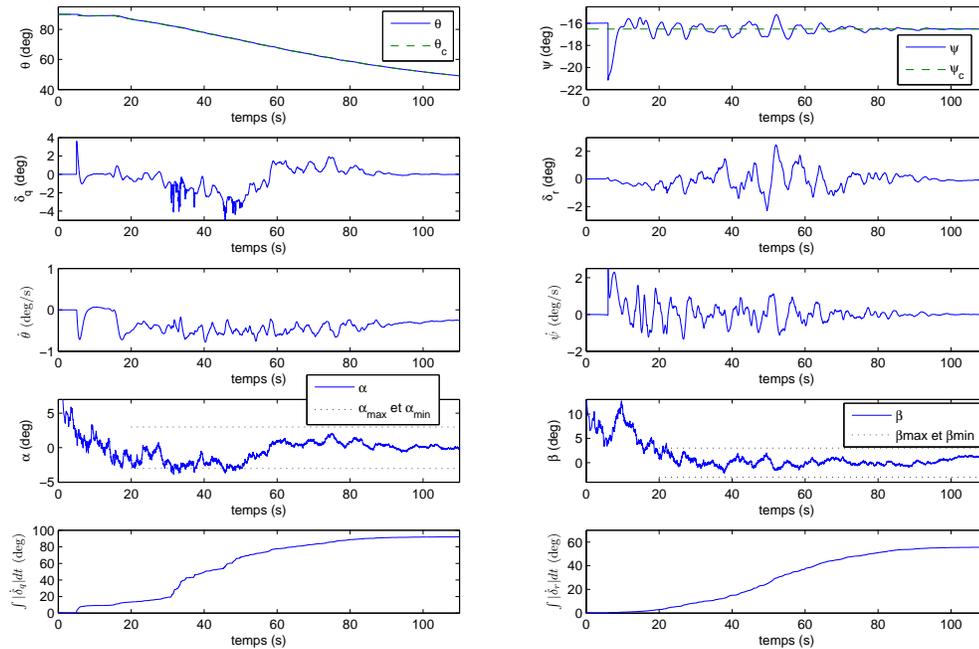


FIGURE 7.6: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , $\int |\delta_q| dt$, ψ , δ_r , $\dot{\psi}$, β et $\int |\delta_r| dt$) pour un test avec le vent favorable

un saut à six secondes. À ce moment, il y a une modification dans la méthode de calcul des angles d'Euler, tel que décrit à la section 7.1.4. Excluant le changement brusque à six secondes,

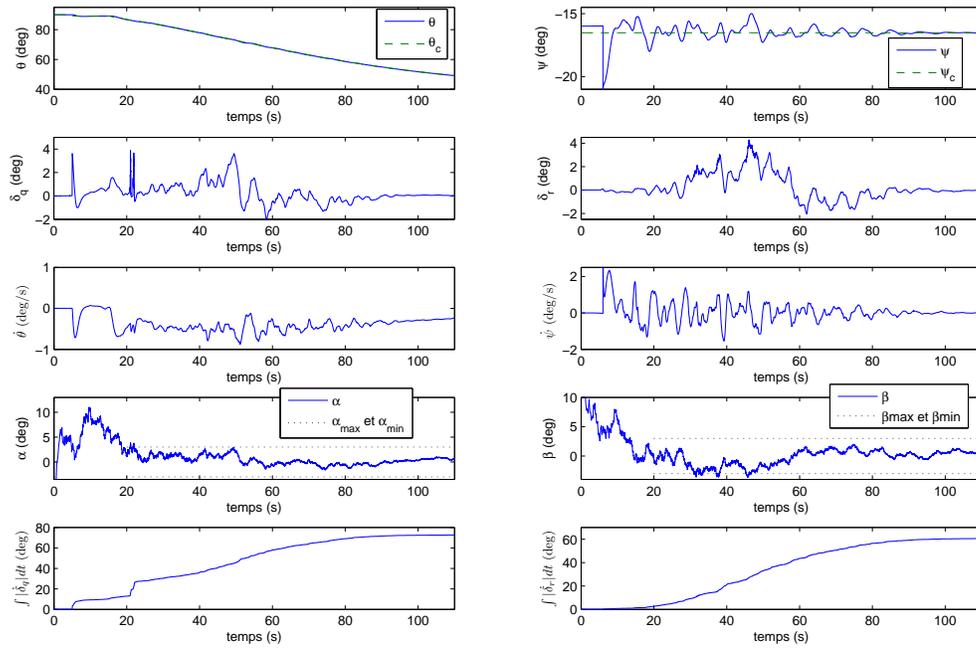


FIGURE 7.7: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , $\int |\dot{\delta}_q| dt$, ψ , δ_r , $\dot{\psi}$, β et $\int |\dot{\delta}_r| dt$) pour un test avec le vent de côté

le lacet varie de $\pm 1,5^\circ$ à cause du vent sur tous les essais, excepté pour le vent de face où il ne varie pas vraiment. Pour ce qui est du tangage, la perturbation est surtout visible sur l'angle de tuyère δ_q . À cause de la diminution de θ tout au long du vol, les perturbations provenant du vent ne sont pas vraiment visibles sur θ pour les figures 7.5 à 7.7. Par contre sur la figure 7.8, à environ 20 secondes (moment où la contrainte sur l'angle d'attaque est appliquée) et 45 secondes, θ s'éloigne de la consigne θ_c , car l'angle d'attaque est trop élevé et le régulateur tente de diminuer l'angle d'attaque au lieu de suivre la trajectoire.

Avec du vent, la contrainte sur l'angle d'attaque et sur l'angle de dérapage n'est pas toujours respectée. Les 20 premières secondes de vol, aucune contrainte n'est appliquée. À ce moment, la vitesse du vent est grande par rapport à celle du lanceur et de grands angles aérodynamiques (α et β) sont observés. Après 20 secondes, les contraintes sur l'angle d'attaque et l'angle de dérapage sont de $\pm 3^\circ$. Les vents testés sont relativement forts, il est donc difficile de respecter rigoureusement la contrainte sur les angles aérodynamiques. Pour tous les tests avec du vent, la contrainte sur l'angle d'attaque ou sur l'angle de dérapage n'est pas respectée pour une partie du vol. Le test avec le vent de face va dépasser de beaucoup la contrainte sur l'angle d'attaque. Effectivement, lorsque la simulation d'une rafale arrive vers vingt secondes et qu'elle repart vers 40 secondes, l'angle d'attaque s'approche de -5° et par la suite de 5° , ce qui dépasse amplement la saturation.

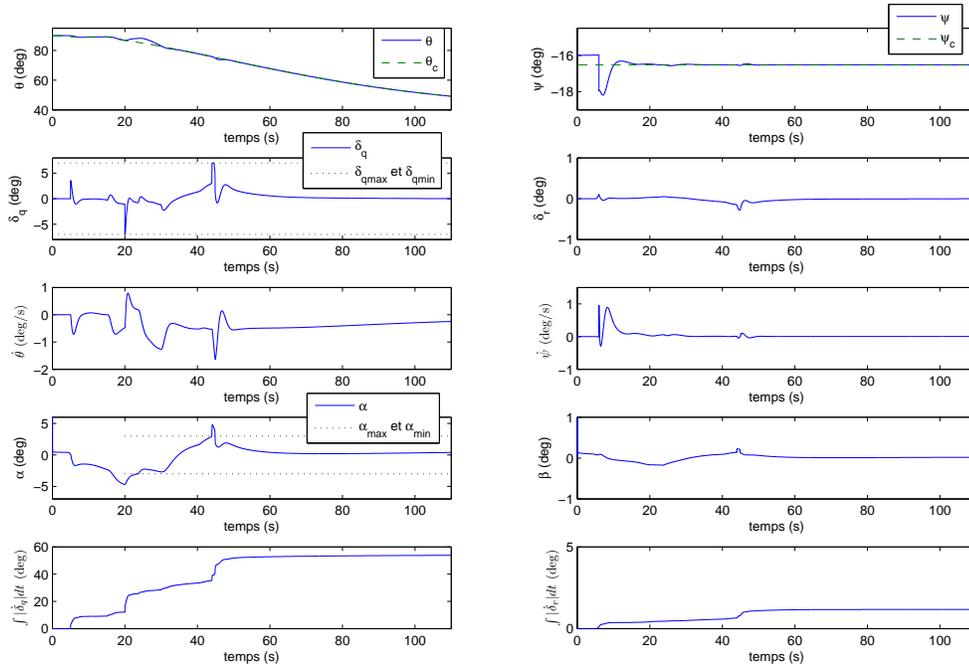


FIGURE 7.8: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , $\int |\dot{\delta}_q| dt$, ψ , δ_r , $\dot{\psi}$, β et $\int |\dot{\delta}_r| dt$) pour un test avec le vent de face

