



HAL
open science

Planification de mission pour un système de lancement aéroporté autonome

Svetlana Dicheva

► **To cite this version:**

Svetlana Dicheva. Planification de mission pour un système de lancement aéroporté autonome. Automatique / Robotique. Université d'Evry-Val d'Essonne, 2012. Français. NNT : . tel-00878784

HAL Id: tel-00878784

<https://theses.hal.science/tel-00878784v1>

Submitted on 31 Oct 2013

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



THÈSE

Pour obtenir le grade de :

Docteur de l'Université d'Évry Val d'Essonne

Spécialité : Automatique

Planification de mission pour un système de lancement aéroporté autonome

Soutenue publiquement le 21 Mai 2012 par :

Ing. Svetlana DICHEVA

Composition du jury :

Abdelaziz BENALLEGUE	Professeur à l'Université de Versailles Saint Quentin en Yvelines	Président
Hélène PIET-LAHANIER	Conseiller Scientifique, ONERA, Palaiseau	Rapporteur
Houria SIGUERDIDJANE	Professeur, Supélec	Rapporteur
Claire VASILJEVIC	Maître de Conférences à l'Université d'Evry	Examinatrice
Jean LERBET	Professeur à l'Université d'Evry	Examineur
Jean OSWALD	Directeur de Projet, CNES, Evry	Examineur
Julien LAURENT-VARIN	Ingénieur de Recherche, CNES, Toulouse	Examineur
Yasmina BESTAOU	Maître de Conférences (HDR) à l'Université d'Evry	Directrice

Remerciements

J'exprime mes profonds remerciements à ma directrice de thèse, Mme Yasmina Bestaoui, pour son aide, sa patience et son encouragement à finir cette thèse de doctorat. Son point de vue toujours objectif a été très précieux pour structurer le travail et pour améliorer la qualité d'expression des différents chapitres et sections. Cette expérience m'a apporté la capacité personnelle d'observer, d'analyser et de former les jeunes caractères pour un avenir prometteur et rempli d'espoir pour les prochaines générations.

Ensuite, je tiens à remercier M. Jean Oswald (CNES-Paris) et M. Julien Laurent-Varin (CNES-Toulouse) de m'avoir fait profiter de leur connaissance sur les systèmes de lancement et pour m'avoir donné un point de vue global pour réaliser cette thèse multidisciplinaire. M. Jean Lerbet qui a collaboré chaque année pour l'évaluation de mon travail devant les comités de thèse et dont j'ai beaucoup apprécié la liberté d'esprit ainsi que Mme Claire Vasiljevic pour ses conseils et son aide sur mon travail.

M. Roger Camponagara et M. Raymond Bec qui étaient à l'origine du financement de ma thèse de doctorat.

J'exprime aussi ma gratitude au laboratoire IBISC et son directeur M. Saïd Mammari de m'avoir accueilli pendant ces quatre ans entre 2008-2012, ainsi qu'à M. Gérard Porcher, directeur de l'UFR Science et Technologie du Pelvoux.

Je remercie les rapporteurs de cette thèse, Mme Hélène Piet-Lahanier et Mme Houria Siguerdidjane pour la rapidité avec laquelle elles ont lu mon manuscrit et l'intérêt qu'elles ont porté à mon travail. Je remercie les autres membres du jury de ma soutenance, Mme Claire Vasiljevic, M. Jean Lerbet, M. Jean Oswald et M. Abdelaziz Benallegue et ma directrice, Mme Yasmina Bestaoui pour leur soutien.

Je remercie mes amis Nicolas Lanciaux, Laurent Boireau, Cyril Gouit et Aymeric Martin qui ont su développer en moi la passion de l'aéromodélisme et Nikolay Dimitrov.

Je remercie ma famille, ma mère Anna qui parle de moi comme d'un petit soldat et mon frère Denis qui m'a poussée depuis mon plus jeune âge à faire des études supérieures : je crois qu'il a réussi.

SOMMAIRE

1	INTRODUCTION GÉNÉRALE.....	23
1.1	Généralités sur les systèmes de lancement autonomes.....	25
1.2	Problématique du lancement aéroporté	33
1.3	Contexte de la thèse de doctorat.....	34
1.4	Objectifs scientifiques	36
1.5	Plan du manuscrit	38
2	ÉTAT DE L'ART.....	41
2.1	Introduction	43
2.2	Formulation du problème	44
2.3	Mission de lancement aéroporté.....	47
2.3.1	Préplanification	47
2.3.2	Planification.....	48
2.3.3	Mission réalisable.....	49
2.3.4	Replanification	51
2.3.5	Planification avec des contraintes temporelles.....	53
2.4	Architectures de la planification.....	54
2.4.1	L'architecture proposée dans la thèse de doctorat.....	60
2.4.2	Méthodes de planification de mission	60
2.4.2.1	Présentation de la planification de mission	63
2.4.2.2	Agents de planification.....	64
2.4.3	Méthodes d'évitement d'obstacles	66
2.4.3.1	Introduction	66
2.4.3.2	Algorithme des champs potentiels.....	67
2.4.3.3	Méthode de fenêtre dynamique	68
2.4.3.4	Technique de « Rapidly Exploring Random Tree (RRT) ».....	69
2.4.3.5	Planification de type graphe	70
2.4.3.5.1	Technique de « Feuille de route (Road map) »	70
2.4.3.5.2	Technique de A-étoile	70
2.4.3.5.3	Définition de maillage et type de mouvements	72
2.4.3.5.3.1	Mouvements polygonaux	73
2.4.3.5.3.2	Mouvement par arête.....	73
2.4.3.5.3.3	Mouvement de sommet	74
2.4.3.5.3.4	Mouvement hybride	74
2.4.3.5.3.5	Cartes polygonales	74
2.4.3.6	Algorithme A* hiérarchique.....	75

2.4.3.7	Algorithme de Stentz (D*)	75
2.5	Conclusion.....	76
3	MODÉLISATION.....	79
3.1	Introduction	81
3.2	Mécanique du vol	81
3.3	Définition des systèmes de coordonnées.....	84
3.4	Matrices de transformation entre les systèmes de coordonnées	87
3.4.1	Passage du repère RB par rapport au repère RI.....	87
3.4.2	Passage du repère RG par rapport à un repère NED	87
3.4.3	Transformation de RA par rapport à NED	89
3.4.4	Passage du repère RB au repère RA.....	89
3.4.5	Angle de tangage (Angle d'assiette).....	90
3.4.6	Variables d'état	91
3.5	Lancement aéroporté autonome	91
3.5.1	Profil de mission.....	91
3.5.2	Largage.....	94
3.5.3	Environnement et Conditions Atmosphériques.....	97
3.5.3.1	Atmosphère standard.....	97
3.5.3.2	Propriétés des strates atmosphériques	98
3.5.4	Hypothèses	100
3.6	Modèle cinématique	100
3.7	Modèle dynamique	101
3.7.1	Modèle dynamique de translation	101
3.7.1.1	Modèle dynamique à 6 degrés de liberté dans le système de coordonnées RB.....	101
3.7.1.2	Modèle dynamique à 6 degrés de liberté dans le système de coordonnées RA	102
3.7.2	Modèle inverse	104
3.8	Paramètres de performance de l'avion	105
3.9	Implantation sur ordinateur	108
3.9.1	Mise en œuvre de modélisation sur les ordinateurs.....	108
3.9.2	Schémas blocs Matlab/Simulink	108
3.10	Conclusions	112
4	STRATÉGIE DE MISSION	115
	Planification du chemin.....	117
4.1	Introduction	117
4.2	Algorithme 3D A*(A-étoile)	118
4.2.1	Généralisation à la 3D	118

4.2.2	Introduction des obstacles	121
4.2.3	Région de mission – Définition.....	122
4.2.3.1	Espace de recherche d'un chemin	124
4.2.3.2	Maillage.....	124
4.3	Génération de chemin.....	129
4.3.1	Introduction	129
4.3.1.1	Formulation du modèle	131
4.3.1.2	Contraintes dynamiques de vol	131
4.3.2	Approche Polynomiale	132
4.4	Planification de mission dans le guidage, la navigation et la commande d'un système de lancement aéroporté réutilisable.....	135
4.4.1	Introduction des contraintes cinématiques et dynamiques	135
4.4.2	Application de l'algorithme A* dans la génération de trajectoires.....	138
4.4.2.1	Génération des points successifs	138
4.4.2.2	Contraintes dynamiques	139
4.4.2.3	Contraintes temporelles.....	140
4.4.2.4	Choix de la fonction heuristique.....	142
4.5	Mise en œuvre	145
4.5.1	Implantation de l'algorithme A* sur Matlab®	145
4.5.2	Résultats de simulation.....	149
4.5.2.1	Planification de mission avec l'algorithme A* dans un plan tridimensionnel	149
4.5.2.2	Chemin réalisable en présence d'obstacles et différents maillages de carte intégrés 151	
4.5.2.3	Maillage multicouche avec la définition de temps et de vitesse.....	154
4.6	Conclusions et perspectives.....	157
5	SUIVI DE TRAJECTOIRE.....	159
5.1	Introduction	161
5.2	Revue bibliographique sur la commande du système	161
5.3	Architecture de commande.....	164
5.4	Analyse d'accessibilité et la contrôlabilité du système	167
5.5	Commande par modes glissants	170
5.6	Environnement Matlab/Simulink	175
5.7	Résultats de simulation.....	178
5.8	Implantation en Matlab®	179
5.9	Conclusion et perspectives	181
6	CONCLUSION GÉNÉRALE	185

7	ANNEXE A : Introduction des obstacles dans un graphe.....	191
8	ANNEXE B : Génération de trajectoire à partir des primitives	194
9	Références bibliographiques	205

LISTE DES FIGURES

Figure 1 :	X-33 Venture Star, Avion spatial pour lancement monoétage réutilisable, NASA, 2009....	30
Figure 2 :	X-43 Scramjet, avion sans pilote de la série Hyper-X, largué d'un avion-porteur, NASA, 2004.....	31
Figure 3:	White Knight Two, avion-porteur, The Spaceship Company, 2008.....	32
Figure 4 :	DEDALUS, Véhicule polyvalent, ONERA, 2005.....	32
Figure 5 :	ÉOLE, démonstrateur de lancement aéroporté autonome, CNES-Perseus, 2010.....	33
Figure 6 :	Phases de la mission L3AR	34
Figure 7 :	Modèle de guidage, navigation et commande classique pour un système de lancement aéroporté autonome	35
Figure 8 :	Cumulonimbus, Tempêtes océaniques et évitement d'obstacles problèmes principaux pour les systèmes de lancement aéroporté, photo CNES et www.nasa.gov	46
Figure 9 :	Architecture du système MOCEF.....	59
Figure 10 :	Mouvement par case	73
Figure 11 :	Mouvement par arête	74
Figure 12 :	Mouvement par sommet	74
Figure 13 :	Forces agissantes sur le système de lancement ainsi que l'angle d'incidence α	83
Figure 14:	Repère NED.....	85
Figure 15:	Les angles d'orientations de roulis, de tangage et de lacet d'Euler (φ, θ, ψ)	87
Figure 16:	Orientations et forces agissantes sur le système avion-lanceur	88
Figure 17:	Définition de l'angle de cap et de la pente.....	89
Figure 18 :	La stratification verticale de l'atmosphère terrestre (d'après Météo France)	98
Figure 19 :	Schémas-blocs des relations mathématiques entre les forces agissantes sur le véhicule et les forces appliquées pour l'orientation et le déplacement sur les trois axes	109
Figure 20 :	Schéma-bloc de transformation entre les forces agissantes sur le système de lancement et les forces appliquées sur les trois axes nécessaires pour déterminer l'orientation et la position du véhicule	109
Figure 21 :	Schémas-blocs des relations mathématiques entre les modèles cinématique et dynamique	110
Figure 22 :	Etude graphique d'un système de translation de 6 d.d.l avec une masse du porteur constante.....	110
Figure 23 :	Modèle de la rafale introduite dans la planification non nominale dans pour le véhicule aérien autonome	111
Figure 24 :	Modèle de rafale	111
Figure 25 :	Trajectoire avec les trois différents types de point de passage.	118
Figure 26 :	Les déplacements successifs pour une configuration en 2D.....	120
Figure 27 :	Les déplacements successifs dans une configuration en 3D.....	120
Figure 28 :	Modèle d'autonomie d'un système opérationnel.....	136
Figure 29 :	Profil de la vitesse pour le plus petit coût total sans contrainte de vitesse.....	143
Figure 30 :	Profil de la vitesse pour le plus petit coût total avec contraintes sur la vitesse $V_g < V_c$	143
Figure 31 :	Profil de la vitesse pour le plus petit coût total avec contraintes sur la vitesse $V_g = V_c$	143

Figure 32 : Organigramme d'algorithme A-étoile.....	149
Figure 33 Mission de lancement avec 8 phases.....	151
Figure 34 : Planification du chemin avec l'algorithme A* en présence de 8 obstacles et 2 objectifs.	152
Figure 35 : Intégration de deuxième plan de vol avec différent maillage de la carte et contraintes dynamiques.....	153
Figure 36 : Planification du chemin avec un objectif.....	155
Figure 37 : Génération de trajectoire à partir de planification de chemin en présence d'un obstacle mobile.....	156
Figure 38 : Génération de chemin et de trajectoire à partir d'information sauvegardée en avance de présence des obstacles.....	156
Figure 39 : les blocs fonction du système de commande	162
Figure 40 : Techniques de bouclage linéarisant	163
Figure 41 : Le modèle cinématique de système de lancement	176
Figure 42 : La modélisation de la commande par mode glissant dans Matlab/Simulink.....	177
Figure 43 : Suivi de trajectoire par la commande de mode glissant à une altitude constante avec une vitesse constante.....	178
Figure 44 : Suivi de trajectoire par la commande de mode glissant à une altitude constante avec une vitesse variable.....	179
Figure 45 : Boucle de guidage assurant l'interconnexion entre le générateur de trajectoires et la commande par mode glissant	180

LISTE DES ABREVIATIONS

A*	« A-étoile » algorithme de recherche de chemin dans un graphe
CNES	Centre National d'Études Spatiales
D*	« D-étoile » algorithme dynamique de recherche de chemin dans un graphe (Algorithme de Stentz)
DCM	« Direction Cosine Matrix » matrice de rotation des corps rigides dans l'espace euclidien
FMA	« Flight Manager Assistant », agent de gestion de vol
GNC	Guidage, Navigation et Commande
ISA	« International Standard Atmosphere », atmosphère normalisée
ISS	« International Space Station », Station Spatiale Internationale
L3AR	Lancement Assisté par Avion-porteur Autonome Réutilisable
MIMO	« Multiple Inputs Multiple Outputs », Système entrées/sorties multiples
NASA	« National Aeronautics and Space Administration », Administration nationale de l'aéronautique et de l'espace des États-Unis
NCAR	« National Center for Atmospheric Research », Centre National de la Recherche Atmosphérique des États-Unis
NED	« Nord-East-Down », système de coordonnées (Nord-Est-Bas)
NMPC	« Nonlinear Model Predictive Control », Commande prédictive pour un modèle non linéaire

PA	« Planning Agent », Agent de Planification)
PERSEUS	Projet Étudiant de Recherche Spatiale Européen Universitaire et Scientifique
PMA	« Planning Manager Agent », Agent de Gestion de Planification
PMP	Principe de Maximum de Pontriaguine
RA	Repère Aérodynamique
RB	Repère Mobile du corps rigide
RG	Repère Géographique
RI	Repère Inertiel
RRT	« Rapidly Exploring Random Tree », algorithme de recherche d'un chemin optimal basé sur l'évolution d'un arbre de la configuration initiale atteint une configuration finale d'objectif
SSTO	« Single Stage To Orbit », Lanceur orbital monoétage
TSTO	« Two Stage To Orbit », Lanceur orbital biétage

NOMENCLATURE

a	accélération d'un véhicule aérien
α	différence entre deux angles de pente successifs
A_{ref}	surface alaire de l'avion-porteur
a_0, a_1	constantes d'initialisation de la matrice des gains utilisée dans la commande
a_s	vitesse du son pour une altitude h (m/s)
a_x, b_y, c_z	semi-axes d'un obstacle qui définissent ses dimensions par rapport aux trois axes principaux d'un graphe
β	différence entre deux angles de cap successifs
$\mathbf{B}_1, \mathbf{B}_2, \mathbf{B}_4$	matrices de modèle cinématique nécessaires pour la commande du système
C	consommation spécifique de carburant sur le porteur
\mathcal{C}	région de la mission
C_D	coefficient de traînée
C_{D0}	coefficient de force de traînée à portance nulle
C_L	coefficient de portance
c_{th}	coefficient thermique
D	force de traînée
\mathcal{D}	largeur de la région où l'algorithme A* effectue la recherche d'un chemin optimal
d_m	longueur de rafale (m)
d_r	distance relative entre le porteur et le lanceur
D_s	segment positionné à l'extérieur d'un obstacle
\vec{d}	vecteur unitaire au long de l'axe z orienté vers la Terre dans le repère NED

E	origine du repère géographique (RG)
e	écart spatial provoqué par la perturbation du vent
E_{max}	efficacité aérodynamique
e_{min}	écart temporel (la différence entre le temps final prédit à $k^{ème}$ réactualisation celui évalué d'une manière continue)
\vec{e}	vecteur unitaire au long de l'axe y orienté vers l'Est dans le repère NED
f	finesse aérodynamique de l'engin
\dot{f}	dérivée d'un système affine
f_0, f_1, f_2, f_3, f_5	matrices de modèle dynamique nécessaires pour la commande du système
$F(n)$	coût total du mouvement pour la distance entre le point de départ et la position finale pour chaque nœud n
F_a	force aérodynamique
F_x, F_y, F_z	composants de la force résultante
g	accélération de pesanteur
\mathbf{g}	vecteur des entrées de la commande
$G(n)$	coût de la distance entre le point de départ et la position courante de chaque nœud n
h	altitude au-dessus le niveau de la mer
H	hauteur de la région où l'algorithme A* effectue sa recherche du chemin optimal
$H(n)$	coût estimé du mouvement entre la position courante et l'objectif pour chaque nœud n
H_∞	Hinfini technique de commande basée sur des critères d'optimisations dont objectif est d'atteindre une performance robuste ou stabilisation
h_c	hauteur de l'obstacle cylindrique
h_{ph}	distance entre le positionnement de porteur et le lanceur dans le plan où le lanceur est largué puis allumé
hts	épaisseur de la troposphère
k	échelle de la densité atmosphérique
K	facteur de traînée
\mathbf{K}	matrice diagonale des gains
k_i	vitesse dans la configuration initiale pour un segment du chemin
k_{i+1}	vitesse dans la configuration finale pour un segment du chemin
$k_{L0}, k_{L1}, k_{D0}, k_{D1}, k_{D2}$	coefficients caractéristiques de l'engin reliant les coefficients de portance et de traînée
L	force de portance
l	longitude de la surface terrestre dans le repère géographique (RG)
L	longueur de la région où l'algorithme A* effectue la recherche du chemin optimal

L_G	gradient thermique vertical de la température (K/m)
l_l	longueur de lanceur
L_s	longueur d'un segment sur le chemin
M	nombre de Mach
m	masse totale du système de lancement aéroporté autonome
m_l	masse du lanceur
m_p	masse du porteur
$M_{\varphi_0}, M_{\theta_0}, M_{\psi_0}$	matrices de transformation de l'orientation d'un obstacle ou une région par rapport au système de coordonnées principal
n	nœud
N	nombre de nœuds
N_S	densité de points de passage dans un graphe
N_x, N_y, N_z	nombre de distributions de points sur les trois axes d'un graphe
n_z	facteur de charge vertical
\vec{n}	vecteur unitaire au long de l'axe x orienté vers le Nord dans le repère NED
O_1	origine du repère inertiel (RI)
O_2	origine du repère mobile de l'avion (RB)
O_3	origine du repère aérodynamique (RA)
P	force de pesanteur
$p_{atm.}$	pression atmosphérique
p_j	paramètres caractérisant la phase du largage
R	rayon de virage réalisable par l'avion-porteur
R_{air}	constante de masse de l'air
R_b	rayon de cercle de la base inférieure d'un cylindre
R_t	rayon de cercle de la base supérieure d'un cylindre
r	paramètre des gains qui détermine leur limitation
r_h	rayon de virage horizontal
r_v	facteur de charge vertical
s	abscisse curviligne
S	surface glissante de la commande
S_x, S_y, S_z	taille des cellules composant le graphe
T	force de poussée
t	intervalle de réactualisation de la planification d'un séquentiel dans le modèle de guidage, navigation et commande
t_{em}	température absolue à l'altitude h (K)
t_{em0}	température absolue au niveau moyen de la mer (K)

u	vecteur de commande
u, v, w	composants de la vitesse relative de l'avion-porteur autour des trois axes dans le repère aérodynamique (RA)
V	vitesse de l'avion-porteur
V_c	vitesse de consigne ou vitesse caractéristique
V_f^c	vitesse finale de consigne au moment du largage
V_f	vitesse finale réelle au moment du largage
V_I	vitesse inertielle de l'avion-porteur
$V_{prop.}$	vitesse propulsive de l'avion-porteur
W	vitesse du vent
W	fonction de Lyapunov
$w_{carburant}$	consommation du carburant
W_m	amplitude de rafale (m/s)
W_x, W_y, W_z	composants de vitesse du vent W suivant les trois axes du repère aérodynamique (RA)
x	axe orienté vers la direction Nord dans le repère inertielle (RI)
X, Y, Z	dimensions d'un graphe de recherche de chemin
Xa	états de configuration successive à partir d'une position courante dans la technique « RRT »
x_b	dirigé respectant l'axe de symétrie longitudinal de l'avion dans le repère mobile (RB)
x_h	axe orienté vers direction Nord dans le repère géographique (RG)
Xi	état initial du véhicule aérien dans la technique « RRT »
x_p, y_p, z_p	point positionné hors d'un obstacle
Xs	états de la configuration la plus proche de Xa dans la technique « RRT »
x_w	axe de vent relatif qui se déplace dans la direction de mouvement de l'avion dans le repère aérodynamique (RA)
y	axe orienté vers direction Est dans le repère inertielle (RI)
y_b	axe perpendiculaire de l'axe x vers dans le repère mobile de l'avion (RB)
y_h	axe orienté vers direction Est dans le repère géographique (RG)
y_w	axe perpendiculaire à l'axe x_w dans le repère aérodynamique (RA)
z	axe orienté vers le centre de la Terre dans le repère inertielle (RI)
z_b	axe vertical de l'avion dans le repère mobile (RB)
z_h	axe orienté vers la surface terrestre dans le repère géographique (RG)
z_w	axe perpendiculaire au plan (x_w, y_w) dans le repère aérodynamique (RA)

α	angle d'incidence, l'angle entre la direction de vecteur de vitesse V et l'axe horizontal de l'avion
$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$	paramètres du modèle de translation de l'avion-porteur pour une configuration initiale utilisés par les polynômes cartésiens de troisième ordre
β	angle de dérapage, angle entre le plan de symétrie de l'avion-porteur et la direction de la vitesse du vent
$\beta_x, \beta_y, \beta_z$	paramètres du modèle de translation pour une configuration finale utilisés par les polynômes cartésiens de troisième ordre
γ	angle de pente (angle de tangage de la vitesse) orienté suivant l'axe z_w dans le repère aérodynamique (RA)
γ_f	pente finale au moment du largage
Δ_A	distribution d'accessibilité d'un système
ε	seuil de précision entre la valeur réelle et la valeur de consigne
η	angle d'orientation de la région de recherche d'un chemin optimal par rapport au système de coordonnées principal
η	constante utilisée dans l'initialisation des gains de commande
θ	angle de tangage ou angle d'assiette (angle de rotation suivant l'axe y_b) dans le repère mobile de l'avion (RB)
κ	courbure
λ	latitude de la surface terrestre dans le repère géographique (RG)
μ	coefficient de transformation vers le système principal d'un obstacle donné
ρ	masse volumique de l'air (kg/m^3)
ρ_0	masse volumique de l'air au niveau de la mer (kg/m^3)
σ	angle d'inclinaison latérale (angle de roulis de la vitesse) de la poussée orienté suivant l'axe x_w dans le repère aérodynamique (RA)
τ	torsion
φ	angle de roulis (angle de rotation suivant l'axe x_b) dans le repère mobile de l'avion (RB)
Φ	champ vectoriel
χ	angle de cap (angle de lacet de la vitesse) orienté suivant l'axe y_w dans le repère aérodynamique (RA)
ψ	angle de lacet (angle de rotation suivant l'axe z_b) dans le repère mobile de l'avion (RB)

Spécifications techniques de cette thèse de doctorat

La faisabilité d'un concept innovant de lancement aéroporté par véhicule polyvalent est actuellement étudiée au CNES (Centre National d'Études Spatiales), études auxquelles nous sommes associées dans le cadre du projet PERSEUS (Projet Étudiant de Recherche Spatiale Européen Universitaire et Scientifique). Nous nous intéressons à un système de Lancement Assisté par Avion-porteur Autonome Réutilisable (L3AR) pour permettre une réduction des coûts de lancement. Le lanceur n'est pas allumé au sol, mais il est transporté pendant la première partie de la mission par un avion-porteur autonome, jusqu'à une altitude donnée à laquelle le lanceur est largué puis allumé. L'avion-porteur constitue en fait le premier étage du système de lancement et communique au lanceur une certaine énergie. Le porteur est stabilisé en pente nulle afin d'injecter le lanceur sur sa trajectoire optimale. Le largage doit s'effectuer de façon à assurer des trajectoires divergentes entre les deux véhicules, le porteur devant s'éloigner le plus vite possible du lanceur. À l'instant de la séparation, le véhicule-porteur est le siège de phénomènes transitoires très importants du fait de la perte de masse qui peut atteindre le tiers de la masse au décollage. Les phases de descente et d'attente sont supposées s'effectuer à proximité de l'aérodrome d'atterrissage, mais correspondent néanmoins à une distance de parcours notable.

L'autonomie est définie comme étant la capacité propre d'un système à capter, percevoir, analyser, communiquer, planifier, prendre des décisions et agir afin d'atteindre les buts qui lui ont été assignés par un opérateur humain à l'aide d'une interface homme/machine dédiée. L'autonomie est échelonnée sur plusieurs niveaux, qui sont caractérisés par des facteurs incluant la complexité de la mission, les difficultés environnementales et le niveau d'interaction nécessaire à l'accomplissement de la mission. Nous considérerons qu'un système est autonome s'il est capable d'adapter son comportement à l'environnement. Ainsi, au cours de cette mission de largage, des conditions atmosphériques défavorables peuvent apparaître dans l'environnement. Ces conditions ne sont pas toujours prévisibles et elles créent un danger potentiel pour la réalisation de la mission qui peut finir par la perte du système de lancement et de sa charge utile.

Les objectifs de cette thèse sont les suivants :

1. **Planification de Mission** : L'intelligence embarquée permet au véhicule d'atteindre les objectifs au cours du passage sur les différentes phases de mission, en assurant sa survie et en prenant en compte les aléas qui surviennent en cours de mission. Dans ce manuscrit, deux scénarios sont envisagés : mission nominale et mission en cas de conditions atmosphériques défavorables (vent, tempêtes). Une replanification de mission est prévue dans le cas non nominal. Un algorithme d'évitement d'obstacle est alors nécessaire. Cet algorithme fait partie de la planification de mission qui génère une série de points de passage, pour accomplir les objectifs de la mission.
2. **Génération de Trajectoire** : Le chemin brut produit par la planification de mission doit être transformé en une trajectoire réalisable par le système de lancement, en respectant les contraintes de manœuvrabilité.
3. **Commande** : des commandes robustes prenant en compte le caractère non linéaire de la cinématique et de la dynamique de translation sont considérées pour assurer le suivi de la trajectoire de référence.

Résumé

Cette thèse de doctorat s'inscrit dans le cadre des activités de recherche sur les systèmes de lancement aéroporté autonome. L'originalité du travail est basée sur la planification de mission effectuée par un algorithme de type A*(A-étoile). Cet algorithme a été amélioré pour répondre aux besoins de la mission de largage d'un lanceur. Il effectue la planification du chemin le plus court dans un espace tridimensionnel. Le meilleur chemin est choisi à partir de plusieurs points de passage générés dans la région de mission. Une région peut être une phase du vol ou une partie du profil de vol. Le chemin le plus court est identifié par rapport à la présence de différents obstacles dans l'espace de recherche et son objectif consiste à atteindre un point désiré. Les obstacles ont différentes dimensions et orientations dans l'espace. L'étude de leur comportement est associée aux incertitudes en provenance de l'environnement. Ils peuvent représenter des régions interdites au vol ou des conditions atmosphériques défavorables. L'évolution de ces derniers n'est pas prévisible à l'avance, ce qui impose l'addition d'une fonctionnalité dans l'algorithme. Il est possible de replanifier le chemin à partir d'un point de passage appartenant à un chemin généré en fonction de la position détectée récemment de l'obstacle en déplacement pour arriver dans la configuration finale désirée. Cette détection est possible grâce aux capteurs positionnés sur le premier étage de ce système de lancement représenté par un avion-porteur.

Les points de passage que le véhicule aérien doit suivre pour atteindre les objectifs importants ne sont pas choisis d'une manière aléatoire. Leur génération dans l'espace de recherche du chemin est définie en rapport aux limitations dynamiques de l'avion. Les modèles cinématique et dynamique du véhicule aérien qui décrivent son évolution sont aussi développés dans cette thèse. Ces modèles sont étudiés dans un système de coordonnées aérodynamiques. Le référentiel traite la présence du vent qui influe sur le comportement du véhicule. Cela nous permet de considérer d'une manière prédictive plusieurs incertitudes en provenance de l'environnement ou internes pour le véhicule. Les perturbations internes sont provoquées par le largage du lanceur. Le régime transitoire est relié à la perte de masse qui pour certaines missions peut atteindre le tiers de la masse totale du système de lancement.

L'algorithme de planification traite une autre prévision – la possibilité que le largage ne soit pas réalisé. Cela peut arriver dans le cas où une tempête s'est installée dans la région

de lancement ou il y a plusieurs obstacles dont l'évitement risque de consommer trop de carburant et d'empêcher le retour sur le site d'atterrissage.

Les connexions entre les différents points de passage peuvent être souvent brutes et difficiles à réaliser par le véhicule aérien. Pour résoudre cette problématique dans le deuxième module développé sur la génération de trajectoire réalisable, nous utilisons l'approche des polynômes de troisième ordre. Ces polynômes par rapport aux autres techniques diminuent le temps du calcul pour générer une trajectoire réalisable entre deux points de passage consécutifs. Le chemin réalisable est facile à suivre par le système.

Pour le suivi de la trajectoire, nous avons introduit dans un troisième module – la commande par mode glissant. Le principe de cette commande consiste le choix de la surface de commutation entre la trajectoire actuelle suivie par le véhicule et la trajectoire désirée déterminée par l'algorithme de planification A-étoile et générée par les polynômes cartésiens de troisième ordre. Les avantages principaux comprennent la robustesse par rapport à une grande classe des perturbations ou des incertitudes en provenance du modèle, de son environnement qui correspond à plusieurs cas non nominaux prévus pour cette mission de lancement ; la quantité d'information est réduite par rapport aux techniques de commande classiques et la possibilité de stabiliser des systèmes non linéaires.

Notre objectif est de créer et relier trois modules différents de planification de mission, de génération de trajectoire et de commande. Ces modules doivent être compatibles l'un avec l'autre, mais aussi indépendants s'ils sont utilisés en collaboration avec d'autres techniques pour accomplir la mission de lancement. Ces modules sont construits pour prendre en compte le comportement du véhicule par rapport aux perturbations en provenance d'un environnement dynamique.

Abstract

This Ph.D. thesis deals with the systems of autonomous airborne launch vehicles. The originality of this work is based on the mission planning released by a graph-based A* (A-star) pathfinding algorithm. This algorithm was improved to respond to the specifications of this launching mission. It carries out the planning of the shortest path in a three-dimensional space. The optimal path is selected from the interconnections of several waypoints generated in the mission area. An area can be a specific mission phase or a part of the flight plan. The shortest path is identified according to the presence of various obstacles during the path search and its objective is to reach a desired point in the region. The obstacles have various dimensions and orientations in space. The study of their behavior is associated with disturbances coming from the environment. They could be forbidden flight regions or unfavorable atmospheric conditions. The evolution of the latter cannot be always predicted in advance, which still imposes an improvement that can be added in the operation of the algorithm. The path replanning is also possible. Starting from a safe waypoint from an already generated path according to a recently detected obstacle, a new path can be planned from this point considering the new obstacle coordinates to arrive at the desired final configuration. This detection will be taken into account by the sensors situated on the airborne launcher called a carrier to define the final necessary computing time.

The waypoints which the airborne vehicle must follow to achieve the important mission goals are not selected in a random manner. Their generation in the search space is defined according to the dynamic limitations of the vehicle. The kinematic and dynamic models of the carrier are also developed in this thesis. These models are studied in an aerodynamic reference frame. This frame treats the presence of the wind which influences the vehicle evolution in space. That enables to consider in a predictive manner several uncertainties coming from the environment or internal for the vehicle. The internal disturbances are caused by the launching mode relied to a significant loss of mass which for certain missions can reach a half of the total mass of the launching system.

The planning algorithm treats in a predictive manner – the possibility that the launching is not executed. That can happen if in the launching region a storm is settled or

there are several obstacles that avoidance is likely to consume the fuel of the carrier and to prevent the successful return on the landing site.

The interconnections between the various waypoints can be often rough and difficult to execute by the airborne launcher. To solve these problems a second module has to be developed to generate a feasible trajectory using the polynomials of third order. Compared to other techniques this one decreases the calculation time of the trajectory between two consecutive waypoints. The feasible path is easy to follow by the airborne launcher.

For the trajectory tracking we introduced into a third module the sliding mode control. The functionality of this control is in the choice of switching surfaces between the current trajectory tracking by the vehicle and the desired trajectory defined by the A* algorithm waypoints and generated by the third order polynomials. The advantages are its robustness compared to a large class of the disturbances coming from the model from the environment which corresponds to many non nominal cases during the mission and the possibility of stabilizing nonlinear systems.

The main purpose is to create and build three independent modules for mission planning, trajectory generation and tracking control. These modules must be compatible with each other if they are used collaboratively with other techniques. They are built to handle the vehicle motion compared to the disturbances coming from a dynamic environment in a high-fidelity virtual environment.

Chapitre I

1 INTRODUCTION GÉNÉRALE

1.1 Généralités sur les systèmes de lancement autonomes

Avec l'augmentation du nombre de satellites nécessaires à la fourniture de nouveaux services, le marché des communications par satellites a évolué. En Europe [JayBG04], le développement du lanceur *Ariane* a permis de placer en orbite géostationnaire la moitié des satellites qui sont actuellement en service. Aujourd'hui, *Ariane 5*, le dernier lanceur autonome de la famille *Ariane* est le seul lanceur opérationnel capable de lancer deux charges utiles simultanément. L'inconvénient des lanceurs classiques emportant différents engins mis en orbite, dont la fonction principale consiste le transfert des données et de communication, est qu'ils ne sont pas réutilisables et que la préparation d'une mission de lancement nécessite plusieurs mois. Leur structure exige une grande quantité de carburant qui rend le lanceur lourd et diminue les critères de performances par rapport aux systèmes de lancement réutilisables.

Avant d'entrer dans le détail de cette problématique, nous présentons les différents systèmes de lancement, leur classification et leur conception.

Les systèmes de lancement de satellites peuvent être classés selon divers critères : la structure, la taille, la puissance des moteurs, la performance et le type de mission, le poids de leur charge utile ainsi que le nombre d'étages qui constituent le système. On peut ainsi distinguer les systèmes de lancement par rapport à leur réutilisation dans l'ordre suivant :

- **Les systèmes non récupérables** sont les systèmes qui ne peuvent être utilisés qu'une seule fois, une caractéristique des systèmes de lancement actuels. Au cours de mis en orbite des charges utiles, leurs composantes sont détruites dans la phase de rentrée dans l'atmosphère.
- **Les systèmes partiellement réutilisables** comme la navette spatiale de la NASA dont certaines composantes sont réutilisées au cours de plusieurs missions. C'est un exemple d'un système réutilisable, qui n'est cependant pas autonome, il est piloté par les membres de l'équipage. Elle contient la charge utile et elle est amenée en orbite par un lanceur non réutilisable et après avoir effectué sa mission destinée pour la Station Spatiale Internationale (SSI), la navette retourne sur le site d'atterrissage. Malgré la fin définitive de ce programme en 2011, c'est une technologie historique qui donne un espoir pour la réussite d'application de systèmes réutilisables dans le domaine des activités spatiales.
- **Les systèmes de lancement réutilisables** qui sont récupérables et peuvent être utilisés dans les missions ultérieures sont l'objet principal de notre travail. Ce

genre de systèmes est souvent constitué d'un avion autonome, une technologie déjà connue depuis plusieurs années.

Le travail présenté dans cette thèse de doctorat consiste à proposer un ensemble de modules algorithmiques de planification de mission, de génération de trajectoires et de commande dont l'interaction est appliquée pour une mission de lancement réalisée par un système réutilisable.

Les systèmes de lancement sont distingués également par leur plateforme de décollage. Cette dernière peut être située :

- Sur un site de la Terre, par exemple les bases spatiales de Kourou (CNES) ou de Cap Canaveral (NASA).
- Sur la surface de l'océan sur une plateforme qui peut être :
 - o fixe : la plateforme *San Marco* un projet de l'Agence Spatiale Italienne développé au bord de l'océan Indien au Kenya ;
 - o mobile : les satellites seront envoyés en orbite géostationnaire depuis une plateforme mobile située dans l'océan Pacifique au large de la Californie, un projet élaboré par la société *Sealaunch* ;
 - o sous-marine : les projets russes de *Shtil* et *Volna* dont le lancement de la charge utile est effectué à partir d'un sous-marin.

Pour la mission de lancement nominale, la plateforme de décollage et d'atterrissage aura une structure fixe sur la surface terrestre. On considère la base du Centre national d'étude spatiale français (CNES) à Kourou, en Guyane, département français frontalier du Brésil comme référence pour la planification de cette mission.

La classification suivante peut définir le système de lancement par son type du porteur réutilisable utilisé pour transporter la charge utile :

- Le lanceur de satellites peut être largué par un autre avion-porteur par exemple le lanceur *Pegasus* et les avions-porteurs comme *Dedalus* et *X-34*, des démonstrateurs qui servent à tester de nouvelles technologies dans le domaine des véhicules de lancement réutilisable.
- Le lanceur peut être activé à partir d'un ballon-porteur qui est utilisé pour envoyer le lanceur à une altitude de lancement à laquelle la pression atmosphérique est faible. Le rayonnement solaire est utilisé pour réchauffer l'air à l'intérieur du ballon, ce projet est étudié par *ARCASPACE* – l'Agence Spatial Roumaine.

Le type de lancement auquel nous sommes intéressés, pour la mission de largage dans ce rapport de thèse, est nommé « lancement aéroporté » présenté par le premier type de porteur où le lanceur est amené par un avion autonome jusqu'à une certaine altitude à laquelle il est largué ensuite activé.

La classification suivante détermine les systèmes de lancement par les dimensions et la classe de leurs charges utiles mises en orbite terrestre :

- Les systèmes de lancement de nanosatellites dont la masse est entre 1 et 10kg.
- Les systèmes de lancement de microsatellites entre 10 et 100 kg (*Dedalus*).
- Les systèmes de lancement de faibles dimensions, capables d'envoyer un lanceur dont la charge utile à une masse inférieure à 2000kg (*Pegasus-XL, Athena*).
- Les systèmes de lancement de moyennes dimensions, capables d'envoyer un lanceur dont la charge utile a une masse comprise entre 2000 kg et 20 000 kg (*Delta II, IV, Atlas V, Ariane 5*).
- Les systèmes de lancement de larges dimensions larguent un lanceur dont la charge utile a une masse comprise entre 20 000 kg et 50 000 kg.
- Les systèmes de lancement de très larges dimensions, capables d'envoyer un lanceur dont la charge utile a une masse supérieure à 50 000 kg.

Le système de lancement est composé par plusieurs éléments nécessaires pour un meilleur fonctionnement. Dans cette section, nous présentons les composantes principales et importantes pour la réalisation de la mission de lancement :

- La cellule et le fuselage de l'avion comprennent dans sa structure les moteurs, le carburant, le système de bord et la charge utile.
- Le type de moteurs dépend des dimensions du porteur, de la puissance nécessaire pour effectuer les différentes manœuvres pour assurer la vitesse optimale de largage de la charge utile.
- Le système de bord dont objectif est le pilotage, la navigation et la commande du véhicule autonome assurés par les calculateurs de bord. Ces calculateurs sont capables de traiter la nouvelle information liée à l'environnement à partir des bases de données déjà intégrées. Pour traiter ces bases de données, le système doit posséder les modules suivants :
 - Acquisition des données

- Traitement des données à bord par des calculateurs afin de les rendre exploitables en vol ou au sol en temps réel ou a posteriori
- Systèmes produisant l'énergie électrique nécessaire au fonctionnement de l'ensemble des équipements embarqués.
- La charge utile transportée qui doit être placée dans le plan de symétrie de l'avion-porteur, elle est l'élément prioritaire dans cette mission de largage.

Une autre classification encore possible est faite selon le type de séparation des étages du système de lancement [JayNag06]:

- Séparation à partir d'une fusée. Le lanceur est placé en orbite par le deuxième étage d'une fusée, c'est le principe de lancement des fusées *Ariane 5*.
- Séparation à partir d'une navette spatiale. La navette est envoyée par une fusée pour positionner le satellite sur sa trajectoire.
- Séparation à partir d'un avion-porteur où le satellite est positionné par un lanceur. Il existe plusieurs systèmes de séparation entre les deux étages. Voici quelques exemples :
 - Séparation à partir d'une activation du mécanisme qui relie deux ou plusieurs étages du système de lancement.
 - Séparation à l'aide d'écran thermique mis en place entre les étages.

Pour déterminer les paramètres de la structure d'un système de lancement réutilisable à partir desquels on peut définir le type de fixation du lanceur vers le porteur, il est nécessaire d'étudier les caractéristiques suivantes :

- Concept de l'opération de lancement qui comprend :
 - Station de sol et vol
 - Coût de lancement
- Fuselage et réservoirs
- Poids (fraction de masse)
- Charges utiles
- Stabilité de vol et commande
- Environnements de montée/descente

À partir de cette information on peut déduire les paramètres de :

- Méthodes de fabrication
- Phase de qualification

Ces concepts sont basés sur le nombre d'étages du système de lancement réutilisables :

- À un seul étage (Single Stage To Orbit-SSTO)
- À biétage, le second étage est injecté en orbite (Two Stage To Orbit – TSTO)
- À plusieurs étages de séparation (Multi Stage To Orbit – MSTO)

Après avoir considéré les composantes d'un système de lancement réutilisable, il est possible également de déterminer son niveau d'autonomie présenté par les catégories suivantes :

- Systèmes de lancement partiellement autonomes : ceux qui ont besoin d'une assistance par un pilote dans la station de sol (par exemple pour les phases de décollage et d'atterrissage), mais exigent une autonomie de pilotage qui peut s'étendre à la prise de décision opérationnelle pour réagir face à tout événement aléatoire en cours de mission ainsi qu'assure la phase de séparation entre les étages.
- Systèmes de lancement entièrement autonomes : donc, le décollage et l'atterrissage font partie de l'autonomie décisionnelle.

L'architecture du système informatique d'un avion autonome qui traite les tâches définies par l'autonomie décisionnelle est déterminée par la nature et le profil de sa mission et par la charge utile. À chaque demande de la commande correspond pratiquement une solution spécifique que l'architecture du système informatique doit trouver. L'organisation de la prise de décision est sa position dans les systèmes de commande, guidage et navigation seront présentés dans ce travail.

Les éléments constituant le système de lancement possèdent les mêmes composantes qu'on peut trouver sur les autres moyens de transport aérien, notamment la cellule qui porte la charge utile, le carburant, le moteur et les systèmes de bord.

Nous nous intéressons à un système de lancement aéroporté autonome contenant deux étages principaux où le premier étage est un avion-porteur et le deuxième étage est constitué par le lanceur de satellite qui sera injecté en orbite basse. La pratique mondiale nous offre quelques modèles dont la structure des porteurs est similaire pour une mission de lancement. Nous allons présenter quelques-uns dans les sections suivantes.

Les véhicules de démonstration *Pegasus*, *X-33*, *X-34*, *X-37*, *X-43*, *X-48* font partie du macroprojet « Reusable Combined Cycle Flight Demonstration » (RCCFD) de la NASA

[MoRVi04] concernant les avions spatiaux. Ces véhicules sont destinés à tester de nouveaux concepts à étage simple ou à étages multiples où chaque étage doit retourner sur la Terre. L'objectif est de remplacer la navette spatiale dans ses missions de construction et de maintenance de la Station Spatiale Internationale tout en réalisant des réductions de coûts de l'ordre de 25 % [Gap00]. Cependant, les véhicules de génération *X* ne sont pas utilisés pour les mêmes objectifs prévus pour la mission étudiée dans cette thèse, parce qu'ils représentent le deuxième étage du système de lancement. Les nouveaux concepts sont étudiés dans le cadre des structures avancées, des systèmes de protection thermique et des technologies de propulsion [FreT96]. Ils sont réutilisables et leur structure qui ressemble à un avion spatial s'approche d'un système de lancement. Ces modèles possèdent certains inconvénients. Par exemple, le véhicule *X-33* (fig.1) se caractérise par son poids élevé. Les coûts estimés sont basés sur une combinaison des poids à vide, du poids de la charge utile, des conditions de propulsion et des technologies de mises en œuvre.

La génération suivante, le propulseur *X-34* a été largué à une certaine altitude par un avion *Boeing 747*. Il doit activer ses moteurs pour atteindre le profil de la phase de montée de *Pegasus* avec les tests de véhicules aériens *X* jusqu'à un nombre de Mach 20.

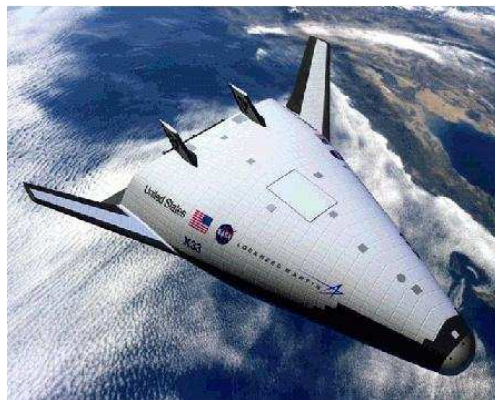


Figure 1 : X-33 Venture Star, Avion spatial pour lancement monoétage réutilisable, NASA, 2009

En 2002, un véhicule de la génération suivante *X-43* (fig.2) qui représente le deuxième étage d'un système de lancement a été largué de l'avion *B-52*. Cette mission a permis de tester le contrôle autonome entre les différents régimes de vol, la transition des modes de propulsion et la capacité d'un retour autonome. *X-43* est réutilisable et retourne sur le site d'atterrissage d'une manière autonome. La société Lockheed Martin, qui est à l'origine des fusées *Delta IV* et *Atlas V*, a aussi développé *X-43*.



Figure 2 : X-43 Scramjet, avion sans pilote de la série Hyper-X, largué d'un avion-porteur, NASA, 2004

L'ensemble de ces véhicules permettra de couvrir une grande gamme des services de lancement de charges utiles avec l'option des voyages interplanétaires dans le futur. Dans ce programme, l'infrastructure des stations de sol doit également être modernisée.

Tous les modèles de démonstration sont élaborés pour développer la réutilisation du deuxième étage d'un système de lancement. Dans cette thèse de doctorat, nous sommes intéressés d'une étude concernant le principe de fonctionnement autonome des lanceurs présenté dans la section précédente avec son retour en toute sécurité sur le site d'atterrissage, mais appliqué pour le premier étage – pour l'avion-porteur qui aura une structure similaire.

Les données enregistrées à partir des futurs essais de vol de ces modèles seront utilisées pour améliorer la conception. Un démonstrateur doit posséder une capacité de réutilisation minimale de vingt-cinq missions pour être rentable. Cette information permettra d'obtenir une vision globale pour une conception du cycle de vie opérationnelle des véhicules.

Au début de 2010, le *WhiteKnight Two* (fig.3) un avion-porteur bipoutre, trois fois plus grand que son prédécesseur *WhiteKnight One*, a effectué son premier vol. Il est destiné à transporter sous son ventre le *SpaceShip Two* largué à une altitude d'environ 15 000 m [FI09]. Ce concept s'approche des objectifs de notre mission, mais la catégorie des avions *WhiteKnight* n'est pas faite d'avions autonomes.



Figure 3: White Knight Two, avion-porteur, The Spaceship Company, 2008

En France, en 2005, le CNES et l'ONERA ont initié un projet intitulé *DEDALUS* [DPRS05] (fig.4), qui étudie la faisabilité d'un système de lancement aéroporté par un avion-porteur basé sur le concept de drone comme le *Global Hawk*.

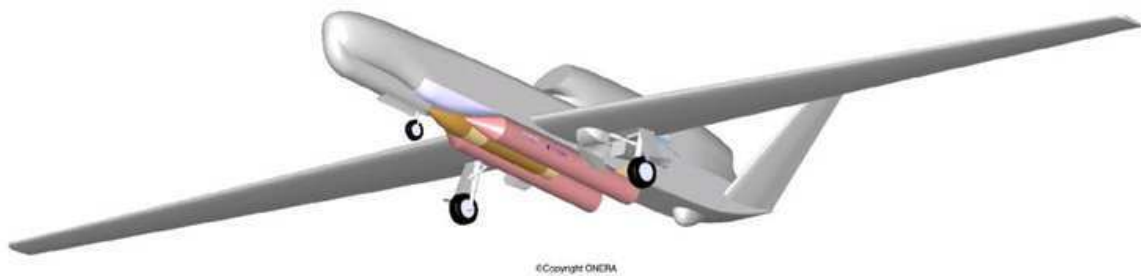


Figure 4 : DEDALUS, Véhicule polyvalent, ONERA, 2005

Ce concept innovant de lancement aéroporté par véhicule polyvalent est actuellement étudié au CNES, études auxquelles ce doctorat est associé dans le cadre du projet PERSEUS (Projet Etudiant de Recherche Spatiale Européen Universitaire et Scientifique). Le projet PERSEUS est un projet organisé par la Direction des Lanceurs (DLA) du CNES dont l'objectif est de réaliser un avant-projet de lanceur de nanosatellites (~10 kg en orbite basse) en développant des technologies innovantes pour les systèmes spatiaux tout en faisant participer des étudiants de l'enseignement supérieur qui font des études de différents aspects des systèmes de lancement et de leur réalisation. Ces études sont mises à la disposition des sociétés industrielles qui réalisent leur fabrication. Pour parvenir à cet objectif, différents types de lancement sont étudiés, et notamment le lancement aéroporté. Le concept adopté par le projet PERSEUS est un modèle à échelle réduite nommé *ÉOLE* (fig. 5). Ce démonstrateur permettra de tester différents systèmes de séparation à l'échelle d'une fusée expérimentale

(1.5-2.5m pour 10-20kg). Les premières démonstrations devraient se dérouler au centre DGA-EM à partir de 2012-2013.



Figure 5 : ÉOLE, démonstrateur de lancement aéroporté autonome, CNES-Perseus, 2010

1.2 Problématique du lancement aéroporté

Le nouveau concept de PERSEUS est résumé ainsi : le lanceur n'est pas allumé au sol, à vitesse nulle, mais il est d'abord emporté pendant la première partie de la mission par un avion-porteur indépendant, jusqu'à une certaine altitude à laquelle le lanceur est largué puis allumé. Le porteur constitue en fait le premier étage du système de lancement et communique au lanceur une certaine énergie. À masse totale égale, un lanceur aéroporté permettrait un gain en performance plus élevé par rapport à un lanceur partant du sol à vitesse nulle, parce que le lanceur est envoyé à une altitude optimale par le porteur. Ce processus donne la possibilité de diminuer la masse de combustible du lanceur par rapport aux lanceurs classiques. De plus, il serait réutilisable, ce qui permettrait une réduction des coûts de lancement. La séparation du lanceur de satellites de son porteur est supposée s'effectuer dès que des conditions ad hoc (altitude et Mach) sont atteintes et au plus tard après le parcours d'une distance de 50 km par rapport au lieu de décollage.

Les hypothèses initiales du scénario de la mission de séparation consistent à amener le lanceur à une altitude de 16 000 m, à une vitesse maximale Mach 0.8, système porteur-lanceur stabilisé et porteur à pente nulle afin d'injecter le lanceur sur sa trajectoire optimale.

Le largage doit s'effectuer de façon à assurer des trajectoires divergentes entre les deux véhicules, le porteur devant s'éloigner le plus vite possible du lanceur. À l'instant de la séparation, le véhicule-porteur est le siège de phénomènes transitoires très importants du fait de la perte de masse qui peut atteindre le tiers de la masse au décollage. C'est une difficulté majeure dans le lancement aéroporté.

Les phases de descente et d'attente sont supposées s'effectuer à proximité de l'aérodrome d'atterrissage, mais correspondent néanmoins à une distance de parcours respectable. La phase d'attente se caractérise par un délai de $\frac{3}{4}$ d'heure à une altitude de 3000 m (fig.6).

La mission de lancement est divisée en plusieurs segments appelés phases pour la mission de largage aéroporté autonome ; elles sont visualisées sur la figure ci-dessous.

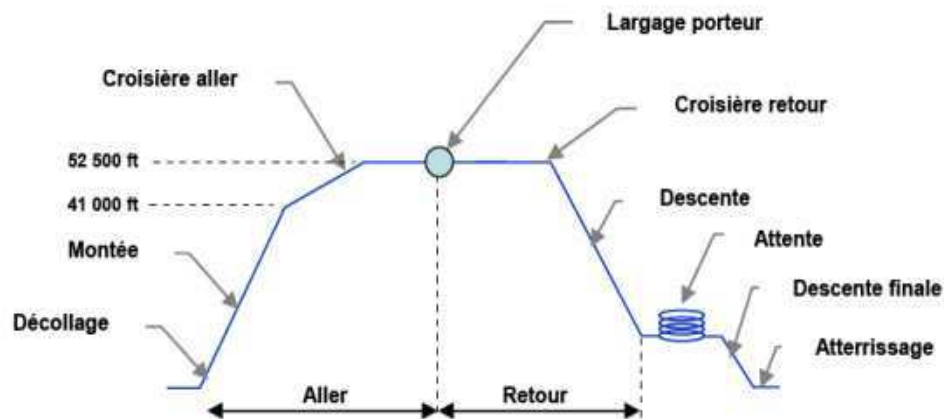


Figure 6 : Phases de la mission L3AR

1.3 Contexte de la thèse de doctorat

Doter les systèmes aérospatiaux d'autonomie décisionnelle est devenue un défi important, nécessitant le développement des méthodes de conduite et de décision pour l'exécution des différentes opérations d'une mission. La planification permet à un véhicule non habité d'atteindre les objectifs de sa mission en assurant son intégrité tout en prenant en compte les aléas qui surviennent au cours des missions. Cette autonomie décisionnelle est nécessaire dès que le véhicule évolue dans un environnement mal connu, dynamique, voire dangereux, avec risque de perte de communication avec l'extérieur.

Actuellement, les missions effectuées par les systèmes de véhicules autonomes sont prédéfinies. Le véhicule suit un plan de vol élaboré au départ tout comme un avion

commercial équipé d'un système de gestion de vol. Le plan de vol est une séquence de points de passage définis par leurs coordonnées inertielles en fonction des objectifs et de la mission à accomplir. Or, le véhicule doit être capable non seulement de suivre son plan de vol, mais aussi de générer un nouveau plan en réaction aux événements survenant en cours de la mission, pouvant ainsi invalider le plan de vol actuel. L'augmentation du niveau d'autonomie de ces engins passe par la mise en œuvre de fonctions décisionnelles à bord du véhicule aérien. Le porteur doit être capable de planifier sa mission, c'est-à-dire de choisir quels objectifs il va traiter parmi ceux qui lui sont proposés, dans quel ordre, et la manière dont il va effectuer ces opérations.

Dans la littérature, on peut distinguer plusieurs niveaux d'autonomie pour les véhicules autonomes. La planification est le niveau le plus élevé. Elle permet de déterminer les zones d'objectifs importants pour la mission et des régions en présence d'obstacles qu'on considère comme des zones interdites au vol.

Le deuxième niveau est la génération de l'ensemble des points de passage entre les configurations initiales et finales. Le troisième niveau d'autonomie est la génération de la trajectoire continue que le véhicule doit parcourir. Cette trajectoire servira de consigne au pilote automatique. Le quatrième niveau d'autonomie est le suivi de la trajectoire de référence. Cette tâche est assurée par le pilote automatique ou le système stabilisateur. Cette décomposition nous a servi pour établir le plan de notre recherche. La figure 7 présente un schéma-bloc de la relation entre les algorithmes de planification de mission et le modèle de guidage, navigation et commande (GNC) d'un système adapté pour cette recherche.

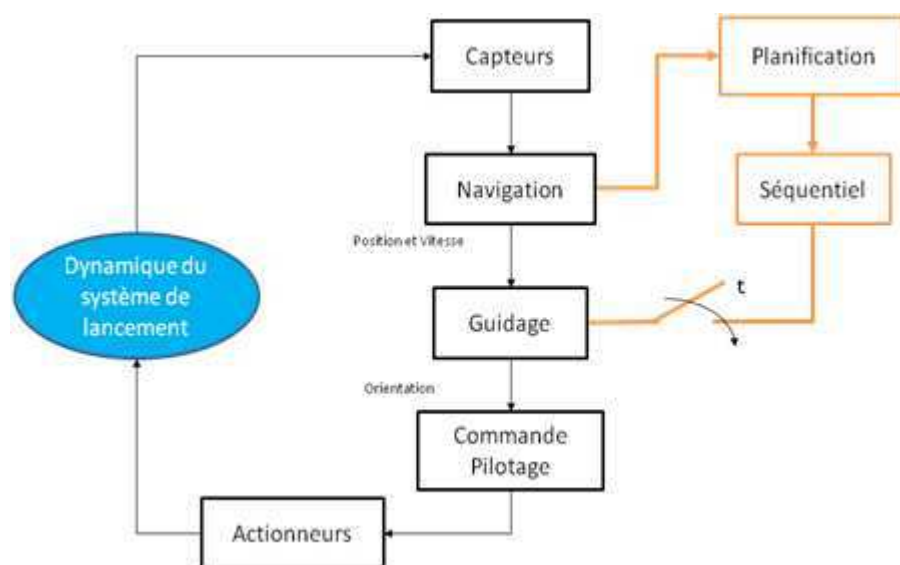


Figure 7 : Modèle de guidage, navigation et commande classique pour un système de lancement aéroporté autonome

La planification du séquentiel représente une succession ordonnée d'opérations [Dim10]. Cette suite est traitée selon l'ordre d'enregistrement des tâches à réaliser. C'est une relation plus spécifique entre la Navigation (qui détermine la position et la vitesse du système) et le Guidage qui impose la trajectoire spatiale, par la référence de la trajectoire donnée par un planificateur de mission. La planification du séquentiel détermine l'attitude nécessaire pour que le système puisse suivre la trajectoire désirée. Cette relation, présentée en orange sur la figure ci-dessus, est l'objet principal de notre travail. L'objectif est de trouver un algorithme de planification que cet algorithme doit choisir le meilleur chemin pour accomplir la mission, s'adapter à l'environnement et réagir aux événements non prévus.

L'algorithme est appliqué à un intervalle t qui renouvelle les données de la localisation actuelle du système par exemple toutes les cinq à dix minutes au moyen d'un interrupteur automatique (fig.7). Le Guidage par itérations est le procédé consistant à appliquer des corrections de trajectoires successives, résultant d'un calcul instantané et itératif des trois composantes de position et des trois composantes de vitesse. Le Guidage envoie les consignes qui doivent être traitées par la commande. Les paramètres représentent les entrées de la commande qui assure l'orientation nécessaire des moteurs de l'avion porteur pour positionner l'engin spatial. La commande envoie ses données aux actionneurs qui agissent directement sur la dynamique du système. La boucle est fermée avec les données mesurées par les capteurs. La tâche de la navigation est d'atteindre un ou plusieurs objectifs de mission prédéfinis.

1.4 Objectifs scientifiques

Les travaux effectués et présentés dans cette thèse de doctorat ont abouti à une proposition de planification de mission, de génération de trajectoire et de commande. Notre contribution a surtout porté sur le domaine de la planification de mission et la génération de trajectoires.

La planification de mission considère l'environnement dynamique dans lequel le véhicule autonome va évoluer. Cette problématique a été résolue en appliquant un algorithme A* (A-étoile) dans un espace tridimensionnel. Il sert à définir des points de passage en prenant en compte différents aléas et en évitant les obstacles. Cet algorithme permet de trouver le chemin optimal brut pour atteindre un ou plusieurs objectifs en fonction de leur priorité. Une fois que ce chemin a été généré notre deuxième objectif scientifique consiste de transformer ce chemin dans une trajectoire réalisable pour les limitations physiques du véhicule autonome. Nous avons donc ajouté un algorithme de génération de trajectoire.

Une méthode de commande pour l'avion-porteur est aussi nécessaire pour assurer le suivi de la trajectoire, ce que nous avons donc proposé.

Toutes ces méthodologies doivent être appliquées pour répondre aux spécifications d'un modèle cinématique et dynamique d'un système de lancement. Nous ne disposons pas d'un modèle concret pour une identification des paramètres aérodynamiques donc nous avons cherché un modèle universel pour la planification de la trajectoire et son suivi. Notre objectif était de prendre en compte les perturbations en provenance de l'environnement donc un modèle qui considère le vent était important.

Cette recherche a permis de publier les articles suivants :

PUBLICATIONS RÉALISÉES:

S. Dicheva, Y. Bestaoui « 3D Waypoint Generation in a Dynamic Environment for an Airborne Launch Mission » Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G, Journal of Aerospace Engineering, to appear in October 2012, pp. 1283-1297, DOI 10.1177/0954410011419565

S. Dicheva, Y. Bestaoui « Trajectory generation in a 3D flight plan », ID 1067-1662-1-RV, Flight Dynamics, GN&C, and Avionics Volume - Vol. 6 of the EUCASS series

COMMUNICATIONS RÉALISÉES:

CONFÉRENCES INTERNATIONALES :

1. S. Dicheva, Y. Bestaoui « Trajectory generation in a 3D flight plan with obstacle avoidance for an Airborne Launch Craft », 4th European Conference for Aerospace Sciences, Saint-Petersburg, Russia, 4-8 July 2011
2. S. Dicheva, Y. Bestaoui « Route Finding for An Autonomous Aircraft », 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4 - 7 Jan 2011, Orlando, Florida
3. Y. Bestaoui, S. Dicheva « 3D Flight Plan for an Autonomous Aircraft », 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4-7 January 2010, Orlando, Florida

CONFERENCES NATIONALES :

1. S. Dicheva, Y. Bestaoui « Planning for Airborne Launching of Nano Satellites », The First Conference on Small Satellites Systems – CSSS2011, 5-8 April 2011, Paris, France
2. S. Dicheva, Y. Bestaoui « Planification Algorithm. Trajectory Generation for an Airborne Launch System » Séminaire Perseus, Evry, Février 2011
3. S. Dicheva, Y. Bestaoui « Planification de Mission pour un Système de Lancement Aéroporté Autonome », CIFA 2010, Sixième Conférence Internationale Francophone d'Automatique, 2-4 Juin 2010, Nancy, France
4. S. Dicheva, Y. Bestaoui « L3AR : Planification de mission » Séminaire Perseus, Evry, Février 2010

1.5 Plan du manuscrit

Ce manuscrit est divisé en cinq chapitres principaux.

Le premier chapitre introduit la problématique de l'évolution du système de lancement ainsi que les différents types des systèmes aéroportés.

Le deuxième chapitre commence par une revue bibliographique consacrée au classement des algorithmes de planification de mission et de génération de trajectoires suivies par une présentation de la problématique étudiée dans cette thèse de doctorat [Sha07]. Les trois grandes sections d'une mission notamment – la preplanification, la planification et la replanification sont présentées par leurs caractéristiques. L'architecture d'un planificateur qui permet la réalisation de la mission est choisie parmi plusieurs architectures récentes analysées dans ce manuscrit. Une propriété supplémentaire que l'algorithme de planification doit pouvoir traiter l'évitement d'obstacles. Ils définissent les aléas qui surviennent au cours de la mission non nominale. L'étape suivante comprend de déterminer l'algorithme qui est le résultat de l'organisation de l'architecture d'un planificateur de mission. L'état de l'art des algorithmes connus dans la planification est ainsi présenté. Parmi ces algorithmes une préférence particulière est faite pour répondre mieux aux spécifications de la mission de lancement.

Pour cette raison le troisième chapitre présente la modélisation du système et sa performance. Les modèles cinématiques et dynamiques qui décrivent le comportement du véhicule aérien sont présentés, suivis par une modélisation de l'environnement.

Chapitre quatre réunit toute l'information étudiée dans les chapitres précédents pour les introduire dans un seul algorithme de planification du chemin pour le véhicule aérien autonome où les contraintes cinématiques et dynamiques sont ajoutées. C'est notamment une modification de l'algorithme A*(A-étoile) qui planifie les points de passage à partir d'un point initial pour atteindre différents objectifs importants pour la mission, en choisissant le chemin le plus court qui détermine les interconnexions entre ces points de passage. La deuxième partie de ce chapitre présente des résultats de simulation avec différents scénarios introduisant divers obstacles qui peuvent intervenir en cours de mission. La fin de ce chapitre synthétise une technique de génération de trajectoires en utilisant les méthodes des polynômes cartésiens. La trajectoire est générée à la base des avantages que la planification de chemin a réalisés.

Le cinquième chapitre concerne une méthodologie de suivi de trajectoire basé sur la modélisation du système de lancement. La commande à modes glissants est étudiée dans ce cadre.

Nous concluons le rapport par un ensemble de commentaires sur les résultats obtenus et quelques perspectives pour l'application du travail effectué avec les éventuelles améliorations pouvant y être apportées.

Chapitre II

2 ÉTAT DE L'ART

2.1 Introduction

Dans la pratique spatiale, il existe plusieurs méthodes pour planifier une mission. Dans ce chapitre, nous présentons une analyse de ces méthodes et algorithmes pour la modélisation de la planification d'une mission de lancement, en considérant plusieurs contraintes pour assurer le succès de lancement. L'objectif de la planification est de trouver le plan de vol le plus approprié pour que le système de lancement puisse effectuer la mission de séparation des deux étages et traiter correctement les événements non nominaux.

Une grande partie de ces algorithmes vient de la robotique où la génération des points de passage, l'évitement d'obstacle et la planification de chemin sont des caractéristiques prioritaires pour les robots mobiles terrestres. Le chemin représente un ensemble de points de passage dont les caractéristiques déterminent une ou plusieurs configurations. Dans le contexte de ce manuscrit, on appelle une configuration la section d'une phase de mission qui possède des caractéristiques similaires que le système mécanique doit respecter.

La planification de chemin qui consiste à trouver un chemin sans collisions est souvent un problème cinématique/géométrique. Le plan de vol a besoin d'un planificateur pour résoudre cette problématique. Le planificateur est un agent qui doit trouver un chemin approprié pour effectuer la mission. Il doit être capable de réaliser des actions de mouvements, des actions sur l'environnement et des collectes d'informations entre le début et la fin de la mission pendant lesquels ces opérations sont réalisées.

Chaque mission a également un objet qui est l'ensemble des objectifs pour chaque configuration qui représentent la réalisation d'un ensemble d'actions. Le but de la planification de mission est de sélectionner les objectifs à réaliser et de trouver la manière de les réaliser en tenant compte de l'environnement. Parmi toutes les solutions possibles, le planificateur doit choisir celle qui optimise un critère prenant en compte des récompenses pour chaque objectif et des coûts pour les réaliser. La réalisation d'un objectif est rarement ponctuelle dans le temps et dans l'espace : il y a un début de traitement et une fin de traitement [Chan06]. Le véhicule autonome doit choisir et ordonner un sous-ensemble d'objectifs à réaliser en séquence parmi tous les objectifs de sa mission. Il doit optimiser le choix de ses actions, connaissant ses propres limitations et l'environnement. Les termes

statiques et dynamiques caractérisent l'environnement dans lequel l'exécution du plan s'effectue. L'environnement est statique quand il n'y a aucune incertitude.

On peut distinguer trois types d'algorithmes basés sur cette information :

- 1) algorithme statique – utilisé hors ligne afin de produire un plan réalisable ;
- 2) algorithme dynamique – utilisé en ligne pour construire progressivement la solution adaptée aux aléas qui surviennent ;
- 3) algorithme prédictif – utilisé hors ligne pour produire un plan unique qui peut être alors exécuté en ligne sans remises en cause.

Dans le cas d'un environnement dynamique, plusieurs techniques sont envisageables :

- conserver une approche prédictive hors ligne : complétée par un ou des algorithmes réactifs qui sont exécutés en ligne lorsqu'un aléa rend le plan initial incohérent, remettant celui-ci en cause et obligeant le plus souvent à replanifier.
- prendre en compte les incertitudes dès la phase de planification hors ligne : on parle alors d'approches proactives ; dans le cas idéal, le plan ainsi produit s'adaptera automatiquement en ligne aux aléas qui se présenteront.
- planifier toujours de manière prédictive, mais cette fois-ci en ligne, à court terme : dans ce cas, l'exécution va progressivement lever certaines incertitudes et permettre de poursuivre la planification des étapes suivantes.

Pour la mission de lancement, nous avons choisi de trouver un algorithme convenable basé sur la dernière technique pour planifier la mission d'une manière prédictive utilisée en ligne, pour traiter correctement les événements non nominaux. Les problèmes que la planification doit résoudre sont résumés dans la section suivante. Ensuite, nous allons présenter les paramètres de la planification, ce que l'on appelle une mission réalisable, une replanification de mission ainsi qu'un environnement non stationnaire. Ces définitions sont suivies par une classification des architectures [Cal05], des méthodes de planification et méthodes de génération d'un chemin réalisable connues dans la pratique aérospatiale.

2.2 Formulation du problème

Une grande partie des recherches dans la planification de mission est destinée à décrire l'opération d'un véhicule aérien autonome évoluant dans une région prédéfinie [Con99]. Pour accomplir la mission, il est nécessaire de connaître les paramètres indispensables pour définir

le plan de vol : la région du vol, les conditions météorologiques et la durée de vol qui doivent être prises en considération. Le plan de vol est composé par les phases de vol.

Les mauvaises conditions météorologiques comme des nuages (fig.20) ou des turbulences sont un problème pour la sécurité de la mission de lancement aéroportée. Les nuages se caractérisent par leur morphologie qui dépend d'une altitude comprise entre environ 0 et 11 000 m (la tropopause dont des paramètres sont développés dans la section 4.5.3). Cette altitude dépend de son côté de la latitude de la région où la mission sera réalisée. L'altitude dans laquelle les nuages prennent place détermine la température et donc la structure et la composition des nuages.

L'atmosphère dépend également de son état de stabilité [MPA08]. Cet état est défini notamment par la structure des nuages. Dans une atmosphère stable, les nuages ont une forme allongée et un aspect flou, dont la dénomination contient le terme *strate*. En atmosphère instable, un sujet qui concerne les systèmes de lancement autonome, les nuages sont bien séparés les uns des autres et possèdent des contours bien déterminés. Leur dénomination contient le terme *cumulus*. Les cumulus peuvent être d'épaisseur variable de quelques dizaines de mètres à plusieurs kilomètres. Sous ces nuages la présence des différents courants souvent déterminés comme des turbulences peut prendre place. Ce sont des nuages denses et puissants. Le cumulonimbus (fig. 20) est un nuage instable, très dangereux et il est souvent générateur de grains et d'orages.

Ces phénomènes sont souvent rencontrés et leur influence sur le système de lancement n'est pas négligeable. Leur présence doit être prise en compte par l'algorithme de planification de vol. Récemment, le Centre National de la Recherche Atmosphérique (NCAR) aux États-Unis a développé un système qui réunit des modèles numériques de ces phénomènes et des données atmosphériques mesurées en temps réel pour prévoir le comportement des orages ou des secteurs de turbulences potentiels. La turbulence est la cause principale des dommages au cours des missions aériennes. Actuellement, les pilotes humains ont peu d'informations précises météorologiques au cours de leurs vols au-dessus des régions lointaines où les plus mauvaises turbulences peuvent se produire. NCAR propose une carte globale de turbulences contenant les modèles numériques basés sur des conditions atmosphériques. Les secteurs d'une possible turbulence et les plus grands nuages sont présentés sur les images satellites ; cette information est transmise aux avions et aux contrôleurs au sol avec les plans des turbulences dont l'information est mise à jour régulièrement. Des techniques d'intelligence artificielle permettent de prévoir le mouvement

et la force d'un orage quelques heures en avance. Les systèmes de bord sur le lanceur aéroporté pourraient utiliser ces données avec une mise à jour régulière.



Figure 8 : Cumulonimbus, Tempêtes océaniques et évitement d'obstacles problèmes principaux pour les systèmes de lancement aéroporté, photo CNES et www.nasa.gov

La planification du chemin doit produire un résultat réalisable par le véhicule aérien. Il est possible de trouver le chemin le plus court pour effectuer toutes les phases à l'aide des interconnexions entre différents points de passage générés par le planificateur. Chaque paire de points de passage détermine un segment, plusieurs segments qui possèdent des caractéristiques similaires composent une phase de la mission.

Nous présentons une approche prédictive qui en ligne s'adapte en traitant les conditions non nominales qui surviennent avec l'évolution du porteur dans la région de la mission. Dans le contexte opérationnel, on a deux types de conditions pour définir un plan de vol : conditions externes et conditions internes. Les conditions internes incluent les systèmes du véhicule. Les conditions externes constituent l'environnement dans lequel le véhicule évolue et les conditions atmosphériques prévues au moment de la mission. Un des aléas considérés dans ce rapport de thèse est la météorologie avec ses conditions atmosphériques défavorables. La dynamique du véhicule est considérée dans un système de coordonnées aérodynamique où la vitesse du vent est prise en compte. Le système de gestion de vol doit posséder une connaissance sur les zones considérées comme dangereuses et interdites. Le choix de ces zones de passage est important pour la sécurité des régions civiles, mais aussi pour l'exploitation du système de lancement. Le vol doit être effectué sur des zones non habitées continentales. Il est recommandé que la mission de séparation du lanceur soit accomplie au-dessus de l'océan. Le carburant chargé sur l'avion doit être suffisant pour éviter la perte de l'avion. La distance au sol doit être respectée. La planification consiste à déterminer les conditions pour le déplacement entre deux ou plusieurs configurations données

tout en respectant un certain nombre de contraintes et de critère qui dépendent généralement des caractéristiques des tâches à exécuter. En l'occurrence, les contraintes relatives au véhicule concernent la cinématique et la dynamique que nous allons présentées dans les chapitres suivants. Dans la section suivante, plusieurs spécifications de mission de lancement dans la planification, préplanification et replanification sont prises en compte.

2.3 Mission de lancement aéroporté

2.3.1 Préplanification

La phase de préplanification prévoit plusieurs éléments pour l'occurrence de la mission. Comme précisé dans le chapitre précédent, la structure des deux étages du système de lancement n'est pas objet de nos études. Par contre, une étude du comportement de l'avion-porteur basé sur l'intégration de différents algorithmes de prédiction pourrait être intéressante pour les objectifs de ces travaux scientifiques. La préplanification est une sorte de planification de mission, mais développée hors ligne. Son objectif est la réussite d'exécution de toutes les tâches que le système doit accomplir. La première étape, qui introduit les éléments de comportement du véhicule aérien, est de déterminer sa modélisation. Celle-ci et les autres paramètres sont présentés comme des contraintes que les algorithmes de préplanification doivent prendre en considération [MujRad03] dans l'ordre suivant :

a) Cinématique et dynamique du système de lancement aéroporté – présenté en détail dans chapitre III introduit une étude sur les forces agissantes, les angles d'orientation et la vitesse de l'avion-porteur et son lanceur pour assurer son déplacement dans l'espace. Une contrainte spécifique est prise en compte : le rayon minimal de virage que le système peut réaliser. Il est nécessaire pour donner le chemin et ensuite la trajectoire du véhicule, des résultats définis par la préplanification de la mission.

b) Le temps d'exécution – son analyse est nécessaire pour l'implantation des algorithmes en ligne, utilisés pour prévoir les ressources de calcul dont la capacité du processeur est supposée assez efficace.

c) L'optimisation – cette catégorie doit réduire la possibilité de manœuvres indésirables avec les chemins très longs et l'évitement d'obstacles. L'optimisation est déterminée selon la fonction de coût, il pourrait être basé sur la distance minimale, temps minimal, ou chemins avec minimum de risque. Dans l'algorithme utilisé pour la planification de cette mission de lancement, le coût choisi est une fonction de distance minimale pour

atteindre un objectif important en présence des obstacles avec les contraintes de limitation en provenance de la modélisation du véhicule aérien.

d) Contraintes de vitesse : une fois que le système aéroporté est arrivé dans le point final d'une phase, la prévision des futures contraintes sur la vitesse propre est aussi importante.

Ces contraintes sont intégrées pour améliorer l'exécution de la mission. Une grande section est consacrée au principe et la nécessité de l'évitement des régions considérées comme dangereuses pour le porteur développé dans la préplanification de mission hors ligne. Pour intégrer la méthode en ligne le problème peut être divisé en deux parties :

- planification du chemin – considère les paramètres de la région dans laquelle le porteur va évoluer ;
- manœuvrabilité de l'avion – considère les contraintes de l'avion-porteur.

Ces spécifications sont mises à jour dans la base de données de la planification.

2.3.2 Planification

La planification présentée en fig. 7 appliquée en ligne peut être de deux types :

1. Planification avec des contraintes temporelles – l'objectif principal est d'exécuter les tâches prédéfinies (évitement d'obstacles, atteindre les objectifs) pour une période de temps déterminée à l'avance en fonction de la consommation du véhicule.
2. Planification dans un environnement non stationnaire – dans ce type d'environnement, les obstacles et les objectifs changent de position au cours de la mission. Dans ce cas, l'application d'une planification dynamique est exigée. L'avion doit être capable de réaliser une replanification au cours de la mission et une prédiction des états futurs de l'environnement. L'avantage est que l'on applique l'approximation de la probabilité d'intersection où il est possible d'ajouter l'information pour les obstacles mobiles. Immédiatement après le démarrage du plan de vol, l'avion doit suivre le chemin optimal pour lancer la charge utile.

Pour préparer la planification de mission, il faut générer les coordonnées de la position initiale et la position finale du véhicule aérien, les points de passage que le porteur doit suivre pour atteindre ses objectifs, le temps nécessaire et la vitesse et l'orientation du véhicule pour le suivi. Le critère à minimiser est la distance parcourue, mais contrairement à la planification

de chemin classique pour un robot mobile, les véhicules aériens évoluent dans un environnement incertain. La planification de chemin peut être effectuée en discrétisant l'espace de configuration par l'utilisation d'un graphe de Voronoï, ou un graphe de visibilité en connexion avec un algorithme de type A* ou Dijkstra. Le graphe de Voronoï permet d'optimiser le critère de survie des véhicules en définissant des routes minimisant leur exposition aux aléas, tandis que le graphe de visibilité permet d'optimiser le critère de distance.

Le plan de vol (le résultat de la planification) composé par des phases est caractérisé par les paramètres suivants :

- Les coordonnées des points de passage du véhicule. On considère qu'une phase est terminée quand le point de passage final pour cette configuration est atteint pour une période de temps prédéterminée.
- Les objectifs ou sous-objectifs – on peut déterminer deux objectifs principaux pour le succès de cette mission : le largage du lanceur et le retour sur le site de décollage ainsi que plusieurs objectifs intermédiaires pour la réussite de la mission.
- La trajectoire réalisable qui comprend les interconnexions entre les points de passage, satisfaisant les diverses contraintes dynamiques – le temps, la distance minimale, la vitesse, les ressources qui étaient cités antérieurement.

2.3.3 Mission réalisable

Un plan impose généralement un comportement spécifique du planificateur. Le plan peut simplement spécifier un ordre d'actions à réaliser. S'il est impossible de prévoir les états futurs, alors le plan peut déterminer des actions en fonction de ces états. Dans ce cas, indépendamment des états futurs, l'action appropriée est déterminée. Le planificateur est utilisé pour créer le plan réalisable défini par les méthodes – les algorithmes de recherche dans le plan géométrique, à condition que le graphe de transition d'états soit indiqué par l'application des actions. Les algorithmes de recherche doivent être systématiques. Si le graphe est fini, ceci signifie que l'algorithme visitera chaque état accessible, qui lui permet de déclarer correctement en temps fini si une solution existe. Pour être systématique, l'algorithme devra connaître des états déjà visités ; sinon le cycle peut continuer de tourner avec les mêmes états. Si le graphe est infini, alors nous sommes disposés à tolérer une définition plus faible pour être systématiques.

Si une solution existe, alors l'algorithme de recherche doit encore être appliqué en un temps fini; cependant, s'il n'existe pas de solution, il est nécessaire que l'algorithme continue à chercher le chemin. Cette condition est réalisée en s'assurant qu'à la limite, le nombre d'itérations de recherche tend vers l'infini, chaque point accessible dans la discrétisation de l'espace qu'on appelle un graphe étant exploré.