Sans vent, le déplacement total de la tuyère dans l'axe de tangage est d'environ 15° à 20° pour le premier étage. Lors des essais avec le vent, ce déplacement total varie de 50° à 100° . Les exigences du chapitre 6 définissent une valeur maximale de 100° pour le déplacement total sur un axe d'une tuyère. Ce critère est respecté, pour les essais avec différents vents, une plus ou moins grande marge de manœuvre est observée. Le vent de face est dirigé exactement dans la direction opposée à celle du lanceur. Pour ce cas, le déplacement total de la tuyère dans le plan du lacet est très proche de 0° .

En fin de combustion du premier étage, la vitesse du lanceur pour le vent favorable est 1 % supérieure à celle sans vent. Pour le vent défavorable, elle est 1 % inférieure à celle sans perturbation. La vitesse du lanceur est similaire pour le vent de côté et le test sans vent. Pour le test avec le vent de face, la vitesse du lanceur est d'environ 2,5 % moins élevée qu'un test sans vent. Dépendant de la direction du vent, il faudrait s'assurer que le lanceur est toujours en mesure d'atteindre l'orbite visée.

Suite aux différents essais, il est possible de conclure que le lanceur sera en mesure de rester stable face aux perturbations provenant du vent. Il serait nécessaire de connaître l'angle d'attaque maximal que la structure du lanceur peut subir. Avec le vent de face, un angle d'attaque de presque 5° est observé à 40 secondes, ceci peut mettre la structure du lanceur en danger, il

serait nécessaire d'avoir une meilleure connaissance structurelle du lanceur pour conclure sur ce point.

7.3 Mixage de la tuyère

La présente section cherche à montrer le bon fonctionnement du mixage de la tuyère pour pallier au roulis qui n'est pas toujours nul sur le lanceur. Une matrice de rotation en fonction du roulis est implantée avant l'envoi des commandes à la tuyère. Cette matrice provient de l'équation (3.16) et la transformation permettant le mixage des commandes est :

$$\begin{bmatrix} \delta_{p_{mix}} \\ \delta_{q_{mix}} \\ \delta_{r_{mix}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_p \\ \delta_q \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (7.9)$$

où l'indice *mix*, indique le signal après la matrice de transformation effectuant le mixage de la tuyère. Si le lanceur veut faire une manœuvre dans le plan du tangage, mais que le roulis est de 90°, il faut que la commande envoyée à la tuyère soit un déplacement sur δ_r et non sur δ_q .

La trajectoire utilisée pour les autres tests du chapitre est modifiée : dans ce test, elle inclut des échelons sur le tangage et le lacet. À environ 30 secondes, la consigne en tangage reste fixe à 83° et à 35 secondes elle effectue un échelon de -5°. À partir de 40 secondes, la consigne en tangage continue de suivre la trajectoire générée avec la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle utilisant un angle de virage initial de 0,875°. Pour ce qui est du lacet, un échelon de consigne de -3° est appliqué à 50 s et de 3° à 60 s.

La figure 7.9 montre le roulis, sa vitesse de changement et la commande en roulis lors d'un échelon de consigne (ϕ_c) de 45°. Le contrôle en saturation est efficace pour asservir le roulis, car le procédé n'est pas instable comme pour le tangage et le lacet. La saturation est atteinte pour initier la manœuvre en roulis et la ralentir. Le couplage entre le lacet et le roulis est vu lors des échelons de consignes sur le lacet à 50 et 60 secondes. Ceci est facilement observable sur la figure 7.9.

La figure 7.10 montre les conditions de vol dans les plans de tangage et de lacet. Cette figure montre le bon fonctionnement du mixage de la tuyère. Il y a cependant un couplage lorsque la vitesse en roulis n'est pas nulle, ceci est légèrement visible sur le lacet lors de la manœuvre de $\Delta\theta_c = -5^\circ$, qui a lieu en tangage à $t=35$ s. Lors de cette manœuvre, la commande δ_r n'est pas nulle, ceci s'explique par le couplage qui existe entre le plan de tangage et celui du lacet en présence d'une vitesse angulaire autour de \mathbf{x}^B . Dans le chapitre sur la modélisation, le découplage avait été possible en supposant un roulis nul. Le couplage est vu par le régulateur, telle une perturbation.

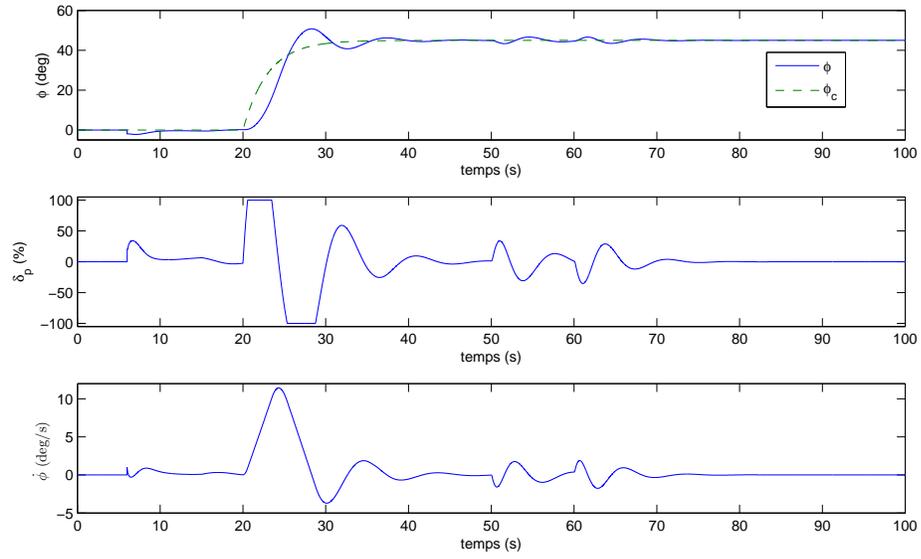


FIGURE 7.9: Conditions de vol (ϕ , δ_p et $\dot{\phi}$) pour une manœuvre d'inclinaison gravitationnelle avec un échelon en roulis de 45° sans vent

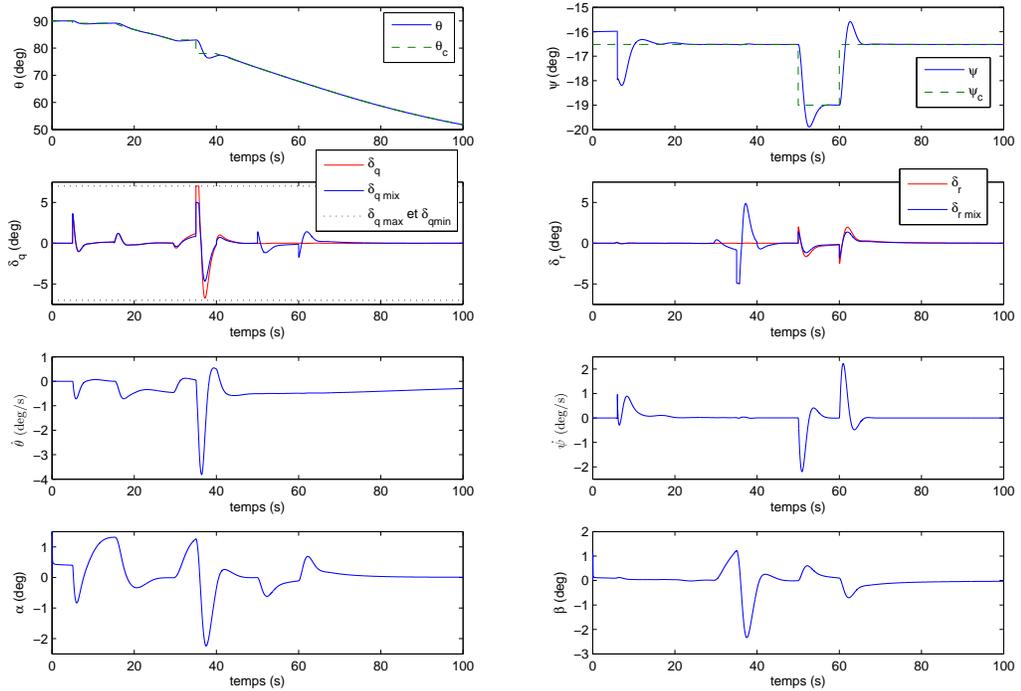


FIGURE 7.10: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , ψ , δ_r , $\dot{\psi}$ et β), lors d'un échelon de 45° en roulis