Dans la planification de mission, trois catégories de variables sont considérées [LaValle06] :

- *État* – la planification implique un espace d'état qui décrit les variations des variables qui pourraient surgir. L'espace d'état peut être discret ou continu et représenté implicitement par l'algorithme de planification. Dans la plupart des applications, la taille de l'espace (en termes de nombre d'états) est beaucoup trop grande pour être explicitement représentée. Néanmoins, la définition de l'espace d'état est un composant important dans la formulation du problème de planification et dans la conception et l'analyse des algorithmes qui la résolvent.
- *Temps* – tous les problèmes de planification impliquent un ordre des décisions qui doivent être appliquées en fonction du temps. Alternativement, le temps peut être implicite, en reflétant simplement le fait que les actions doivent se suivre. Le moment particulier est sans importance, mais l'ordre approprié des événements doit être respecté.
- *Actions* – un plan produit des actions qui modifient l'état. Dans le système de lancement, les opérateurs des actions sont communs; les limites sont les entrées des commandes. Quelque part dans la formulation de planification, le plan doit aussi spécifier comment les états changent quand les actions qui viennent des actionneurs sont appliquées. Pour la plupart des problèmes de planification, la référence explicite au temps est évitée en spécifiant directement un chemin à travers un espace d'état continu.

Le problème de planification implique habituellement de commencer dans un certain état initial et d'arriver à l'état d'objectif spécifique ou à n'importe quel état dans un ensemble d'états d'objectifs. Les actions sont choisies d'une manière logique. Un critère code les résultats désirés d'un plan en ce qui concerne l'état et les actions exécutées, ce qui amène la définition de deux types de planification :

- Planification pratique – trouver un plan qui amène le porteur dans un état convenable pour arriver dans un ou plusieurs objectifs, indépendamment de son efficacité.
- Planification optimale – trouver un plan qui optimise l'exécution d'une certaine façon particulière, complémentaire de simple arrivée dans l'état d'objectif.

Une fois que le plan est déterminé, il y a trois étapes pour l'appliquer :

- Exécution – de réaliser une simulation où le système de lancement est mis en conditions similaires avec le monde physique réel.
- Amélioration – un plan amélioré à la base des simulations précédentes pour trouver une nouvelle meilleure solution.
- Inclusion hiérarchique – impliqué comme une action dans le plan du niveau supérieur.

2.3.4 Replanification

La replanification caractérise une planification dynamique. La planification dynamique du chemin est un processus continu qui enregistre un nouveau chemin adapté aux paramètres des chemins précédents, pour réaliser un mouvement futur basé sur l'étape d'amélioration du plan. L'avion optimise la fonction de coût de l'algorithme qui vient du planificateur pour un plan statique effectué avant le début de la mission.

Dans la suite on va présenter quelques méthodes connues pour la replanification.

Une extension d'algorithme de planification dans un environnement dynamique peut être basée sur les algorithmes génétiques et la théorie de l'évolution. La méthodologie utilise les algorithmes hybrides pour éviter les obstacles et optimiser la planification d'un véhicule autonome dans un environnement limité [PonRy07]. Au cours des missions de reconnaissance de l'environnement, pour atteindre les objectifs ou rencontrer des nouveaux objectifs prédéfinis, la séparation des tâches en sous-tâches est nécessaire. Cette approche est faite à la base de deux populations de décisions pour minimiser le temps de vol. L'application est réalisée dans le domaine du transport urbain où le véhicule doit atteindre des points prédéfinis sur son trajet en fonction du temps préliminaire dans le plan. La solution est applicable avec une boucle de programmation « *repeat-if-then-else* ». L'exécution doit continuer jusqu'à un nouveau point sur le parcours est atteint pour optimiser le chemin et mettre à jour les meilleures solutions. Si des événements non prévus ont lieu, les algorithmes génétiques doivent s'arrêter et redémarrer. Cette approche résout les problèmes en temps réel en utilisant la technique d'évolution et un modèle stochastique pour l'environnement. En cours de

mission ces deux paramètres doivent assurer une replanification et une adaptation du chemin prédéfini du vol dans le cas des objectifs et obstacles en déplacement. Le véhicule doit localiser les objectifs intermédiaires, éviter les obstacles.

La planification dynamique sauvegarde l'information des dernières solutions pour utiliser la base de données dans la génération des nouvelles solutions. Le planificateur met à jour le chemin pendant que le véhicule avance. L'algorithme de planification du chemin dynamique fonctionne dans l'ordre suivant [PonRy07]:

- Générer une nouvelle population de solution pour le chemin à partir de la population précédente en actualisant tous les chemins dans la population courante pour que l'on puisse déterminer le point héréditaire. Le chemin est modifié en supprimant les points initiaux déjà passés et en ajoutant d'autres segments pour joindre tous les nouveaux chemins jusqu'au point final.
- Démarrer l'algorithme pour une planification statique pour mettre à jour la population et trouver le meilleur chemin.
- Envoyer le meilleur chemin pour la navigation du véhicule au moment où le dernier atteint le point de passage successif.
- Mettre à jour les estimations des localisations des sites spécifiques de l'environnement dynamique.
- Retour à la première étape.

L'avion suit le chemin déjà généré jusqu'à ce qu'un changement d'environnement apparaisse. À partir d'une position courante, l'algorithme peut replanifier le chemin pour suivre le même objectif jusqu'à un autre objectif. Avec cette flexibilité l'algorithme peut être appliqué dans différents scénarios de mission avec des obstacles qui se déplacent ou dont leur position est connue en avance. Cette idée était adoptée pour les besoins de cette mission de lancement ainsi développée et appliquée dans le planificateur du vol.

Le terrain contient des régions qui ne conviennent pas pour une mission spécifique ainsi que des conditions atmosphériques défavorables qui ne sont pas prévisibles par avance. Le seul inconvénient du chemin généré par ces algorithmes est qu'il n'est pas toujours dynamiquement réalisable par les limitations physiques de l'avion, il doit subir un niveau de traitement supplémentaire adapté à un certain nombre de spécifications cinématiques et dynamiques. Pour simplifier la tâche de planificateurs, certaines contraintes dynamiques étaient introduites dans l'étape primaire de l'algorithme notamment dans la génération de la

population des points de passage que la région contient. Les obstacles sont détectés par les capteurs des systèmes de bord de l'avion, une information reçue par instrumentation météorologique. Souvent ces obstacles peuvent avoir de faibles dimensions et ils ne seront pas détectés en avance, un phénomène qu'on appelle obstacles du type « pop-up ». Pour éviter de manœuvrabilité extrême de véhicule aérien avec un angle d'incidence ou rayon de virage très élevé. Il faut prendre en considération que leurs primitives possèdent comme conséquence des temps inférieurs. Le problème d'une planification est présenté dans la section suivante où les contraintes imposées sur le temps et leur influence sur le planificateur sont étudiées.

2.3.5 Planification avec des contraintes temporelles

Le but de la planification avec des contraintes temporelles est de déterminer l'exécution des tâches prédéfinies. Pour introduire la spécification du temps dans le problème de planification, un facteur fonction du temps est appliqué. Dans le plan de vol, nous proposons une structure hiérarchisée pour décrire chaque mise à jour de la génération d'une nouvelle liste de points de passage ou d'objectifs liés à un temps d'arrivée au point final prévu à l'avance. Cet élément est composé par deux niveaux : un niveau supérieur de prise de décision et un niveau plus bas avec l'information du temps d'arrivée.

Tous les états de variables des sous-systèmes du véhicule aérien sont dans un intervalle de temps pour suivre la chronologie de la mission. Le processus de planification exige une détermination de position pour les différentes activités sur la chronologie en fonction des contraintes du vol.

Une horloge, associée au niveau le plus bas, permet le calcul du plan de vol. Cette horloge est remise à zéro à chaque mise à jour. La structure a différentes interactions entre ses niveaux :

- Les mises à jour périodiques représentent une période t , mentionnée au début (fig.7), qui est la mise à jour de la séquence des objectifs entre le nœud de la navigation et le nœud de guidage. Sa valeur dépend de la nature de la mission et de la capacité du système de lancement à effectuer les calculs nécessaires et elle est définie par l'utilisateur.
- Les mises à jour anticipées font face aux perturbations qui se sont produites entre deux mises à jour périodiques ; dans ce cas, un nouveau plan de vol est demandé. Un niveau d'observation supérieur donne l'information quand une nouvelle perturbation apparaît, cette information est basée sur les données des capteurs.

- Niveau supérieur d'observation : il est basé sur un critère spatio-temporel :
 - o la partie spatiale est définie par les paramètres associés, comme $\varepsilon = |X_r - X|$ - l'erreur entre la configuration de référence $X_r = (x_r, y_r, z_r, \gamma_r, \chi_r)$ où x , y et z sont les trois axes d'orientation de la région de mission et γ et χ sont les deux angles principaux d'orientation du véhicule dans l'espace. Ces paramètres sont présentés dans le chapitre *Modélisation*. X est la configuration actuelle de la position et de l'orientation du porteur avec les mêmes paramètres (x, y, z, γ, χ) . Dans la condition que $\varepsilon > \varepsilon'_{\min}$ alors une mise à jour doit avoir lieu.
 - o la partie temporelle dépend de la valeur du paramètre e_{ct} qui donne une évaluation de l'écart entre le temps d'arrivée prévu dans la $k^{\text{ème}}$ mise à jour et le temps d'arrivée prévu, mais évalué de manière continue. Si $e_{ct} > e_{\min}$ alors une mise à jour doit être effectuée, e_{\min} est le paramètre d'écart donné par l'utilisateur. Les paramètres e_{\min} et ε'_{\min} déterminent le nombre de mises à jour total.

Les modules de guidage et de navigation utilisent cette information ensuite prise pour la commande des actionneurs du véhicule. Ce module de prise de décision pourra effectuer la mise à jour en temps réel. La qualité d'analyse de l'environnement représente une partie importante de l'évitement d'obstacle, où le système autonome doit pouvoir suivre l'itinéraire en sécurité. Une étape préalable à la formation de cet itinéraire est la génération du chemin brut et ses points de passage bruts. Quelques algorithmes sont connus en robotique, mais seulement quelques-uns donnent une solution réalisable pour l'évolution de système dans un espace tridimensionnel. La section suivante présente les architectures les plus connues d'un planificateur convenable pour une mission de largage.

2.4 Architectures de la planification

On a défini que la planification comprend la recherche d'un chemin de la configuration courante à une configuration finale admissible en tenant compte du système et de son environnement. Le plan contient alors une séquence de points de passage dans l'espace géométrique. La planification du déplacement est la recherche de chemin vers des destinations données dans l'espace en évitant les obstacles. L'intégration des algorithmes dans la

planification doit prendre en compte le fait que l'activation des calculs d'un plan de vol dynamique est déclenchée par des événements.

On peut distinguer trois classes d'architecture des systèmes autonomes :

- **Les architectures réactives** – le système réagit uniquement aux stimuli externes de l'environnement. L'absence de modélisation de l'environnement des architectures réactives conduit à une navigation rapide et de ce fait très utile pour un véhicule évoluant dans un environnement dynamique. Un inconvénient majeur pour les architectures réactives est qu'il n'est pas évident de faire prendre en compte une mission par le véhicule (c'est-à-dire un comportement de haut niveau de type « aller-à »). Dans les architectures réactives, le porteur ne dispose pas d'une tâche particulière à effectuer. L'intelligence du véhicule est un résultat des interactions entre ces composants et l'environnement. Une telle architecture peut résoudre des problèmes complexes des méthodes classiques de l'intelligence artificielle. Cette approche est apparue comme une alternative aux critiques visant les approches symboliques, notamment au niveau de la complexité des calculs, qui paraît incompatible avec des ressources limitées et la difficulté de trouver le bon modèle cognitif pour certaines applications.

- **Les architectures cognitives ou délibératives** comprennent plusieurs niveaux décisionnels, dont un niveau de planification pour un système mobile. Dans ce type d'architecture, le système doit réaliser de manière autonome une tâche particulière. Le véhicule aérien est doté d'une fonction de délibération, appelée aussi planification. Les architectures comportent plusieurs niveaux décisionnels, dont un niveau de planification de plans. Les premières architectures délibératives sont basées sur une boucle ouverte des fonctions « Perception/Planification/Action » : percevoir l'environnement, transformer les données sur l'environnement en un modèle, générer un plan à réaliser basé sur ce modèle, puis exécuter le plan. L'exécution du plan en boucle ouverte est un inconvénient majeur dans les environnements dynamiques.

- **Les architectures hybrides** combinent les avantages des deux approches précédentes : elles prennent en compte un ordre de haut niveau. Une architecture hybride est composée d'un ensemble de modules organisés dans une hiérarchie, chaque module étant soit une composante cognitive avec représentation symbolique

des connaissances et capacités de raisonnement, soit une composante réactive. De cette manière, on combine le comportement proactif de l'agent dirigé par les objectifs, avec un comportement réactif aux changements de l'environnement. En plus, on espère obtenir simultanément les avantages des architectures cognitives et réactives, tout en éliminant leurs limitations. Les développements les plus récents convergent vers l'utilisation d'architectures à deux ou trois niveaux. Le planificateur utilisé dans cette thèse de doctorat est basé sur cette architecture. Elle considère l'élaboration d'un plan de mission en dirigeant le porteur vers ses objectifs et également en traitant l'information d'évolution de la région.

Voici quelques exemples d'architectures hybrides connues :

- Les architectures **3T** de la NASA – on retrouve dans ces architectures trois parties principales : un planificateur pour la partie délibérative, un ensemble de mécanismes de commande réactifs et un niveau intermédiaire chargé de gérer la séquence d'actions.
 - Le niveau bas assemble plusieurs algorithmes de planification implémentant des comportements réactifs simples tels que le suivi de trajectoire ou l'évitement d'obstacles. Ces comportements ne gèrent aucune mémoire sur l'état interne du système de lancement. Ils constituent une « boîte à outils » utilisés à la demande par les niveaux supérieurs.
 - Le niveau intermédiaire doit sélectionner quel comportement ou quel groupe de comportement doit être actif à un moment donné : il joue le rôle de séquenceur en effectuant l'ordonnancement des tâches. Il peut également fournir les paramètres nécessaires pour l'exécution des différentes tâches, mais ne s'occupe pas de l'exécution elle-même de ces tâches. Le niveau intermédiaire peut être vu comme une interface entre les composantes réactives et délibératives du système [MulSil06]. Il doit intégrer à la fois une capacité de réaction rapide aux événements internes ou externes, et une possibilité de représenter des informations de haut niveau.
 - Le niveau supérieur s'exécute dans une échelle de temps différente des deux autres niveaux. Il a pour but de fournir les séquences d'actions utilisées par la couche intermédiaire. Les trois niveaux fonctionnels de cette architecture se retrouvent dans les systèmes récents intelligents.

Cette architecture est appliquée dans la commande par distance de la navette spatiale de la NASA et plus récemment dans certaines tâches de maintenance sur la Station Spatiale Internationale ISS.

- L'architecture suivante – **CLARATY** est composée de deux niveaux : le niveau fonctionnel et un niveau décisionnel exécutif d'une architecture globale à étapes classiques :
 - Le niveau fonctionnel est conçu suivant une approche objective, pour traduire la modularité de la couche matérielle et permettre une abstraction au niveau décisionnel.
 - Le niveau décisionnel prend ses décisions compte tenu des ressources du système et des contraintes de la mission. Il inclut les fonctions de planification, d'exécution, d'ordonnancement et les bases de données des activités. Il planifie, ordonnance et exécute le plan des activités. Ce niveau décisionnel unique et générique a pour but d'éviter la gestion d'un modèle du système différent pour chaque niveau en unifiant les représentations des activités, et de permettre un meilleur contrôle réactif des domaines décisionnels concurrents. Cela permet de tenir compte des tendances actuelles des systèmes de planification qui incorporent des capacités de contrôle d'exécution. Ces développements visent des capacités de planification plus développées afin de permettre des missions autonomes de longue durée.

- L'architecture **HARPIC** est constituée aussi de deux niveaux :
 - Le niveau bas contient les fonctions de perception et d'action. À partir de données issues des capteurs, la fonction de perception « bas niveau » modélise l'environnement. Cette modélisation est mise à disposition des autres fonctions de l'architecture. Le niveau bas permet de définir plusieurs paires « perception/action » indépendantes, gérant un comportement. Cette approche est donc très modulaire.
 - Le niveau haut est constitué de fonctions de perception et de sélection de comportements. La fonction de sélection a pour rôle le choix et l'activation (ou l'arrêt) des comportements du véhicule. L'originalité de l'architecture tient principalement dans la fonction de perception au

haut niveau. Elle permet indépendamment du comportement en cours d'exécution de percevoir l'environnement et donc de veiller à la sécurité du robot et d'être réactif aux changements de l'environnement du robot. Cette fonction signale des évènements à la fonction de sélection lorsqu'un fait nouveau apparaît ou qu'une erreur survient. Elle a aussi pour tâche d'utiliser au mieux les ressources de calcul. Les tests de l'architecture sur de petits véhicules montrent qu'une telle fonction permet d'accroître la capacité d'adaptation du véhicule. Cette architecture souligne le fait qu'il est avantageux d'être attentif à l'environnement à tous les niveaux de l'architecture pour permettre une meilleure réactivité et optimiser les ressources du véhicule.

- L'évaluation des missions opérationnelles **MOCEF** propose un système d'automatisation en utilisant les contrôleurs d'intelligence pour les véhicules, les capteurs pour la charge utile et le système autodécisionnel dans tous les domaines de la mission. **MOCEF** permet de poursuivre l'évaluation de l'automatisation dans plusieurs scénarios de missions pour de multiples types d'environnement [JarH07]. Il enregistre les paramètres au cours de la mission comme les données capteurs, le temps de vol, l'environnement du véhicule, mais aussi les règles du contrôle du trafic aérien qui doivent être respectées. Cette information peut être utilisée dans les missions spécifiques pour améliorer la performance et utilisant « Google Earth » pour la visualiser, poursuivre le plan de vol et localiser le véhicule aérien. Pour la réalisation de cette simulation, les caractéristiques atmosphériques sont décrites dans ce logiciel, mais aussi les paramètres du véhicule. L'architecture de **MOCEF** exige la machine virtuelle JAVA sur laquelle est appliquée la plateforme du produit « Google Earth ». La figure 21 présente les composantes de ce système.

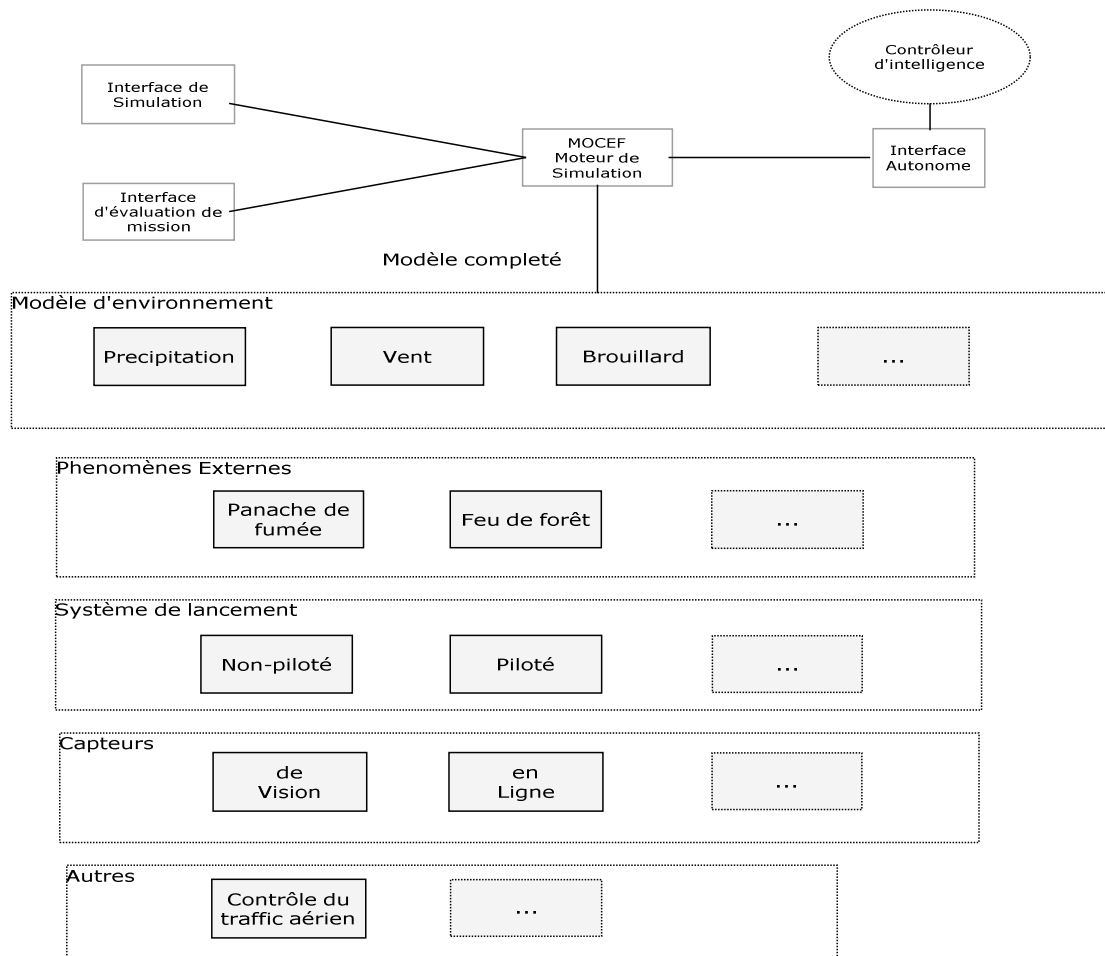


Figure 9 : Architecture du système MOCEF

Le modèle *Environnement* représente des simulations de l'environnement physique dans lequel le véhicule se déplace. Le modèle *Précipitation* contient les paramètres des régions avec de mauvaises conditions atmosphériques et pluie, il inclut aussi le mouvement des orages pour simuler le chemin de la tempête. Le vent, un autre événement important pour le fonctionnement correct, est défini avec sa direction et vitesse, on introduit ce phénomène dans la modélisation du système. *Brouillard* est introduit comme les autres paramètres dans le *Modèle d'environnement*.

Le groupe de *Phénomènes externes* inclut les événements spécifiques qui surviennent pour les missions de surveillance. Par exemple un des paramètres – le *Panache de Fumée* est un phénomène physique variable dont l'évolution est critique pour la sécurité du véhicule aérien. La section suivante *Système de lancement* contient tous les éléments pour que le véhicule suive le chemin prédéfini à l'aide des différents *Contrôleurs* en respectant le plan de vol. Les instrumentations de la section *Capteurs* traitent les données en provenance de l'environnement réel pour compléter l'information des données. Le *Contrôle du trafic aérien*

assure la surveillance dans les zones de passage. *L'interface de Simulation* propose de déterminer l'environnement informatique de simulation pour le plan de vol initial basé sur l'information de l'environnement actuel dans un format que « Google Earth » utilise. Les résultats de ces simulations seront appliqués d'une manière prédictive pour les plans réels des trajectoires. Elles sont intéressantes pour l'étude de la planification des missions. Cette architecture correspond mieux à tous les éléments qu'on veut inclure pour construire le fonctionnement autonome de l'avion porteur.

2.4.1 L'architecture proposée dans la thèse de doctorat

L'architecture proposée dans cette thèse de doctorat permet de mettre en place une planification en ligne. Elle est hiérarchisée sur quatre niveaux (de la gestion de la mission jusqu'au guidage). Le problème de planification de mission de sélectionner et ordonner le meilleur sous-ensemble d'objectifs parmi l'ensemble des objectifs à réaliser représente un problème de sélection. Ces objectifs sont associés à des récompenses dont les valeurs varient selon l'importance de chaque objectif. Les systèmes de planification existants sont pour la plupart inadaptés pour résoudre de tels problèmes : ils traitent un problème où le but est une conjonction d'objectifs et échouent si un de ces objectifs n'est pas atteint. Par ailleurs, la sélection d'objectifs ne résout pas entièrement le problème de planification de mission. La plupart du temps, une solution pratique est obtenue en combinant la sélection d'objectifs, la planification conjonctive classique et l'ordonnancement de tâches dans une approche multi niveaux : chaque niveau définit le problème pour l'algorithme de planification de niveau inférieur. Contrairement à la planification réalisée lors de la préparation de mission, la planification en ligne est caractérisée par le fait que le temps mis pour trouver un plan est un des principaux critères de jugement de la qualité d'une méthode.

2.4.2 Méthodes de planification de mission

Les logiciels de détection des états internes et la prise de décision existent dans le domaine des systèmes spatiaux. Un logiciel capable de maintenir les objectifs d'exploration desquels NASA a besoin dans l'espace est présenté dans [Jon07]. Si on adapte cette méthodologie pour les objectifs de notre mission, nous allons considérer quatre domaines principaux pour une mission :

- Les missions opérationnelles – le maintien de la communication entre la station sol et le système qui gère les missions du véhicule aérien.

- L'autonomie du véhicule – la capacité du véhicule de contrôler les opérations en situations nominales et non nominales.
- L'autonomie opérationnelle du système de lancement – la technologie qui permet au véhicule d'opérer avec moins d'interventions de la station au sol.

On peut distinguer plusieurs niveaux d'interaction, qu'on appelle des modules, également dans la mémoire :

- Module « prise des décisions » : peut générer et évaluer des décisions pour atteindre les objectifs à partir des réponses dans le plan complexe, mais aussi l'évaluation et l'optimisation des décisions pour le plan futur.
- Module « procédure d'exécution » : la procédure est prédéfinie à l'aide de plusieurs types de processus multifonctions qui en même temps exécutent le monitoring de tous les états du système de lancement.
- Module « détermination de l'état » : il définit l'information nécessaire pour les écarts du système, mais aussi l'état de la santé.
- Module « Vérification » : concerne l'attitude et les paramètres de vol, vérifie la commande, les étapes de procédure d'exécution et autres types de décisions prises par un logiciel autonome.
- Module « Échange des données » : représente le mécanisme intelligent d'échange de données entre les différents modules et la station-sol.

Tous ces modules sont utilisés dans la commande en boucle fermée et en temps réel. La mémoire qui définit l'intelligence artificielle est présentée avec « un centre de commande» [Jon07]. Ce « système central de commande des missions » appelée « MCCS » soutient les programmes des missions utilisées pour des « navettes spatiales » –SSP et la Station Spatiale Internationale (ISS) [Tav04]. Ce logiciel aide aux contrôleurs de vol dans la planification, la communication, la commande opérationnelle des systèmes « MCCS » pour analyser en temps réel à l'aide de la télémétrie, la trajectoire, le monitoring, l'analyse, mais aussi la transmission du son et de vidéo de l'espace vers la Terre et inversement, l'échange des données, la planification et la simulation en temps réel.

Le monitoring donne l'accès vers l'information suivante [Dim05] : la commande des réactions et des manœuvres du véhicule aérien, le guidage et la navigation des systèmes, les conditions thermodynamiques de la cabine de pilotage, les systèmes électriques et de distribution, la propulsion et le contrôle des activités des modules, la capacité des systèmes

opérationnels d'intelligence aux autres unités robotiques reliées ainsi que les bras robotiques d'ISS et le service de tous les systèmes mobiles.

D'autres méthodes existent pour la planification de mission en temps réel en utilisant une fenêtre de temps dans des algorithmes génétiques hybrides pour résoudre les contraintes dynamiques du véhicule [PonRy07] pour les missions de reconnaissance dans un environnement qui possède des objectifs et des obstacles connus ou non connus que nous avons déjà mentionnés. Cette approche contient deux populations de décisions pour minimiser le temps du vol et utilise les opérateurs génétiques qui donnent des variations combinatoires. Les fenêtres de temps sont utiles surtout intégrées dans les méthodes d'évitement d'obstacles.

Une troisième méthode heuristique, appelée « tabou » fait une sélection entre les mauvaises solutions en provenance de la génération du chemin étant un résultat de la planification quand l'optimum local est atteint. Cette technique est appliquée dans le domaine du service des voyageurs dans l'organisation du transport urbain, quand l'objectif principal est de localiser les clients et de diminuer le temps de service pour atteindre leurs positions, mais aussi d'assurer la communication entre les agents qui exécutent les actions et de déterminer le chemin le plus court. Ce sont les critères qui aussi déterminent la planification de réalisation d'une mission en utilisant la fenêtre de temps.

La recherche dans la planification s'est surtout adressée aux missions considérées comme courtes : des missions de surveillance et de reconnaissance plutôt qu'aux missions aérospatiales dans les aspects qui traitent toujours une planification du vol en temps réel et les algorithmes d'évitement d'obstacles. Peu d'efforts sont consacrés aux paramètres de haut niveau comme l'allocation des tâches en temps réel. Les possibilités des décisions autonomes qui soutiennent l'allocation des ressources pour la commande à l'aide des capteurs réduisent effectivement le travail, attirant l'attention sur les tâches et les objectifs alternatifs pendant que l'on donne les tâches compliquées aux agents artificiels.

Cette organisation de planification d'une mission dans les différents scénarios est possible si les caractéristiques du véhicule spatial sont connues à l'avance. Nous avons préféré nous diriger vers un planificateur de vol universel, capable d'être appliqué pour différents types de véhicules aériens. Le planificateur développé dans ce chapitre, étant un des éléments principaux de la planification de mission, satisfait les conditions de planifier les aléas qui peuvent survenir au cours de la mission. Il est capable de traiter de nouveaux événements à la base de cette information déjà prise en considération pour une planification

générée antérieurement. Une fois qu'on a déterminé les modules qui contiennent le planificateur du vol, l'étape suivante est de définir le type de présentation de planification.

2.4.2.1 Présentation de la planification de mission

Les méthodes associées à la planification de mission exigent une classification plus précise par leur type de représentation.

Les modèles pour formaliser un problème de planification sont classés en trois grands types :

- les représentations de type **logique** – elles constituent une référence à laquelle la plupart des autres approches se rattachent, notamment en ce qui concerne la formalisation du raisonnement. Cependant, la concision du cadre de représentation logique est à la fois un avantage et un inconvénient dans la mesure où les informations ne sont pas structurées – ainsi, la représentation de type logique ne donne aucune indication de préséance.
- les représentations de type **objet** – elles se sont répandues du fait de leur adéquation avec les langages de programmation orientée objet.
- les représentations de type **graphe** – elles offrent un cadre de représentation mieux structuré. On s'est arrêté à cette représentation à cause de ses niveaux d'interaction bien structurés qui permettent d'introduire plusieurs contraintes ainsi que l'évitement d'obstacles prévus comme des aléas au cours de la montée ou de descente du système ; des phases considérées avec de présence des conditions atmosphériques défavorables. Parmi les approches, on peut citer les réseaux de Pétri [Bar11] et les réseaux bayésiens [Xu05] et [Guo08].

L'approche logique fait généralement référence à une description statique éventuellement révisable, alors que l'approche d'état implique souvent une représentation dynamique, et donc la prise en compte de l'évolution. En effet, la dynamique d'un système est basée par une séquence d'états consécutifs. Le formalisme « état – action » permet d'utiliser l'approche logique dans un cadre dynamique. Les états sont décrits par un ensemble de propositions logiques et une action est un opérateur permettant de passer d'un état à un autre.

Pour réaliser la planification de mission dans cette thèse les algorithmes de type graphe donnent une solution optimale pour présenter la région de vol, pour traiter des différents aléas qui surviennent au cours de la mission avec l'option de générer un chemin à

partir de plusieurs points de passage en évitant les obstacles qui exposent le véhicule au danger. La génération d'un chemin en sécurité pour le système est le résultat final de la planification. Après avoir défini le type de représentations de la planification, l'étape suivante est de préciser les algorithmes de planification de type graphe qui correspondent mieux aux exigences que nous avons exposées.

2.4.2.2 Agents de planification

La planification peut définir l'efficacité d'une mission dans le plan d'organisation d'un « système de planification multiagents » [Rui05]. Dans cette planification tous les agents qui accomplissent différentes tâches communiquent et coopèrent l'un avec l'autre pour réaliser le plan. L'agent responsable de la planification est nommé PMA (Planning Manager Agent). Pour qu'il soit capable de gérer plusieurs activités simultanément – le temps continu d'actualisation pour réaliser une tâche, les ressources et les différentes limitations dans les « systèmes de planification multiagents », il est nécessaire de préciser les composantes du « système de planification multiagents » :

1. L'organisme principal qui gère la planification (PMA) et reçoit les commandes d'un agent positionné dans la station au sol ou d'un autre agent intermédiaire décompose les tâches en sous-tâches. Chaque agent s'occupe d'une seule tâche ou sous-tâche. La sélection des tâches est basée sur la capacité de fonctionnement de chacun de ces agents. PMA est transformé dans un serveur de communication qui sauvegarde l'information en provenance de tous les agents. Si un agent doit communiquer avec les autres, il envoie un message directement à PMA.
2. L'agent de planification (PA) ajoute les tâches reçues par le PMA dans une liste et les exécute l'une après l'autre. Pour la mission d'atteindre un objectif, le PA cherche l'action correcte dans la base de données qui contient des activités importantes. Pendant cette procédure, il est capable de communiquer simultanément avec les autres agents. Le résultat du travail de PA est une représentation d'un plan déjà accompli. Pour faciliter la mission, le terrain d'évolution et d'autres paramètres sont divisés en sous-sections qui sont traitées séparément par la planification.

Les agents font partie également de l'assistance de gestion de vol. Le système de gestion du vol FMA (Flight Manager Assistant) est utilisé dans la gestion des opérations de transport pour les unités des commandes de transport aérien, pour différentes missions où le monitoring des données est indispensable parce que les décisions prises pour une mission peuvent avoir de mauvais effets sur d'autres missions qui se déroulent en même temps.

Le FMA est basé sur deux technologies – le monitoring appliqué aux opérations de commande du système [DimNa10], et un outil qui définit une planification dynamique et réagit aux changements dans l’environnement :

1. le Monitoring ou la surveillance donne l’information des conditions atmosphériques, du trafic aérien, de l’état de système de lancement et permet de prévoir certaines conditions pour une bonne planification.
2. la Planification dynamique des missions offre la possibilité d’élaborer un plan de mission en avance en prenant en compte des scénarios et de prendre en compte les changements dans un plan actuel.

Ces deux groupes de problèmes définissent l’assistance nécessaire pour la commande et ont pour objectifs d’avoir une vue globale du changement de l’environnement et de diriger des actions adéquates. Le système de gestion de vol est responsable de la vérification de tous les paramètres au cours des missions. Dans le cas d’une anomalie, le module de planification doit réaliser un diagnostic et redémarrer la mission. Pour une mission aérienne, ce processus est plus difficile, car une grande quantité des données est disponible pour modifier le plan en temps réel, si possible. Dans ce cas, on peut dire que le monitoring est utilisé pour la planification, mais aussi pour la replanification de missions basée sur une gestion rationnelle. Le monitoring nécessite la gestion de données qui surveille d’échange dynamique d’information et distribue cette information aux agents pour l’exécution des différentes tâches.

Après cette présentation des éléments de gestion de vol, on peut définir les paramètres et critères sur lesquels la planification doit se baser pour assurer une mission réalisable, cela est fait dans les sections suivantes. Tout d’abord, le véhicule aérien a besoin d’un niveau d’autonomie décisionnelle pour prendre les meilleures solutions basées sur l’information de l’environnement. La mise à jour régulière de ce plan implique le développement d’une architecture hybride, intégrant le déclenchement de calculs de nouveaux plans en cas d’aléas et la prise en compte du résultat de ce calcul.

Dans l’architecture de planification du type graphe qu’on va introduire, il y a plusieurs agents qui s’occupent des différentes tâches pour chaque élément de PMA puisse effectuer une mission complète. Les actions que le véhicule doit réaliser sont déterminées par l’algorithme de planification à la base des différentes méthodes.

2.4.3 Méthodes d'évitement d'obstacles

2.4.3.1 Introduction

La résolution du problème de planification dans un environnement encombré par des obstacles ou des zones restreintes et interdites, peut être obtenue par une méthode consistant à assimiler un système de lancement jusqu'à une particule contrainte à se déplacer dans un champ potentiel fictif obtenu par la composition d'un premier champ attractif fait pour présenter l'objectif et d'un ensemble de champs répulsifs qui représentent les obstacles dans l'espace.

Le but de notre travail est notamment de trouver un algorithme qui distingue les trois champs, définit leurs propriétés et trouve de différentes solutions pour les traiter. Les déplacements du système mobile sont alors calculés itérativement par un algorithme du gradient du potentiel obtenu [Ge02]. Un tel concept, introduit par O. Khatib, est utilisé pour la pour un bras manipulateur, et étendu par la suite pour la planification de mouvement. Si une méthode de type potentiel peut être implantée et appliquée en temps réel pour des tâches de manipulation ou de navigation d'un robot mobile, elle reste sensible à l'occurrence de minima locaux engendrant des configurations de blocage ou d'oscillation. Ces minima sont généralement liés à la géométrie et à la répartition des obstacles dans l'espace de travail du robot et surtout aux coefficients de pénalités qui leur sont associés pendant la construction du champ de potentiel.

Afin de remédier à ces problèmes, Barraquand et Latombe [Barr89] proposent d'intégrer à la minimisation du potentiel appliqué à un robot l'exploration d'une représentation hiérarchique de l'espace des configurations. L'évitement ou plutôt la sortie d'un minimum local est effectué par l'application de mouvements aléatoires browniens. Dans le cadre d'une approche par champs de potentiel, un autre type de méthode basé sur le calcul variationnel pour la minimisation des contraintes considère l'ensemble des chemins admissibles. Contrairement à la première méthode où le système mobile est réduit à un point, les méthodes basées sur ce calcul variationnel considèrent que la variable est donnée par une courbe déformable reliant les deux configurations successives. L'évolution de la courbe est définie par la résolution d'un système de n équations correspondant à la discrétisation spatiale de la courbe en n points. La fonctionnelle à minimiser est généralement composée de divers termes, dont un potentiel de non-collision aux obstacles et des critères de continuité et de différentiabilité de la courbe. Enfin, la méthode peut fournir des solutions locales au problème

de minimisation de la fonctionnelle considérée et elle est sensible à la position de la courbe choisie initialement avant le début de la recherche.

Les techniques continues n'ont pas le caractère de généralisation. Elles s'adressent à une catégorie bien particulière de systèmes, systèmes sans dérives, plats et etc. Il arrive parfois que certains systèmes possèdent une dynamique très complexe et non transformable en une forme canonique. Par rapport à cette situation, le problème de planification devient très compliqué à résoudre par les techniques continues. Pour remédier à cette situation, des techniques plus générales et de caractères discrets tels que la Technique de Feuille de route « Road map » [Kav94] et la technique de « Rapidly Exploring Random Tree (RRT) » [LaValle06] ont été développées.

Dans la revue bibliographique qui suit, les algorithmes d'évitement d'obstacles sont classés selon leur nature : les algorithmes des champs potentiels, les approches probabilistes, la technique de « Rapidly Exploring Random Tree (RRT) » et les graphes où la planification de chemin est étudiée le plus souvent à l'aide des algorithmes Dijkstra et A*(A-étoile) [MulPam08], Voronoï [Epp94] ainsi que ceux basés sur la programmation orientée objet [GuaTra04]. On va les présenter en détail dans les sections suivantes ainsi que la solution qu'on a choisie pour les besoins de notre mission de lancement.

2.4.3.2 Algorithme des champs potentiels

Dans la méthode d'évitement d'obstacles par champs de potentiels, on représente le système par une particule qui se déplace suivant un potentiel créé en fonction de l'environnement [Fil11]. Ce potentiel représente différents objectifs pour la mission d'un objet mobile, la présence d'obstacles ou une direction de déplacement préférée. Le chemin récapitulatif est calculé par la somme totale de différentes primitives de potentiels décrivant chacun de ces éléments. Le gradient du potentiel donne, en chaque point de l'espace, présente la direction de déplacement du robot comme c'était déjà montré dans l'introduction. On ne considère pas la valeur absolue du potentiel, mais son gradient. Il est possible de calculer directement en chaque point sa valeur par une somme vectorielle en ajoutant les valeurs finales des différents potentiels primitifs. Pour l'évitement d'obstacles, le potentiel est calculé dans l'espace relatif du véhicule étudié et ne sert qu'à décider de la vitesse et de la direction courante. Il est nécessaire d'estimer le potentiel pour déterminer la position courante du véhicule, en sommant les différents éléments parcourus.

Le principal inconvénient de cette méthode est l'existence, pour certaines configurations d'obstacles de minima locaux du potentiel qui ne permettent pas de décider de la direction correcte à suivre. Pour résoudre ce problème, il est aussi possible d'imposer que le potentiel calculé soit une fonction harmonique, mais les calculs deviennent très complexes. Ces méthodes sont utilisées comme bas niveau dans une architecture hybride.