7.4 Flexion

Les filtres coupe-bande implantés pour asservir le lanceur flexible ont été discutés dans la section 5.5. Il a également été montré que les filtres coupe-bande sont nécessaires pour assurer la stabilité du lanceur souple. La présente section montre l'efficacité des filtres coupe-bande en effectuant deux tests. Le premier va décaler les fréquences de coupure des filtres coupe-bande et le deuxième active un agitateur qui entretient la flexion.

L'amplitude de la flexion augmente lorsque la tuyère se déplace et lorsque les angles aérodynamiques sont non nuls. Cette flexion est appliquée sur les signaux entrant des capteurs. Les capteurs utilisés dans le simulateur sont : un GPS, des accéléromètres et un gyromètre. Un agitateur est également implanté sur le simulateur. Cet agitateur permet d'ajouter, à la flexion, des sinusoïdes entretenues sur les signaux entrant dans les blocs Simulink des capteurs. La fréquence de ces sinusoïdes correspond à celle des modes de flexion, tandis que l'amplitude peut être modifiée d'un test à l'autre. L'usage le plus représentatif de la flexion d'un lanceur est avec l'agitateur désactivé. Il est cependant intéressant de tester la robustesse de l'asservissement en présence de sinusoïdes entretenues aux fréquences des modes de flexion. C'est pour cette raison qu'un test avec l'agitateur activé est effectué.

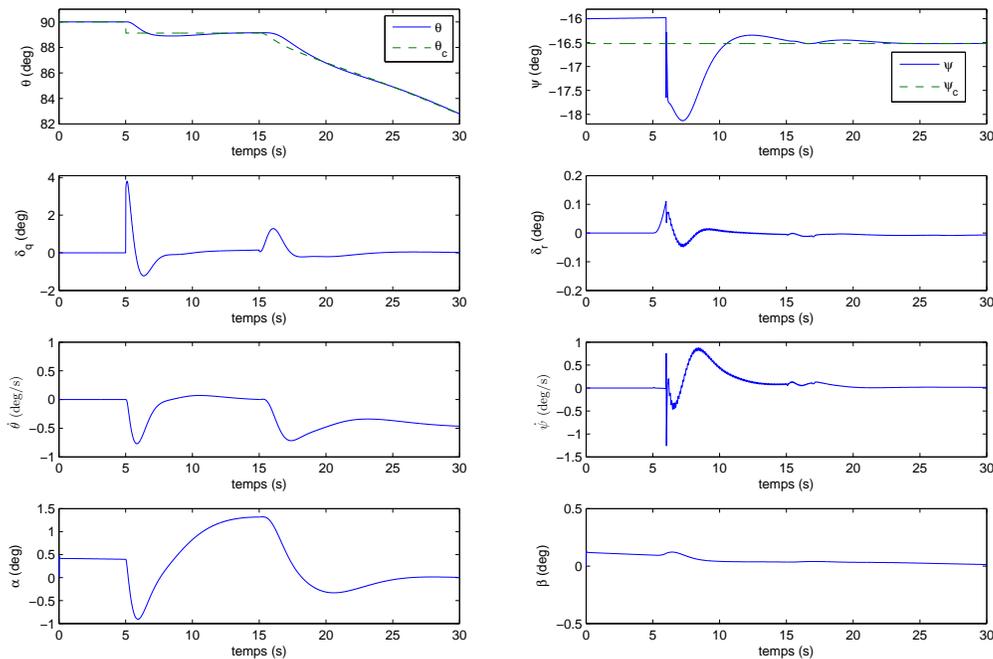


FIGURE 7.11: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , ψ , δ_r , $\dot{\psi}$ et β), pour un test avec les trois modes de flexion activés et les filtres coupe-bande décalés en fréquence de π , 2π et 4π

La figure 7.11 montre les conditions de vol en tangage et en lacet pour le test avec les trois

modes de flexion activés et les filtres coupe-bande décalés en fréquence de π , 2π et 4π selon les premier, deuxième et troisième modes de flexion. Le décalage en fréquence des différents modes de flexion est d'environ 5 % de la fréquence des modes de flexion. Les valeurs utilisées pour le décalage des fréquences de coupures sont arbitraires et elles devraient faire parties des résultats d'une étude portant sur la flexion et la structure du lanceur. La figure 7.11 montre que le lanceur suit sans problème la consigne en tangage et en lacet. Les filtres coupe-bande effectuent un filtrage très acceptable, la flexion n'est pas plus visible sur les conditions de vol en tangage, que lors des tests sans décalage des fréquences du filtre par rapport aux fréquences des modes de flexion. Il est cependant possible de remarquer la flexion suivant le saut en lacet à six secondes. Les oscillations de δ_r et $\dot{\psi}$ cessent aux alentours de quinze secondes.

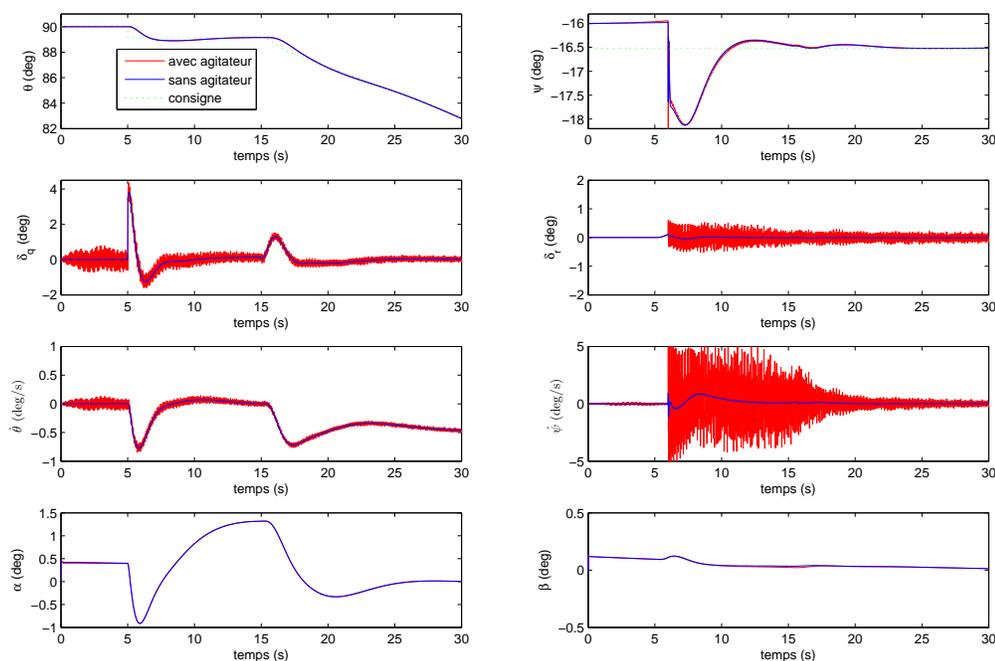


FIGURE 7.12: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , ψ , δ_r , $\dot{\psi}$ et β), pour un test avec les trois modes de flexion ordinaire et l'autre test avec l'agitateur activé sur les trois modes de flexion