2.4.3.3 Méthode de fenêtre dynamique

La méthode de la fenêtre dynamique permet, à partir de la perception locale de l'environnement, de sélectionner les paramètres caractérisant les vitesses de translation et de rotation d'un véhicule qui répond à différentes contraintes par exemple l'évitement d'obstacles, le sujet par lequel l'algorithme développé pour cette thèse de doctorat est intéressé [FoxBT97], [Fil11]. Les paramètres des vitesses appliquées produisent une trajectoire circulaire, pour laquelle la satisfaction des différentes contraintes peut être évaluée. À partir de l'évaluation de ces contraintes, la méthode de la fenêtre dynamique permet de sélectionner les caractéristiques les plus pertinentes (qui répondent le mieux aux contraintes). La première contrainte est celle d'évitement d'obstacles. C'est une contrainte complexe au sens où elle est considérée comme binaire contenant deux options « succès » ou « échec » pour éviter les obstacles. Elle est évaluée pour chacune des trajectoires possibles à partir de la perception locale de l'environnement à un instant donné et de la position estimée du véhicule à un pas de temps fixé dans le futur pour la trajectoire courante. Si le véhicule n'a pas rencontré d'obstacles, la contrainte est respectée. Le respect de cette contrainte est reporté dans un graphe des vitesses qui indique, pour chaque trajectoire, si le véhicule va rencontrer un obstacle. Dans ce graphe, il est possible de tracer la fenêtre des vitesses accessibles au prochain pas de temps à partir des vitesses courantes. Cette fenêtre donne le nom à la méthode parce qu'elle permet de prendre en compte la dynamique du porteur. L'étape suivante consiste à prédire d'une telle manière les paramètres des vitesses que le véhicule ne percute pas un obstacle pour assurer un déplacement sans collisions. Pour faire le choix parmi toutes les vitesses possibles au sein de cette fenêtre, il est possible d'utiliser un espace des vitesses accessibles qui s'expriment par une fonction de coût qui représente la somme de plusieurs termes. Ces termes peuvent exprimer sur les vitesses, pour le chemin qui s'éloigne le plus des obstacles, ou pour une estimation de la direction. En minimisant ce coût au sein de la fenêtre sélectionnée, il garantit un déplacement sans rencontrer d'obstacles.

L'utilisation de la fenêtre dynamique est appliquée pour un véhicule autonome qui possède des capacités d'accélération et de décélération limitées. Pour une telle application il ne faut considérer que la cinématique du véhicule, ce qui est n'est pas suffisant pour le suivi de la trajectoire par le système de lancement dont le comportement est étudié dans cette thèse.

2.4.3.4 Technique de « Rapidly Exploring Random Tree (RRT) »

La majeure partie des travaux sur la planification de chemin est basée sur des hypothèses qui ne sont pas valides dans toutes les applications. Dans le cas des systèmes sans dérivées, il est possible de ramener le système à un point désiré en introduisant les entrées de commandes égales à zéro. Cette procédure n'est pas valable pour des systèmes à dynamique complexe, mais elle peut être appliquée pour les systèmes sous-actionnés.

C'est une méthode basée sur la construction de différents segments d'un graphe de navigation qui opère directement sur l'espace d'état. Le principe de fonctionnement est de construire un graphe qui contient l'état initial X_i de la position du véhicule. À chaque itération, un choix aléatoire d'une configuration successive notée X_a est effectué. On sélectionne la configuration X_s , qui représente la configuration la plus proche de X_a , à partir de laquelle, une intégration de la dynamique du système pour un intervalle de temps minimal t est effectuée, sous l'action d'une commande u . Une alternative consiste à sélectionner un ensemble de commandes $u_{i=1 \dots m}$ et à partir de ces commandes on étudie les branches correspondantes aux déplacements du système. De cette manière, la méthode trace différents segments sous forme d'un arbre pour présenter le chemin.

Une autre variante de cet algorithme consiste à étendre deux arbres simultanément, le premier est du côté de la configuration initiale, et le deuxième du côté de la configuration finale. Une fois que les arbres se croisent, cela constitue une condition d'arrêt de cet algorithme. Cette technique s'appelle planification bidirectionnelle.

Les avions sont considérés comme des systèmes dynamiques fortement non linéaires sous-actionnés. La technique RRT n'a pas de convergence aléatoire par rapport à ces propriétés.

2.4.3.5 Planification de type graphe

2.4.3.5.1 Technique de « Feuille de route (Road map) »

« Road map » est une technique de planification basée sur la connaissance a priori d'un réseau de chemins qui saisit la connectivité de l'espace de configuration appelé Feuille de route. Cette méthode procède deux étapes. En premier, la connectivité de l'espace de configuration libre est codée par un graphe de navigation, dont les sommets sont formés par N configurations choisies aléatoirement et les arrêtes sont construites par un planificateur local permettant de relier les k configurations les plus proches par des trajectoires admissibles. Cette étape constitue une phase de prétraitement ou d'apprentissage. En spécifiant les configurations initiales et finales, la deuxième étape consiste alors à raccorder ces deux configurations à la Feuille de route, par des trajectoires admissibles par le biais du planificateur local. Dans ce contexte, le problème de planification de trajectoires se réduit à un simple problème de recherche de chemin dans un graphe. Originellement, cette technique a été développée pour contourner la complexité liée à la présence des obstacles. Un échec peut signifier soit l'absence de solution, soit l'incomplétude du graphe. Pour les systèmes holonomes (intégrable) cet algorithme est probabilistiquement convergent. Ce qui veut dire que si un problème a une solution et si on laisse l'algorithme de tourner assez longtemps, il trouve une solution. Pratiquement, l'algorithme est capable de traiter des problèmes de planification holonome pour des systèmes à grande dimension dans des intervalles de temps intéressants. Malgré le succès que cette technique a connu, son extension vers des systèmes non holonomes ou encore dynamiques reste limitée. Les planificateurs locaux exigent le calcul des chemins canoniques, possible seulement pour une catégorie limitée de robots.

2.4.3.5.2 Technique de A-étoile

Avec le développement des algorithmes du chemin optimal, d'autres algorithmes ont été introduits. L'algorithme de Dijkstra, le plus connu, évalue le coût de mouvement d'un nœud vers tous les autres nœuds dans la direction de l'objectif et établit le coût de mouvement le plus petit qui définit la distance la plus courte comme un coût de connexion entre deux nœuds successifs. On appelle un nœud – l'unité la plus petite qui caractérise les propriétés physiques de la région où la mission est exécutée. Le mouvement est assuré par le déplacement entre les nœuds.

L'algorithme « Best-First-Search », qui est un peu différent de Dijkstra, ajoute la distance estimée entre la position courante du porteur et la position finale.

L'algorithme A* (A-étoile) réunit les avantages des algorithmes de Dijkstra et de « Best-First-Search ». Il n'étudie pas seulement le pas le plus court de chaque déplacement, mais impose aussi que ceci soit fait dans la direction de l'objectif [Jon10]. Nous sommes intéressées par l'efficacité de cet algorithme dans un graphe tridimensionnel pour le lancement. Dans la plupart des cas, pour résoudre le problème du chemin le plus court dans un espace tridimensionnel, le graphe est transformé sous une présentation bidimensionnelle par appliquer l'algorithme A* classique. L'inconvénient de cette technique concerne les passages au-dessus des zones qui font partie du plan de vol où les coordonnées des points sur le chemin coïncident. Ces conditions spécifiques exigent un algorithme qui génère le chemin optimal tridimensionnel pour les différentes altitudes. [Zhao04] présente les problèmes d'application de l'algorithme A* dans un modèle tridimensionnel. Si les unités (les nœuds) peuvent se déplacer sur le chemin, on peut donner à l'algorithme A* l'information pour l'intersection des chemins. Chaque intersection est un nœud dans le graphe et chaque chemin sera déterminé par les arêtes. L'algorithme A* peut trouver le chemin entre deux intersections, qui peut être plus rapide que l'utilisation du maillage. Si le début ou la fin du chemin ne sont pas sur un point d'intersection, ce problème peut être résolu en modifiant le graphe, on ajoute des arêtes entre ces points et les intersections les plus proches. Après la génération du chemin, on supprime les nœuds et les arêtes supplémentaires du graphe, le graphe est prêt pour être utilisé pour l'appel suivant de l'algorithme A*. Une arête peut représenter la ligne droite ou un virage, mais il n'est pas possible de représenter les deux en même temps. Sur le virage on peut mettre aussi des limitations, par exemple seulement des virages à droite ou à gauche pour chaque nœud. Dans ce cas, il est possible de faire des combinaisons avec les différents nœuds. Chaque arête est un virage suivi par une ligne droite. Il faut éviter deux virages successifs à droite ou à gauche pour ne pas passer par un même point de passage et la même arête. Un graphe de recherche d'un chemin donne des sommets pour chaque position et une arête pour chaque mouvement possible d'une position vers une autre position adjacente. Il n'est pas obligatoire que les arêtes soient situées entre des sommets adjacents. Le saut de connexions est une arête entre des sommets qui ne sont pas adjacents. Cela représente un chemin plus court entre ces points. Le résultat de tous les algorithmes de planification est une suite de points de passage.

Les algorithmes pour trouver le chemin optimal utilisent souvent des graphes qui représentent un ensemble de sommets représentant eux-mêmes par les connexions entre ces

éléments. Les graphes peuvent exister dans l'espace bidimensionnel ou tridimensionnel. Une région de mission qui dans la théorie est appelée souvent « carte » ou « map » est construite des nœuds définis par ces sommets qui, dans l'algorithme de planification du chemin, représentent le centre de chaque élément du graphe. Les éléments adjacents dans l'espace sont souvent de mêmes dimensions et formes. Chaque élément qui contient un point de passage potentiel sur le graphe s'appelle cellule.

Le point de passage est un point spécifique pour chaque chemin et pour chaque carte. Le point de passage peut être introduit manuellement ou généré automatiquement. Dans le plan réel en changeant les conditions de l'environnement, on peut ajouter entre temps des nouveaux points d'objectifs que l'algorithme est capable d'exécuter. Le saut des connexions est utilisé entre les points générés pour augmenter leur rendement. Il est possible de faire un changement entre un mouvement aléatoire jusqu'au premier point de passage déterminé par l'algorithme A* et de connecter deux chemins de différentes origines pour atteindre l'objectif.

Une autre proposition intéressante est d'utiliser les sommets des cellules adjacentes [Amit06], c'est la moitié de chaque côté du sommet de la cellule dans le maillage qui fait partie du plan d'action c'est-à-dire que la nature de la « carte » est maillée. L'avantage de cette formation des nœuds est qu'on utilise les côtés communs des cellules dans le maillage pour construire la « carte ».

2.4.3.5.3 Définition de maillage et type de mouvements

Le maillage est composé par plusieurs éléments appelés « cellules », souvent des carrés, triangles ou hexagones. Le maillage représente une logique de connexions entre les cellules. Les algorithmes de Dijkstra et « Best-First-Search » fonctionnent en visitant les sommets des cellules dans le graphe en commençant au point initial du chemin. La recherche commence avec le sommet le plus proche qui n'est pas encore examiné parmi l'ensemble des sommets. Cette recherche continue jusqu'à atteindre le point final. L'algorithme de Dijkstra trouve le chemin le plus court du point initial vers le point d'objectif jusqu'à ce qu'aucun point de passage ne possède un coût négatif. L'algorithme « Best-First-Search » fonctionne de la même manière sauf qu'il possède une estimation heuristique de la distance entre la position finale d'objectif et chaque sommet. À la place de choisir le sommet suivant le plus proche du sommet du point initial, il choisit le sommet le plus proche de l'objectif. L'algorithme « Best-First-Search » ne donne aucune assurance que le chemin trouvé est le chemin optimal, mais il est plus rapide que celui de Dijkstra. En présence d'un obstacle concave entre la position initiale et l'objectif, l'algorithme de Dijkstra sera moins rapide, mais

il va trouver le chemin le plus court ; par contre, l'algorithme « Best-First-Search » qui se déplace dans la direction de l'objectif risque de se tromper et de rentrer dans l'obstacle : finalement, il va trouver l'objectif, mais avec un chemin plus long que prévu. Dans ce cas, l'algorithme A-étoile trouve la meilleure solution pour le chemin le plus court même en présence d'obstacles et de régions interdites au vol. Au lieu de représenter les obstacles avec des polygones, on peut représenter les secteurs possibles à traverser par l'avion avec les polygones, un maillage est également appelé un maillage de navigation. Les différents secteurs peuvent avoir des informations supplémentaires attachées à eux. Des obstacles n'ont pas besoin d'être stockés dans cette représentation. Nous pouvons alors les traiter de la même manière que le maillage. Comme dans un maillage classique, on a le choix d'utiliser des centres, des arêtes, ou des sommets de polygones-cellules comme points de navigation. On peut déterminer plusieurs types de mouvements entre les éléments du graphe.

2.4.3.5.3.1 *Mouvements polygonaux*

Dans le maillage [Amit06], le centre de chaque polygone fournit un ensemble de nœuds pour le graphe de recherche d'un chemin. On introduit les nœuds-objectifs pour le début et la fin du chemin, on utilise toute la surface du centre du polygone ou de chaque cellule (1) pour déterminer le nœud successif (2) qui sera la solution pour déterminer le chemin. Dans ce cas le mouvement est déterminé par le déplacement du véhicule aérien entre les différents éléments de la carte.

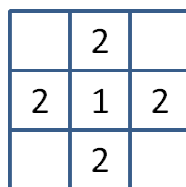


Figure 10 : Mouvement par case

2.4.3.5.3.2 *Mouvement par arête*

On peut se déplacer sur les arêtes entre les polygones adjacents. On sélectionne plus de points le long de l'arête pour produire un meilleur chemin. Avec le mouvement par arête, le chemin va être suivi directement d'une arête vers une autre (fig. 11).

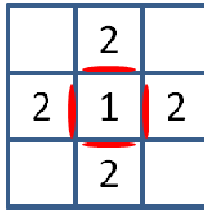


Figure 11 : Mouvement par arête

2.4.3.5.3.3 *Mouvement de sommet*

Le chemin le plus court autour d'un obstacle est possible en exécutant le virage cette fois-ci autour d'un sommet. Dans ce cas, on peut utiliser des sommets pour la représentation polygonale de la carte. Nous pouvons utiliser des sommets dans la maille de navigation. Il suffit de faire un mouvement d'un sommet vers un autre. Quand on doit contourner un obstacle derrière lequel se trouve l'objectif de la mission, le chemin doit passer par le sommet de l'obstacle. En se basant sur les sommets des obstacles les plus proches, souvent le chemin déterminé par ce type de mouvement n'est pas correct.

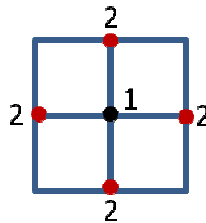


Figure 12 : Mouvement par sommet

2.4.3.5.3.4 *Mouvement hybride*

Un mouvement hybride utilise également les centres et les sommets d'arêtes pour déterminer le mouvement. Le résultat peut être un chemin réalisable par le véhicule. Les mouvements représentent une combinaison entre les mouvements entre les cellules, les arêtes et les sommets.

2.4.3.5.3.5 *Cartes polygonales*

Si la « carte » est très grande, le coût de mouvement à travers un grand champ est uniforme et les unités peuvent être déplacées sur une ligne droite. L'utilisation du maillage n'est alors pas obligatoire. Un graphe qui n'est pas maillé est utilisé pour certaines parties de la carte, mais pour les autres, une application d'un maillage est toujours possible. Les cartes polygonales sont initialisées dans la base de données de l'algorithme A*, il a besoin de

connaître les points connectés dans le graphe, c'est une information déduite des points de navigation.

On utilise le mouvement par sommet pour que les unités se déplacent dans la carte. Le chemin le plus court sera entre les centres des cellules. Pour l'algorithme A^* , les mouvements peuvent être verticaux et horizontaux, ou diagonaux. Le choix par défaut est un mouvement jusqu'au centre de la cellule adjacente. Ainsi, ces sommets seront des points de navigation autour desquels A^* va s'orienter ; ceux-ci peuvent être calculés avec chaque changement de la carte. Si les obstacles sont alignés sur le maillage, les points de navigation seront alignés avec les sommets du maillage. Le point de début et le point final doivent être générés dans le graphe ; ceux-ci sont ajoutés une fois à A^* . L'algorithme regarde chaque paire de points pour deux cellules adjacentes et décide si la ligne droite entre ces deux points doit être ajoutée comme un élément du chemin optimal. Puisque le début et la fin des points de navigation existent dans le graphe, on peut utiliser la ligne de vue (*line-of-sight*) pour déterminer la première connexion entre le nœud de départ et le nœud successif. Pour éviter cette complexité dans le calcul, la distance entre les obstacles peut être considérée dans des régions polygonales. Cette action confirme la nécessité d'utiliser la navigation par mailles.

2.4.3.6 Algorithme A^* hiérarchique

Les éléments de carte appelés cellules sont représentés sur plusieurs niveaux où le véhicule se déplace dans l'espace. La recherche est effectuée entre ces différents niveaux. Pour la mission de lancement, les niveaux sont déterminés par les contraintes dynamiques. C'est le temps nécessaire pour atteindre un objectif et la vitesse associée à ce point. Dans la recherche heuristique, on peut considérer l'utilité ou le coût pour chaque état dans l'espace. Pour les missions en temps réel il est difficile de formuler ces problèmes en minimisant un seul critère. Dans la plupart des cas, on utilise un ensemble de contraintes qu'on exige de satisfaire.

2.4.3.7 Algorithme de Stentz (D^*)

L'algorithme D^* est basé sur l'algorithme A^* , mais appliqué aux environnements dynamiques, lorsqu'on a une connaissance complète de l'environnement au début de la mission. L'algorithme D^* est un algorithme qui propose une solution dynamique pour les missions au cours desquelles le coût du chemin varie. L'algorithme D^* utilise deux fonctions :

- La première calcule les coûts du chemin optimal jusqu'au nœud successif : cette fonction est développée d'une manière itérative jusqu'à la solution finale. Le véhicule aérien se dirige sur l'itinéraire jusqu'au nœud successif.
- La deuxième fonction corrige les coûts et place les nœuds affectés, s'ils existent dans la liste des nœuds courants.

Le changement de coût est effectué jusqu'à ce que tous les nœuds correspondants au critère (c.-a-d. que leur fonction d'évaluation sont supérieures à celle calculée sur le nœud ou le changement a été détecté) soient modifiés.

2.5 Conclusion

La technique de planification de mission analysée dans ce chapitre détermine une planification prédictive utilisée en ligne pour une replanification de mission. Pour intégrer tous les paramètres de la planification, il faut considérer les conditions internes et externes également d'une manière prédictive. On appelle cette étape préplanification. Les conditions internes dépendent du véhicule et introduisent la modélisation du porteur qui est l'objet du chapitre suivant avec la cinématique et la dynamique du système de lancement. Les conditions externes sont les perturbations en provenance d'un environnement statique et prévisible. Pour prévoir les ressources de véhicule aérien, on peut calculer le temps nécessaire pour exécution l'algorithme de préplanification.

La planification considère les contraintes temporelles pour l'exécution de différentes tâches dans un environnement non stationnaire. Les tâches représentent les objectifs importants pour la mission que le porteur doit atteindre pour effectuer les phases de mission et le lancement de la charge utile. Pour atteindre les objectifs, il faut générer une séquence de points de passage par lesquels le système doit passer pour suivre le plan de vol. Dans la replanification on met à jour l'information actuelle en provenance de l'environnement.

Pour réaliser ces étapes, le système a besoin d'une architecture de planification. Nous nous sommes arrêtée à l'architecture de type « MOCEF », une architecture hybride qui est introduite dans les modules de Guidage, Navigation et Commande avec l'option d'une planification de séquentiel (fig. 7).

L'architecture donne la méthode de planification avec les modules correspondants de l'autonomie décisionnelle du véhicule autonome. La méthode est représentée de différentes manières. Pour faciliter le traitement de l'environnement pour cette mission de lancement, on utilise une présentation de type graphe. Pour la planification prédictive en ligne, intégrée dans

l'architecture du système, un algorithme de planification parmi plusieurs algorithmes connus est choisi. C'est l'algorithme A* (A-étoile), une technique de génération de points de passage qui assure la plus courte interconnexion entre deux points de passages consécutifs en direction d'un point final et produit un chemin optimal en évitant différents obstacles appartenant à l'environnement. Dans les chapitres suivants, on va déterminer les paramètres des conditions internes et externes qui participent dans le fonctionnement de cet algorithme. Tout d'abord, la cinématique et de la dynamique du système de lancement et sa charge utile sont étudiées dans le chapitre III Modélisation.

Chapitre III

3 MODÉLISATION

3.1 Introduction

La modélisation d'un véhicule aérien capable d'exécuter une mission de lancement nécessite la prise en compte de plusieurs éléments importants. Pour décrire le déplacement du système, nous avons besoin de connaître son modèle cinématique et dynamique, ainsi que ses coefficients aérodynamiques. Les limitations dynamiques jouent un rôle important dans les priorités de la planification de mission, dans la génération de la trajectoire et son suivi. L'objectif de ce chapitre est d'introduire une modélisation qui est adaptée à la gestion du vol atmosphérique au cours d'une mission de largage de lanceur par l'avion porteur. On va commencer par certaines notions de mécanique du vol nécessaire pour comprendre les forces agissantes sur l'engin, leur origine ainsi que leurs caractéristiques. Le système de lancement évolue dans l'espace par rapport à certains référentiels qui seront ensuite introduits dans ce manuscrit. Le déplacement du véhicule aérien est décomposé en différentes phases de construction du profil de mission. On va s'arrêter plus particulièrement sur la phase de largage, les caractéristiques de cette phase de séparation et l'interaction entre les différents étages. L'évolution du véhicule aérien dans l'environnement exige de considérer les conditions atmosphériques de chaque strate traversée par le système pour accomplir la mission et leurs propriétés. Suivra immédiatement, une conclusion intermédiaire qui permettra alors d'analyser les hypothèses globales des conditions prises en compte pour déterminer les modèles cinématiques et dynamiques. Ces modèles représentent le comportement du véhicule aérien et plus précisément le choix de modélisation pour la mission de largage qui nous intéresse ici. Toutes ces caractéristiques vont déterminer les paramètres de performance de l'avion-porteur, représentant le premier étage du système de lancement. Le lanceur est considéré comme ayant une masse significative par rapport à l'avion porteur et est attaché sur l'axe de symétrie de la configuration aérienne.

3.2 Mécanique du vol

La mécanique du vol décrit le mouvement du véhicule dans l'environnement aérien où le système de lancement sera soumis à un certain nombre de forces qui déterminent son comportement au cours de sa mission de largage.

Les forces agissantes sur l'avion-porteur et son lanceur sont de trois types :

- La force de pesanteur ou le Poids P (fig.13) – qui s'exerce suivant l'axe vertical local. La force de pesanteur est présentée selon l'équation 1 où la

masse totale du système de lancement est la somme de la masse du porteur m_p et la masse du lanceur m_l et g est l'accélération de la pesanteur.

$$P = (m_p + m_l)g \quad \text{eq 1}$$

- La poussée des moteurs ou la force de propulsion T . Pour le système de lancement étudié ici, on considère que la poussée provient des deux moteurs du porteur. Pour chaque moteur, la force de poussée délivrée résulte de l'éjection par la tuyère d'une certaine masse de gaz à vitesse élevée. Elle est égale à la résultante des forces de pression exercée sur les parois intérieures et extérieures du moteur par les gaz de combustion éjectés par les tuyères et l'atmosphère ambiante ;
- La force aérodynamique F_a . Par définition, les composantes de la force aérodynamique, parallèle au vecteur vitesse (fig.13) de trainée D (parallèle à la direction moyenne de l'écoulement) et la composante perpendiculaire au vecteur vitesse s'appelle la portance qu'on note L (perpendiculaire à la direction moyenne de l'écoulement, dans le plan vertical de la surface extérieure de l'aile). Elles sont issues du déplacement de l'engin dans le flux d'air. La résultante de la force aérodynamique est donc présentée sous la forme vectorielle dans l'équation suivante:

$$\vec{F}_a = \vec{D} + \vec{L} \quad \text{eq 2}$$

Les forces de portance et de trainée sont définies par les paramètres aérodynamiques suivants :

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} C_L(M, \alpha) \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} C_D(M, \alpha) \quad \text{eq 3}$$

où A_{ref} est la surface de référence du fuselage ou surface alaire de l'avion, C_L et C_D sont respectivement les coefficients de portance et de trainée, fonction du nombre de Mach M (le rapport entre la vitesse du véhicule et la vitesse de propagation du son dans l'environnement considéré) et de l'angle d'incidence α – l'angle entre la direction de vecteur vitesse V et l'axe horizontal de l'avion. Les forces aérodynamiques dépendent également de la masse volumique ρ de l'air elle-même fonction de l'altitude z . Elle utilise approximativement un modèle exponentiel sous la forme $\rho = \rho_0 e^{-\kappa z}$ où ρ_0 est la masse volumique de l'air au niveau de la mer et κ est l'échelle de la densité atmosphérique.

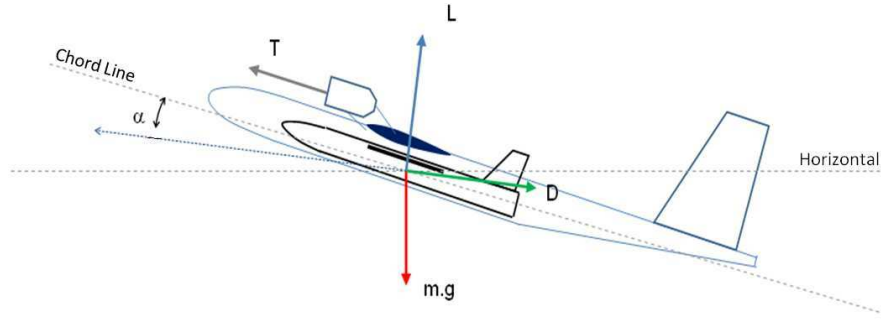


Figure 13 : Forces agissantes sur le système de lancement ainsi que l'angle d'incidence α

Généralement, le coefficient de portance est une fonction linéaire et le coefficient de traînée est une fonction quadratique de l'angle d'incidence :

$$\begin{aligned} C_L(M, \alpha) &= k_{L_0}(M) + k_{L_1}(M)\alpha \\ C_D(M, \alpha) &= k_{D_0}(M) + k_{D_1}(M)\alpha + k_{D_2}(M)\alpha^2 \end{aligned} \quad \text{eq 4}$$

où k_{L_0} , k_{L_1} , k_{D_0} , k_{D_1} et k_{D_2} sont les coefficients caractéristiques de l'engin étudié.

De l'estimation des paramètres aérodynamiques du système de lancement on peut déduire en particulier la valeur du facteur de traînée K , selon l'équation qui suit où apparait le coefficient de la force de traînée à portance nulle C_{D_0} en fonction de l'efficacité aérodynamique E_{\max}^2 :

$$K = \frac{1}{4C_{D_0} E_{\max}^2} \quad \text{eq 5}$$

À partir des deux forces de portance et de traînée, on peut définir la finesse qui caractérise la qualité aérodynamique de l'engin comme étant le rapport entre les coefficients de portance et de traînée pour une vitesse constante :

$$f = \frac{C_L(M, \alpha)}{C_D(M, \alpha)} \quad \text{eq 6}$$

Pour un avion à voilure fixe et pour une vitesse donnée, la finesse est égale au rapport entre la distance horizontale parcourue et une perte d'altitude unitaire, à vitesse constante et sans force de poussée, en air calme, ou encore au rapport entre la vitesse horizontale et la vitesse verticale. Pour un avion, la finesse varie en fonction de l'angle d'incidence α qui apparait dans l'équation 6.

L'avion est soumis à ces forces qui déterminent sa position et son orientation dans l'espace par rapport aux différents repères. Dans la section suivante, on définit les repères en introduisant certaines hypothèses concernant l'environnement dans lequel le véhicule aérien évolue.

3.3 Définition des systèmes de coordonnées

Dans la modélisation des avions, on utilise un système de coordonnées lié à un corps rigide qui est ici l'avion-porteur. Dans ce cas la direction de déplacement sera influencée par la présence de vent et le mouvement du système de lancement ne sera pas le même que dans le cas d'un mouvement relatif de l'objet à la surface de la Terre. On peut définir quatre systèmes de coordonnées qui représentent le déplacement du système de lancement :

1. Repère *NED* (North-East-Down) – (fig. 14) [RPA92]. ($O x y z$) C'est un repère dont l'origine est le centre de gravité de l'avion. Les axes sont orientés selon des directions géodésiques déterminées à la surface de la Terre. L'origine O est fixe par rapport à la Terre. L'axe x est orienté vers la direction Nord par rapport à la surface de la Terre. L'axe y est orienté vers la direction Est par rapport à surface de la Terre. L'axe z est orienté suivant la verticale descendante dans un sens inverse de la normale \vec{n} pointée vers l'extérieur. Dans le cas d'un vol à une altitude constante au-dessus de la surface terrestre on peut déterminer une valeur de z constante [Bon05].

Ces paramètres déterminent un point sur la Terre défini par trois axes d'orientation géographique :

- 1^{er} axe géographique : vers le Nord qui possède un vecteur unitaire \vec{n} sur l'axe x
- 2^{ème} axe géographique : vers l'Est, avec son vecteur unitaire \vec{e}
- 3^{ème} axe géographique : vers le centre de la Terre au long du vecteur de gravité, dont le vecteur unitaire \vec{d}

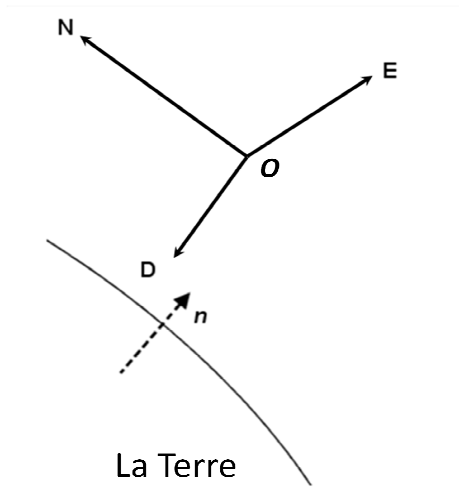


Figure 14: Repère NED

2. Repère géographique (RG) local ou de navigation (E, x_h, y_h, z_h) : il se déplace à la surface de l'ellipsoïde terrestre en même temps que l'avion, son origine E est le centre de gravité d'avion sur l'ellipsoïde. Dans le RG on considère deux paramètres importants qui définissent la position :
 - la longitude l sur la surface terrestre définie par l'angle entre le vecteur du rayon à partir du centre de la Terre vers un point sur sa surface du plan équatorial ;
 - la latitude λ sur la surface terrestre définie par l'angle entre le vecteur normal de la surface \vec{n} et le plan équatorial.

3. Repère inertiel (RI) noté (O_1, x, y, z) : il est centré sur la Terre, et situé au niveau de la mer, le plan xz est le plan vertical. C'est une approximation permettant que les forces dues à la rotation de la Terre soient négligées. L'origine de ce repère O_1 peut être la position initiale du véhicule aérien.

4. Repère mobile de l'avion (RB) noté (O_2, x_b, y_b, z_b) (fig.16) est fixé par rapport à l'orientation et le déplacement du véhicule aérien. Son origine O_2 est située au centre de gravité de l'avion, l'axe x_b est dirigé respectant l'axe de symétrie longitudinal, l'axe y_b est choisi comme trièdre de référence (perpendiculaire à l'axe x_b), l'axe vertical de l'avion et z_b est l'axe perpendiculaire du plan (x_b, y_b) de la voilure dirigé vers l'intrados du corps. RB est déterminé par :

- Degrés de liberté translationnels : le déplacement du véhicule suivant les axes x , y et z .
 - Degrés de liberté rotationnels : l'orientation de l'engin est définie par les trois angles d'Euler. Nous privilégions la notation classique en aérodynamique (RTL : roulis, tangage, lacet) pour les angles d'Euler (φ est l'angle de rotation suivant l'axe x , θ est l'angle de rotation suivant l'axe y , ψ l'angle d'orientation suivant l'axe z).
5. Repère aérodynamique (RA) dont l'orientation est liée à la masse d'air dans laquelle évolue l'avion, ayant pour origine le centre de gravité de l'avion, il est noté (O_3, x_w, y_w, z_w) . Il représente les axes de vent relatif qui se déplacent avec l'avion et dont l'orientation est définie par la vitesse du vent. L'axe x_w coïncide avec le vecteur de vitesse \vec{V} - la vitesse de l'avion par rapport à l'atmosphère et sa direction, x_w n'est pas positionné obligatoirement dans l'axe de symétrie ; y_w est perpendiculaire à l'axe x_w ; z_w est perpendiculaire au plan (x_w, y_w) . Si le vent relatif change de direction, l'orientation des repères de vent change aussi. REA est déterminé par :
- Degrés de liberté translationnels : le déplacement du véhicule suivant les axes x_w , y_w et z_w .
 - Degrés de liberté rotationnels : l'orientation de l'engin est définie par les trois angles : σ - l'angle d'inclinaison latérale de l'avion qui représente la rotation suivant l'axe x_w , γ - l'angle de pente qui est la rotation suivant l'axe y_w , χ - l'angle de cap, la rotation autour l'axe z_w). De cette manière, on peut faire l'approximation suivante notamment que les trois angles de rotation d'Euler (φ , θ , ψ) sont associés avec ces trois angles d'orientation : l'angle de cap, de pente et d'inclinaison latérale (χ , γ , σ) dans les repères aérodynamiques RA. En navigation, l'angle de cap χ est la direction, suivie par le système de lancement, définie par un angle par rapport au Nord géographique. Cet angle est exprimé en degrés, de 0 à 360 °, à partir du Nord géographique dans le sens des aiguilles d'une montre (sens trigonométrique inverse). L'angle de cap χ est aussi appelé angle de lacet de la vitesse. L'angle de la pente γ correspond à l'angle de tangage de la vitesse.

Le choix des repères facilite l'analyse des équations de translation, par exemple pour faire une analyse des essais aérodynamiques en soufflerie d'un profil d'aile, la référence naturelle est exprimée dans le repère aérodynamique. C'est le choix fait pour présenter la modélisation du système de lancement aéroporté autonome.

3.4 Matrices de transformation entre les systèmes de coordonnées

3.4.1 Passage du repère RB par rapport au repère RI

La transformation du repère mobile d'avion RB par rapport au repère inertiel RI est effectuée avec les angles de rotation de roulis, de tangage et de lacet (φ , θ , ψ) respectivement autour les trois axes x , y et z (fig.15).

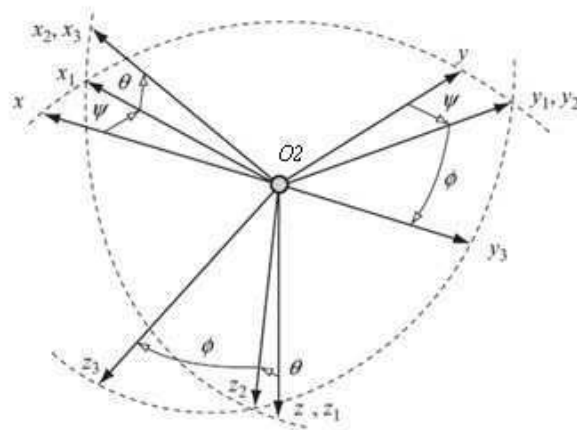


Figure 15: Les angles d'orientations de roulis, de tangage et de lacet d'Euler (φ , θ , ψ)

La matrice de transformation entre le repère mobile de l'avion RB et le repère inertiel en utilisant les angles d'Euler est présentée comme suit :

$$[DCM]^{BI} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \varphi \sin \psi + \sin \varphi \sin \theta \cos \psi & +\sin \varphi \sin \psi + \cos \varphi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \varphi \cos \psi + \sin \varphi \sin \theta \sin \psi & -\sin \varphi \cos \psi + \cos \varphi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix}$$

eq 7

3.4.2 Passage du repère RG par rapport à un repère NED

Pour passer des coordonnées dans le repère géographique (RG) aux coordonnées par rapport au repère de la Terre NED, on applique la matrice de transformation directe contenant les deux paramètres de position géographique longitude l et latitude λ :

$$[DCM]^{GE} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda \cos l & -\sin \lambda \sin l & \cos \lambda \\ -\sin l & \cos l & 0 \\ -\cos \lambda \cos l & -\cos \lambda \sin l & -\sin \lambda \end{bmatrix} \quad \text{eq 8}$$

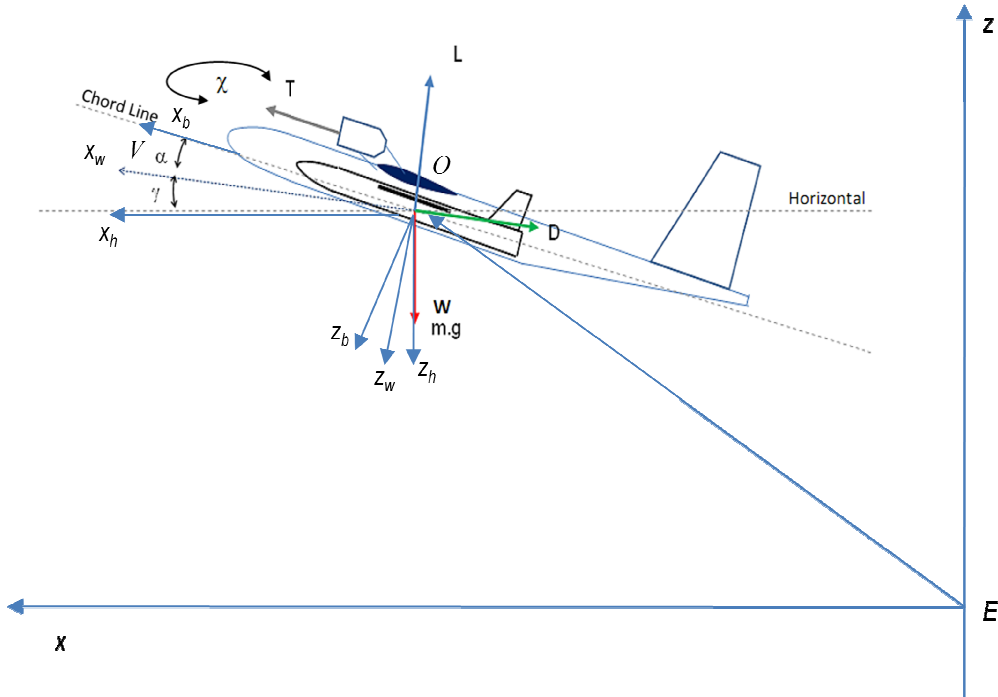


Figure 16: Orientations et forces agissantes sur le système avion-lanceur

On définit la vitesse V relative de l'avion c'est-à-dire par rapport au repère aérodynamique

sous la forme classique suivante $V = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$ avec les trois composantes u , v et w autour des trois

axes de RA. On peut déduire les équations pour l'orientation par rapport au plan géographique avec l'angle de pente γ que nous avons déjà mentionné et l'angle de cap χ qui peuvent être exprimés par les composantes de la vitesse sur les trois axes dans le repère aérodynamique par rapport à surface de la Terre:

$$\chi = \arctan \frac{v}{u} \quad \gamma = \arctan \frac{-w}{\sqrt{u^2 + v^2}} \quad \text{eq 9}$$

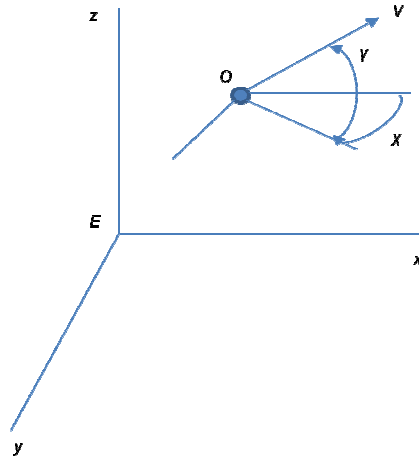


Figure 17: Définition de l'angle de cap et de la pente

L'angle de cap χ est mesuré entre la direction Nord et la projection du vecteur-vitesse \vec{V} dans le plan tangentiel local, alors que l'angle de la pente γ est mesuré entre la direction verticale de \vec{V} et le plan tangentiel local dans la référence aérodynamique (fig.17) ou entre l'horizontal et la direction suivie, comptée positivement en montée.

3.4.3 Transformation de RA par rapport à NED

Le repère aérodynamique RA est obtenu par deux rotations d'angle γ et d'angle χ du repère NED. On a ainsi la relation :

$$[DCM]^{WE} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ (\sin \sigma \sin \gamma \cos \chi - \cos \sigma \sin \chi) & (\sin \sigma \sin \gamma \sin \chi + \cos \sigma \cos \chi) & \sin \sigma \cos \gamma \\ (\cos \sigma \sin \gamma \cos \chi + \sin \sigma \sin \chi) & (\cos \sigma \sin \gamma \sin \chi - \sin \sigma \cos \chi) & \cos \sigma \cos \gamma \end{bmatrix} \text{ eq 10}$$

Dans le cas d'un vol symétrique où l'angle d'inclinaison latérale σ est nul une simplification de la matrice de transformation est possible :

$$[DCM]^{WE} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \\ \sin \gamma \cos \chi & \sin \gamma \sin \chi & \cos \gamma \end{bmatrix} \text{ eq 11}$$

3.4.4 Passage du repère RB au repère RA

Les équations du modèle dynamique sont obtenues en établissant les lois d'équilibre des forces dans le repère RA. Généralement, le vecteur de vitesse relative est orienté par

rapport au fuselage avec l'angle d'incidence α et l'angle de dérapage β . RB coïncide avec RA après la rotation des angles d'incidence α qui est l'angle entre la direction du vecteur vitesse et l'axe horizontal de l'avion, et l'angle de dérapage β (angle compris entre le plan de symétrie de l'avion et la direction définie par l'axe x du repère aérodynamique appelée vitesse relative). Ces angles sont utilisés pour représenter l'orientation du vecteur de vitesse par rapport au système de coordonnées mobiles de l'avion RB aussi défini en fonction des composantes de la vitesse par rapport aux trois axes du système de lancement :

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \quad \beta = \arctan \frac{v}{V} \quad \text{eq 12}$$

La matrice de transformation du repère de vent par rapport aux repères de l'avion est donnée par la matrice :

$$[DCM]^{WB} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad \text{eq 13}$$

Pour un vol symétrique, le référentiel aérodynamique RA est un cas particulier du repère RB orienté autour l'axe y_b avec l'angle d'incidence α (montré sur fig. 16), lorsque l'axe x_w est aligné avec le vecteur de vitesse V . Dans ce cas le plan (x_w, z_w) est parallèle au plan de symétrie de l'avion et les axes y_w et y_b coïncident. Le vecteur de vitesse V coïncide avec l'axe x et sa projection sur les axes y et z est nulle. Si le vecteur de vitesse est dans le plan de symétrie de l'avion, l'angle de dérapage β qui est l'angle de rotation autour de l'axe central de l'avion par rapport à la direction d'un vent relatif est nul. En vol dynamique, β est positif quand le vent relatif vient du côté droit du nez de l'avion. C'est un des paramètres qui maintient la stabilité de la direction prise par le véhicule aérien.

3.4.5 Angle de tangage (Angle d'assiette)

Une relation entre l'angle d'incidence et la pente détermine l'angle d'assiette θ qui correspond à l'angle de tangage défini entre l'horizontale et l'axe de fuselage, nommé « chord line » sur la figure 16. La somme de l'angle d'incidence et de l'angle de pente donne la valeur de l'angle d'assiette :

$$\theta = \alpha + \gamma \quad \text{eq 14}$$

Toute modification d'un de ces deux angles provoquera un changement de l'angle d'assiette. Par exemple pour une même position des gouvernes, une action sur la manette des gaz fera varier l'angle d'assiette. Réduire le régime du moteur fera baisser le nez du porteur, ou au contraire, augmenter la poussée fera lever le nez de l'avion-porteur. Il existe pour chaque avion une assiette optimale pour la configuration de croisière associée à l'altitude pour chaque phase du vol ce qui permet d'utiliser au mieux le carburant disponible.

3.4.6 Variables d'état

À partir de toutes ces définitions présentées ci-dessus, on peut déterminer les variables d'état couramment utilisées:

- Trois variables pour la position du centre de gravité O_I : (x, y, z) , coordonnées dans le repère inertiel RI
- Trois variables pour la vitesse propre V de l'avion-porteur :
 - o (u, v, w) – vitesse du centre de gravité du porteur de V dans le repère de l'avion RB ;
 - o (V, α, β) – la vitesse, les angles d'incidence et de dérapage dans le repère aérodynamique RA.
- Trois angles d'orientation d'Euler :
 - o (φ, θ, ψ) : orientation du repère de l'avion RB par rapport au repère inertiel RI
 - o (σ, γ, χ) : orientation du repère aérodynamique par rapport au repère inertiel RI

Le choix des variables d'état utilisées s'est fixé sur les paramètres : $(x, y, z, V, \gamma, \chi)$ parce qu'ils sont les mieux adaptés à notre étude. Ils considèrent la présence du vent et cela est exprimé dans le repère aérodynamique. Ces variables sont utilisées pour déterminer les modèles cinématique et dynamique présentés dans les sections suivantes.

3.5 Lancement aéroporté autonome

3.5.1 Profil de mission

La prévision et le calcul des paramètres de chaque phase de la mission présentée sur la figure 6 font appel à des règles de conception simplifiées (les phases de décollage et d'atterrissage devraient être effectuées manuellement par un opérateur) [DPRS05]:

- **Le décollage** se caractérise par une *vitesse minimale ou vitesse de décrochage* : Elle est croissante entre la valeur de la vitesse de décrochage jusqu'à la valeur de la vitesse de finesse maximale, puis décroissante au-delà. La vitesse de décrochage est déterminée par le coefficient de la force de portance L maximale et de la surface de référence de l'avion A_{ref} avec un rapport entre le poids et la surface de référence et l'altitude. La vitesse de décollage est l'une des caractéristiques principales dans l'analyse des performances d'un avion. Les vitesses de décollage et d'atterrissage doivent être supérieures à la vitesse de décrochage pour assurer un décollage ou respectivement un atterrissage en toute sécurité. Une autre caractéristique importante est la *distance de décollage* : c'est la distance nécessaire que l'avion doit parcourir avant de décoller. Le décollage inclut également la distance horizontale nécessaire pour que l'avion atteigne une certaine altitude de sécurité. Pendant la phase d'accélération au sol, en plus des quatre forces agissant sur l'avion $-L, D, T, P$ et la force de frottement s'ajoutent comme une réaction de contact entre les pneus du train d'atterrissage et le sol. Le suivi d'une hélice [Bou06], ou la poussée d'un réacteur résulte du bilan des quantités de mouvement amont et aval. La *poussée requise* est la poussée minimale que doit générer le moteur pour compenser la traînée de l'avion afin de le maintenir à une vitesse et à une altitude donnée. Elle est calculée en supposant que l'avion est en vol horizontal stationnaire équilibré. La poussée requise dépend de la vitesse d'avancement, l'altitude, du poids du système de lancement et de sa surface de référence. Dans les conditions d'un vol équilibré, la poussée requise est égale à la traînée de l'avion.
- **La montée** : cette phase est définie par son altitude finale ainsi que la *pente maximale* de la trajectoire que l'avion porteur est capable de suivre pendant la montée caractérisée par l'angle de pente par rapport à la trajectoire qui est proportionnelle à la finesse de l'avion. Pour avoir une pente optimale pour la montée, on doit maximiser la finesse de l'avion en veillant à ce qu'il n'ait pas tendance à perdre d'altitude. La pente γ a une valeur croissante.
- **La croisière Aller** : représente le passage transitoire entre la fin de la phase de *Montée* et l'entrée dans la zone adoptée pour effectuer la mission de séparation. Une fois que la zone convenable pour le lancement est atteinte, l'altitude et la vitesse sont stabilisées à une valeur constante. C'est une phase significative qui prépare les paramètres convenables pour l'entrée de l'avion porteur dans la région de lancement.

- **La zone de séparation** : le lancement doit avoir lieu à une altitude et nombre de Mach constants. Cette étape est caractérisée par les conditions finales de la Croisière Aller. Toutes les conditions doivent être réunies pour un lancement minimisant les risques, de la durée d'accélération jusqu'à la vitesse désirée pour le largage et sur la durée d'éloignement du lanceur. La *poussée disponible*, caractéristique de cette zone, est la poussée maximale fournie par les moteurs. Elle dépend de l'élément de propulsion qui produit la *vitesse maximale* opérationnelle de l'avion et qui peut être déterminée graphiquement par l'intersection des données des poussées disponibles et requises. Dans le cas d'un virage, les deux caractéristiques principales dans l'analyse des performances sont le rayon du virage et la variation de l'angle de cap. En général, l'angle de cap χ et le rayon de virage R sont exprimés en fonction de la vitesse et du facteur de charge. Ce dernier représente le rapport entre la portance et la force de pesanteur de l'avion que nous allons étudier plus précisément dans la suite du manuscrit. Pour effectuer un virage à rayon faible ou à taux de cap important, on doit maximiser le facteur de charge et diminuer la vitesse de l'avion.
- **La croisière Retour** : cette étape a les mêmes caractéristiques que la croisière *Aller*. Le porteur doit sortir de sa vitesse optimale de largage est de s'éloigner le plus vite possible du point de lancement pour entrer dans la phase de descente en sécurité.
- **La descente** : nécessite une valeur pour le taux de descente ainsi que l'altitude finale pour cette phase. La pente γ est considérée négative. Cette phase a une durée plus courte que celle de la phase de *Montée*.
- **L'attente** : représente la phase d'approche vers le site d'atterrissage, qui peut comprendre plusieurs virages autour du site pour préparer l'atterrissage final sur l'aérodrome.
- **L'atterrissage** : est caractérisé par la *distance horizontale d'atterrissage*. Il commence au point où l'avion se trouve à une altitude précise au-dessus du sol. À partir de cet instant, l'avion doit suivre une trajectoire d'approche avec une pente négative, la vitesse de l'avion reste supérieure à la vitesse de décrochage, jusqu'à une certaine altitude au-dessus du sol où le train d'atterrissage de l'avion atteint la piste d'atterrissage. L'atterrissage final est considéré comme terminé à l'endroit où les roues du train d'atterrissage touchent la piste.

Le profil de la mission a pour objectif le succès de la tâche de largage pour cette raison nous allons étudier la spécificité de ce régime transitoire dans une section séparée.

3.5.2 Largage

Un autre problème complique la tâche de cette mission : le système de séparation entre les deux étages. Au cours de la mission le système doit considérer plusieurs événements qui surviennent, non seulement l'évitement d'obstacle pour assurer une injection de la charge utile avec succès, mais également les perturbations sur le lanceur doivent être minimisées. L'étape de séparation représente un moment crucial pour le succès du projet. Les systèmes de séparation offrent un grand nombre de propriétés physiques, spécifiques et fonctionnelles pour une performance optimale. La conception de la séparation doit prendre en compte les processus aérodynamiques et de mécanique de vol.

Le premier étage du système est propulsé par des moteurs. Le deuxième étage du système de lancement est propulsé par le porteur. On peut distinguer trois étapes principales dans les actions de lancement :

1. Atteindre l'altitude convenable pour effectuer le lancement – On suppose que l'étage qui va partir en orbite basse pour l'injection du satellite est dans le plan de symétrie de l'avion porteur pour une meilleure stabilisation.
2. Le processus de séparation des deux étages – Le lancement est horizontal pour atteindre une meilleure vitesse de lanceur pour entrer en orbite basse qui peut arriver jusqu'à $Mach = 6,8$ pour arriver à une altitude de 35 000 km pour positionner le satellite. Les conditions initiales de ce processus de séparation sont : Altitude 16 000 m et $Mach = 0.8$ (236 m/s) pour le porteur.
3. La phase d'éloignement du porteur sans sa charge utile (en: Standalone phase) – Il n'y a plus d'interaction entre les deux étages.

La perte de masse est significative, nous avons mentionné qu'elle peut atteindre un tiers de la masse totale du système de lancement. Le centre de gravité du système porteur-lanceur et du porteur est confondu. De cette manière, l'équilibre autour du centre de gravité est similaire avant et après le largage. Cet effet peut donner une réaction négative sur la stabilité des manœuvres [Fra04]. Pour étudier les effets de séparation sur les caractéristiques des forces aérodynamiques du système de lancement il faut connaître les paramètres suivants : l'angle d'incidence orbital, la distance de séparation avant l'activation propulsive du lanceur et le nombre de Mach pour les deux étages.

La distance verticale minimale entre le porteur et le lanceur, avant que ce dernier soit activé pour atteindre l'orbite de positionnement du satellite, doit être assez grande pour que le porteur ne subisse pas également l'effet du flux des interférences aérodynamiques du lanceur

et en même temps cette distance ne doit pas être trop grande pour que le lanceur ne perde pas d'altitude.

Si h_{pl} est la distance entre le positionnement spatial entre la configuration porteur-lanceur et le plan où le lanceur est largué et puis allumé dans le plan horizontal et l_l est la longueur de lanceur, on peut obtenir la distance relative d_r en calculant le rapport entre les deux paramètres [MoBreL08]:

$$d_r = \frac{h_{pl}}{l_l} \quad \text{eq 15}$$

Dans cette étude, on peut faire quelques hypothèses pour les conditions de largage :

- Le centre de gravité du porteur est situé au $\frac{1}{4}$ de la corde aérodynamique (la ligne de la corde)
- L'angle d'incidence du porteur $\alpha = 0^\circ$
- Le largage est effectué pour un angle de pente $\gamma = 0^\circ$
- L'angle d'incidence du lanceur $\Delta\alpha = 0^\circ$

Si la vitesse du porteur est inférieure à un nombre de Mach = 1 il n'y a pas une grande influence thermodynamique sur le lanceur, donc les effets des champs de flux et des ondes de choc ne sont pas significatifs.

La durée de la phase de largage est réduite à 15 minutes. Cette durée est nécessaire afin de stabiliser le porteur une fois arrivé à l'altitude de largage et de vérifier que toutes les conditions sont réunies pour un largage minimisant les risques.

Deux contraintes sont à respecter au cours du largage, sur la masse et la vitesse.

1. La contrainte sur la masse totale initiale traite la problématique de la masse du système de lancement qui représente la somme des masses totales de chaque étage :

$$m = m_p + m_l \quad \text{eq 16}$$

2. La contrainte de la variation de la vitesse propulsive du porteur ΔV_{prop} : cette vitesse est obtenue en considérant la masse de premier étage m_p et la charge utile m_l . Cette contrainte détermine la vitesse de consigne qui est égale à la vitesse caractéristique de la mission donnée par la formule suivante :

$$\Delta V_{prop.}(m_p, m_l) = \Delta V_c \quad \text{eq 17}$$

3. La vitesse en fin de trajectoire doit correspondre aussi à la consigne de la vitesse finale au moment de largage. Si p_j est le paramètre caractérisant l'attitude du système de lancement à la fin de la trajectoire (pendant la phase balistique) et $V_f(p_j)$ est la vitesse finale réelle et V_f^c est la vitesse finale de consigne, la relation est présentée comme suit :

$$V_f(p_j) = V_f^c \quad \text{eq 18}$$

4. La valeur de la consigne pour la pente nulle doit être aussi égale à la valeur désirée pour la phase de largage. Un des paramètres qui appartient à la phase de largage doit satisfaire la condition :

$$\gamma_f(p_j) = 0 \quad \text{eq 19}$$

où $\gamma_f(p_j)$ est la pente finale obtenue à la fin de la trajectoire avant la séparation des deux étages.

Nous allons voir dans les chapitres suivants que la vitesse est utilisée comme un paramètre pour chaque itération n de la boucle de commande et l'écart entre la vitesse finale réelle et la vitesse de consigne doit être inférieur à un certain seuil de précision ε . La vitesse finale réelle de séparation dépend des deux masses pour les deux étages et la trajectoire suivie :

$$\left| V_f(m_p, m_l, p_j) - V_f^c \right| \leq \varepsilon \quad \text{eq 20}$$

Tous ces paramètres qui déterminent le comportement du système pour accomplir la mission de lancement sont implantés dans le calculateur de bord dont un module spécifique suit l'état du système. Maintenant que nous connaissons la nature de notre système, nous devons nous intéresser à ce qui aura une influence importante sur son comportement, à savoir de l'environnement externe. Ainsi la section suivante va introduire les caractéristiques de l'environnement et les conditions atmosphériques dans lesquelles le système de lancement effectue sa mission.

3.5.3 Environnement et Conditions Atmosphériques

3.5.3.1 Atmosphère standard

Il est prévu d'effectuer cette mission de largage à une altitude de 16 000 m. Le porteur peut se mouvoir à une altitude comprise entre 0 et 20 000 m (fig. 18). Nous allons décrire brièvement les conditions atmosphériques auxquelles le véhicule est soumis. Les paramètres de performance d'un avion dépendent de la densité de l'air, de la température externe et de la pression de l'air dans lequel il évolue. Il est souhaitable d'effectuer les calculs de performances dans un modèle d'atmosphère standard internationale (ISA). En effet cette atmosphère représente assez bien les conditions de température et de pression moyennes au cours de l'année pour l'Europe et l'Amérique du Nord. En chaque point M de l'atmosphère, l'air est défini par trois paramètres : la pression p en Pascal, la densité de l'air ρ en Kg/m^3 et la température t_e en Kelvin. L'atmosphère standard a des caractéristiques basées sur les propriétés de l'atmosphère réelle.

Les hypothèses de modélisation de l'atmosphère standard sont les suivantes :

– l'air est considéré comme un gaz parfait avec une constante de masse

$$R_{air} = 287 \text{ J/kg}^\circ\text{K},$$

– l'air est sec,

– le vent météorologique est nul (il n'y a pas de turbulence atmosphérique),

– l'atmosphère est en équilibre hydrostatique, c'est-à-dire que le changement de la densité de l'air implique un changement d'altitude au cours du vol.

La variation de la pression atmosphérique est donnée par la relation suivante :

$$\frac{dp_{am.}}{dh} = -\rho(h) \quad \text{eq 21}$$

où p est la pression et ρ est la densité de l'air en fonction de h – l'altitude au-dessus du niveau de la mer. Le modèle ISA suppose un changement linéaire de la température avec l'augmentation de l'altitude dans la troposphère.

La troposphère se trouve à une latitude entre environ 0 et 11 000 m en fonction de latitude et la stratosphère basse ou inférieure est positionnée entre la valeur moyenne en fonction de la position géographique de 11 000 m et 20 000 m.

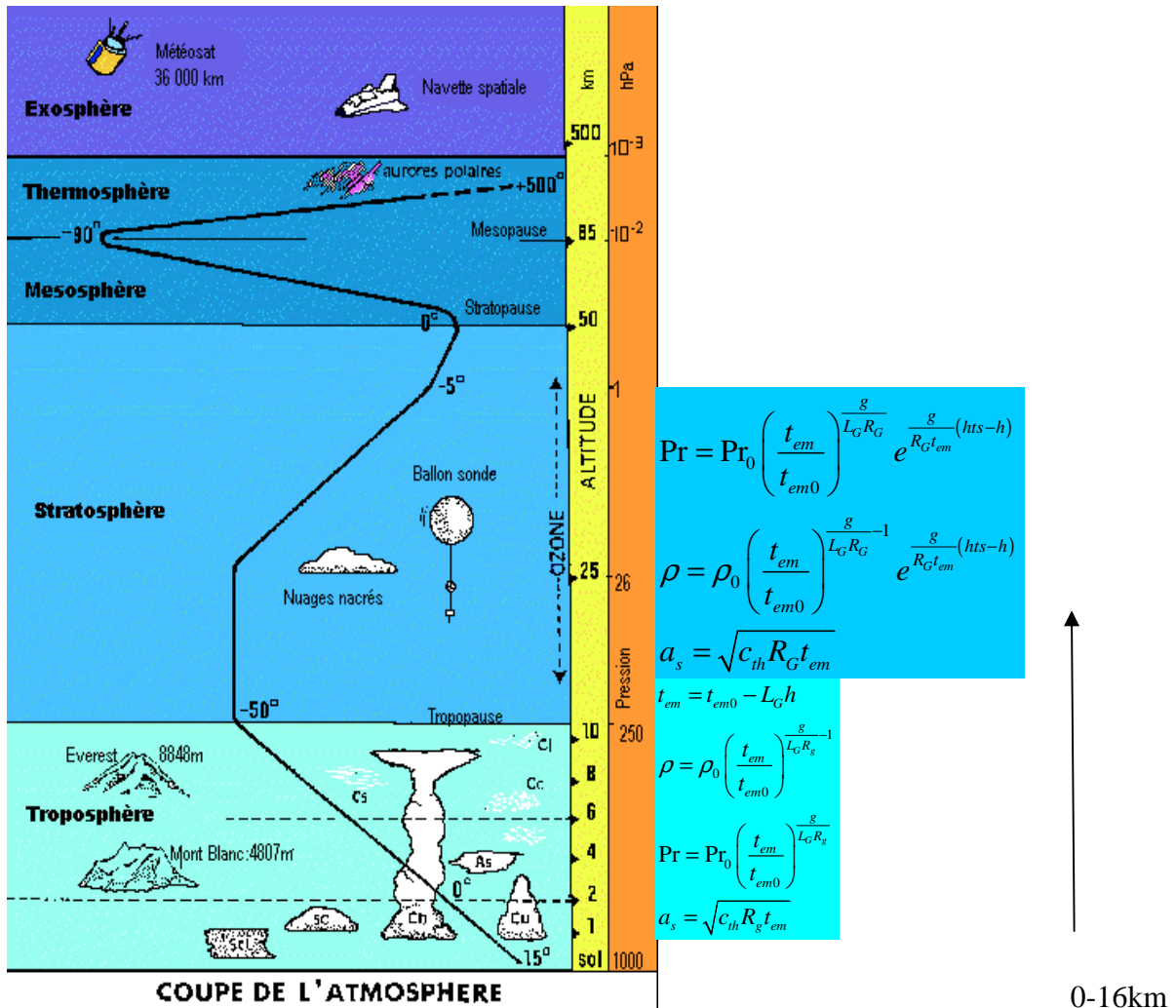


Figure 18 : La stratification verticale de l’atmosphère terrestre (d’après Météo France)

3.5.3.2 Propriétés des strates atmosphériques

LA TROPOSPHÈRE :

Dans cette couche atmosphérique, les phases de Décollage et de Montée, Descente, Attente et Atterrissage seront effectuées. C’est une couche atmosphérique de faible altitude entre approximativement 0-11 000m, la pression et la densité y sont maximales parce qu’elle concentre les 9/10-ème des gaz atmosphériques. C’est aussi le lieu de présence des nuages. Sa température est plus élevée dans les régions basses parce que le sol terrestre réchauffe l’air à son contact. C’est donc dans cette zone qu’il y a présence de vent.

Les équations suivantes sont des relations analytiques entre les paramètres de l’atmosphère pour la troposphère :

$$\begin{aligned}
t_{em} &= t_{em0} - L_G h \\
\rho &= \rho_0 \left(\frac{t_{em}}{t_{em0}} \right)^{\frac{g}{L_G R_g} - 1} \\
Pr &= Pr_0 \left(\frac{t_{em}}{t_{em0}} \right)^{\frac{g}{L_G R_g}} \\
a_s &= \sqrt{c_{th} R_g t_{em}}
\end{aligned}
\tag{eq 22}$$

Où les paramètres qui caractérisent les deux couches sont : t_{em} est la température absolue à l'altitude h en degrés Kelvin (K), t_{em0} est la température absolue au niveau moyen de la mer en degrés Kelvin (K), L_G représente le gradient thermique vertical de la température (K/m), h est l'altitude (m) au-dessus du niveau de la mer, ρ est la densité d'air à l'altitude h (kg/m^3), ρ_0 est la densité d'air au niveau de la mer (kg/m^3), R_G est la constante de gaz caractéristique ($J/kg/K$), Pr est la pression statique à l'altitude h (N/m^2) et Pr_0 est la pression statique au niveau moyen de la mer (N/m^2), a_s - la vitesse du son à l'altitude h (m/s), c_{th} - le coefficient thermique.

La frontière entre la troposphère et la stratosphère est appelée tropopause, des inversions thermiques y sont observées.

LA STRATOSPHERE :

La deuxième couche atmosphérique où les phases de Croisière-Aller, de Largage de deuxième étage du système et la phase de Croisière-Retour sont effectués est la stratosphère. Le plus remarquable dans cette strate est la présence à une altitude d'environ 25 000 m d'une couche d'ozone de plusieurs kilomètres dont l'épaisseur est variable sur toute sa surface. La phase de Croisière-Aller commence à partir de 12 500 m et finit à 16 000 m. Donc la mission est effectuée dans la basse altitude de la stratosphère. Les équations suivantes définissent les caractéristiques de la stratosphère basse comme suit:

$$\begin{aligned}
Pr &= Pr_0 \left(\frac{t_{em}}{t_{em0}} \right)^{\frac{g}{L_G R_G}} e^{-\frac{g}{R_G t_{em}}(h_{ts}-h)} \\
\rho &= \rho_0 \left(\frac{t_{em}}{t_{em0}} \right)^{\frac{g}{L_G R_G} - 1} e^{-\frac{g}{R_G t_{em}}(h_{ts}-h)} \\
a_s &= \sqrt{c_{th} R_G t_{em}}
\end{aligned}
\tag{eq 23}$$

h_{ts} - l'épaisseur de la troposphère (m).

L'environnement où le véhicule évolue pour accomplir sa mission est divisé en différentes régions. Les propriétés qui définissent le changement de nature de l'environnement dans le plan vertical sans aléas spécifiques sont des paramètres ISA. Du point de vue kino-dynamique pour décrire le mouvement du porteur dans cet environnement, il faut définir son comportement en estimant les paramètres de performance. Dans la section suivante, nous étudions les hypothèses de translation du système de lancement dans l'atmosphère en considérant sa composition et ses repères d'orientation que nous avons déjà présentés en détail dans les sections précédentes.

3.5.4 Hypothèses

Le système de lancement est composé de plusieurs éléments mobiles dont les masses sont faibles par rapport à celle du fuselage de l'avion. Les équations qui décrivent le mouvement de translation sont obtenues en supposant que la Terre est plate et immobile. Les hypothèses qui sont prises en compte dans les équations du mouvement sont les suivantes :

- a) La Terre est plate, immobile, avec le repère de la terre considéré comme étant inertiel. L'accélération de la gravité est constante et perpendiculaire à la surface de la Terre.
- b) Les propriétés atmosphériques ne sont qu'une fonction de l'altitude.
- c) L'avion-porteur possède des moteurs fixes et représente un corps rigide avec un plan de symétrie.

Après avoir défini les hypothèses pour l'évolution du système de lancement, ainsi que les paramètres qui expriment le comportement du véhicule aérien, sa position, son orientation, les forces agissantes et les conditions externes, on peut déduire le modèle cinématique et dynamique.

3.6 Modèle cinématique

Le modèle cinématique utilise les dérivées des équations qui représentent la translation par rapport aux trois axes x , y et z . Lorsque la vitesse est inférieure à un nombre de Mach=5 la Terre est supposée être un système inertiel de référence.

Un des avantages de notre modèle est la prise en compte du vent dans la modélisation de translation du système de lancement. La vitesse du vent, ou la vitesse de déplacement

d'une masse d'air par rapport à la surface de la Terre est identifiée par le vecteur $\vec{W} = \begin{pmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{pmatrix}$,

où les trois paramètres W_x , W_y et W_z sont les trois vitesses de vent exprimées dans le repère inertiel défini comme suit :

$$W = \sqrt{W_x^2 + W_y^2 + W_z^2} \quad \text{eq 24}$$

La vitesse inertielle \vec{V}_I dans le repère inertiel fixe par rapport à la Terre et \vec{V} - la vitesse propre de l'avion est déterminée par la relation suivante :

$$\vec{V}_I = \vec{V} + \vec{W} \quad \text{eq 25}$$

où \vec{V}_I est exprimée selon :

$$\vec{V}_I = (V \cos \chi \cos \gamma + W_x) \vec{n} + (V \sin \chi \cos \gamma + W_y) \vec{e} + (V \sin \gamma + W_z) \vec{d} \quad \text{eq 26}$$

De cette façon, les équations du modèle cinématique à trois degrés de liberté pour un véhicule aérien en prenant en compte l'effet de vent peuvent être exprimées par:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos \chi \cos \gamma + W_x \\ \dot{y} &= V \sin \chi \cos \gamma + W_y \\ \dot{z} &= -\dot{h} = V \sin \gamma + W_z \end{aligned} \quad \text{eq 27}$$

Une fois le modèle cinématique défini, il est nécessaire d'ajouter l'influence des forces agissantes sur le système. Cette analyse dynamique est présentée dans la section suivante.

3.7 Modèle dynamique

3.7.1 Modèle dynamique de translation

3.7.1.1 Modèle dynamique à 6 degrés de liberté dans le système de coordonnées RB

Dans plusieurs références [SteLe92] et [Zip00] connues dans la dynamique et cinématique du vol, les angles d'Euler (φ , θ , ψ) sont appliqués pour présenter la translation d'un véhicule aérien dans l'espace à l'aide du système de coordonnées du corps rigide. Nous avons déjà mentionné que notre intérêt est de développer le comportement du système de lancement en présence de vent donc nous n'allons pas s'arrêter particulièrement sur les angles d'Euler dans cette section, mais sur le modèle cinématique du système de lancement développé dans le repère aérodynamique.

3.7.1.2 Modèle dynamique à 6 degrés de liberté dans le système de coordonnées RA

Le modèle dynamique non linéaire à trois degrés de liberté introduit dans ce paragraphe inclut les effets des forces aérodynamiques, propulsives et de pesanteur. Les relations sont formulées sur la base de la deuxième loi de Newton exprimée dans le repère lié au vent RA. L'équation d'équilibre des forces par rapport aux repères inertiels fixés est [BesKa11] :

$$F = ma = m \left(\frac{dV}{dt} \right)_I \quad \text{eq 28}$$

où m est la masse totale du système de lancement. Si on veut représenter également l'accélération dans le repère inertiel fixé obtenue par la dérivée temporelle de la vitesse inertielle qui est composée de deux paramètres, la vitesse relative de l'avion et l'autre $\left(\frac{dV_I}{dt} \right)_I$,

c'est la vitesse de vent $\left(\frac{dW}{dt} \right)_w$:

$$\left(\frac{dV_I}{dt} \right)_I = \left(\frac{dV}{dt} \right)_w - V \left(\frac{dV}{dt} \right)_{wI} + \left(\frac{dW}{dt} \right)_w \quad \text{eq 29}$$

$\left(\frac{dV}{dt} \right)_{wI}$ est la vitesse angulaire dans le repère de vent relatif vers le repère inertiel fixé. Les

composantes sont exprimées comme suit :

$$\left(\frac{dV_I}{dt} \right)_I = \begin{pmatrix} \dot{V} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \times \left[\begin{pmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\chi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\gamma} \\ 0 \end{pmatrix} \right] = \begin{pmatrix} \dot{V} \\ \dot{\chi} V \cos \gamma \\ -\dot{\gamma} V \end{pmatrix} \quad \text{eq 30}$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{dW}{dt} \right)_w &= T^{wG} \left(\frac{dW}{dt} \right)_I = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \\ \sin \gamma \cos \chi & \sin \gamma \sin \chi & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \\ -\dot{W}_z \end{bmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} \dot{W}_x \cos \chi \cos \gamma + \dot{W}_y \sin \chi \cos \gamma + \dot{W}_z \sin \gamma \\ -\dot{W}_x \sin \chi + \dot{W}_y \cos \chi \\ \dot{W}_x \cos \chi \sin \gamma + \dot{W}_y \cos \chi \sin \gamma - \dot{W}_z \cos \gamma \end{pmatrix} \quad \text{eq 31} \end{aligned}$$

Les forces agissant sur le système de lancement dépendent de l'accélération inertielle du véhicule aérien et de la masse totale. La force totale représente la somme de ses composants [Klu07] :

- Le vecteur de la force de pesanteur \vec{P}
- La poussée \vec{T}
- La résultante des forces aérodynamiques F_a

$$\vec{F} = \vec{T} + \vec{F}_a + \vec{P} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \sigma & \sin \sigma \\ 0 & -\sin \sigma & \cos \sigma \end{pmatrix} \left(\begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -D \\ 0 \\ L \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \right) \quad \text{eq 32}$$

Ces forces résultent de l'intégration des forces agissant sur l'avion. La présence des équations de moments n'est pas nécessaire parce que les équations de force et de moment ont été découplées.

Si les trois composantes de la vitesse relative du vent selon les trois axes x , y et z ne sont pas constantes, ses dérivées apparaissent dans la partie droite des équations du modèle dynamique. Pour le vol tridimensionnel et symétrique au-dessus de la Terre plate, les équations du mouvement sont données par la relation suivante :

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{D}{m_p + m_l} - g \sin \gamma + \frac{T \cos \alpha}{m_p + m_l} - \dot{W}_x \cos \gamma \cos \chi - \dot{W}_y \cos \gamma \sin \chi - \dot{W}_z \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{L \cos \sigma}{(m_p + m_l)V} - \frac{g \cos \gamma}{V} + \frac{T \sin \alpha \cos \sigma}{(m_p + m_l)V} + \frac{\dot{W}_x \sin \gamma \cos \chi}{V} - \frac{\dot{W}_y \sin \gamma \sin \chi}{V} - \frac{\dot{W}_z \cos \gamma}{V} \\ \dot{\chi} &= \frac{L \sin \sigma}{(m_p + m_l)V \cos \gamma} + \frac{T \sin \alpha \sin \sigma}{(m_p + m_l)V \cos \gamma} + \frac{\dot{W}_x \sin \chi}{V \cos \gamma} - \frac{\dot{W}_y \cos \chi}{V \cos \gamma} \end{aligned} \quad \text{eq 33}$$

Si l'angle de cap χ est égal à 0, le système d'équations est réduit à un système qui décrit une translation de vol dans le plan vertical. Si l'angle de la pente γ est égal à 0, le système est réduit à un système d'équations pour un mouvement horizontal à altitude constante.

3.7.2 Modèle inverse

Une analyse simplifiée en considérant l'avion comme un corps rigide peut déterminer que le suivi de la trajectoire peut être contrôlé par l'action directe du pilote automatique sur l'incidence, la poussée et l'inclinaison latérale, sans considération des variations transitoires qui accompagnent son pilotage. La poussée, l'angle d'inclinaison latéral et l'angle d'incidence sont utilisés comme entrées de commande parce que le système de pilotage et de navigation doit posséder la capacité décisionnelle d'un pilote humain c'est-à-dire qui contrôle l'avion en modifiant la poussée T et l'angle d'inclinaison latérale σ . Quand le pilote déplace l'orientation de la poussée, le taux d'écoulement de combustible $\dot{w}_{\text{carburant}}$ (détaillé dans la section suivante) dans le moteur change. De la même façon, quand le pilote tire sur la colonne de commande, la portance de l'empennage horizontal augmente dans le sens de haut en bas. Cet incrément de portance crée un moment aérodynamique autour du centre de gravité qui tourne le nez de l'avion vers le haut, augmentant de ce fait l'angle d'incidence α de l'avion. Les limitations de la poussée et de la vitesse peuvent être utilisées dans la planification de chemin. Afin de calculer la trajectoire d'un avion, la poussée et l'angle d'incidence sont identifiés comme commandes à partir du modèle dynamique inverse présenté ci-dessous où la présence du vent est considérée:

$$\sigma = \arctan \left(\frac{\dot{V} \dot{\chi} \cos \gamma - \dot{W}_x \sin \chi + \dot{W}_y \cos \chi}{V \dot{\gamma} - \dot{W}_x \sin \gamma \cos \chi + \dot{W}_y \sin \gamma \sin \chi + \dot{W}_z \cos \gamma + g \cos \gamma} \right)$$

$$L(\alpha) = \frac{(m_p + m_l)}{\cos \sigma} (V \dot{\gamma} - \dot{W}_x \sin \gamma \cos \chi + \dot{W}_y \sin \gamma \sin \chi + \dot{W}_z \cos \gamma + g \cos \gamma) \quad \text{eq 34}$$

$$T = (m_p + m_l) (\dot{V} + \dot{W}_x \cos \gamma \cos \chi + \dot{W}_y \cos \gamma \sin \chi + \dot{W}_z \sin \gamma + g \sin \gamma) + D$$

Pour le système d'équations de la dynamique inverse, il faut prévoir pour quelles conditions il est possible d'obtenir une division par 0 pour l'angle d'inclinaison latérale σ . Cela peut arriver seulement dans le cas où le dernier terme du dénominateur est égal à 0, ce qui est possible seulement si l'angle de pente prend la valeur de 90° (quatre-vingt-dix degrés). Cette condition correspond à un décollage ou un vol vertical qui n'est pas possible considérant la dynamique de cet avion. Nous avons des limitations strictes sur cet angle. Pour des résultats de simulation, nous considérons un angle de pente maximal de 30° (trente degrés).

Le véhicule aérien possède certaines limitations qui déterminent son comportement. Ces limitations sont au niveau de la vitesse admissible, de l'accélération qui est limitée ainsi que du changement d'altitude qui ne doit pas être « brusque ».

$$V_{\min} \leq V \leq V_{\max} \quad 0 \leq \dot{V} \leq \dot{V}_{\max} \quad |\dot{z}| \leq \dot{z}_{\max} \quad \text{eq 35}$$

Il faut respecter aussi la variation de l'angle de cap qui ne doit pas dépasser la capacité de manœuvrabilité de système :

$$|\dot{\chi}| \leq \dot{\chi}_{\max} \quad \text{eq 36}$$

Le porteur possède plusieurs paramètres de performances discutés dans la section suivante.

3.8 Paramètres de performance de l'avion

Quelques modules nécessaires à l'analyse de performances de mission sont présentés dans ce qui suit [DPRS05]:

- « Estimation des paramètres aérodynamiques » : permet d'estimer les forces aérodynamiques, et de déterminer la force de traînée à portance nulle en fonction des caractéristiques géométriques du véhicule.
- « Cellule d'avion » : est la représentation graphique du porteur qui permet la génération paramétrique des formes de chaque élément d'avion (voilure, empennage, fuselage).
- « Base de données » : permet à tous les modules d'avoir accès aux données des moteurs en fonction du choix du système de propulsion.
- « Évaluation de performance de la mission de lancement » : utilise les informations pour déterminer les performances convenables du porteur pour la mission de lancement aéroporté.
- « Estimation de poids » calcule la masse des différents éléments du véhicule porteur ainsi que son centre de gravité.

Lors des itérations entre les modules, l'analyse de performance va calculer les données suivantes tout au long de la mission :

- Distance parcourue
- Altitude
- Temps écoulé
- Consommation spécifique de carburant

- Masse de véhicule
- Traînée
- Poussée disponible
- Coefficient de portance
- Coefficient de traînée
- Finesse

Ces paramètres sont discutés dans ce second chapitre consacré uniquement à la modélisation d'un véhicule aérien autonome Haute Altitude et Longue Endurance (type HALE) comme ce système de lancement.

Le rayon d'action est la distance totale parcourue par l'avion avec un réservoir initialement plein de carburant. Il est lié à la consommation spécifique du carburant par le moteur. L'endurance est la durée pendant laquelle l'avion peut rester en vol. Ainsi, pour augmenter l'endurance totale de l'avion il faut minimiser la consommation spécifique, augmenter la quantité du carburant, et voler à finesse maximale. Si on ajoute le taux de consommation du carburant au cours du vol, la variation de la masse de l'avion-porteur est donnée par le système [Hull07]:

$$\begin{aligned}\dot{P} &= \dot{m}_p g \\ \dot{P} &= -CT\end{aligned}\quad \text{eq 37}$$

où C est la consommation spécifique, soit la quantité de carburant consommé pour la poussée totale T consommée pour un temps déterminé :

$$\begin{aligned}\dot{w}_{\text{carburant}} &= \dot{m}_{\text{carburant}} g \\ C &= \frac{\dot{w}_{\text{carburant}}}{T}\end{aligned}\quad \text{eq 38}$$

$\dot{w}_{\text{carburant}}$ est le taux de consommation de carburant, T est la poussée. Dans ce cas le taux d'écoulement de combustible de l'avion-porteur est donné par:

$$\dot{P} = -\dot{w}_{\text{carburant}} \quad \text{eq 39}$$

Le signe négatif est nécessaire parce que la masse diminue avec la consommation de carburant. La consommation spécifique est constante pour une altitude donnée. On ne tient

pas compte de la variation de la consommation spécifique de carburant en fonction de la vitesse.

Le facteur de charge vertical est un paramètre supplémentaire qui dépend des forces aérodynamiques. C'est le rapport entre la force de portance et de pesanteur pour un virage symétrique, il est donné par la formule:

$$n_z = \frac{(0.5C_L(M, \alpha)A_{ref}\rho V^2 + T \sin \alpha)}{mg} \quad \text{eq 40}$$

Cette formulation est similaire à la présentation de l'angle de cap dans le modèle dynamique.