Sur le simulateur du RDDC Valcartier, il est possible d'ajuster l'amplitude de l'agitateur, qui est fixée à 0,1 pour le test effectué. La figure 7.12 présente les conditions de vol en tangage et en lacet pour un test avec les trois modes de flexion et les filtres coupe-bande ajustés sur les fréquences des modes de flexion et l'autre test avec l'agitateur activé sur les trois modes de flexion. Même avec l'agitateur, le lanceur est en mesure de suivre la trajectoire. Par contre, la flexion se répercute sur la commande δ_q et δ_r . Tel que vu sur la figure 7.12, la commande oscille de $\pm 0,5^\circ$ pour les trente premières secondes de vol et ceci se maintient tout au long du vol. Évidemment, avec ce type de perturbation, le déplacement total de la tuyère est très

grand et il ne respecte pas le cahier des charges, c'est pour cette raison qu'il n'est pas montré. Pour les six premières secondes de vol, $\dot{\psi}$ est considéré comme r . Pendant ce laps de temps, $\dot{\psi}$ oscille très peu comparativement à après. De l'équation 7.7, $\dot{\psi} = r/\cos\theta$ ce qui amplifie grandement la flexion subie sur $\dot{\psi}$ pour des valeurs de θ près de 90° . Lorsque θ diminue, vers 20 secondes, la flexion est plus faible sur $\dot{\psi}$.

Ce test est effectué pour montrer la robustesse de la loi de commande face à une flexion entretenue. Ce test n'est cependant pas représentatif de la flexion subite par le lanceur lors de vols normaux. Puisque les filtres coupe-bande effectuent simplement une atténuation du signal aux fréquences désirées, il est possible d'augmenter suffisamment l'amplitude de l'agitateur pour rendre le lanceur instable malgré les filtres coupe-bande. Les tests conduisant à l'instabilité ne sont pas montrés par souci d'espace.

7.5 Plusieurs perturbations simultanées

Un dernier test avec plusieurs perturbations simultanées est effectué pour illustrer l'efficacité du système de commande en présence de plusieurs types de perturbations. Ce dernier test est effectué pour s'assurer que le lanceur restera stable en présence de vent, d'un roulis non nul et de la flexion avec les filtres coupe-bande décalés en fréquence de π , 2π et 4π . Le vent utilisé est le vent défavorable présenté à la figure 7.4 et l'échelon sur le roulis est le même qu'à la section 7.3. Les conditions de vol en roulis sont présentées à la figure 7.13 et les conditions de vol en tangage et en lacet pour ce test sont présentées à la figure 7.14.

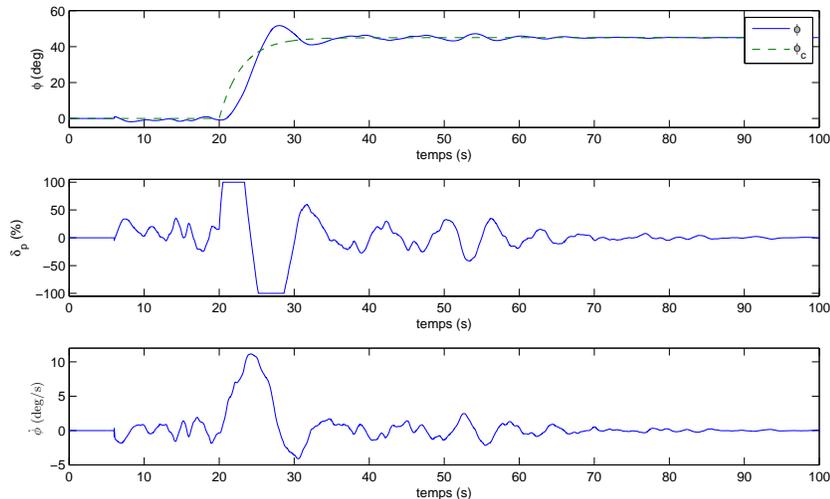


FIGURE 7.13: Conditions de vol (ϕ , δ_p et $\dot{\phi}$), pour un test avec les trois modes de flexion activés, le vent défavorable et un échelon de 45° sur le roulis

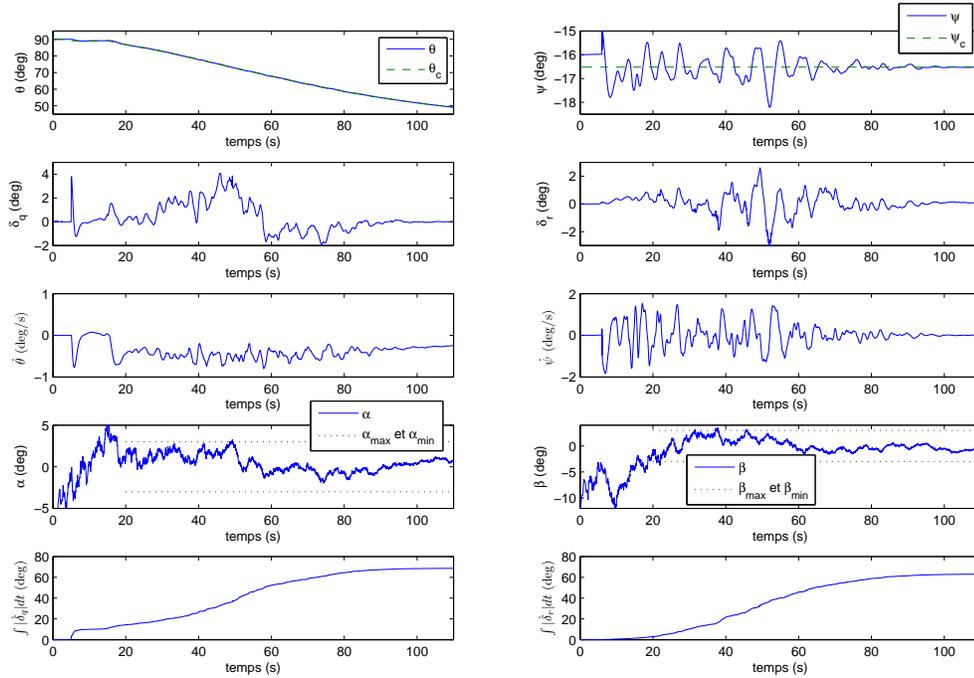


FIGURE 7.14: Conditions de vol (θ , δ_q , $\dot{\theta}$, α , $\int |\dot{\delta}_q| dt$, ψ , δ_r , $\dot{\psi}$, β et $\int |\dot{\delta}_r| dt$), pour un test avec les trois modes de flexion activés, le vent défavorable et un échelon de 45° sur le roulis

Ce test montre l'efficacité de la loi de commande à garder le lanceur stable face aux différentes perturbations que le lanceur peut subir lors d'un vol. L'influence du vent n'est pas visible sur le tangage, par contre elle l'est pour le plan du lacet et sur la commande δ_q , le taux de changement de tangage ainsi que sur l'angle d'attaque. La figure 7.14 est très semblable aux résultats obtenus pour le test avec seulement le vent défavorable comme perturbation (figure 7.5). Ceci montre que la perturbation la plus importante est le vent, qui influence autant la position angulaire en tangage et lacet, que le positionnement et la vitesse du lanceur par rapport à la Terre.

7.6 Conclusion

Ce chapitre utilise le suivi de trajectoire avec contrainte sur l'angle d'attaque conçu au chapitre 6, jumelé avec la commande cascade PI-PI du chapitre 5. Cette stratégie est ajustée pour asservir le lacet avec une contrainte sur l'angle de dérapage. La conception d'une loi de commande pour asservir le roulis est également exposée. Ce chapitre sert de validation pour la stratégie de commande développée dans les chapitres précédents, en la soumettant à diverses perturbations. Il permet également de montrer les boucles de contrôle pour les trois axes de rotation. Les perturbations testées sont le vent, un roulis non nul et la flexion.