On présente aussi cet angle en fonction du facteur de charge vertical n_z :

$$\begin{aligned} \dot{\chi} &= \frac{(0.5C_L(M, \alpha)A_{ref}\rho V^2 + T \sin \alpha) \sin \sigma}{mV \cos \gamma} + \frac{\dot{W}_x \sin \chi}{V \cos \gamma} - \frac{\dot{W}_y \cos \chi}{V \cos \gamma} \\ &= \frac{n_z g \sin \sigma + \dot{W}_x \sin \chi - \dot{W}_y \cos \chi}{V \cos \gamma} \end{aligned} \quad \text{eq 41}$$

D'après la formule classique, le rayon horizontal de virage est une fonction de l'angle de cap :

$$r_h = \frac{V}{\dot{\chi} \cos \gamma} = \frac{V^2}{n_z g \sin \sigma + \dot{W}_x \sin \chi - \dot{W}_y \cos \chi} \quad \text{eq 42}$$

Le rayon horizontal de virage avec ces paramètres optimaux permet de donner une limitation des contraintes sur la courbure. Le rayon de courbure vertical r_v détermine la contrainte de torsion sur le chemin. Le rayon vertical de courbure r_v est une fonction du facteur de charge vertical n_z et de la pente :

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= \frac{(0.5C_L(M, \alpha)A_{ref}\rho V^2 + T \sin \alpha) \cos \sigma}{mV} - \frac{g \cos \gamma + \dot{W}_x \sin \gamma \cos \chi - \dot{W}_y \sin \gamma \sin \chi - \dot{W}_z \cos \gamma}{V} \\ &= \frac{n_z g \cos \sigma - g \cos \gamma + \dot{W}_x \sin \gamma \cos \chi - \dot{W}_y \sin \gamma \sin \chi - \dot{W}_z \cos \gamma}{V} \end{aligned} \quad \text{eq 43}$$

$$r_v = \frac{V}{\dot{\gamma}} = \frac{V^2}{n_z g \cos \sigma - g \cos \gamma + \dot{W}_x \sin \gamma \cos \chi - \dot{W}_y \sin \gamma \sin \chi - \dot{W}_z \cos \gamma} \quad \text{eq 44}$$

Ces paramètres jouent un rôle important pour déterminer les limitations de la courbure et de la torsion pour la génération de chemin et de trajectoire en reliant différents points de passage.

3.9 Implantation sur ordinateur

3.9.1 Mise en œuvre de modélisation sur les ordinateurs

Une étude sur ces systèmes propose une solution alternative assez intéressante : l'intervalle de temps pour l'intégration numérique peut être supérieur au temps utilisé avec un modèle de corps rigide. Dans le modèle des masses ponctuelles, les états des systèmes qui doivent être intégrés sont moins nombreux que dans le modèle du corps rigide. Le temps d'intégration est aussi plus faible que le temps nécessaire pour le modèle de corps rigide. Les ordinateurs étant de plus en plus puissants cette contrainte devient plus facile à satisfaire. [Haikel1] utilise le modèle de masse ponctuelle avec un intervalle de temps de 1 ms qui est inférieur à 10 ms, valeur suffisante pour maintenir la précision de l'intégration numérique. D'autre part, les solutions pour des problèmes de commande optimale non linéaires limitent le nombre de pas de calcul de temps à 200. Avec un nombre de calculs faible, la période de temps introduite dans le modèle de corps rigide n'est pas suffisante pour calculer la trajectoire optimale pour une période plus longue par exemple 100s, tandis qu'avec le modèle de masse ponctuelle c'est possible. L'implémentation des équations des modèles cinématique et dynamique est traitée avec plus de détails dans la section « Modélisation des contraintes temporelles » du Chapitre III Planification de mission.

3.9.2 Schémas blocs Matlab/Simulink

Le logiciel Simulink™ qui fait partie de l'interface de Matlab® contient des schémas-blocs déjà développés qui visualisent la relation entre les forces agissantes selon les trois axes x , y et z , le système de lancement et les angles d'orientation et la position du système dans l'espace tridimensionnel.

Les forces suivant les trois axes d'orientation sont obtenues par les forces de portance et traînée L et D , la force de poussée T et la force de pesanteur P , d'après le système d'équations suivant où l'angle de pente, l'angle d'incidence et l'angle d'inclinaison latérale sont pris en compte (fig.14) :

$$\begin{aligned}F_x &= T \cos \alpha - D - P \sin \gamma \\F_y &= (L + T \sin \alpha) \sin \sigma \\F_z &= (L + T \sin \alpha) \cos \sigma - P \cos \gamma\end{aligned}\tag{eq 45}$$

Ces relations sont mises sous la forme de schéma bloc qui suit, forme adaptée à un traitement sous Simulink™.

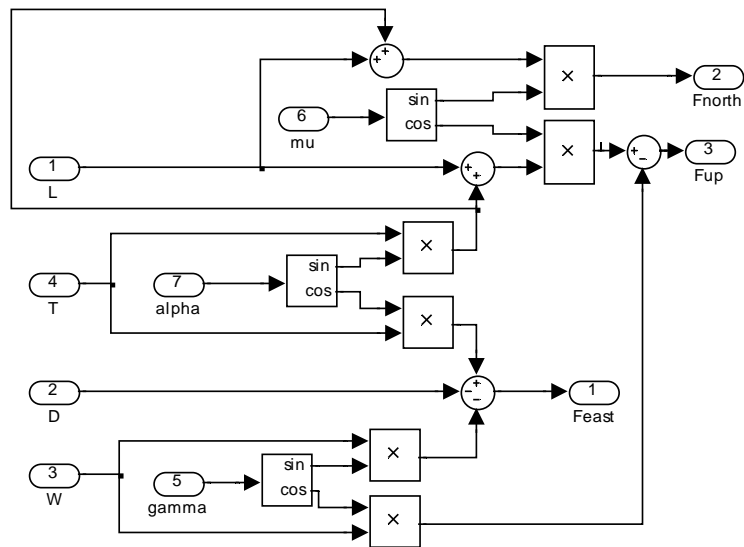


Figure 19 : Schémas-blocs des relations mathématiques entre les forces agissantes sur le véhicule et les forces appliquées pour l'orientation et le déplacement sur les trois axes

Ces schémas blocs sont généralisés dans un bloc principal (fig.20) :

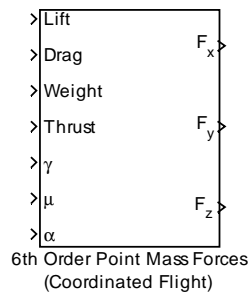


Figure 20 : Schéma-bloc de transformation entre les forces agissantes sur le système de lancement et les forces appliquées sur les trois axes nécessaires pour déterminer l'orientation et la position du véhicule

À partir des données des forces agissantes on utilise le système d'équations suivant pour obtenir (fig.21) :

$$\begin{aligned}
 F_x &= (m_p + m_l)\dot{V} \\
 F_y &= (m_p + m_l)V \cos \chi \dot{\chi} \\
 F_z &= (m_p + m_l)V \dot{\gamma} \\
 \dot{X}_{Est} &= V \cos \chi \cos \gamma \\
 \dot{Y}_{Nord} &= V \sin \chi \cos \gamma \\
 \dot{Z}_{Bas} &= V \sin \gamma
 \end{aligned}
 \tag{eq 46}$$

Ces équations sont introduites sous une forme que Simulink™ peut reconnaître, en représentant la relation entre les variables sous forme de schémas-blocs.

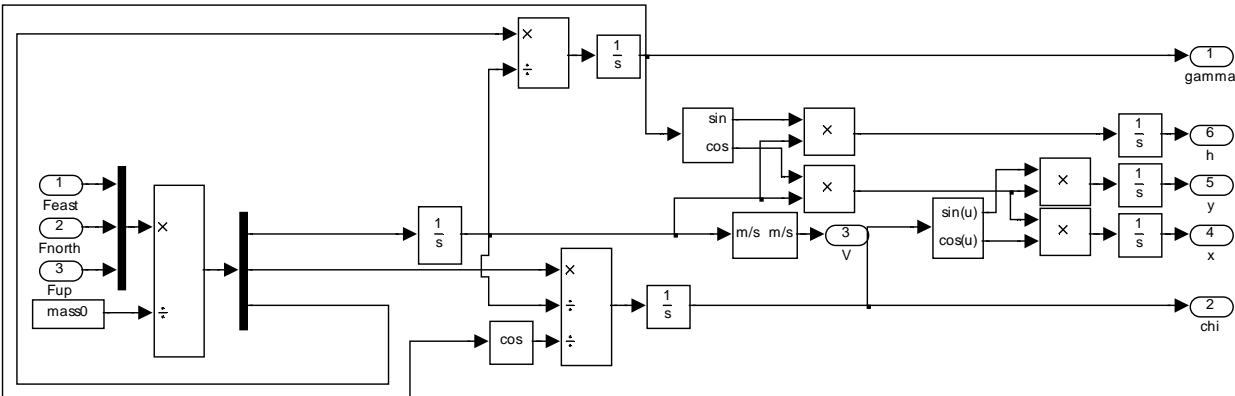


Figure 21 : Schémas-blocs des relations mathématiques entre les modèles cinématique et dynamique

Les figures suivantes présentent l’interaction entre le modèle cinématique et le modèle dynamique déjà étudiés dans les sections précédentes (fig.22) :

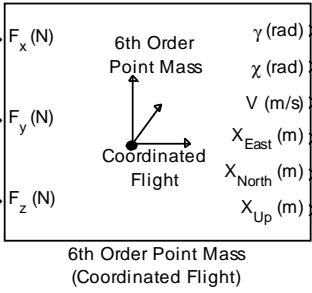
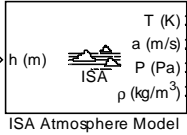


Figure 22 : Etude graphique d’un système de translation de 6 d.d.l avec une masse du porteur constante

Le modèle de l’atmosphère standard ISA est introduit pour calculer les paramètres nécessaires pour définir les forces agissantes sur le système de lancement (voir formules eq.22-23).



Une des modifications compte sur l’intégration du vent qui était introduit dans la modélisation du système dans l’environnement Simulink™. Un modèle d’un vent de rafale

discret étant présent dans le modèle de lanceur apparait dans un instant donné pour tester l'influence sur la stabilisation du système (fig.18).

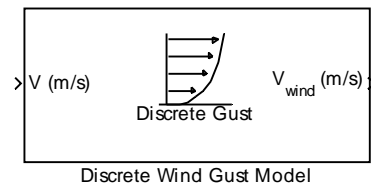


Figure 23 : Modèle de la rafale introduite dans la planification non nominale dans pour le véhicule aérien autonome

La rafale est appliquée à chaque axe individuellement, ou à tous les axes en même temps. Il est possible de spécifier l'amplitude de rafale (m/s) c.-à-d. l'augmentation de la vitesse du vent générée par la rafale, la longueur de rafale (m) sur laquelle elle s'accumule et le temps de départ de rafale (voir fig. 19).

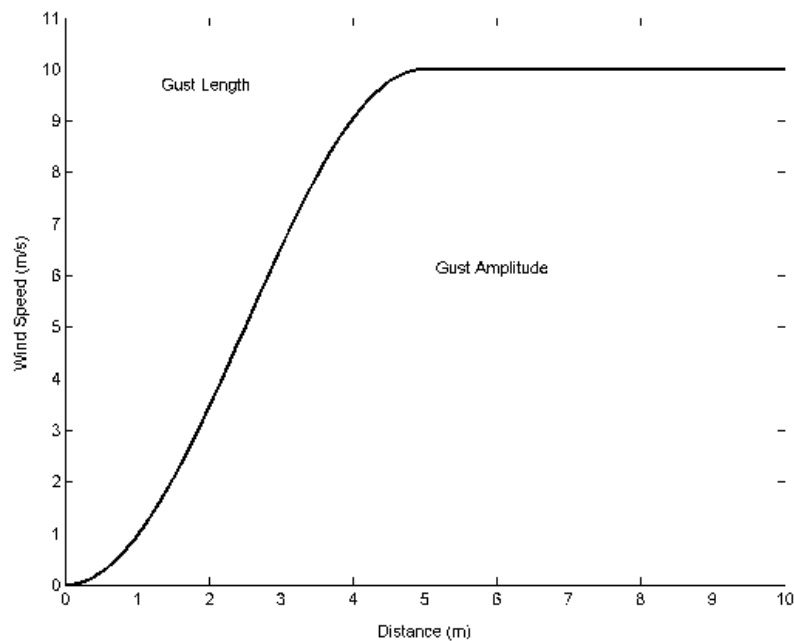


Figure 24 : Modèle de rafale

La modélisation de la rafale correspond aux grandes perturbations provoquées par les vents forts. Le modèle mathématique de la rafale peut être présenté de la manière suivante :

$$W = \begin{cases} 0 & x < 0 \\ \frac{W_m}{2} \left(1 - \cos\left(\frac{\pi x}{d_m}\right) \right) & 0 \leq x \leq d_m \\ W_m & x > d_m \end{cases} \quad \text{eq 47}$$

où W_m est l'amplitude de rafale (gust amplitude sur la figure), d_m est la longueur de rafale (gust length), x est la distance parcourue et W est la vitesse de vent (wind speed).

3.10 Conclusions

Dans ce chapitre la modélisation du système de lancement a été présentée. La conception de ce système bi-étages est étudiée par rapport à sa composition et à sa charge utile. Le profil de mission avec ses étapes après le moment de décollage jusqu'au moment d'atterrissage avec événements importants pour le succès de la mission était aussi détaillé. Au cours de l'évolution du véhicule au-dessus des différentes régions, l'environnement, son influence sur le système et ses paramètres spécifiques ainsi que les conditions atmosphériques importantes pour la stabilisation du porteur sont présentés. Une fois que nous avons une image complète des conditions météorologiques, l'objectif principal de cette étude est d'intégrer cette connaissance dans le comportement du véhicule aérien par les transformations entre les différents référentiels.

Dans cette thèse de doctorat, cette configuration est satisfaite par rapport à un élément qui introduit souvent des perturbations sur le système – le vent relatif. Cette influence significative a été introduite dans le modèle cinématique représentant les trois composantes de la vitesse du véhicule sur les trois axes principaux x , y et z par rapport à la vitesse propre de l'avion-porteur et les deux angles d'orientation : l'angle de pente et de cap. Une fois que le modèle cinématique est développé, le modèle dynamique est nécessaire pour présenter les forces agissantes sur le système de lancement. Après une analyse de différents modèles dynamiques, le choix pour cette thèse s'est arrêté sur un modèle dans le repère aérodynamique RA pour compléter le modèle cinématique et pour introduire l'accélération du véhicule ainsi que les vitesses angulaires pour les deux angles d'orientation déjà mentionnés. L'intérêt de ce modèle est qu'il introduit l'influence du vent. Le modèle inverse a été également calculé à partir du modèle dynamique pour déduire les trois paramètres : la poussée T , l'angle

d'incidence α qui détermine la force de portance L et l'angle d'inclinaison latérale σ utilisés plus tard comme paramètres de commande. L'importance de cette inversion dynamique introduit également les limitations dynamiques du véhicule aérien qui ne doivent pas être négligées. Pour une meilleure performance, quelques éléments comme la consommation du carburant, le changement de masse, le facteur de charge pour les mouvements latéraux au cours du vol sont ajoutés dans le système dynamique. Au final pour compléter la modélisation un dernier aspect n'est pas oublié – la présence de la charge utile dont la masse et les paramètres pour les étages sont pris en considération. La dernière section est consacrée à l'avantage l'implémentation des équations dans le calculateur à bord du système de lancement. Tous ces paramètres qui représentent la modélisation du système de lancement vont servir pour une étude beaucoup plus approfondie sur la génération d'un chemin à partir des points dans cet environnement.

Au cours de la mission, des conditions atmosphériques défavorables peuvent avoir une mauvaise influence sur l'évolution du véhicule autonome dans l'environnement. Ces conditions ne sont pas toujours prévues et elles créent une ambiance non convenable pour la réalisation de la mission qui peut finir par la perte du système de lancement et de sa charge utile. Pour éviter une interaction dangereuse entre ces régions et le système, *l'algorithme d'évitement d'obstacle* est nécessaire. Ce type d'algorithmes sont dans la base de planification de mission qui de son côté génère des points de passage pour accomplir les objectifs de la mission c'est-à-dire que l'algorithme trouve un chemin optimal pour atteindre la phase de lancement pour la mission, mais aussi pour un retour en sécurité sur le site de décollage.

Le planificateur de mission est nécessaire pour traiter ces problèmes. Il est capable de trouver le chemin le plus court défini par les interconnexions entre les points de passage pour atteindre les objectifs nécessaires pour réaliser la mission en présence des différents modèles atmosphériques tridimensionnels. De cette manière, les mauvaises conditions prochaines pourraient être prévues. Le chapitre suivant présente les paramètres de la planification de mission et de la planification elle-même pour produire un chemin qui va assurer le succès de la mission.

Chapitre IV

4 STRATÉGIE DE MISSION

Planification du chemin

4.1 Introduction

Les deux caractéristiques de la planification de mission sont le chemin et la trajectoire :

- Un chemin est un ensemble de configurations atteintes par le système mécanique pour aller d'une configuration à une autre. La planification de chemins (trouver un chemin sans collision reliant deux configurations) est un problème cinématique/géométrique. Un chemin ne spécifie pas complètement le mouvement du système en question.
- Une trajectoire est un chemin plus une loi horaire décrivant les instants de passage du système par chaque configuration. La planification de trajectoire n'est pas un problème géométrique seulement, mais aussi un problème dynamique.

Dans les sections suivantes, la revue bibliographique concernant les architectures et les méthodes de planification de mission sera présentée, ainsi que les algorithmes les plus utilisés dans ce domaine et le choix de l'algorithme développé pour les besoins de cette thèse de doctorat.

La construction embarquée d'un plan définissant les déplacements du véhicule est une fonction essentielle pour l'autonomie du véhicule. Quelques exemples de résolution de planification dans le cas d'applications temps réel existent dans la littérature. Dans cette optique, les problèmes de planification sont résolus suivant les algorithmes suivants :

- La planification d'itinéraire 2D est basée sur le calcul d'un graphe de visibilité pour le contournement des zones non navigables, la recherche du plus court chemin dans ce graphe de visibilité puis le lancement d'un algorithme pour optimiser l'ordre de passage sur l'ensemble des zones de mission ;
- La planification d'opération calcule la séquence opérationnelle qui modélise les trajectoires et les changements de l'orientation.
- Les trajectoires de reconfiguration sont calculées lorsqu'il se produit d'importants changements dans la configuration. Elles permettent de passer en toute sécurité d'une configuration à une autre en planifiant une séquence de petits déplacements élémentaires [Lau98]. Ces séquences peuvent être interrompues à tout moment si une configuration finale plus intéressante est spécifiée par le système. À partir des points de passage qui définissent les chemins bruts des véhicules autonomes, l'objectif est de raffiner ces chemins pour générer des trajectoires paramétrées en fonction du temps

satisfaisant les contraintes cinématiques des véhicules. Dans [Bea05] proposent des méthodes d'optimisation basées sur le positionnement de cercles au niveau des points de passage nécessitant un changement de direction, de rayon égal au rayon de giration des véhicules à une vitesse constante préalablement fixée. La trajectoire se compose d'une succession de segments de droite et d'arcs de cercle. La construction de la trajectoire se base essentiellement sur les courbes de Dubins [LaValle06] pour les points de passage de type *flyOver* et *flyOverWithRoute*. Pour le type *flyBy*, le virage est ajouté une fois que le reste de la trajectoire est générée de façon à s'adapter au mieux [Bes09].

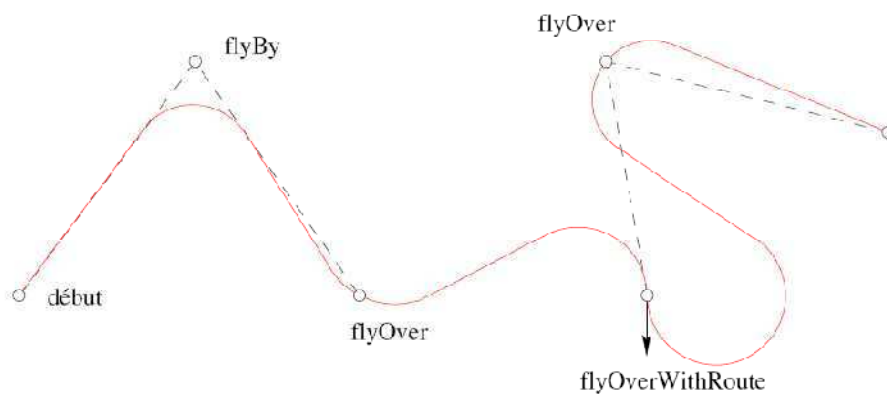


Figure 25 : Trajectoire avec les trois différents types de point de passage.

Nous introduisons dans le paragraphe suivant notre contribution personnelle.

4.2 Algorithme 3D A*(A-étoile)

4.2.1 Généralisation à la 3D

L'algorithme 3D A*, que nous proposons, est basé sur l'algorithme A* classique. C'est une méthode heuristique qui permet de déterminer le chemin optimal entre la position initiale du système et l'objectif. Le premier objectif de l'algorithme A* est de traiter la région comme un maillage où le chemin optimal est généré. L'algorithme crée un plan d'action nommé « carte ». Dans l'algorithme A* standard le coût de chaque mouvement au long du chemin est évalué par la formule suivante :

$$F(n) = G(n) + H(n) \quad \text{eq 48}$$

où $F(n)$ représente le coût total du mouvement pour la distance entre le point de départ et la position finale, $G(n)$ est le coût de la distance entre le point de départ et la position courante,

et $H(n)$ concerne le coût estimé du mouvement entre la position courante sur l'élément de maillage et l'objectif.

L'application de la somme des coûts de mouvement dans cet algorithme amélioré est de trouver un chemin sûr vers le point de passage successif. Ceci est généré dans un plan tridimensionnel où différents types d'obstacles sont présentés. Au début, le chemin est composé de deux paramètres initiaux : point initial et point final (l'objectif). Dans cette configuration, l'algorithme A* cherche le meilleur chemin. La position initiale pour la mission est souvent le point de décollage et le point final est le point d'atterrissage. Tous les points intermédiaires sont des sous-objectifs différents.

L'algorithme de replanification trouve une solution lorsque la mission nominale ne peut pas être réalisée. Les résultats sont des séquences d'actions nécessaires pour obtenir l'état désiré. Les algorithmes de planification comme l'algorithme A* examinent ces séquences. L'algorithme effectue la recherche du chemin optimal dans la *carte* sur la base d'informations conservées dans deux listes d'exécution. Dans le contexte de ce paragraphe, les points de passage générés sur le chemin optimal sont appelés *nœuds*.

Pour trouver la bonne solution, l'algorithme A* utilise une liste ouverte et une liste fermée. La liste ouverte contient tous les chemins qui sont en cours d'évaluation par l'algorithme et l'information pour les positions des nœuds précédents, pour générer le chemin optimal brut. La liste fermée contient tous les chemins qui sont déjà évalués par l'algorithme A*, les paramètres de tous les obstacles et les coordonnées du nœud initial.

Dans l'application tridimensionnelle de l'algorithme A* les unités de base utilisées pour les calculs sont les éléments du maillage appelés *cellules*, et la zone de mission qui contient ces éléments spécifiques s'appelle région. Chaque élément de maillage possède des propriétés spatiales spécifiques. Les éléments tridimensionnels du maillage n'ont pas seulement des éléments dans le voisinage à leur niveau, mais aussi des éléments en haut et en bas. La considération de la forme d'élément tridimensionnelle est critique parce que la forme de la cellule détermine le nombre des unités de voisinage. Pour les besoins des résultats expérimentaux, la forme de chaque cellule de maillage est un cube. Chaque mouvement sur la solution optimale est un déplacement entre les cellules cubiques.

L'algorithme proposé dans ce rapport commence par l'initialisation de la région sous un format que Matlab® peut reconnaître. On initialise aussi les *zones interdites* – les obstacles que le système doit éviter. Ces obstacles peuvent représenter des conditions atmosphériques défavorables ou des obstacles en mouvement, autres avions, etc.

La différence entre l'algorithme en 2D-A* et en 3D-A* est dans l'augmentation du nombre de styles pour chaque déplacement. Dans l'algorithme 2D-A* les conditions des mouvements ne sont qu'horizontales. Dans le plan 2D, il existe quatre styles de mouvement ordinaires, mouvement en avant, en arrière, à gauche et à droite, et encore quatre styles de mouvement composés : mouvement en avant plus à gauche, mouvement en avant plus à droite, mouvement en arrière plus à gauche, mouvement un arrière plus à droite (voir fig.26).

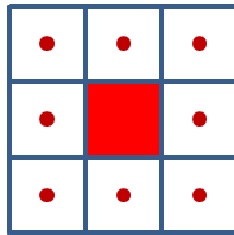


Figure 26 : Les déplacements successifs pour une configuration en 2D

Les styles de déplacement en 3D contiennent des mouvements dans le plan vertical, mais aussi dans le plan horizontal. De cette manière, les mouvements tridimensionnels augmentent de huit à vingt-six parmi lesquels huit styles sont pour le mouvement horizontal et onze nouveaux styles pour les mouvements verticaux (voir Fig.27). Les déplacements verticaux sont : verticalement en bas, verticalement en haut plus les huit types de déplacement introduits par l'algorithme en 2D, mais aussi verticalement en bas plus les huit types de mouvements horizontaux. L'augmentation des styles de déplacement dans la mission 3D amène plusieurs possibilités de choix pour le calcul de la distance entre les points de passage. Les nombreuses solutions de l'algorithme A* tridimensionnel doivent être limitées par le choix de la meilleure configuration qui détermine le chemin final vers l'objectif.

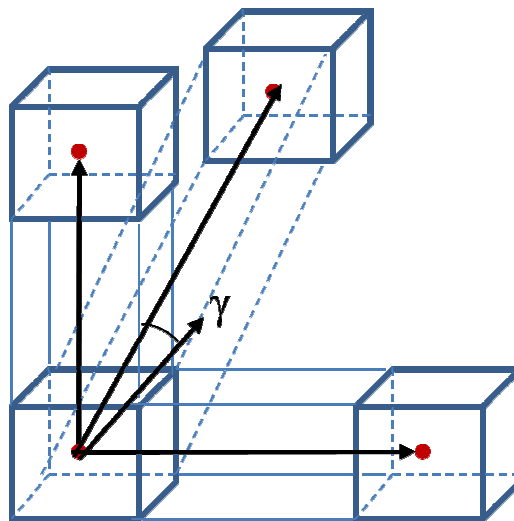


Figure 27 : Les déplacements successifs dans une configuration en 3D

Un autre avantage pratique produit avec l'exécution de l'algorithme A* est que le plan n'est pas simplement une ligne droite reliant le point de début et le point final. Pour la fonction de coût de l'algorithme, les deux itinéraires ont le même coût, parce qu'ils ont tous les deux trois étapes diagonales et deux horizontales. Pour empêcher la présence de cette situation, la fonction de coût est modifiée légèrement, de sorte que la contrainte des itinéraires après la ligne reliant le début et le point final soit légèrement améliorée. Ceci permet de prévoir les itinéraires qui ne sont pas simplement horizontaux, mais aussi des mouvements diagonaux positionnés sous un certain angle de pente γ montré sur figure 26. Chaque nœud dans la cellule est un analogue d'un point de l'espace. La distance entre le point courant et le point suivant dépend du détail du maillage 3D. Les algorithmes de génération de points successifs traitent leurs états dans l'espace. À un point quelconque au cours de la recherche du chemin le plus court, il y aura trois types d'états [LaValle06] :

- Points non visités : déterminent les points qui n'ont pas encore été abordés.
- Points morts : déterminent les points visités, mais aussi les zones interdites considérées comme obstacle où une génération du chemin ne sera pas possible. Ils ne peuvent plus contribuer à la recherche d'un chemin.
- Vivants : déterminent les points de passage qui ont été générés, mais qui ne sont pas encore visité par l'algorithme.

L'ensemble d'états vivants est stocké dans une file d'attente à priorité déterminée, dans la Liste Ouverte. La seule différence significative entre divers algorithmes de recherche est la fonction particulière utilisée pour présenter la file d'attente.

L'algorithme A* peut être appliqué aussi pour une recherche bidirectionnelle, une option dans laquelle la recherche du chemin optimal peut commencer à partir de deux points en même temps : à partir du point initial vers le point final et à partir du point final vers le point initial. Le chemin final est obtenu quand les deux chemins se rencontrent dans l'espace. L'heuristique supplémentaire peut aider dans quelques arrangements à guider les arbres de l'un à l'autre. L'échec se produit si l'une ou l'autre file d'attente à priorité déterminée a été épuisée.

4.2.2 Introduction des obstacles

Les obstacles sont représentés par leurs paramètres : coordonnées principales de position, dimensions, orientation. Il existe deux possibilités de traiter la présence d'obstacles. La première est de considérer que l'obstacle est présenté dans l'espace en utilisant les points de passage pour déterminer sa forme. C'est une zone interdite donc, ces points ne sont pas

réalisables par le véhicule aérien, et la distance entre le chemin réalisable et les obstacles est naturellement définie par la distribution des points de passage dans le maillage. Pour ajouter une préférence particulière pour la distance admissible entre le véhicule et les obstacles qui peut être vraiment très proche de l'avion, mais qui va satisfaire sa performance, des solutions sont proposées dans l'Annexe A. Ces paramètres et conditions sont présentés pour les différentes formes d'obstacles qui peuvent décrire les régions défavorables. Plus tard ces paramètres peuvent être introduits indépendamment dans les algorithmes de planification.

Pour les obstacles, les formes suivantes sont possibles : ellipsoïdes, cuboïdes, cylindres et pyramides et différentes combinaisons entre les éléments. Les positions et les dimensions des obstacles peuvent être changées en fonction du temps par exemple pour présenter des conflits potentiels causés par des objets en mouvement [Zhao04].

Dans les régions de mission, on peut distinguer cinq types d'environnements qui contiennent :

1. Obstacles statiques dont les propriétés sont connues.
2. Obstacles, conflits et menaces non adverses à paramètres déjà connus.
3. Obstacles, conflits et menaces non adverses à paramètres inconnus.
4. Idem que le cas 3) avec des contraintes détectées à proximité de l'avion.
5. Idem que le cas 4) avec menaces dangereuses.

Les paramètres d'un obstacle sont sa position, son orientation, ses dimensions et sa dynamique dans l'espace. Ces paramètres peuvent être connus ou inconnus pour le système, ainsi que leur niveau d'endommagement qu'ils peuvent provoquer sur le corps d'avion-porteur ou son lanceur.

Nous nous intéressons dans le cadre de cette thèse à un environnement dynamique, où la position des obstacles n'est pas connue en avance, mais peut être détectée à une certaine distance admissible pour éviter une collision et à un temps suffisamment grand pour permettre l'actualisation de l'algorithme de planification. Tous les types d'environnement seront valables pour la région de mission que nous allons déterminer. On peut distinguer deux types de menaces dangereuses – les conditions atmosphériques et le lanceur qui est considéré comme un obstacle dangereux après le lancement.

4.2.3 Région de mission – Définition

Dans cette section on va définir la région opérationnelle où la recherche d'un plan réalisable pour la mission de lancement sera effectuée. L'espace géométrique est présenté par

l'intermédiaire d'un rectangle qui contient deux points de repère – la position initiale (x_0, y_0, z_0) et la position finale (x_f, y_f, z_f) du porteur. Ce rectangle peut être séparé en sous-régions où différents objectifs seront réalisés. Les sous-régions peuvent avoir des différents paramètres spécifiques pour chacune entre elles. Une région ainsi qu'une sous-région est déterminée par quatre paramètres : la longueur L , la largeur D , la hauteur H et un angle de rotation dans le plan horizontal η définis par :

$$\eta = \cos^{-1} \left[\frac{y_f - y_0}{\sqrt{(x_f - x_0)^2 - (y_f - y_0)^2}} \right] \quad \text{eq 49}$$

La transformation dans le système de coordonnées principale est donnée par:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = M_\eta \begin{bmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z \end{bmatrix} \quad \text{eq 50}$$

Les paramètres des dimensions de la longueur et la hauteur de l'espace de recherche doivent satisfaire :

$$\underline{L} \geq \sqrt{(x_f - x_0)^2 - (y_f - y_0)^2} \quad \text{eq 51}$$

$$H \geq \max \{ h_0, h_f \} \quad \text{eq 52}$$

La largeur \underline{D} doit être suffisamment grande pour assurer une liberté de mouvement latéral.

Pour employer la méthode de recherche discrète, l'espace de recherche doit être discrétisé. Cette discrétisation est réalisée le long de chaque dimension : ΔL , ΔD , ΔH .

En supposant que le maillage G_{ijk} est dans le système de coordonnées référentielles vers le point dans le $i^{\text{ème}}$ intervalle dans la direction X , $j^{\text{ème}}$ intervalle dans la direction Y et $k^{\text{ème}}$ intervalle dans la direction H où :

$$i = 0, 1, \dots, N_x = \frac{L}{\Delta L}; \quad j = 0, 1, \dots, N_y = \frac{D}{\Delta D}; \quad k = 0, 1, \dots, N_h = \frac{H}{\Delta H}.$$

$$\begin{bmatrix} X_{ijk} \\ Y_{ijk} \\ H_{ijk} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} i \cdot \Delta L \\ \left(j - \frac{D}{2 \cdot \Delta D} \right) \Delta D \\ k \cdot \Delta H \end{bmatrix} \quad \text{eq 53}$$

Les points du maillage dans le système de coordonnées original sont :

$$\begin{bmatrix} x_{ijk} \\ y_{ijk} \\ z_{ijk} \end{bmatrix} = M^T(\eta) \cdot \begin{bmatrix} X_{ijk} \\ Y_{ijk} \\ H_{ijk} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{eq 54}$$

Dans la discrétisation, la surface de la Terre est définie avec une altitude $z=0$, le résultat de la présentation de l'altitude de la position initiale et l'altitude de la position de l'objectif par des points dans le maillage est $z_0=0$. La discrétisation de l'altitude ΔZ est sélectionnée de manière à ce que l'altitude de la position initiale soit exactement sur le point du maillage alors que le point de l'objectif est déterminé par rapport au point vertical le plus proche.

4.2.3.1 Espace de recherche d'un chemin

Souvent pour les besoins de génération de points de passage, le plan d'action ou espace d'information doit être introduit. L'état représente la configuration. En supposant la configuration exacte, elle permet la résolution des problèmes. La représentation de l'environnement est un paramètre important pour la solution des différentes tâches.

4.2.3.2 Maillage

L'état est défini par l'ensemble de trois paramètres (p, d, e) , où p est la position, d est la direction et e est l'environnement particulier dans lequel le système évolue. Ce dernier paramètre exige de définir la région de mission. Par exemple, l'environnement est défini en tant que maillage. La carte permet un déplacement de 90 degrés dans toutes les directions et il est généré au cours d'une exploration de l'environnement ou en introduisant tous les paramètres qui le décrivent par avance. L'environnement est aussi limité et fini. Pour un maillage tridimensionnel, on suppose que chaque point p a des coordonnées de nombre entier $(i, j, k) \in Z \times Z \times Z$. Si E est l'ensemble d'environnements et il y a 26 directions réalisables pour les déplacements successifs du système et D décrit la direction de l'ensemble, alors l'espace

d'état est spécifié par : $X = Z \times Z \times Z \times D \times E$. Nous supposons en général qu'un environnement $e \in E$, est défini en indiquant un sous-ensemble de $Z \times Z \times Z$ qui correspond aux positions de toutes les cellules vides dans lesquelles le système peut se déplacer. Toutes les autres cellules qui sont occupées et inaccessibles étant des solutions pour un déplacement possible sont considérées comme des obstacles. Les problèmes rencontrés dans l'environnement peuvent être classés de la manière suivante [LaValle06] :

- *Construction de carte* : dans le cas où la carte est construite à la base d'exploration, il est nécessaire de tester tous les éléments accessibles. Selon la façon dont l'environnement E est défini, on peut identifier un environnement particulier dans l'ensemble d'environnements E qui sont compatibles pour l'exploration. Ce terme est connu sous le nom de « cartographie », parce que la construction d'une carte complète implique habituellement que la position et l'orientation du système sont connues par la suite. Ainsi, l'état est déterminé par le processus de construction de la carte. Pour les missions de lancement, l'initialisation de l'environnement est introduite au début. La carte est définie dans le plan tridimensionnel. Pour le maillage considéré ici, la construction de la carte est insignifiante, mais le problème devient plus difficile pour le cas de l'incertitude probabiliste dans un environnement continu.
- *Détermination de l'environnement* : l'environnement peut être de deux types – statique et dynamique d'après les paramètres et les obstacles qui existent dans la carte, le nombre d'environnements et régions possibles augmente. En fait, la construction de la carte est considérée comme un cas spécial dans lequel une ou plusieurs contraintes s'imposent dans l'ensemble d'environnements possibles. L'environnement est souvent constitué par des obstacles qui doivent être évités et des objectifs qui doivent être atteints. Ces obstacles et objectifs sont déterminés par leurs positions et orientations.
- *Navigation dans l'environnement* : l'objectif doit être atteint, quoique le système n'ait aucune carte. Une fois que la position de l'objectif est localisée, un chemin est trouvé et la trajectoire réalisable peut être générée à sa place.
- *Recherche* : l'algorithme A^* explore l'environnement et possède une capacité suffisante pour visiter toutes les cellules dans la direction de l'objectif. Si le système doit déterminer l'environnement d'action avec quelques possibilités, un cas mauvais doit être prédéfini. Dans le cas où le système se trouve déjà dans un environnement, l'algorithme appliqué déduit sa position et son orientation. Si plusieurs environnements possibles existent, une approche qui réunit tous les cas est la plus

appropriée. C'est la solution d'un problème de construction de type carte assurant que toutes les cellules importantes dans la région sont visitées par le système. Le but de la recherche est de trouver le chemin optimal pour atteindre un ou plusieurs objectifs. Dans ce cas, un état d'objectif est seulement identifié quand l'objectif est atteint, mais pour l'instant du largage, il n'est pas nécessaire simplement d'atteindre le point significatif, mais aussi de satisfaire les contraintes de la vitesse, de l'altitude et de l'accélération spécifiques et nécessaires pour le succès de la mission. Le pilote automatique suit la trajectoire qui amène le système en équilibre.

La région, la carte, contient des contraintes appelées des coûts de chemin. Le planificateur utilise ces données pour trouver les points de passage appropriés pour assurer la sécurité de la mission. La carte est un maillage tridimensionnel qui compose la région d'action. Chaque cellule de maillage pourrait être de différentes formes – rectangulaire, triangulaire, hexagonale, elle dépend de la discrétisation de la région. Dans les systèmes des coordonnées XY , XZ , et YZ la composition de maillage dépend de la précision de l'environnement. Les cellules sont définies par des points et droites dans l'espace. La connexion entre les cellules représente les points de passage possibles par lesquels le porteur pourrait passer. Les mouvements peuvent être effectués à partir d'une cellule vers une autre en utilisant toute surface de chaque cellule ou un mouvement entre les points qui sont sur les bords des cellules ou entre leurs sommets. Le déplacement entre les cellules représente un mouvement à partir de la cellule vers chaque autre cellule dans le voisinage où les mouvements diagonaux sont également possibles, mais leurs coûts de carte sont plus élevés. Dans les résultats de simulation, les coordonnées centrales de chaque cellule de polygone sont utilisées pour fournir un ensemble de nœuds dans le graphe, le mouvement entre les cellules s'appelle un mouvement polygonal. Le planificateur global fait une recherche dans la carte et trouve l'ordre des nœuds avec le coût minimal comme une solution raisonnable finale pour déterminer l'ensemble des points de passage. Les coûts de cartes (carte avec des fonctions de coût associées) sont une expression géographique des contraintes de la position désirée pour le véhicule. La somme de coûts de carte non seulement de différents niveaux géométriques du chemin, mais également de différentes contraintes forment le coût total de chemin.

Au début pour trouver une séquence de points de passage, les dimensions des cellules doivent être définies, elles dépendent du niveau de discrétisation du maillage. Le maillage est initialisé par des sommets avec différentes longueurs, dx , dy , dz sur les axes x , y et z . De plus,

le point de départ de cet algorithme utilisé par le planificateur et aussi son point final sont initialisés. Si l'environnement contient des obstacles de formes complexes dont la densité dans la région de vol est assez élevée, il est possible de définir une carte plus précise avec des cellules plus fines. Les régions sans obstacle peuvent être composées par de plus grandes cellules. Le planificateur de chemin tridimensionnel qui utilise l'algorithme A* peut créer une carte contenant plusieurs couches selon l'évolution de la région.