Des tests avec des vents forts à très forts sont effectués pour montrer les capacités du lanceur à rester stable et à restreindre les angles aérodynamiques, en présence de tels vents. Le vent est testé dans plusieurs orientations et il est montré que le vent peut influencer la vitesse du lanceur à la sortie de l'atmosphère et ainsi modifier l'orbite atteignable.

Un test est effectué pour valider qu'en présence de roulis le lanceur effectue les manœuvres en tangage et en lacet adéquatement. La transformation nécessaire pour passer des angles de la tuyère commandés avec le roulis nul à ceux avec le roulis est exposée. Le test valide le bon fonctionnement du mixage de la tuyère.

Deux tests sont effectués pour s'assurer du bon fonctionnement des filtres coupe-bande. Le premier est un décalage des fréquences de coupure des filtres coupe-bande. Pour le deuxième test, la flexion est entretenue artificiellement, sans l'influence du vent ou du déplacement de la tuyère, en activant un agitateur. Même avec une flexion entretenue, le lanceur reste stable et suit la trajectoire souhaitée.

Pour finaliser l'analyse, le lanceur est soumis à toutes ces perturbations simultanément, excepté l'agitateur sur la flexion. Le lanceur reste stable malgré le vent, un roulis non nul et des erreurs de modélisation sur la fréquence des différents modes de flexion. Il est donc possible de conclure que la loi de commande satisfait les différentes exigences décrites dans le cahier des charges. Il faudrait cependant faire beaucoup plus de simulation et d'analyse de robustesse, notamment sur les inerties du lanceur, pour affirmer qu'elle est en mesure d'asservir un vrai lanceur.

Chapitre 8

Conclusion et perspectives d'avenir

Ce projet de recherche a permis de développer une expertise canadienne au niveau des systèmes de commandes servant à asservir un lanceur. Trois objectifs principaux sont accomplis dans ce mémoire. Le premier est d'effectuer une recherche bibliographique portant sur l'ensemble des systèmes impliqués pour orienter le lanceur vers son orbite visée. Le deuxième est de développer la modélisation des équations de mouvement d'un lanceur asservi à l'aide d'une tuyère orientable et d'en extraire les fonctions de transfert nécessaire pour le pilote automatique. Le dernier objectif principal de ce mémoire est de proposer une stratégie de commande capable de stabiliser et de suivre une trajectoire sur le simulateur non linéaire à 6 ddl du lanceur flexible. Ce mémoire est divisé en sept chapitres.

Le premier présente les principes généraux d'un lanceur et du système de guidage, navigation et contrôle. Elle expose également la problématique et les objectifs du mémoire. Ce chapitre détaille la structure du mémoire.

Une vue d'ensemble des différents systèmes de contrôle possibles sur un lanceur est décrite dans le second chapitre. Cette revue bibliographique couvre les systèmes de propulsion employés pour accélérer et orienter le lanceur, ainsi que la dynamique et l'asservissement de l'attitude d'un lanceur. La revue de littérature a notamment permis d'identifier les défis ainsi que des solutions liées aux problèmes de flexion et de ballottement des ergols provenant respectivement de la structure et du choix de carburant du lanceur. Pour être en mesure de diriger le lanceur lors de la phase atmosphérique, une revue rapide de l'état de l'art au niveau des stratégies de guidage atmosphérique a également été effectuée. Une investigation des simulations et des tests avec matériel dans la boucle est traitée. L'étude de différents lanceurs existants ou en développement est aussi exposée.

La troisième chapitre modélise la dynamique de l'attitude d'un lanceur en fonction de l'orientation d'une tuyère. Pour ce faire, les repères et les systèmes de coordonnées utilisés en astronautique sont présentés et les différentes forces agissant sur un lanceur sont définies. Les lois de Newton et d'Euler sont utilisées pour obtenir un modèle non linéaire à corps rigide du

lanceur en fonction de l'angle de braquage de la tuyère. De ce modèle, une linéarisation est effectuée et, suite à différentes hypothèses, trois modèles linéaires de la position angulaire et de la vitesse angulaire d'un lanceur, en fonction du braquage d'une tuyère, sont exposés. Des fonctions de transfert de ces modèles linéaires sont trouvées à l'aide de la transformation de Laplace. Une brève description du lanceur à l'étude est aussi présentée dans ce chapitre.

Le but du chapitre quatre est d'identifier le meilleur modèle, suite à différentes simplifications, pour concevoir les futures stratégies de commande. Il montre notamment l'évolution des paramètres, en fonction du temps de vol, des différents modèles analysés. Pour une loi de commande avec ou sans rétroaction sur la vitesse angulaire, le modèle *A*, avec un zéro et un pôle stable et un autre instable de différentes valeurs, est celui qui est choisi. Ce modèle qui néglige seulement la force de gravité est le plus représentatif de la dynamique du lanceur. Deux autres modèles sont à l'étude. Le modèle *B* qui considère le taux de variation de l'angle d'inclinaison de la trajectoire de vol nul, ce qui revient à considérer $\Delta\alpha = \Delta\theta$ et le modèle intégrateur *I* qui néglige complètement les forces aérodynamiques. Pour la partie atmosphérique, le modèle intégrateur n'est pas représentatif des modèles en position angulaire et en vitesse angulaire. Pour ce qui est du modèle *B*, il peut être utilisé pour ajuster un régulateur en position angulaire, par contre il ne représente pas bien le modèle en vitesse angulaire. Pour obtenir de bonnes performances, une rétroaction sur la vitesse angulaire est essentielle. Ceci renforce le choix du modèle *A*, car le modèle *B* ne correspond pas à la dynamique en vitesse angulaire obtenue sur le simulateur non linéaire.

La conception des lois de commande pour asservir le lanceur flexible en position angulaire et en vitesse angulaire est traitée au chapitre cinq. Un cahier des charges est élaboré dans ce chapitre. Par la suite, des régulateurs simples de forme PI et PID sont utilisés respectivement pour les lois de commande en vitesse angulaire et en position angulaire. L'asservissement de la position angulaire avec un simple régulateur PID n'offre pas les performances exigées dans le cahier des charges. Pour cette raison, une commande cascade est employée pour améliorer les performances de l'asservissement en position angulaire. L'implantation de filtres coupe-bande permet de garder le lanceur stable lorsque le corps du lanceur est considéré flexible au lieu de solide.

Le chapitre six définit une trajectoire à suivre et explique une méthode pseudo-cascade de suivi de trajectoire avec contrainte sur l'angle d'attaque. La définition de trajectoire s'effectue avec la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle. Une comparaison des différents points de sortie est exposée. Avec la manœuvre d'inclinaison gravitationnelle et une méthode simple de circularisation d'orbite, une analyse est effectuée pour avoir une idée de l'orbite circulaire atteignable avec le lanceur utilisé dans le simulateur du RDDC Valcartier. Deux choix de contrainte sont traités pour le suivi de trajectoire. Une qui contraint simplement l'angle d'attaque et l'autre qui contraint l'angle d'attaque multiplié à la pression dynamique. Cette dernière stratégie augmente la manœuvrabilité du lanceur lorsque la pression dynamique est peu élevée.

Afin de mettre les stratégies de commande proposées à l'épreuve, le chapitre sept soumet le lanceur à plusieurs perturbations. Ces perturbations sont différents types de vent, un échelon en roulis pour tester le mixage des tuyères et des changements sur la fréquence de coupure des filtres coupe-bande. La réaction du lanceur est étudiée face à chacune des perturbations indépendamment et toutes en même temps. Suite à ces différents tests, il est possible de conclure que la loi de commande rejette efficacement ces perturbations. Il a été montré que la perturbation influençant le plus la trajectoire de vol est le vent.

Le présent mémoire a seulement effleuré le travail nécessaire pour élaborer une loi de commande certifiée prête à voler sur un lanceur. Avant même de penser à concevoir le matériel, il serait entre autres nécessaire de modéliser la flexion du lanceur et le ballotement des ergols pour être en mesure d'effectuer une analyse complète de la méthode de filtrage employée pour la flexion et l'ajuster pour prendre en compte le ballotement des ergols. Un simulateur multi-modèles incluant une meilleure fidélité des modèles de gravité, des forces aérodynamiques, des actionneurs, des capteurs, de la flexion et du ballotement des ergols, est essentiel pour assurer la validité des résultats obtenus à l'aide de simulation Monte Carlo. Des simulations Monte Carlo sont requises pour valider le bon fonctionnement des solutions de GNC proposées. Tel que décrit dans ce mémoire, une itération supplémentaire de la conception mécanique du lanceur est indispensable pour orienter les spécifications du cahier des charges, qui guide l'élaboration de la loi de commande.

Plus tard dans le projet d'un lanceur canadien, il faut amener les tests à des simulations avec matériel dans la boucle pour s'assurer du bon fonctionnement de chacune des composantes. L'électronique à concevoir et tester, pour fournir des consignes à la boucle de régulation des actionneurs servant à déplacer les tuyères, est principalement composée d'un ordinateur de vol incluant les algorithmes de GNC et des différents capteurs.

Pour ce qui est des travaux intéressants à effectuer dans un avenir rapproché. Le contrôle de plusieurs tuyères par étages est un incontournable. Il y a également l'exploration de stratégies de commande plus évoluées que celles présentées. Par la suite, effectuer une comparaison entre ces stratégies de commande pour déterminer s'il est préférable de garder une loi de commande simple pour faciliter son implantation ou d'en choisir une plus complexe. Le développement d'une méthode pour asservir le ballotement des ergols serait également intéressant car le lanceur à l'étude a six tuyères orientables sur le premier étage, et ceci permet l'asservissement du ballotement des ergols. Ce mémoire a permis d'amener les simulations d'un lanceur sans asservissement à des simulations d'un lanceur capable d'atteindre une orbite quasi circulaire.

Bibliographie

- Adler, J. M., Lee, M. S. et Saugen, J. D. 1991, «Adaptive control of propellant slosh for launch vehicles», dans *The International Society for Optical Engineering*, vol. 1480, Orlando, Floride, États-Unis, p. 11–22.
- Amato, F., Ambrosino, G., Filippone, E. et Iervolino, R. 2002, «Attitude control of a small conventional launcher», dans *International Conference on Control Applications*, vol. 1, Glasgow, Royaume-Uni, p. 284–289.
- Ansari, U., Alam, S. et un Nabi Jafri, S. M. 2012, «Trajectory optimization and Adaptive Fuzzy based Launch Vehicle Attitude Control», dans *Mediterranean Conference on Control & Automation*, IEEE, Barcelone, Espagne, p. 457–62.
- Arianespace. 2006, *VEGA User's Manual*.
- Arndt, T., Dreyer, M., Behzuri, P., Winter, M. et Foreest, A. V. 2009, «Cryogenic Sloshing Tests in a Pressurized Cylindrical Reservoir», dans *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA-2009-4860, Denver, Colorado, États-Unis.
- Auman, L., Doyle, J., Rosema, C., Underwood, M. et Blake, W. 2008, «Missile Datcom, User's Manual 2008 Revision», cahier de recherche AFRL-RB-WP-TR-2009-3015, Air Force Research Laboratory.
- Baldesi, G. 2008, *Modelling, Control Design and Simulation for a launch vehicle : from linear to nonlinear methods*, thèse de doctorat, Université de Toulouse.
- Baldesi, G. et Toso, M. 2012, «European Space Agency's launcher multibody dynamics simulator used for system and subsystem level analyses», *CEAS Space Journal*, vol. 3, p. 27–48.
- Banerjee, A. K. 2000, «Dynamics of a Variable-Mass, Flexible-Body System», *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, p. 501–508.
- Bechtel, R. T. et Hall, D. K. 1995, «Thrust vector control using electric actuation [space vehicle propulsion]», dans *Conference on NASA Centers for Commercial Development of Space*, Albuquerque, Nouveau-Mexique, États-Unis, p. 161–166.

- Berglund, M. D., Bassett, C. E., Kelso, J. M., Mishic, J. et Schrage, D. 2007, «The Boeing Delta IV launch vehicle — Pulse-settling approach for second-stage hydrogen propellant management», *Acta Astronautica*, vol. 61, p. 416–424.
- Betts, E. et Frederick, R. 2010, «A Historical Systems Study of Liquid Rocket Engine Throttling Capabilities», dans *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA-2010-6541, Nashville, Tennessee, États-Unis.
- Bletsos, N. A. 2004, «Launch Vehicle Guidance, Navigation, and Control», *Crosslink*, The Aerospace Corporation magazine of advances in aerospace technology, pp. 32-35.
- Brito, A. G., Leite Filho, W. C. et Ramos, F. O. 2006, «Approach Comparison for Controller Design of a Launcher», dans *International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, Loutraki, Grèce, p. 20.1–6.
- Butt, A., Popp, C. G., Pitts, H. M. et Sharp, D. J. 2009, «NASA Ares I Launch Vehicle Roll and Reaction Control Systems Design Status», dans *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA-2009-5130, Reston, Virginie, États-Unis.
- Carnevale, C. et Resta, P. D. 2007, «VEGA Electromechanical Thrust Vector Control Development», dans *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA-2007-5812, Cincinnati, Ohio, États-Unis.
- Carrijo, D. S., Oliva, A. P. et Leite Filho, W. C. 2002, «Hardware-in-loop simulation development», *International Journal of Modelling and Simulation*, vol. 22, p. 167–175.
- Chan, F. 2012, *Étude et développement d'un modèle aéroélastique d'un petit véhicule de lancement spatial*, mémoire de maîtrise, Université Laval.
- Cheng, L., Cai, Y., Xie, W. et Tian, J. 2012, «Software Design and Development of the Signal Integrated Test System for the Launch Vehicle Control System», dans *International Conference on Advanced Computational Intelligence*, Nanjing, Chine, p. 812–15.
- Chopinnet, J.-N., Lassoudière, F., Roz, G., Faye, O., Le Gonidec, S., Alliot, P., Guedron, H. et Pinhède, H. 2012, «Progress of the development of an all-electric control system of a rocket engine», dans *International Astronautical Congress*, IAC-12-C4-1-9, Naples, Italie.
- Clement, B., Duc, G. et Mauffrey, S. 2005, «Aerospace launch vehicle control : a gain scheduling approach», *Control Engineering Practice*, vol. 13, p. 333–347.
- Collinson, R. P. G. 1996, *Introduction to Avionics*, 1^{re} éd., Chapman & Hall, 456 p..
- Cui, L. et Ying, Y. 2011, «Disturbance rejection and robust least-squares control allocation in flight control system», *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 34, n° 6, p. 1632–43.

- Culler, G. et Fried, B. 1957, «Universal Gravity Turn Trajectories», *Journal of Applied Physics*, vol. 18, n° 6, p. 672–676.
- Darestani, M. R., Zareh, M., Roshanian, J. et Nahvi, A. 2009, «A Hardware-In-the Loop Experimental Set up for a launch vehicle actuator», dans *AIAA Space Conference & Exposition*, AIAA-2009-6653, Pasadena, Californie, États-Unis.
- Darestani, M. R., Zareh, M., Roshanian, J. et Sedigh, A. K. 2011, «Verification of intelligent control of a launch vehicle with HILS», *Korean Society of Mechanical Engineers - Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 25, n° 2, p. 523–536.
- Das, R. K., Sen, S. et Dasgupta, S. 2007, «Robust and fault tolerant controller for attitude control of a satellite launch vehicle», *IET Control Theory and Applications*, vol. 1, p. 304–312.
- De Coster, F., Telteu-Nedelcu, D. et Alexandre, P. 2008, «Power Chain of Thrust Vector Control for VEGA Launcher», dans *European Space Power Conference*, Constance, Allemagne.
- Dhabale, A., Banavar, R. N. et Dhekane, M. V. 2008, «LQG controller designs from reduced order models for a launch vehicle», dans *IFAC World Congress*, vol. 33, Sadhana, Inde, p. 1–14.
- Di Sotto, E. et Teofilatto, P. 2002, «Semi-Analytical Formulas for Launcher Performance Evaluation», *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 25, n° 3, p. 538–545.
- Dong Hyun, K. et Jae Weon, C. 2000, «Attitude Controller Design for a Launch Vehicle with Fuel-Slosh», dans *Conference of the Society of Instrument and Control Engineers*, Lizuka, Japon, p. 235–240.
- Dubanchet, V., Saussié, D., Berard, C., Saydy, L. et Gourdeau, R. 2012a, «Robust Control of a Launch Vehicle in Atmospheric Ascent based on Guardian Maps», dans *American Control Conference*, IEEE, Piscataway, New Jersey, États-Unis, p. 938–43.
- Dubanchet, V., Saussié, D., Saydy, L., Gourdeau, R. et Berard, C. 2012b, «Output Feedback Based Pole Confinement for Launch Vehicle Attitude Control», dans *Mediterranean Conference on Control and Automation*, Barcelone, Espagne, p. 1123–28.
- Eberspaker, P. J. 2008, «NASA Sounding Rocket Program Attitude Control Systems», *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 131, p. 597–616.
- Ganet-Schoeller, M. et Ducamp, M. 2010, «LPV Control for Flexible Launcher», dans *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA-2010-8193, Toronto, Ontario, Canada.