L'espace de recherche géométrique pour les expérimentations étudiées dans cette thèse de doctorat a une forme rectangulaire. Cet espace contient la position initiale et la position du ou des objectifs nécessaires pour le succès de la mission. Les paramètres suivants sont définis : la largeur, la longueur et la hauteur maximale de la région dans le système de coordonnées XYZ dont les valeurs sont X_{max} , Y_{max} et Z_{max} . Les paramètres de dimensionnement doivent satisfaire certaines conditions : la longueur doit être telle que les coordonnées du point initial et final doivent être à l'intérieur de la région de vol. La hauteur doit être plus grande des coordonnées verticales du point initial ou final, et la largeur devrait être plus grande que le rayon de virage minimal du véhicule, assez grande pour permettre un mouvement latéral suffisant. La surface de la Terre est définie à Z_0 .

La taille des cellules dans la carte discrétisée est définie : $\Delta X = X_{max} / S_x$, $\Delta Y = Y_{max} / S_y$ et $\Delta Z = Z_{max} / S_z$, où S_x , S_y et S_z définissent l'amplitude de mouvement entre les cellules de maillage pour saisir la cinématique du porteur. L'amplitude du mouvement entre les cellules est une fonction de R_{min} (rayon de virage minimal) et de γ_{max} (la pente de vol maximale) présenté dans la formule ci-dessous :

$$S_x = S_y = \frac{1}{\sqrt{2}} R_{min} \quad S_z = S_x \arctan(\gamma_{max}) \quad \text{eq 55}$$

L'algorithme amélioré « 3D A* » est capable d'expérimenter différents styles de déplacements entre les points de passage et offre une variété de solutions pour les différentes manœuvres. Les calculs de l'algorithme A* peuvent consommer beaucoup de mémoire si on traite la base de données de tous les nœuds dans l'espace de recherche. C'est nécessaire pour trouver le chemin optimal en traversant toutes les cellules dans le maillage. Naturellement, cette taille énorme de données est optimisée en définissant l'espace de recherche discrétisé le plus approprié. Cet espace pourrait être un couloir aérien utilisé où les avions doivent demeurer pendant son vol.

L'algorithme A* choisit les points successifs par leur état fonctionnel. Les points de passage à l'intérieur des cellules sont classés en trois groupes : les points qui font partie des régions avec des obstacles, cela signifie qu'ils sont rejetés, les points au cours de détermination et les points avec le coût minimal trouvés comme des solutions. À la fin de chaque cycle, cette classification aide à reconstruire le chemin le plus court à partir de tous les nœuds parentaux choisis en tant que points de passage optimaux. Le planificateur trouve ce chemin comme une séquence des interconnexions entre les points de passage. Souvent ces interconnexions sont les lignes droites. Elles créent des itinéraires anguleux souvent non réalisables avec des manœuvres difficiles, particulièrement dans l'espace tridimensionnel. Les deux angles γ (angle de pente) et χ (angle du cap) du porteur sont obtenus à partir des données de sortie du planificateur de l'algorithme A-étoile. Pour trouver les orientations entre deux points successifs i et $i+1$ définis par leurs coordonnées dans l'espace XYZ, la formulation suivante est appliquée :

$$\chi_i = a \tan \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \quad \gamma_i = a \tan \frac{z_{i+1} - z_i}{(x_{i+1} - x_i) \cos \chi_i + (y_{i+1} - y_i) \sin \chi_i} \quad \text{eq 56}$$

Chaque configuration est associée à cinq paramètres – trois positions et deux angles d'orientation. Il est possible de rajouter les vitesses nécessaires et le temps d'arriver au point final. Ces contraintes dynamiques sont obtenues en fonction de la distance entre deux points consécutifs. Le temps et la vitesse dépendent des distances $D_{i,i+1}$ entre ces deux points. Nous considérons que la distance n'est pas la même dans chaque direction autour du point courant; c'est une fonction de chaque segment pour réaliser un mouvement vertical, horizontal ou diagonal :

$$Dist_{i,i+1} = \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2 + (z_{i+1} - z_i)^2} \quad \text{eq 57}$$

La vitesse moyenne V_a entre la configuration de départ et la configuration finale peut être définie par la formule :

$$V_a = \left(\frac{V_{i+1} - V_i}{2} \right) \quad \text{eq 58}$$

où V_{i+1} est la vitesse du système dans le nœud courant et V_i est la vitesse antérieure dans le nœud parental. Le système de lancement aéroporté doit satisfaire les valeurs de vitesse maximale et minimale $v \in [v_{\min}, v_{\max}]$ pour chaque configuration. Le temps de vol est :

$$t_{i+1,1} = \frac{Dist}{V_a} \quad \text{eq 59}$$

4.3 Génération de chemin

4.3.1 Introduction

Le système de gestion de vol peut résoudre le problème de suivi de chemin en se basant sur les algorithmes d'évitement d'obstacles qui utilisent les bases de données des systèmes d'informations géographiques.

La génération tridimensionnelle de trajectoires de vol (3D) est une tâche complexe, impliquant divers critères qui influent sur le chemin final. Ceux-ci incluent, notamment, la durée de vol, l'évolution du terrain, les limitations cinématiques et dynamiques pour générer la trajectoire, et la charge du pilote automatique pour suivre la trajectoire déjà générée. Chaque trajectoire doit s'adapter à ces objectifs souvent contradictoires. Les composantes spécifiques du critère et des contraintes doivent refléter les conditions spécifiques de la mission du vol. Par exemple, une altitude basse peut être exigée pour éviter un vol dans un nuage, ce qui pourrait impliquer des manœuvres dangereuses. En particulier, une contrainte importante est le temps maximal de passage au-dessous d'un plafond de nuage et les risques avec un vol aussi bas. Toutes ces considérations mettent en évidence le besoin de génération de trajectoires de vol flexible.

Dans cette section, nous nous intéressons au problème de la génération à bord et de l'optimisation de la trajectoire 3D. L'application de cette mission de largage exige une solution de bas coût au problème de suivi d'une trajectoire pour sauvegarder la charge utile. Ainsi, les algorithmes embarqués doivent calculer les trajectoires de vol optimales en quelques dizaines de secondes, en particulier quand la communication avec la station de sol est interrompue. L'exécution d'un tel générateur de trajectoire inclut un ordinateur embarqué, dans lequel la carte de terrain numérique réside et l'instrumentation de navigation standard normalement disponible dans l'aviation.

En outre, diverses contraintes peuvent s'appliquer aux variables d'état et de commande. Les approches théoriques incluent la programmation dynamique, qui calcule itérativement la fonction de valeur optimale de n'importe quel état, et le calcul des variations (avec les équations associées d'Euler-Lagrange), qui trace le chemin optimal. La solution des problèmes pratiques exige des méthodes numériques. Les méthodes numériques liées au calcul des variations sont essentiellement basées sur des algorithmes d'optimisation non linéaire, tels que la méthode du gradient et de Newton. Ces méthodes sont fondamentalement de nature locale, de sorte que la convergence au minimum global ne puisse pas être garantie à moins que le problème soit fortement structuré. Ce n'est pas le cas dans le problème de génération de vol, où le terrain raboteux et les zones interdites de vol, par exemple, peuvent créer une trajectoire à optimum local. La programmation dynamique, d'une part, est essentiellement une méthode globale. Cependant, elle n'est que considérée comme fiable pour des problèmes à faible dimension d'état et faible discrétisation de maillage.

Pour commencer, nous proposons un modèle simplifié qui capture les éléments essentiels du problème d'optimisation de trajectoire pour un avion autonome. Nous appliquons à ce modèle une discrétisation, qui permet l'application d'un algorithme de recherche globale efficace de chemin optimal. En particulier, nous discrétisons le modèle au-dessus d'un espace d'état qui inclut la position spatiale et la vitesse, et formulons le problème d'optimisation de trajectoire comme problème de recherche du chemin le plus court au-dessus d'un graphique fini. Cette forme est appropriée pour l'application de l'algorithme A*. La structure séquentielle de cet arrangement nous permettra d'apporter quelques modifications importantes à l'algorithme.

L'application de l'algorithme A* au modèle discrétisé doit fournir des problèmes de taille réaliste. Nous explorons donc les algorithmes qui accélèrent le processus de la génération de trajectoire. D'abord, nous réduisons la dimensionnalité de l'espace d'état discret en enlevant les composants des sommets. Néanmoins, nous maintenons la capacité d'accélération, quoique d'une façon sous optimale. Nous incluons également un arrangement hiérarchique de recherche.

Le problème que nous considérons est de produire une trajectoire de vol optimale entre deux points – le point de départ et la destination finale. La trajectoire doit être régulière, et par conséquent respecter les limitations physiques du système de lancement, y compris le modèle de vol, les contraintes d'accélération, et les composants de coût qui reflètent les priorités de la mission. Nous formulons le modèle continu, spécifiant quelques contraintes importantes de manœuvrabilité.

4.3.1.1 Formulation du modèle

Nous commençons par un modèle simplifié et cinématique d'un vol d'avion dans un cubage tridimensionnel. L'avion est considéré comme un point dans l'espace 3D, et ses états de translation et angulaires au temps t sont définis par le vecteur de configuration $X(t) = (x(t), y(t), z(t), \gamma(t), \chi(t))^T \in G$ où G est défini comme $\mathfrak{R}^3 \times [\gamma_{\min}, \gamma_{\max}] \times [-\pi, +\pi]$. Les coordonnées x , y et z sont pris relativement à un système géodésique de référence, tel que WGS-84. Les valeurs extrémales γ_{\min} et γ_{\max} sont dérivées du modèle de vol, détaillé dans la prochaine sous-section. En particulier, V peut dépendre de l'altitude du vol, aussi bien sur l'angle de montée $\gamma(t)$.

En effet, pendant les montées, même avec une commande puissante de compensation, l'avion peut perdre approximativement 20 % de sa vitesse, et pendant la descente, peut gagner une vitesse accrue de 20 %. Des données de vitesse du vent peuvent également être employées pour modifier V selon ψ . Nous supposons une commande instantanée des taux angulaires, de sorte que le signal de commande $U(t)$ coïncide avec $\dot{\gamma}, \dot{\chi}$. Le système d'équations d'état $\dot{X} = f(X(t), U(t))$ peut maintenant être écrit comme suit :

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= V(t) \sin \gamma(t) \cos \chi(t) \\ \dot{y}(t) &= V(t) \cos \gamma(t) \sin \chi(t) \\ \dot{z}(t) &= V(t) \sin \gamma(t) \\ \dot{\gamma}(t) &= U_1(t) \\ \dot{\chi}(t) &= U_2(t)\end{aligned}\tag{eq 60}$$

Les variables de commande et d'état seront encore contraintes par le modèle de vol, comme détaillé dans le prochain paragraphe. Étant donné un état initial X_0 et le but X_f réglé, les trajectoires faisables sont des chemins continus de solution $X(t)$ qui démarrent à $X(0) = X_0$ et se terminent au voisinage X_f de $X(t_f)$. Nous serons intéressés par la trajectoire optimale. Une étude sur la contrôlabilité du système exprimée avec le choix de différentes conditions et variables de commandes est présentée dans la modélisation de commande dans chapitre 5.

4.3.1.2 Contraintes dynamiques de vol

Des restrictions additionnelles peuvent être appliquées pour assurer la sécurité de cette mission de lancement aéroporté. Nous transformons les limites supérieures imposées des

accélérations latérales en des limites correspondantes sur les vitesses angulaires et de rayon de courbure des trajectoires que doit suivre le porteur.

$$a_{\text{verticale}} = V \dot{\gamma}, \quad a_{\text{horizontale}} = V \dot{\chi} \cos \gamma \quad \text{eq 61}$$

L'intégration de génération de trajectoire et optimisation dans l'espace tridimensionnel est basée sur l'algorithme A* développé dans le chapitre précédent qui choisit le meilleur chemin à partir de plusieurs chemins possibles pour atteindre le point de destinations. Au tout début, on commence par l'implémentation du modèle cinématique simplifiée présentée dans le chapitre de modélisation de système de lancement. L'objectif de l'étude de génération de trajectoire est d'introduire une méthode d'optimisation de la fonction de coût de l'algorithme en fonction de la position du porteur et le changement d'altitude pour atteindre le point de largage. Les composantes dynamiques qui ont été ajoutées sont les accélérations angulaires. En utilisant le maillage discrétisé, il est possible de transformer le problème d'optimisation continue en un problème de recherche dans un graphe fini et d'appliquer l'algorithme A*.

4.3.2 Approche Polynomiale

L'approche polynomiale a pour objectif de produire une trajectoire relativement facile à suivre par un véhicule aérien. La position et l'orientation initiales peuvent être utilisées pour exprimer l'attitude de l'avion. Les polynômes de troisième ordre sont l'ordre minimum du polynôme qui possède des degrés de liberté suffisants pour atteindre un point de passage suivant ou un objectif final. Les polynômes peuvent assurer une trajectoire en 2D point générée vers tous les autres points dans l'espace considérant les limitations dynamiques du véhicule. Par rapport aux autres méthodes de génération de trajectoire où on peut utiliser des arcs et les clothoïdes déterminants la courbure et la torsion, les polynômes de troisième ordre diminuent le temps de calcul nécessaire entre chaque paire de points de passage. Cette propriété assure des boucles fermées plus rapides pour la commande, ainsi cette technique produit de moins d'erreurs dues à la discrétisation de temps. Cependant, ce taux de mise à jour inférieur est le coût qui nous a motivés de l'appliquer dans la génération de la trajectoire [NagAl01].

Les deux configurations successives $(x_i, y_i, z_i, \chi_i, \gamma_i, V_i)$ et $(x_{i+1}, y_{i+1}, z_{i+1}, \chi_{i+1}, \gamma_{i+1}, V_{i+1})$ peuvent être connectées par plusieurs manières d'interpolation. Des polynômes cartésiens de troisième ordre sont choisis en raison de leur simplicité dans l'exécution en temps réel présenté ci-dessous dont la longueur est comprise entre $0 \leq s \leq 1$:

$$\begin{aligned}
x(s) &= s^3 x_{i+1} - (s-1)^3 x_i + \alpha_x s^2 (s-1) + \beta_x s (s-1)^2 \\
y(s) &= s^3 y_{i+1} - (s-1)^3 y_i + \alpha_y s^2 (s-1) + \beta_y s (s-1)^2 \\
z(s) &= s^3 z_{i+1} - (s-1)^3 z_i + \alpha_z s^2 (s-1) + \beta_z s (s-1)^2
\end{aligned} \tag{eq 62}$$

Ceci automatiquement satisfait les conditions limites sur x , y , et z . Les orientations de chaque point sont reliées avec les dérivées de x , y , et z . Dans ce cas il faut considérer les conditions supplémentaires :

$$\begin{aligned}
x'(0) &= k_i \cos \gamma_i \cos \chi_i & x'(1) &= k_{i+1} \cos \gamma_{i+1} \cos \chi_{i+1} \\
y'(0) &= k_i \cos \gamma_i \sin \chi_i & y'(1) &= k_{i+1} \cos \gamma_{i+1} \sin \chi_{i+1} \\
z'(0) &= k_i \sin \gamma_i & z'(1) &= k_{i+1} \sin \gamma_{i+1}
\end{aligned} \tag{eq 63}$$

Où $k_i = V(0)$ et $k_{i+1} = V(1)$ la vitesse initiale et finale pour le segment. La dérivée par rapport au système d'équations 64 nous amène vers la relation suivante :

$$\begin{aligned}
x'(s) &= 3s^2 x_{i+1} - 3(s-1)^2 x_i + \alpha_x s (3s-2) + \beta_x (s-1)(3s-1) = V_x \\
y'(s) &= 3s^2 y_{i+1} - 3(s-1)^2 y_i + \alpha_y s (3s-2) + \beta_y (s-1)(3s-1) = V_y \\
z'(s) &= 3s^2 z_{i+1} - 3(s-1)^2 z_i + \alpha_z s (3s-2) + \beta_z (s-1)(3s-1) = V_z
\end{aligned} \tag{eq 64}$$

La deuxième dérivée du système de polynômes cartésiens de troisième ordre calcule l'accélération :

$$\begin{aligned}
x''(s) &= 6s x_{i+1} - 6(s-1) x_i + \alpha_x (6s-2) + \beta_x (6s-2) = a_x \\
y''(s) &= 6s y_{i+1} - 6(s-1) y_i + \alpha_y (6s-2) + \beta_y (6s-2) = a_y \\
z''(s) &= 6s z_{i+1} - 6(s-1) z_i + \alpha_z (6s-2) + \beta_z (6s-2) = a_z
\end{aligned} \tag{eq 65}$$

Les coefficients α_x , α_y , α_z et β_x , β_y , β_z sont des relations cinétiques et dynamiques, fonction du temps nécessaire pour traverser le segment :

$$\begin{aligned}
\alpha_x &= t k_{i+1} \cos(\gamma_{i+1}) \cos(\chi_{i+1}) - 3x_{i+1} & \beta_x &= t k_i \cos(\gamma_i) \cos(\chi_i) + 3x_i \\
\alpha_y &= t k_{i+1} \cos(\gamma_{i+1}) \sin(\chi_{i+1}) - 3y_{i+1} & \beta_y &= t k_i \cos(\gamma_i) \sin(\chi_i) + 3y_i \\
\alpha_z &= t k_{i+1} \sin(\gamma_{i+1}) - 3z_{i+1} & \beta_z &= t k_i \sin(\gamma_i) + 3z_i
\end{aligned} \tag{eq 66}$$

Le temps d'arrivée dans le segment final t est approximatif dans les équations suivantes en utilisant la vitesse moyenne. Cependant, une étude détaillée doit être effectuée afin de calculer le temps minimal respectant les contraintes cinématiques et dynamiques du système. La continuité de vitesse est assurée.

La modélisation de la vitesse peut être trouvée dans les trois directions, ainsi que les orientations au long du chemin en appliquant la formulation suivante :

$$\begin{aligned}
 V(s) &= \pm \sqrt{(x'(s))^2 + (y'(s))^2 + (z'(s))^2} \\
 \gamma(s) &= \arcsin\left(\frac{z'(s)}{V(s)}\right) \\
 \chi(s) &= \arctan\left(\frac{y'(s)}{x'(s)}\right)
 \end{aligned}
 \tag{eq 67}$$

Une analyse dans la limitation de courbure κ et de torsion τ entre chaque paire de points de passage en fonction du temps transforme les chemins bruts en chemin réalisable comme une fonction de l'abscisse curviligne s sur x , y et z . La courbure est étudiée à partir du modèle de courbure-torsion de Frenet-Serret obtenu par la relation entre les angles d'orientation :

$$\begin{aligned}
 \kappa(s) &= \frac{1}{\sqrt{\gamma'^2 + \chi'^2 \cos^2 \gamma}} \\
 \tau(s) &= \frac{\chi' \gamma'' \cos \gamma + 2 \chi' \gamma'^2 \sin \gamma - \chi'' \gamma' \cos \gamma - \chi' \gamma'^2 \sin \chi \cos \chi \cos \gamma \sin^2 \gamma + \chi'^3 \sin \gamma \cos^2 \gamma}{\gamma'^2 + \chi'^2 \cos \gamma}
 \end{aligned}
 \tag{eq 68}$$

L'application de courbure et de torsion dans la génération de trajectoire par l'intermédiaire des primitives qui composent un segment du chemin est présentée dans l'Annexe B. L'inconvénient d'une telle méthode est qu'il faut prendre en considération tous les cas possibles qui peuvent arriver au cours du passage du chemin. Les cas étudiés sont séparés en deux grands groupes : le premier contient toutes les orientations possibles pour une trajectoire à une altitude constante. Ceci transforme le chemin tridimensionnel dans un plan bidimensionnel. Le deuxième groupe traite différentes possibles relations entre les points de passages et leur symétrie l'une par rapport à l'autre, ce qui complique les calculs, mais donne une grande précision pour l'étude d'un segment concret.

Une fois que le chemin et la trajectoire basée sur les points de passage sont générés, une observation du calcul du temps dans un environnement dynamique doit être réalisée.

Le module de guidage et de navigation considère la position et la vitesse de porteur et utilise les deux comme entrées pour le module Commande/Pilotage. Avec cette information ce module de prise de décision est mis à jour en temps réel. La qualité d'analyse de l'environnement au cours de la mission représente une partie importante dans l'évitement

d'obstacle dans un environnement dynamique, où le système autonome doit pouvoir suivre un chemin en sécurité. Une autre possibilité est d'utiliser l'information de cette partie du chemin où il n'y a pas d'obstacles et de recalculer le chemin du point de passage à partir d'un nœud précédent vers le nœud final, recoupant ce chemin intermédiaire avec les pièces plus anciennes. Ceci est présenté dans les résultats de simulation. L'algorithme amélioré utilise des données anciennes d'un chemin tridimensionnel trouvé antérieurement, et à partir d'un endroit en sécurité sans obstacle intermédiaire sur ce chemin il peut évaluer un nouveau chemin.

4.4 Planification de mission dans le guidage, la navigation et la commande d'un système de lancement aéroporté réutilisable

Le système de lancement réutilisable qui représente une structure complexe biétages composée d'un porteur et d'un lanceur possède plusieurs niveaux d'interaction avec les systèmes de pilotage automatique.

4.4.1 Introduction des contraintes cinématiques et dynamiques

L'introduction des contraintes cinématiques et dynamiques impose la génération de la trajectoire réalisable nécessaire pour que le système autonome puisse atteindre sa destination finale en fonction du temps nécessaire pour accomplir la mission et avec l'évitement des obstacles potentiels (conditions atmosphériques défavorables ou des régions interdites au vol). Ces trajectoires doivent respecter les limitations du système de commande et de la performance du système.

La planification des trajectoires pour un système de lancement réutilisable est très attractive pour les missions où la présence humaine est dangereuse ou difficile. Les possibilités de la manœuvrabilité et la précision des actions de véhicule aérien augmentent. Un véhicule autopiloté n'est pas automatiquement un véhicule autonome qui peut fonctionner sans interaction humaine, mais il a besoin d'une intelligence artificielle, plus précisément le véhicule doit accomplir une mission indépendamment dès le début jusqu'à la fin. En particulier le système doit générer les trajectoires à la base seulement sur les zones appropriées pour la réalisation de cette mission. La planification dans un environnement réel et aussi en temps réel est la base des missions autonomes.

La trajectoire réalisable par le système de lancement est une fonction directe entre le temps nécessaire pour atteindre la phase finale de la mission et l'évitement des régions impliquant des conditions défavorables pour la réalisation des objectifs de cette mission. Ces

limitations doivent être respectées. La réalisation d'une trajectoire dépend du modèle dynamique et cinématique du véhicule.

Pour une génération et prédiction de la trajectoire, un modèle général des opérations autonomes est nécessaire. Une recherche quadridimensionnelle est prévue, l'espace tridimensionnel déjà discrétisé pour l'algorithme A* doit appliquer une combinaison du temps minimal et de la distance minimale déjà trouvés dans le passage à travers des zones qui contiennent des obstacles potentiels. L'intelligence artificielle reçoit les nouvelles données avec les coordonnées de ces régions à la base de l'information sur l'environnement actuel et elle utilise ces données pour une replanification de la mission et la génération de nouvelles trajectoires.

Le modèle opérationnel généralisé est présenté sur la figure suivante :

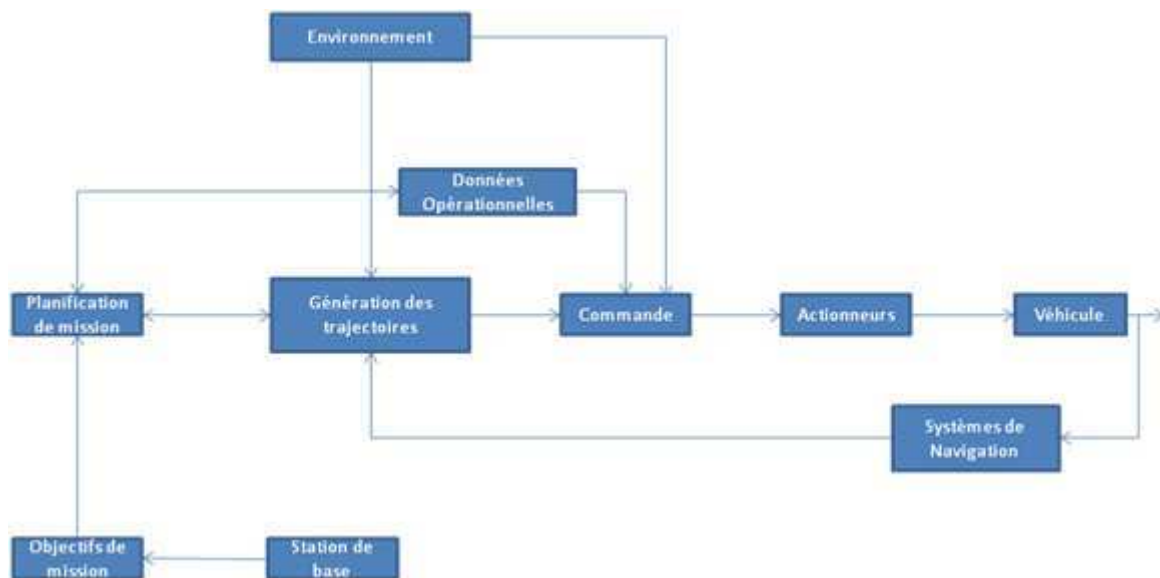


Figure 28 : Modèle d'autonomie d'un système opérationnel

La planification de mission précède la génération des trajectoires, la planification reçoit les données actuelles des objectifs à réaliser. Ces données sont échangées avec la génération des trajectoires réalisables qui satisfont les contraintes cinématiques et dynamiques du véhicule. Les données sont traitées par la commande qui les envoie aux actionneurs qui agissent directement sur le véhicule, la boucle est fermée par les systèmes de navigation. Le système hiérarchique à trois niveaux – planification de mission, génération des trajectoires et commande sont dans l'ordinateur du bord du véhicule de lancement. Les capteurs d'environnement détectent les obstacles dans la région opérationnelle. Les systèmes de navigation contiennent aussi des capteurs et équipements de mesures utilisés pour déterminer

les états du mouvement du véhicule autonome. La génération des trajectoires calcule la trajectoire de référence qui accomplit les objectifs de la mission en satisfaisant les contraintes de performances du véhicule et en évitant les obstacles. La planification transforme les objectifs de mission dans les formulations mathématiques pour la génération des trajectoires. Les données opérationnelles possèdent l'information sur le système de commande et les limitations de performances du véhicule, l'environnement opérationnel prédéfini et toute l'intelligence d'autonomie. La commande maintient la stabilité du système de lancement et le suivi de la trajectoire déjà générée.

La première condition à satisfaire à propos du passage à travers ces régions est que les obstacles doivent avoir une distance précise par rapport au système de lancement pour ne pas mettre le système dans une situation non appropriée pour son fonctionnement.

Les obstacles présentés dans les résultats de simulation peuvent être stationnaires ou dynamiques et le passage autour de ces obstacles doit être réalisé avec grande attention. Une distance de sécurité est déterminée autour des obstacles. Pour cette raison, la détection des obstacles par les systèmes de bord représente la solution nécessaire pour une réaction adéquate du système.

La génération de la trajectoire pour l'environnement, dont les paramètres sont connus au moment où la réactualisation du plan est réalisée, est fondamentale pour les opérations des véhicules autonomes [Wil08]. La planification de génération des trajectoires pour cet environnement doit être capable de planifier une mission dans l'espace quadridimensionnel (position et temps) pour un véhicule autonome dès l'état initial de la mission vers un point final.

Les trajectoires planifiées pour un véhicule autonome doivent être réalisables c'est-à-dire qu'elles doivent être physiquement possibles pour que le véhicule puisse les suivre avec une erreur acceptable malgré les limitations de performance et des commandes. Un des critères que le système opérationnel doit considérer est la complexité du temps et de l'espace. La complexité du temps concerne le temps nécessaire pour trouver une solution convenable pour la trajectoire et la complexité de l'espace mesure la mémoire nécessaire de l'ordinateur de bord de trouver cette solution. La réaction du système est importante aussi pour les cas où une re-planification de la trajectoire est nécessaire, quand la trajectoire prédéfinie doit être modifiée.

La méthode de génération doit être flexible c'est-à-dire qu'elle doit être capable de résoudre une grande gamme de problèmes de la génération de trajectoires. La structure des méthodes est divisée en deux groupes : optimisation continue et recherche discrète.

Une quatrième composante : le temps doit être rajouté dans la recherche pour prendre en compte la dynamique du véhicule. Pour discrétiser le temps, il est nécessaire de définir le temps de vol t_v . En considérant l'état initial (x_0, y_0, z_0, V_0) et l'état de l'objectif final (x_g, y_g, z_g, V_g) . S'il n'y a pas d'obstacle et que le véhicule change de vitesse linéairement, le temps est présenté :

$$t_v^* = \frac{2\sqrt{(x_0 - x_g)^2 + (y_0 - y_g)^2 + (z_0 - z_g)^2}}{V_0 + V_g} \quad \text{eq 69}$$

$$\Delta t = \frac{t}{N_T} \quad \text{eq 70}$$

où N_T est le nombre de points du maillage.

La valeur de la vitesse de vol varie d'un point du maillage vers un autre point.

Alors, l'espace de la recherche de génération des trajectoires devient quadridimensionnel :

$$C_{ijk,l}^C = (x_{ijk}, y_{ijk}, h_{ijk}, t_{ijk,l}; V_{ijk,l}) \quad \text{eq 71}$$

où le temps $t_{ijk,l}$ est le temps d'arrivée dans un point final pour une configuration et $V_{ijk,l}$ est la vitesse correspondante à ce point.

4.4.2 Application de l'algorithme A^* dans la génération de trajectoires

La génération de trajectoires dans l'espace discrétisé peut être résolue avec l'algorithme A^* qui génère les points de passage successifs sur le chemin pour atteindre l'objectif d'une mission.

4.4.2.1 Génération des points successifs

Si $C_{ijk,l}^C = (x_{ijk}, y_{ijk}, h_{ijk}, t_{ijk,l}; V_{ijk,l})$ représente l'état courant, le nombre de points successifs possibles avec une densité N_s dans le voisinage autour de l'état courant $C_{ijk,l}^C$ est défini par :

$$\Omega[G_{ijk,l}^C] = \{G_{i',j',k',l'}^C; -N_s \leq (i'-i), (j'-j), (k'-k) \leq N_s\} \quad \text{eq 72}$$

où la densité des points N_s est déterminée dans la région C . $\Omega[C_{ijk,l}^c]$ donne un nombre de points successifs de l'ordre de $2(N_s+1)^3-1$, un de ces points est choisi pour le point suivant. Dans un environnement tridimensionnel, le nombre de points successifs est 26 avec une intensité $N_s=1$.

4.4.2.2 Contraintes dynamiques

Les points de passage successifs sont sélectionnés de manière qu'ils soient loin de tous les obstacles ou conflits potentiels, dans le contexte de la génération des trajectoires. Le segment du chemin du nœud courant vers un nœud successif doit satisfaire les contraintes dynamiques du véhicule. L'altitude maximale et l'angle de cap ont les limitations suivantes :

$$|\Delta z| \leq \Delta Z_{\max}, \quad |\Delta \chi| \leq \Delta \chi_{\max} \quad \text{eq 73}$$

Si $P(x_p, y_p, z_p, t_p; V_p)$, $C(x_c, y_c, z_c, t_c; V_c)$ et $S(x_s, y_s, z_s, t_s; V_s)$ représentent le point de nœud paternel, courant et successif, l'altitude des points successifs doit satisfaire cette condition :

$$|h_s - h_c| \leq \min \left\{ \dot{h}_{\max} \left(\frac{\Delta d_{cs}}{V_c} \right), \Delta H_{\max} \right\} \quad \text{eq 74}$$

où la distance entre le point courant et le point successif est donnée par :

$$\Delta d_{cs} = \sqrt{(x_s - x_c)^2 + (y_s - y_c)^2 + (h_s - h_c)^2} \quad \text{eq 75}$$

L'angle de cap pour deux segments (point précédent – point courant) et (point courant – point suivant) est déterminé par :

$$\sin \chi_{PC} = \frac{(x_C - x_P)}{\sqrt{(x_C - x_P)^2 + (y_C - y_P)^2}} \quad \text{eq 76}$$

$$\sin \chi_{CS} = \frac{(x_S - x_C)}{\sqrt{(x_S - x_C)^2 + (y_S - y_C)^2}} \quad \text{eq 77}$$

Dans ce cas les contraintes de l'angle de cap d'un point courant vers un point successif :

$$|\chi_{CS} - \chi_{PC}| \leq \min \left\{ \dot{\chi}_{\max} \left(\frac{\Delta d_{CS}}{V_C} \right), \Delta \chi_{\max} \right\} \quad \text{eq 78}$$

Si la distance $x_s=x_c$ et $y_s=y_c$ mais l'altitude est différente $h_s \neq h_c$, il n'y a pas de contraintes sur le cap. Finalement, les contraintes sur la vitesse exigent :

$$V_s \geq \max \left\{ \sqrt{V_C^2 - 2a_{\max} \Delta d_{CS}}, V_{\min} \right\} \quad \text{et} \quad V_s \leq \min \left\{ \sqrt{V_C^2 + 2a_{\min} \Delta d_{CS}}, V_{\max} \right\} \quad \text{eq 79}$$

4.4.2.3 Contraintes temporelles

Pour la distance donnée Δd_{CS} et la vitesse déterminée dans les deux points extrémaux, le temps de vol entre les deux points est fixé. Dans ce cas, les limites de la vitesse au point successif déterminent l'intervalle pour le temps d'arrivée au point successif:

$$t_s = t_c + \tau_s \quad \text{eq 80}$$

où $\tau_s = l\Delta t, (l+1)\Delta t, \dots, m\Delta t$ pour les deux nombres entiers donnés l et m tels que :

$$\tau_{\min} \leq \tau_s \leq \tau_{\max} \quad \text{eq 81}$$

Pour atteindre le temps du vol le plus court entre deux points du maillage, le véhicule peut augmenter sa vitesse en utilisant l'accélération maximale pour rester à la vitesse maximale admissible. Après quelques dérivations, le résultat suivant est obtenu alors :

$$\tau_{\min} = \begin{cases} \frac{\sqrt{V_C^2 + 2a_{\max} \Delta d_{CS}} - V_C}{a_{\max}} & \Delta d_{CS} \leq d_{t1} \\ \frac{(V_{\max} - V_C)}{a_{\max}} + \frac{(\Delta d_{CS} - d_{t1})}{V_{\max}} & \Delta d_{CS} > d_{t1} \end{cases} \quad \text{eq 82}$$

où d_{t1} détermine la distance nécessaire pour atteindre la vitesse maximale $V_{\max}(x_s, y_s, h_s)$ au point successif en utilisant la vitesse courante V_c et l'accélération maximale a_{\max} :

$$d_{t1} = \frac{V_{\max}^2 - V_c^2}{2a_{\max}} \quad \text{eq 83}$$

Pour utiliser le temps de la plus longue durée possible entre deux points, le véhicule au contraire peut utiliser la vitesse minimale possible non nulle. Si l'accélération peut diminuer uniformément pour atteindre la vitesse minimale dans le point successif :

$$\tau_{\max} = \begin{cases} \frac{\sqrt{V_C^2 + 2a_{\min}\Delta d_{CS}} - V_C}{a_{\min}} & \Delta d_{CS} \leq d_{t2} \\ \min\left\{T - t_c, \frac{(V_{\max} - V_C)}{a_{\min}} + \frac{(\Delta d_{CS} - d_{t2})}{V_{\min}}\right\} & \Delta d_{CS} > d_{t2} \end{cases} \quad \text{eq 84}$$

où d_{t2} est la distance nécessaire pour atteindre la vitesse minimale $V_{\min}(x_s, y_s, z_s)$ et de nouveau dans le point successif en utilisant la vitesse courante et l'accélération minimale on obtient que a_{\min} :

$$d_{t2} = \frac{V_{\min}^2 - V_c^2}{-2a_{\max}} \quad \text{eq 85}$$

Si t_s est le temps d'arrivée dans le point successif, la vitesse correspondante V_s dans ce point est :

$$V_s = \frac{2\Delta d_{cs}}{\tau_s} - V_C \quad \text{eq 86}$$

limitée dans l'intervalle :

$$V_s = \begin{cases} V_{\max} & \text{si } V > V_{\max} \\ V_{\min} & \text{si } V < V_{\min} \end{cases} \quad \text{eq 87}$$

La distance entre le point parental et le point courant est donnée par :

$$\Delta d_{pc} = \sqrt{(x_c - x_p)^2 + (y_c - y_p)^2 + (h_c - h_p)^2} \quad \text{eq 88}$$

Le véhicule doit changer sa vitesse linéairement entre deux points de passage. La vitesse moyenne entre les deux points est :

$$\bar{V} = \frac{(V_s + V_p)}{2} \quad \text{eq 89}$$

et le temps du vol :

$$\Delta t_{pc} = \frac{\Delta d_{pc}}{\bar{V}} \quad \text{eq 90}$$

Dans ce cas, le coût passé dans le nœud est donné par :

$$d_c = d_p + \Delta d_{pc}, \quad t_c = t_p + \Delta t_{pc} \quad \text{eq 91}$$

4.4.2.4 Choix de la fonction heuristique

La distance entre la position courante x_c, y_c, z_c et la position finale x_f, y_f, z_f est exprimée par la relation :

$$d = \sqrt{(x_c - x_f)^2 + (y_c - y_f)^2 + (z_c - z_f)^2} \quad \text{eq 92}$$

Le temps choisi est le plus court. L'expression du coût de distance le plus petit dépend de la contrainte de vitesse et de la distance entre la position courante et la position finale. La distance critique $d_{cr,0}$ qui est la distance exigée pour atteindre la vitesse maximale de la vitesse courante en utilisant l'accélération maximale est :

$$d_{cr,0} = \frac{V_{\max}^2 - V_c^2}{2a_{\max}} \quad \text{eq 93}$$

Si $d < d_{cr,0}$ le véhicule autonome pour arriver dans la position de l'objectif avec une grande vitesse, on a :

$$V_g^2 = V_c^2 + 2a_{\max} d, \quad t_c = t_p + \Delta t_{pc} \quad \text{eq 94}$$

Si $d \geq d_{cr,0}$, on peut avoir deux phases dans le profil de plus petit coût.

L'estimation de temps le plus petit est :

$$t_f = \frac{V_{\max} - V_c}{a_{\max}} + \frac{d - d_{cr,0}}{V_{\max}} \quad \text{eq 95}$$

où le premier terme représente le temps nécessaire pour que le véhicule autonome puisse accélérer de V_c jusqu'à V_{\max} et le deuxième terme est le temps nécessaire pour maintenir la vitesse maximale pendant le temps d'atteinte de la position de l'objectif.