- Gaposchkin, E. M. et Lambeck, K. 1970, «1969 Smithsonian Standard Earth (ii)», cahier de recherche, SAO Special Report # 315, Smithsonian Astrophysical Observatory, Cambridge, Massachusetts.
- Garcia-Sanz, M. et Molins, C. 2008, «QFT Robust Control of a Vega-type Space Launcher», dans *Mediterranean Conference on Control & Automation*, Ajaccio, France, p. 35–40.
- Garrison, M., Davis, M. et Steffan, S. 2007, «Human-Rated Upper Stage Thrust Vector Control System Architecture Selection», dans *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA-2007-5848, Cincinnati, Ohio, États-Unis.
- Garrison, M. et Steffan, S. 2006, «Two-Fault Tolerant Electric Actuation Systems for Space Applications», dans *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA-2006-4939, Sacramento, Californie, États-Unis.
- Ge, Z. M. et Cheng, Y. H. 1982, «Extended Kane's Equations for Nonholonomic Variable Mass System», *Journal of Applied Mechanics*, vol. 49, n° 2, p. 429–431.
- Giliberti, F., Angelone, M., Fiorillo, M., Milana, C. et Serraglia, F. 2012, «VEGA Solid Rocket Motors Qualification Status after Launcher Maiden Flight», dans *International Astronautical Congress*, IAC-12-C4.2.1, Naples, Italie.
- Greensite, A. L. 1970, *Control Theory : analysis and design of space vehicle control systems*, vol. II, Spartan.
- Haeussermann, W. 1971, «Saturn Launch Vehicle's Navigation Guidance, and Control System», *Automatica*, vol. 7, p. 537–556.
- Hanson, J. M., Hill, A. D. et Beard, B. B. 2012, «Launch Vehicle Abort Analysis of Failures Leading to Loss of Control», *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 49, n° 5, p. 925–34.
- Kane, T. R. et Levinson, D. A. 1985, *Dynamics Theory and Applications*, McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering, McGraw-Hill Book Company.
- Khoshnood, A. M., Roshanian, J., Jafari, A. A. et Khaki-Sedigh, A. 2009, «Simultaneous estimation of two bending vibration frequencies for attitude control of a flexible launch vehicle», *Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 223, p. 721–726.
- Knoblauch, M., Saussié, D. et Berard, C. 2012, «Structured H_∞ Control for a Launch Vehicle», dans *American Control Conference*, IEEE, Montréal, Québec, Canada, p. 967–72.
- Krishnaswamy, K. et Bugajski, D. 2005, «Inversion Based Multibody Control - Launch Vehicle with Fuel Slosh», dans *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA-2005-6149, San Francisco, Californie, États-Unis.

- Labib, M., Thibault, J. F. et Pilon, B. 2009, «Microsatellite Launch System Technical Feasibility Study (CDRL R1)», cahier de recherche CSA contract N ° 28-7006057, Report ER 102785/A, Bristol Aerospace Limited and Cesaroni Technology Inc.
- Lazić, D. V. et Ristanović, M. R. 2007, «Electrohydraulic thrust vector control of twin rocket engines with position feedback via angular transducers», *Control Engineering Practice*, vol. 15, p. 583–594.
- LeFevre, B. D. et Jha, R. 2011, «Hybrid adaptive ascent flight control for a flexible launch vehicle», *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G (Journal of Aerospace Engineering)*, vol. 225, n° 8, p. 851–62.
- Leite Filho, W. C. 2000, «Control System of Brazilian Launcher», dans *ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*, Noordwijk, Pays-Bas, p. 401–405.
- Leite Filho, W. C. 2003, «Strategy for upper-stage pitch-over maneuver control», *Aerospace Science and Technology*, vol. 7, p. 223–230.
- Leite Filho, W. C., Pellanda, P. C. et Medeiros, F. E. L. 2006, « H_∞ Analysis and Synthesis by Genetic Algorithms of the Attitude Control System of the Brazilian Satellite Launcher», dans *International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, Loutraki, Grèce, p. 21.1–6.
- Lestage, R., Pomerleau, A. et Desbiens, A. 1999, «Improved constrained cascade control for parallel processes», *Control Engineering Practice*, vol. 7, p. 969–974.
- Lu, P. et Pan, B. 2010, «Highly Constrained Optimal Launch Ascent Guidance», *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 33, n° 2, p. 404–14.
- Magni, J. F. 1999, «Multimodel eigenstructure assignment in flight-control design», *Aerospace Science and Technology*, vol. 3, p. 141–151.
- Marcon, A., Mangiacasale, L. et Resta, P. D. 2006, «Simulation Model for VEGA Control System Design», dans *International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, Loutraki, Grèce, p. 82.1–6.
- Marcos, A. et Bennani, S. 2009, «LPV Modeling, Analysis and Design in Space System : Rationale, Objectives and Limitations», dans *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA-2009-5633, Chicago, Illinois, États-Unis.
- Maskrey, R. H. et Thayer, W. J. 1978, «A Brief History of Electrohydraulic Servomechanisms», *Journal of Dynamic Systems Measurement and Control*, vol. 100, p. 110–116.

- McCormick, S., Garrison, M., Blasi, R. et Langel, G. 2006, «EM Actuated Cryogenic Valve for Engine Control», dans *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA-2006-4881, Sacramento, Californie, États-Unis.
- Mehrabian, A. R., Lucas, C. et Roshanian, J. 2006, «Aerospace launch vehicle control : an intelligent adaptive approach», *Aerospace Science and Technology*, vol. 10, p. 149–155.
- Mohanlal, P. P., Kaimal, M. R. et Dasgupta, S. 2002, «Exact Fuzzy Modeling and Optimal Control of a Launch Vehicle in the Atmospheric Phase», dans *International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision*, vol. 3, Singapour, Singapour, p. 1275–1280.
- Mori, H. 1999, «Control system design of flexible-body launch vehicles», *Control Engineering Practice*, vol. 7, p. 1163–1175.
- Morita, Y. 2012, «Robust control of the advanced solid rocket launcher», dans *International Academy of Astronautics Conference on Dynamics and Control of Space Systems*, vol. 145, Porto, Portugal, p. 739–747.
- Morita, Y. et Goto, S. 2008, «Design for robustness using the μ -synthesis applied to launcher attitude and vibration control», *Acta Astronautica*, vol. 62, p. 1–8.
- Morita, Y., Imoto, T., Tokudome, S. et Ohtsuka, H. 2012, «A Year to Launch : Japan's Epsilon Launcher and its Evolution», dans *International Astronautical Congress*, IAC-12-D2-1-8, Naples, Italie.
- Napior, J. et Garmy, V. 2006, «Controllable Solid Propulsion for Launch Vehicle and Spacecraft Application», dans *International Astronautical Congress*, vol. 9, Valence, Espagne, p. 6071–6083.
- Oberoi, S. et Bandyopadhyay, B. 2004, «Robust control of a laboratory scale launch vehicle model using fast output sampling technique», dans *Asian Control Conference*, vol. 1, Melbourne, Victoria, Australie, p. 383–391.
- Oh, C.-S., Bang, H. et Park, C.-S. 2008, «Attitude control of a flexible launch vehicle using an adaptive notch filter : Ground experiment», *Control Engineering Practice*, vol. 16, p. 30–42.
- Oh, C.-S., Sun, B.-C., Park, Y.-K. et Roh, W.-R. 2012, «Modeling and Simulation of a Launch Vehicle Thrust Vector Control System», dans *International Conference on Control, Automation and Systems*, Jeju, Corée du Sud, p. 2088–92.
- Oliva, A. P. 1998, «Sensor Fault Detection and Analytical Redundancy Satellite Launcher Flight Control System», *Controle & Automacao*, vol. 9, p. 156–164.
- Oliva, A. P. et Leite Filho, W. C. 2002, «Eigenstructure versus optimal control for decoupling», *Control Engineering Practice*, vol. 10, p. 1059–1079.

- Poulin, E. et Pomerleau, A. 1997, «Unified PID design method based on a maximum peak resonance specification», *IEE Proc. D*, vol. 144, p. 566–574.
- Pourtakdoust, S. H. et Assadian, N. 2004, «Aeroelastic analysis of guided hypersonic launch vehicles», *Scientia iranica*, vol. 11, p. 26–36.
- Ramos, F. et Alazard, D. 2009a, «Embedding fdi in launcher attitude controllers», dans *International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, Istanbul, Turquie, p. 609–614.
- Ramos, F. et Alazard, D. 2009b, «Observer-based realization of a computational-intelligence designed launcher attitude controller», dans *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA-2009-5799, Chicago, Illinois, États-Unis.
- Rao, S. K. 2007, «Development of Control and Guidance System for SLV-3, India's First Satellite Launch Vehicle - Some Reflections», dans *International Astronautical Congress*, vol. 13, Hyderabad, Inde, p. 8620–8634.
- Renault, C. 2006, «Usefulness of a Force Feedback on Electromechanical Actuator», dans *International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, Loutraki, Grèce, p. 18.1–10.
- Roshanian, J., Saleh, A. R. et Jahed-Motlagh, M. R. 2007, «On the design of adaptive autopilots for a launch vehicle», *Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 221, p. 27–38.
- Roth, M. E. 1990, «Electromechanical actuation for thrust vector control applications», dans *National Aerospace and Electronics Conference*, vol. 3, Dayton, Ohio, États-Unis, p. 1351–1353.
- Rotunno, M., Fiorenzani, T., Petritoli, P. et Bennani, S. 2006, «Modern Analysis Techniques For Gain Scheduled Thrust Vector Controllers Of Launchers», dans *IEEE International Conference on Control Applications*, Munich, Allemagne, p. 2896–2901.
- Roux, C. R. et Cruciani, I. 2007, «Roll Coupling Effects on the Stability Margins for VEGA Launcher», dans *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, AIAA-2007-6630, Hilton Head, Caroline du Sud, États-Unis.
- Saunois, P. 2009, «Comparative analysis of architectures for the control loop of launch vehicles during atmospheric flight», *Aerospace Science and Technology*, vol. 13, p. 150–156.
- Saussié, D. A., Baldesi, G., C., D. et Berard, C. 2008, «Self-scheduling controller for a launcher in atmospheric ascent», dans *World Congress of the International Federation of Automatic Control*, vol. 17, Séoul, Corée du Sud, p. 14 005–10.

- Schelkle, M. 2000, «The GRACE Cold Gas Attitude and Orbit Control System», dans *International Spacecraft Propulsion Conference*, Cannes, France, p. 769–76.
- Schinstock, D. E. et Haskew, T. A. 1997, «Identification of Continuous-Time, Linear, and Nonlinear Models of an Electromechanical Actuator», *AIAA Journal of Propulsion and Power*, vol. 13, n° 4, p. 683–690.
- Schinstock, D. E., Scott, D. A. et Haskew, T. A. 1998, «Modeling and Estimation for Electromechanical Thrust Vector Control of Rocket Engines», *AIAA Journal of Propulsion and Power*, vol. 14, p. 440–446.
- Schinstock, D. E., Scott, D. A. et Haskew, T. A. 2001, «Transient Force Reduction in Electromechanical Actuators for Thrust-Vector Control», *AIAA Journal of Propulsion and Power*, vol. 17, p. 65–72.
- Sellers, J. J. 2005, *Understanding Space, an Introduction to Astronautics*, 3^e éd., Space Technology Series, McGraw-Hill Higher Education.
- Shamma, J. S. et Athans, M. 1990, «Analysis of Gain Scheduled Control for Nonlinear Plants», *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 35, p. 898–907.
- Shimada, T., Sekino, N. et Fukunaga, M. 2009, «Numerical Investigation of Roll Torque Induced by Solid Rocket Motor Internal Flow», *AIAA Journal of Propulsion and Power*, vol. 25, p. 1300–1310.
- Shtessel, Y. B., Hall, C. E., Baev, S. et Orr, J. S. 2010, «Flexible Modes Control Using Sliding Mode Observers : Application to Ares I», dans *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA-2010-7565, Toronto, Ontario, Canada.
- Stott, J. E. et Shtessel, Y. B. 2012, «Launch vehicle attitude control using sliding mode control and observation techniques», *Journal of the Franklin Institute*, vol. 349, n° 2, p. 397–412.
- Sun, B. C., Park, Y. K. et Ron, W. R. 2007, «Hardware In the Loop Tests for Upper Stage Control Systems of Korean Space Launch Vehicle», dans *International Conference on Control, Automation and Systems*, Séoul, Corée du Sud, p. 2313–2318.
- Sun, B. C., Park, Y. K., Ron, W. R. et Cho, G. R. 2010, «Attitude Control Design and Test of Korea Space Launch Vehicle-I Upper Stage», *International Journal of Aeronautical & Space Science*, vol. 11, n° 4, p. 303–312.
- Tobbe, P., Matras, A., Walker, D., Wilson, H., Fulton, C., Alday, N., Bretts, K., Hughes, R. et Turbe, M. 2009, «Real-Time Hardware-in-the-Loop Simulation of Ares I Launch Vehicle», dans *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, AIAA-2009-6130, Chicago, Illinois, États-Unis.

- Usbeck, T., Wohlfart, J. et Schelkle, M. 2004, «A Flexible Cold Gas Propulsion System Concept for Different Space Applications», dans *International Spacecraft Propulsion Conference*, Sardaigne, Italie, p. 523–529.
- Vachon, A. 2013, *Trajectographie d'un lanceur de satellites basée sur la commande prédictive*, thèse de doctorat, Université Laval.
- Vachon, A., Desbiens, A., Gagnon, E. et Bérard, C. 2013, «Exo-Atmospheric Launch Trajectory based on Direct Optimization and Slack Variables», *Canadian Aeronautics and Space Journal*, vol. 59, n° 1, p. 25–33.
- Vachon, A., Gagnon, E., Desbiens, A. et Bérard, C. 2011, «Guidage d'un lanceur de satellite basé sur l'approximation de Schuler», Technical Memorandum DRDC Valcartier TM 2011-347, DRDC Valcartier, Québec, Québec, Canada.
- Wenbo, H. et Qiang, Z. 2012, «The Hardware-in-the-loop Simulation on the Control System of a Small Launch Vehicle», dans *Procedia Engineering, International Workshop on Information and Electronics Engineering*, vol. 29, Harbin, Chine, p. 1867–71.
- Wikipedia (2011). «List of orbital launch systems», URL http://en.wikipedia.org/wiki/List_of_orbital_launch_systems, Date d'accès : Avril 2011.
- Yunjun, X. et Ming, X. 2011, «Nonlinear stochastic control for space launch vehicles», *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 47, n° 1, p. 98–108.
- Zbiri, N. et Manseur, Z. 2009, «Control of an Aerospace Launcher», dans *2nd Mediterranean Conference on Intelligent Systems and Automation*, vol. 1107, Zarzis, Tunisie, p. 377–380.
- Zipfel, P. H. 2007, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, 2^e éd., AIAA Education Series, 567 p..