Si V_g est la vitesse spécifique de l'état de l'objectif : $V_{\min} \leq V_g \leq V_{\max}$, il faut déterminer deux distances critiques. $d_{cr,1}$ est la distance entre V_g et V_c en utilisant a_{\max} et a_{\min} dépend de la valeur V_g et V_c :

$$d_{cr,1} = \begin{cases} (V_g^2 - V_c^2) / 2a_{\max} & V_g > V_c \\ (V_g^2 - V_c^2) / 2a_{\min} & V_g < V_c \\ 0 & V_g = V_c \end{cases} \quad \text{eq 96}$$

Les figures suivantes présentent quelques profils de comportement de la vitesse sans contraintes et avec contraintes :

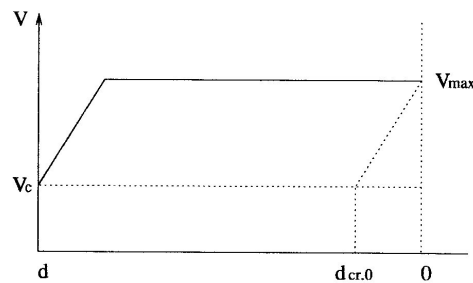


Figure 29 : Profil de la vitesse pour le plus petit coût total sans contrainte de vitesse

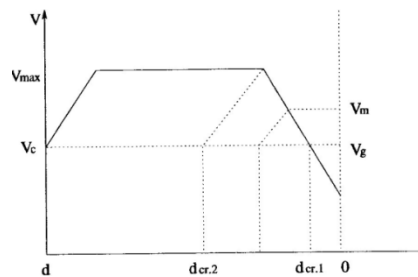


Figure 30 : Profil de la vitesse pour le plus petit coût total avec contraintes sur la vitesse $V_g < V_c$

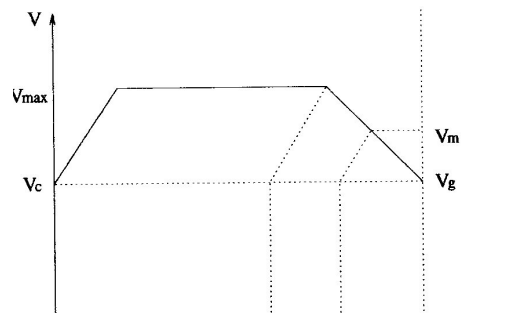


Figure 31 : Profil de la vitesse pour le plus petit coût total avec contraintes sur la vitesse $V_g = V_c$

$d_{cr,2}$ est la somme de la distance exigée pour accélérer la vitesse courante V_c à V_{max} et la distance de V_{max} à V_g :

$$d_{cr,2} = \frac{V_{max}^2 - V_c^2}{2a_{max}} + \frac{V_g^2 - V_{max}^2}{2a_{min}} \quad \text{eq 97}$$

Trois cas existent:

1) Si $d < d_{cr,1}$ le temps le plus court est présenté comme suit :

$$t_f = \begin{cases} (V_g - V_c) / a_{max}, & V_g > V_c \\ (V_g - V_c) / a_{min}, & V_g < V_c \end{cases} \quad \text{eq 98}$$

2) Si $d_{cr,1} \leq d < d_{cr,2}$:

$$t_1 = \frac{V_m - V_c}{a_{max}} \quad d_1 = V_c t_1 + \frac{1}{2} a_{max} t_1^2 \quad \text{eq 99}$$

Dans le cas où le véhicule doit minimiser l'accélération pour atteindre V_g dans la position de l'objectif :

$$t_2 = \frac{V_g - V_m}{a_{min}} \quad d_2 = V_m t_2 + \frac{1}{2} a_{min} t_2^2 \quad \text{eq 100}$$

On accepte que $d_1 + d_2 = d$, pour la vitesse moyenne entre la position courante et la position de l'objectif est :

$$V_m = \sqrt{\frac{2da_{max}a_{min} + V_c^2 a_{min} - V_g^2}{a_{min} - a_{max}}} \quad \text{eq 101}$$

Avec le temps minimal pour atteindre la position finale :

$$t_f = t_1 + t_2 \quad \text{eq 102}$$

3) Si $d \geq d_{cr,2}$:

Le véhicule doit accélérer de V_g à V_{max} :

$$t_3 = \frac{V_g - V_{\max}}{a_{\min}} \quad d_3 = V_{\max} t_3 + \frac{1}{2} a_{\min} t_3^2 \quad \text{eq 103}$$

Pendant la phase intermédiaire :

$$t_2 = \frac{d_2}{V_{\max}} \quad \text{où} \quad d_2 = d - d_1 - d_3 \quad \text{eq 104}$$

À la fin on peut conclure que le temps final pour atteindre la cible :

$$t_f = t_1 + t_2 + t_3 \quad \text{eq 105}$$

Un algorithme de génération de trajectoire est proposé dans la référence [SteLe92] :

1) Le lissage de chemin brut est possible à partir d'un ensemble de points de passage, réduisant au minimum la déviation du chemin associé de points de passage.

2) Satisfaire les contraintes de courbure et des contraintes sur la vitesse imposées par la dynamique de porteur.

3) Maintenir la longueur de trajet du chemin des points de passage associés.

4) Fonctionner en temps réel.

Un plan de secours pour la sécurité de mission est appliqué en parallèle si l'état de l'avion-porteur ou de l'environnement est mis à jour. Il est possible de recalculer le chemin tous les N pas de calcul, mais ceci augmente le temps de calcul nécessaire pour le support informatique et surcharge la mémoire de stockage centrale de traitement. Ces conditions sont importantes dans l'étape d'exécution en ligne des algorithmes. Une autre option est d'utiliser l'information pour le chemin partout où il n'y a aucun obstacle et de recalculer le chemin à partir d'un nœud sûr précédent vers le nœud d'objectif, découpant ce nouveau chemin intermédiaire avec les parties plus anciennes du chemin original.

4.5 Mise en œuvre

4.5.1 Implantation de l'algorithme A* sur Matlab®

L'algorithme A* trouve l'itinéraire optimal jusqu'à l'objectif, à l'aide d'une valeur heuristique de sous-estimation du coût total qui peut être défini en supposant que toutes les cellules sont vides. Cette méthode fonctionne, mais un nouveau calcul du chemin est impossible parce que l'algorithme A* n'a pas été conçu pour explorer l'environnement en

cours d'exécution. La construction de *carte* exige un espace qui est linéaire par rapport au nombre des cellules. Il est possible que l'algorithme fasse sa recherche systématiquement en utilisant moins que l'espace prévu. Dans l'environnement tridimensionnel, le problème de recherche peut être résolu sans toute l'information pour le plan. Il faut visiter systématiquement toutes les cellules et les mémoriser pour construire le chemin final. Dans le contexte de la programmation Matlab®, on définit les dimensions de la région d'action nommée « Carte » pour x , y et z et respectivement les cellules pour chaque coordonnée. Chaque obstacle appartient au groupe dans lequel tous les éléments portent une valeur -1. L'objectif est déterminé avec une constante égale à 0, la position du système avec 1 et l'espace vide 2. Dans le maillage déjà formé, on peut déterminer le point initial des coordonnées.

L'étape suivante consiste à définir la position du point final. L'initialisation accepte la valeur de 0 dans la région *carte*. La deuxième phase est l'initialisation du nombre d'obstacles et leurs coordonnées dont la valeur dans le plan *carte* est -1. Les obstacles sont directement mis dans « la liste fermée » qui donne l'information pour les cellules qui ne sont pas accessibles pour le système. La position initiale du système est initialisée avec la constante 1. Les listes fermées et ouvertes sont vides au début de l'algorithme. Les obstacles sont déposés dans la liste fermée. Dans la liste ouverte, la position initiale est placée comme un nœud initial. Dans l'instant initial, le coût du chemin est égal à 0. La liste ouverte contient les variables du nœud précédent, du nœud courant, du coût total courant du chemin et la distance jusqu'à l'objectif. La liste fermée quand l'information pour tous les nœuds qui sont déjà examinés.

Les calculs d'algorithme représentent un cycle de programmation *faire-tant que* :

« faire » le nœud courant ne coïncide pas avec le nœud d'objectif » « tant que » une fonction qui prend un nœud et retourne une liste des successeurs avec leur valeur de coût total calculé est utilisé. Le critère de ne pas être un des successeurs est que ce nœud soit initialisé dans la liste fermée.

La liste des nœuds successeurs est mise à jour à la sortie de chaque cycle. Une autre fonction retourne le nœud avec le coût total minimal. Cette fonction utilise la liste ouverte comme entrée, le résultat de la fonction répond que le coût total le plus petit est choisi. Tous les autres nœuds sont placés dans la liste fermée. Si le chemin jusqu'à l'objectif n'est pas trouvé, un message est affiché avec cette information. Une fois que l'algorithme fonctionne, le chemin optimal est généré du point initial vers le dernier nœud (seulement si c'est le nœud

de l'objectif) ensuite l'algorithme identifie tous les nœuds parentaux du chemin trouvé jusqu'au le nœud de départ. Pour cette raison l'algorithme A* est bidirectionnel.

Une fois que le cycle est terminé et le chemin est trouvé, le chemin optimal est tracé graphiquement à la base des données des nœuds parentaux.

L'algorithme est développé de la manière suivante :

- Initialisation de la région d'action dans le plan tridimensionnel (x,y,z) . Déterminer les coordonnées de la *carte*.
- Déterminer les cellules dans l'espace de mission. Présentation dans un format que Matlab® peut reconnaître.
- Initialisation des objets dans la région :
 - Obstacles : leur nombre et coordonnées
 - Objectifs : leur nombre et coordonnées
 - Point de départ : coordonnées

Tous les obstacles et le point de départ sont mis dans la liste fermée

- Mettre le nœud de départ comme premier nœud dans la liste d'exécution
- Calculer la distance entre le nœud de départ et le nœud d'objectif
- Initialisation de la liste ouverte qui contient l'information pour le nœud parental, le nœud courant et la valeur de coût de distance vers le point initial, le coût heuristique vers le point d'objectif et le coût total :

➤ **Algorithme**

Tant que

Le nœud courant ne coïncide pas avec le nœud d'objectif

faire

pour Chaque nœud courant

Trouver pour chaque nœud le nombre de successeurs et calculer leur coût total $f(n)$

Déterminer les coordonnées de successeurs :

Si : Le nœud lui-même n'est pas le successeur ET

Le successeur est dans les limites de la région d'action ET

Le successeur n'est pas dans la liste fermée

alors

Calculer le coût $g(n)$

Calculer le coût heuristique $h(n)$

La somme $f(n)=g(n)+h(n)$

fin

Renouveler la liste avec les nœuds successeurs

Renouveler la liste avec les nœuds parentaux

fin (Arrêter de mettre des nouveaux éléments dans la liste ouverte)

Si le nœud n'est pas un obstacle

alors Calculer le coût total le plus petit – $\min f(n)$

Renouveler le coût pour le nœud parental

Mettre le nœud dans la liste fermée

sinon

Le chemin n'existe pas

fin

fin

Une fois que l'algorithme fonctionne, le chemin optimal est généré du nœud initial vers le dernier nœud dans la liste d'exécution (celui qui est le nœud d'objectif). Après, les nœuds parentaux sont identifiés jusqu'au nœud de départ. Le résultat final est le chemin optimal.

Si le nœud courant coïncide avec le nœud d'objectif

alors la liste ouverte est traversée, les nœuds parentaux avec leurs coûts totaux minimaux sont déterminés

tant que Les coordonnées du nœud parental coïncident avec le nœud de départ

faire Prendre tous les nœuds arrière parentaux

Tracer le chemin optimal final

sinon « Aucun chemin n'existe pas pour atteindre l'objectif ! »

fin

fin

L'organigramme de l'algorithme est présenté ensuite pour définir les nœuds importants du fonctionnement (fig.32). On propose une solution étalement si l'objectif coïncide avec un obstacle ou il est hors de la région de la mission contant la carte actuelle. Dans le plan de vol, la replanification est activée pour recalculer un nouveau chemin pour une nouvelle position de l'objectif ou ajouter une région alternative autour du nouvel objectif et de l'attacher vers la région actuelle.

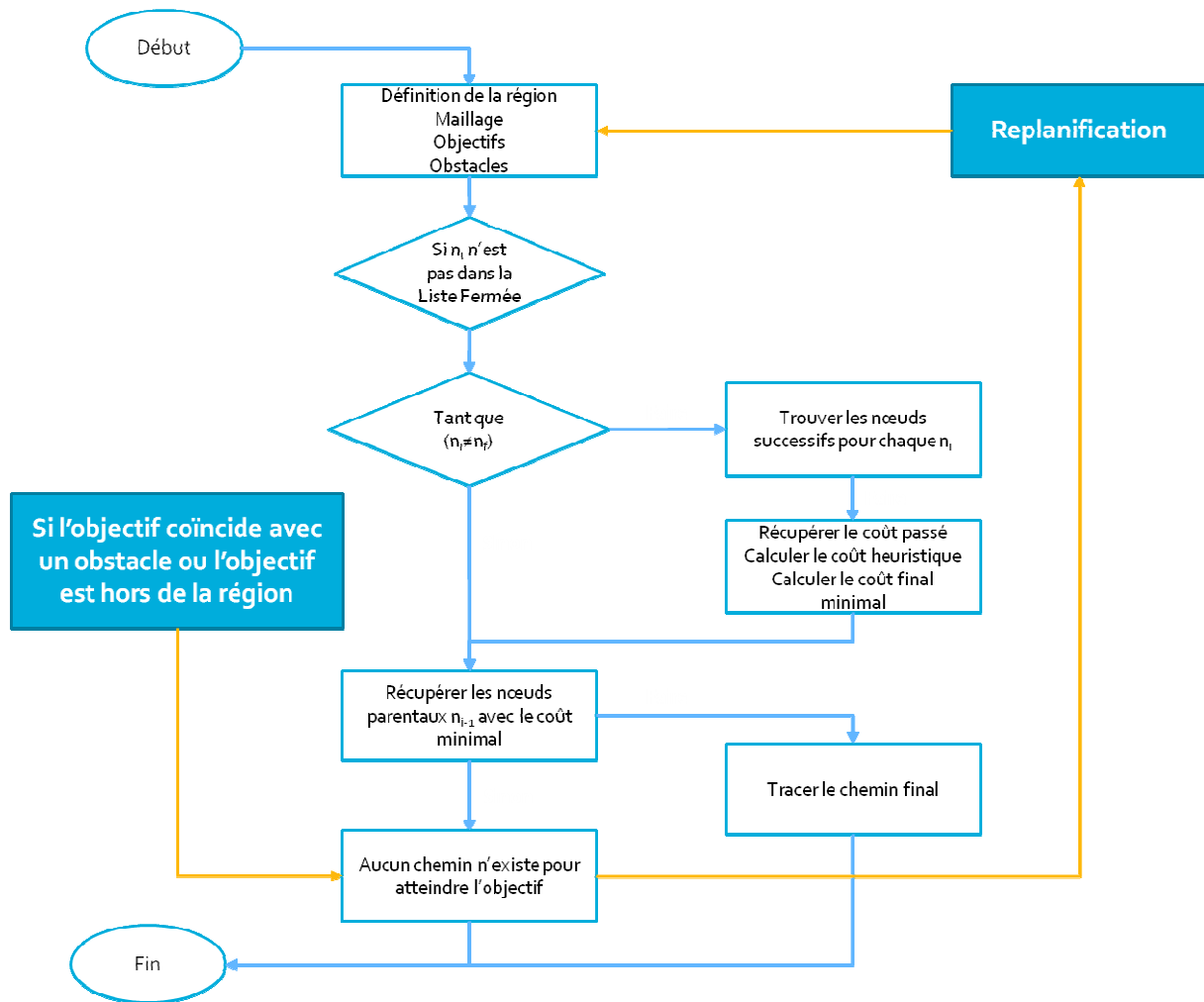


Figure 32 : Organigramme d'algorithme A-étoile

4.5.2 Résultats de simulation

Dans la section suivante, de nombreux résultats de simulation sont présentés pour illustrer l'application de la génération de chemin pour une mission de lancement. D'abord, l'environnement où le véhicule aérien va exécuter la mission est défini avec des coordonnées spécifiques dans la carte : la position initiale et tous les autres objectifs nécessaires pour le succès de la mission sont initialisés. Les obstacles mobiles sont introduits avec une option de replanification du chemin la présence d'un mis à jour utilisée dans le fonctionnement de l'algorithme.

4.5.2.1 Planification de mission avec l'algorithme A* dans un plan tridimensionnel

Dans le premier scénario, les phases de mission introduites en figure 6 sont présentées. L'algorithme trace un chemin à partir d'une position initiale vers une position finale pour

chaque phase en suivant leur ordre généré par avance. Une fois que le point final d'une phase est atteint, le système de lancement n'est pas capable de s'arrêter sur place donc, pour résoudre cette situation le point final est considéré comme un point initial pour la configuration suivante ; une étape nécessaire pour redémarrer l'algorithme pour générer un nouveau plan de vol. Le point final de la dernière phase représente le point de départ à la proximité de l'aérodrome où la commande manuelle sera effectuée.

Pour définir la région de translation latérale minimale pour chaque segment où le système va évoluer on utilise les paramètres suivants : $R_{min}=50\text{ m}$ et $\gamma_{max}= \pm 30\text{deg}$. Dans l'exemple juste au dessous de ce paragraphe les dimensions de l'espace géométrique où le porteur va exécuter la mission ont les valeurs suivantes : $X=10000\text{ m}$, $Y=10000\text{ m}$, $Z=10000\text{ m}$. L'étape suivante après l'initialisation de l'environnement est de définir la position initiale du véhicule aérien RLV (Reusable Launch Vehicle) $x_{in}=50\text{m}$, $y_{in}=50\text{m}$, $z_{in}= 50\text{ m}$ (présenté avec le cercle bleu). Les objectifs pour accomplir chaque phase possèdent des coordonnées suivantes : $P_1=\{5000,5000,5000\}\text{m}$, mis à jour dans 1 s ; $P_2=\{7500,5000,8500\}\text{m}$, mis à jour dans 1 s ; $P_3=\{9600,9600,9600\}\text{m}$, mis à jour dans 2 s ; $P_4=\{10000,10000,10000\}\text{m}$, mis à jour dans 3 s ; $P_5=\{10000,2100,100000\}\text{m}$, mis à jour dans 4 s ; $P_6=\{7500,2000,5000\}\text{m}$, mis à jour dans 5 s ; $P_7=\{2500,1800,4000\}\text{m}$, mis à jour dans 3 s ; $P_8=\{50,50,50\}\text{m}$, mis à jour dans 1 s.

Une fois que la solution de l'algorithme atteint le premier objectif, ce point est considéré automatiquement comme le point initial pour le chemin suivant jusqu'à l'algorithme termine le traitement de l'objectif final. Le chemin (en bleu) est cinétiquement réalisable par le véhicule aérien avec le respect des limitations transrationnelles verticales et horizontales.

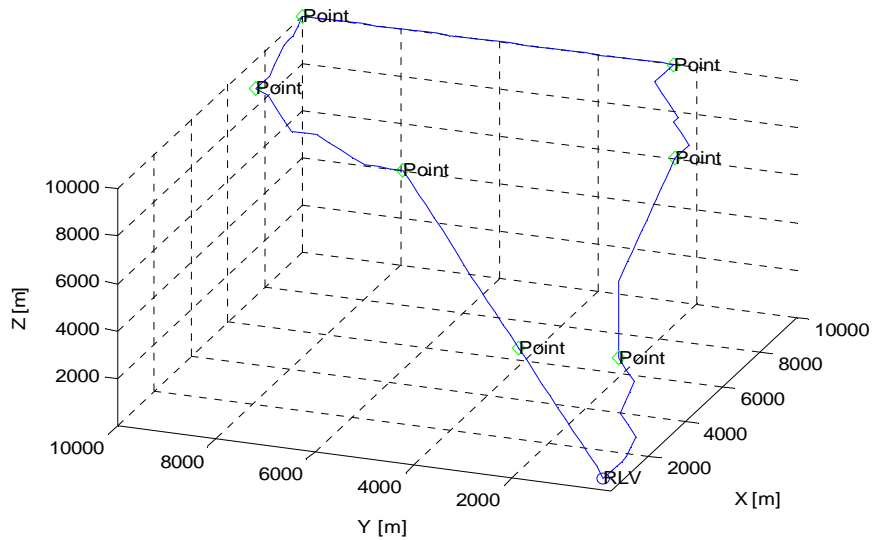


Figure 33 Mission de lancement avec 8 phases

La phase de lancement est présentée avec une pente nulle pour avoir une altitude constante. L'algorithme atteint les objectifs avec de succès. Dans ce scénario, les obstacles ne sont pas présentés et tous les points d'objectifs sont considérés statiques générés au début avant le démarrage de l'algorithme. Pour les scénarios suivants, on introduit plusieurs obstacles avec différentes dimensions, position et orientation dans la région de mission. On propose aussi une solution pour traiter les obstacles mobiles et les points d'objectifs qui n'appartiennent pas à la région actuelle où la recherche du chemin optimal est effectuée.

4.5.2.2 Chemin réalisable en présence d'obstacles et différents maillages de carte intégrés

Pour chaque scénario on commence par la définition de la région et les obstacles auxquels le système peut rencontrer au cours de la mission de lancement. Les dimensions de la région pour ce scénario sont $X=1000\text{ km}$, $Y=1000\text{ km}$, $Z=1000\text{ km}$. La position initiale $x_{in}=50\text{ m}$, $y_{in}=50\text{ m}$, $z_{in}=50\text{ m}$. Les points d'objectifs sont deux $P_1=\{500,500,500\}\text{ m}$, mis à jour dans 1 s; $P_2=\{1000,1000,1000\}\text{ m}$, détecté après 2 s. Les conditions atmosphériques défavorables ou les régions interdites au plan de vol sont présentées par des formes géométriques communes et leurs combinaisons. Une région interdite au plan de vol est initialisée avec les coordonnées $O_1=\{160, 160, 140\}\text{ m}$, dont les dimensions en x, y, z sont $\{130, 130, 130\}\text{ m}$. Les obstacles avec de faibles dimensions comparées aux dimensions du porteur ont des positions $O_2=\{960, 966, 960\}\text{ m}$ et $O_3=\{339.3, 339.3, 2.2\}\text{ km}$; un autre obstacle - un nuage sphérique dont le centre est dans les coordonnées $O_4=\{850, 850, 850\}\text{ m}$

avec rayon $R_{nuage}=300m$ est détecté 2 s plus tard ; un disque avec centre dans $O_5=\{900, 966, 900\}m$ et rayon $R_{disc}=100m$. Le plus grand obstacle est un cylindre en vert défini par sa position initiale en $O_6=\{800, 950, 25\}m$, avec deux rayons $R_1=100m$, $R_2=100m$ et hauteur $H=50m$.

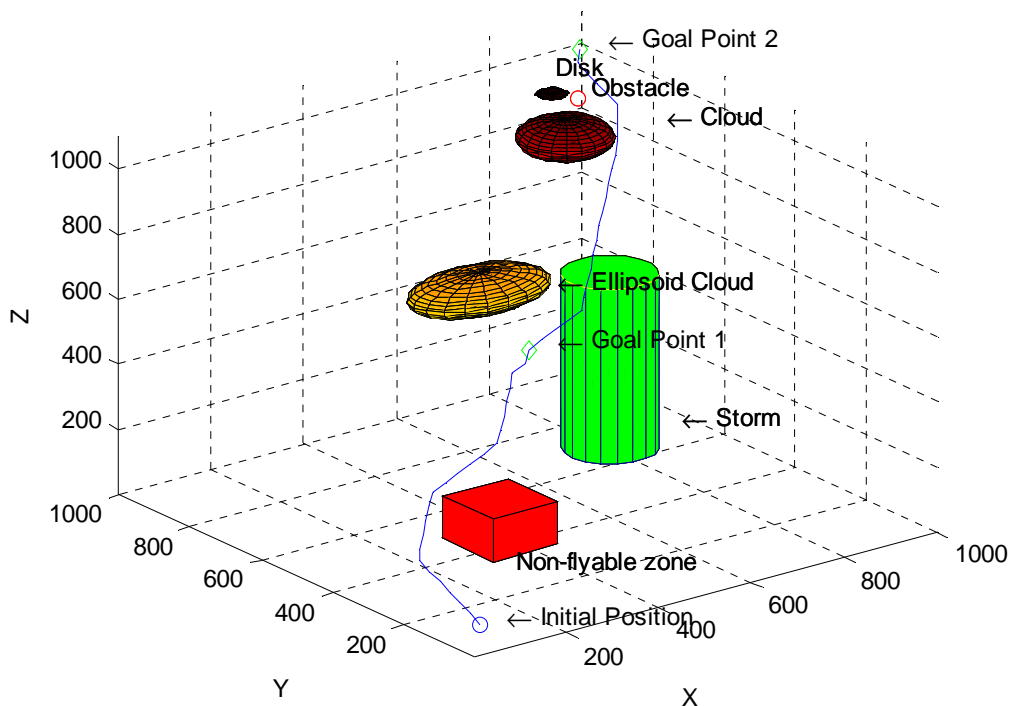


Figure 34 : Planification du chemin avec l'algorithme A* en présence de 8 obstacles et 2 objectifs

Le chemin final est tracé en évitant avec succès différents obstacles et tous les objectifs nécessaires sont atteints. Après cette phase l'avion autonome doit continuer de suivre le plan de vol et atteindre les prochains points d'objectif. Quand les prochains objectifs ne sont pas dans la région initiale de vol, une région supplémentaire pourrait être intégrée de la même manière où le point initial de cette région sera le point final de la région précédente.

Le prochain exemple présente la différence entre la longueur de chaque segment et la vitesse désirée d'un point de passage courant vers un successif. Chaque point situé dans l'espace de recherche de chemin est associé à un temps nécessaire pour exécuter la translation entre ces deux points. Cette fois on initialise un intervalle pour un segment de la même manière que pour définir l'espace discrétisé sur X , Y et Z . L'intervalle de temps est une référence pour définir la durée du vol pour le chemin entier en une fonction de vitesse désirée. La vitesse dépend de l'enveloppe de vol spécifique pour trouver le « temps-à-aller ». Ces nouvelles spécifications sont appliquées dans une autre carte discrétisée, mais sans obstacles

et elle est intégrée dans la carte précédente avec une distance plus importante pour les segments pour diminuer le temps de calcul. Dans cette carte un troisième et quatrième objectif () sont introduits avec les coordonnées : $P_3 = \{866.7, 1800, 1133\}m$ et $P_4 = \{1800, 1800, 100\}m$ sont présentés. Dans un environnement sans nombreux obstacles où la distance entre les points de passage est plus grande, l'algorithme génère le chemin avec de plus rapidité que dans le cas où l'environnement possède des obstacles et faibles segments à haute densité.

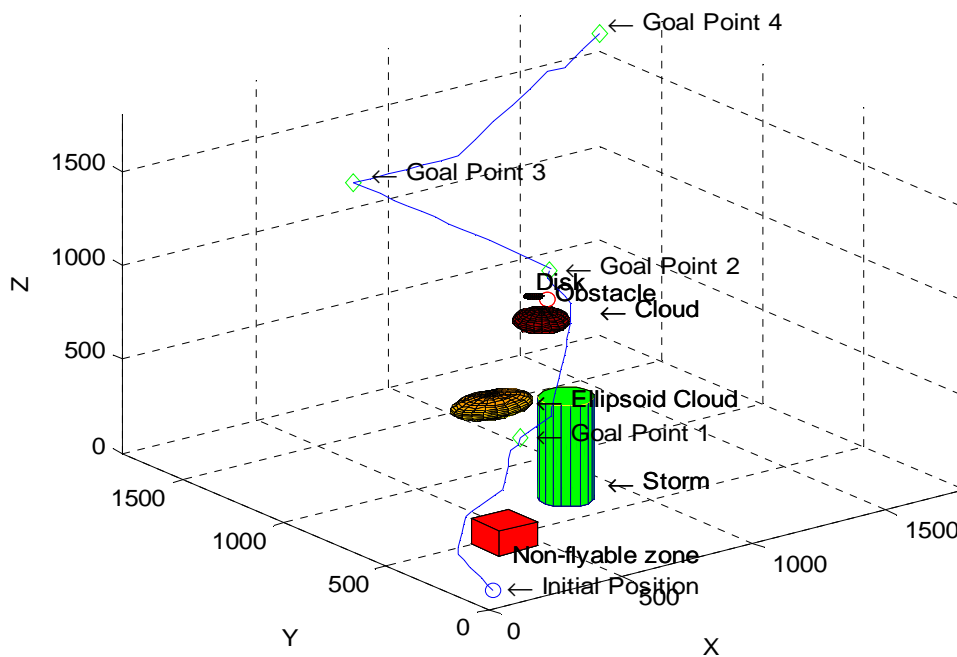


Figure 35 : Intégration de deuxième plan de vol avec différent maillage de la carte et contraintes dynamiques

L'efficacité de l'algorithme A* dans un plan tridimensionnel d'introduire différentes contraintes dans l'un espace de recherche et en même temps d'atteindre plusieurs objectifs est un avantage intéressant dans la planification de chemin. Une fois que la longueur de chaque segment (la distance entre deux points de passage successifs) est trouvée, un intervalle Δt est associé à ce segment pour donner un sens plus précis de la translation entre les points de passage. L'intervalle de temps est généré en considérant l'intervalle d'atteindre le point externe du segment en concordance avec le temps total pour atteindre l'objectif final pour cette configuration

Pour la distance calculée de deux points reliés par deux cellules adjacentes du maillage horizontal, l'intervalle de temps est initialisé à $\Delta t = 5s$, qui représente le temps pour effectuer un mouvement de passage sur le segment entier dans le plan horizontal. Pour se déplacer du plan horizontal vers le plan vertical l'intervalle de temps initial change en fonction de la

longueur du segment en question pour atteindre la vitesse désirée. Par exemple, le temps est plus significatif pour se déplacer le long des segments diagonaux où le coût de chemin est plus élevé. On peut déterminer les contraintes décrivant chaque objectif. Ce sont cinq éléments : coordonnées sur x , y et z , le temps d'arrivée spécifique pour obtenir une vitesse constante et la vitesse elle-même. On peut définir à la base de cette information les caractéristiques des deux cartes :

- La première carte est basée sur l'algorithme A* classique avec un coût de chemin précis avec un environnement très complexe. Les points de la nouvelle carte sont associés avec le temps d'arrivée pour chaque segment en fonction de la vitesse désirée. Les deux cartes exécutées dans un espace de recherche déterminent un nouveau niveau d'interaction entre les maillages que nous avons appelé maillage multicouche.
- Le chemin réalisable ainsi généré peut éviter des obstacles avec différentes formes et atteindre des plusieurs objectifs. L'algorithme relie ensemble avec succès différents chemins et il est capable de démarrer les calculs dans le moment où la dernière configuration est atteinte. Cette propriété aide à lier de différents scénarios dans la région de mission et à produire un chemin dans des situations complexes.

4.5.2.3 Maillage multicouche avec la définition de temps et de vitesse

Dans la simulation suivante la génération d'un chemin réalisable avec un obstacle mobile et sa détection est présentée avec les paramètres suivants : les dimensions longitudinales, latérales et verticales de l'espace géométrique de la carte, dont les valeurs, sont choisies $X=11000m$, $Y=11000m$, $Z=11000m$. La position initiale de porteur est $x_{in}=570m$, $y_{in}=570m$, $z_{in}= 30 m$ et le point final d'un objectif intermédiaire marqué avec une étoile en noir avec les coordonnées : $x_{in}=5670m$, $y_{in}=5670m$, $z_{in}= 4000 m$. La région interdite au vol qu'on a intitulé sur les figures « non-flyable zone » est définie avec les coordonnées initiales $O_1=\{1697, 1674, 740\}m$, et les dimensions sur x , y , z successivement $\{1135, 1135, 147\}m$. Les obstacles de faibles dimensions sont introduits aussi avec leurs coordonnées dans l'espace tridimensionnel $O_2= \{2268, 3393, 2600\}m$ et $O_3=\{3393, 3393, 2200\}m$ encore un obstacle sphérique qui représente un nuage cumulonimbus que le système de lancement va rencontrer dans les coordonnées $O_4=\{4520, 5452, 2900\}m$ avec un rayon de $R_{nuage}=1000m$. Les coordonnées du nuage sont actualisées deux secondes après le démarrage de l'algorithme A* dans un espace tridimensionnel.

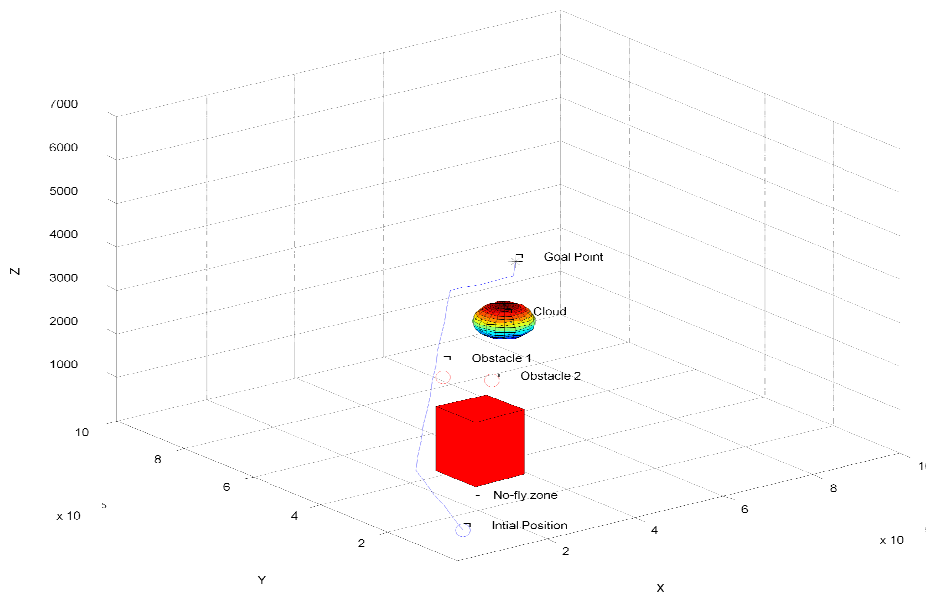


Figure 36 : Planification du chemin avec un objectif

La simulation suivante (fig.37) introduit le même scénario, mais dans ce cas le cumulonimbus est détecté sur une autre position avec les coordonnées $O_4 = \{3364, 5249, 3000\}m$. L'avion suit le chemin déjà généré en bleu jusqu'à une position intermédiaire où le système détecte un environnement en cours d'évolution et donne l'ordre à l'algorithme 3D A* pour préparer un nouveau chemin sécurisé présenté en vert dans la figue 13a. La distance entre la nouvelle planification de chemin et l'obstacle n'est pas aléatoire, elle est choisie d'une échelle de 1000m. Le deuxième itinéraire est produit en se basant sur les données disponibles du chemin réalisable pour créer une trajectoire lisse (le chemin vert sur fig.37).

Sur le chemin brut déjà généré, les polynômes cartésiens sont appliqués pour que chaque section définisse une trajectoire de référence pour le plan de vol. La vitesse minimum dans le début du chemin est 35 m/s, mais l'objectif final est atteint avec 200 m/s. Le scénario pour le décollage, la montée et la croisière allée est étudié en particulier parce que l'action d'éviter les obstacles est nécessaire pour préserver le système de lancement.

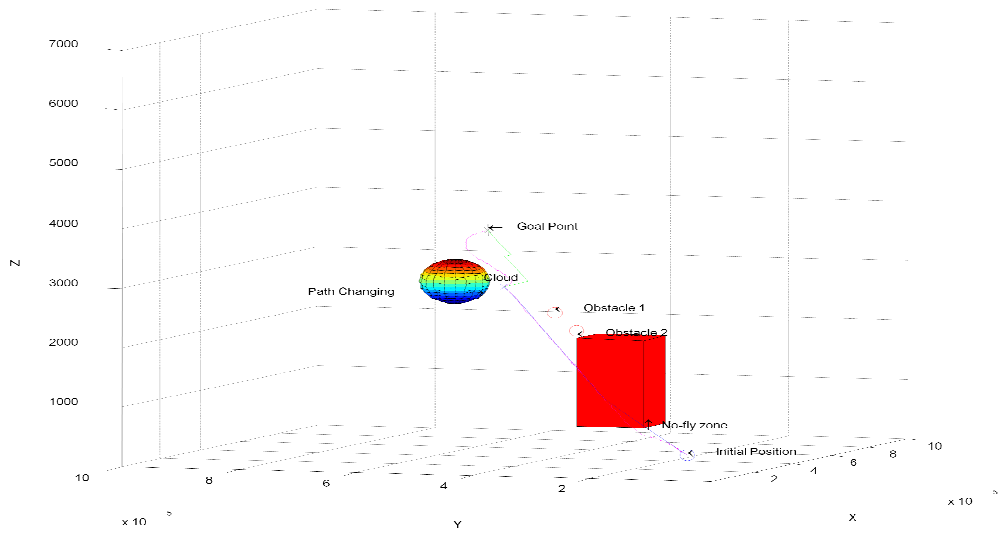


Figure 37 : Génération de trajectoire à partir de planification de chemin en présence d'un obstacle mobile

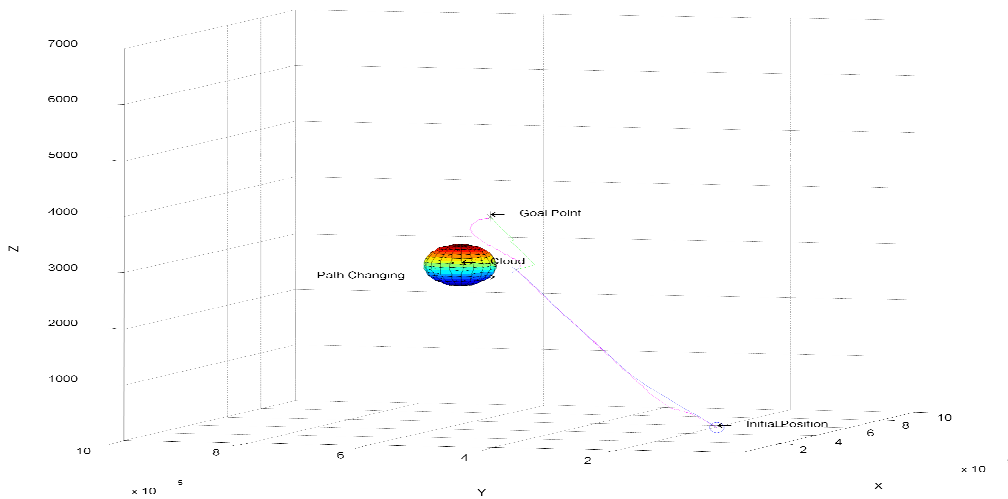


Figure 38 : Génération de chemin et de trajectoire à partir d'information sauvegardée en avance de présence des obstacles

Cet exemple montre d'autres spécifications de l'algorithme A* en 3D qu'il peut atteindre un objectif en utilisant un autre point de départ en tant qu'une position intermédiaire des chemins précédents. Le nuage est détecté 3 s après le début du temps de calcul pour le nouveau chemin. Comme on peut remarquer, le chemin vert semble plus long que nécessaire en raison le temps d'arrivée prévu de joindre deux configurations successives est plus élevée.

4.6 Conclusions et perspectives

Nous avons fait une analyse des méthodes de planification de mission, ainsi que l'algorithme de planification pour une mission de lancement par un véhicule aérien autonome.

Plusieurs contraintes doivent être satisfaites : le temps nécessaire pour accomplir la mission, la consommation de carburant, l'évitement de certains aléas (zones avec des conditions atmosphériques défavorables), et les normes de la circulation aérienne. Les éléments nécessaires pour cette planification sont également présentés. Un modèle de système de lancement et les paramètres qui décrivent son comportement et les forces agissantes sont développés. Pour la réalisation d'une mission autonome, un algorithme de planification qui détermine le chemin dans l'environnement où le véhicule évolue est introduit. L'algorithme A*(A-étoile) est présenté. C'est un algorithme qui trouve le chemin optimal d'un point initial vers un point final pour une configuration, en évitant les obstacles. Ces obstacles sont introduits dans l'environnement par leur position et orientation. L'algorithme A* est un algorithme bidirectionnel, il garde l'information pour le chemin optimal déjà trouvé entre le point initial et le point courant, mais il donne aussi une information heuristique pour la distance entre la position courante et la position finale. Au cours de l'évitement d'obstacle, il faut satisfaire quelques conditions : d'abord, les segments de chemin qui sont autour des obstacles ne doivent pas entrer dans cette partie de l'espace occupée par les obstacles. Cette condition est nécessaire pour une réussite de la mission. Pour satisfaire les paramètres de ressources du véhicule, le carburant doit être suffisant pour atteindre la position finale. Dans ce cas une fois qu'on a la distance minimale possible pour atteindre cet objectif, on a ajouté une autre composante – le temps. Alors d'un algorithme amélioré 3D, A* est devenu un algorithme 4D où chaque point est caractérisé par sa position, sa vitesse et le temps d'arrivée à ce point. La relation entre le temps et la vitesse – l'accélération est également utilisée pour caractériser le système.

La recherche présentée dans ce chapitre consacré à la génération du chemin avec l'algorithme A* pour un système de lancement a été publiée dans le « Journal of Aerospace Engineering » part G sous le titre « 3D waypoint generation in a dynamic environment for an airborne launch mission ». La suite de travail sur la génération de trajectoire avec des polynômes de troisième ordre a été présentée à European Conference for AeroSpace Sciences EUCASS 2011 sous le titre « Trajectory generation in a 3D flight plan with obstacle avoidance for an airborne launch craft ».

Chapitre V

5 SUIVI DE TRAJECTOIRE

5.1 Introduction

Les engins aérospatiaux ont une dynamique complexe qu'il faut être capable de contrôler. Le rôle de la commande est d'assumer le suivi des événements de la mission nominale, de traiter les événements correspondants à certains aléas (internes au véhicule ou en provenance de l'environnement). Dans ce domaine, il faudra penser à des commandes prenant en compte le caractère non linéaire et sous-actionné.

Ce chapitre introduit une structure de commande pour la réalisation de missions de lancement par un système aéroporté. Cette structure de commande doit répondre à certaines exigences :

- calculer en temps réel, pour une trajectoire opérationnelle donnée, les consignes destinées aux boucles de régulation de chacun des actionneurs prévus pour le système.
- gérer l'enchaînement dynamique des tâches opérationnelles de natures différentes.
- assurer le respect des contraintes secondaires agissant sur le système.

Nous sommes arrêtées à l'application d'une commande par mode glissant pour le module du suivi de trajectoire. C'est le dernier module nécessaire pour accomplir une mission. La trajectoire qui doit être suivie provient des deux autres modules de planification de mission et de génération de trajectoire.

Dans une première partie, nous présentons une revue bibliographique sur la commande du système de lancement, la section suivante définit des contraintes opérationnelles et secondaires liées aux trajectoires de consigne. Nous proposons ensuite une structure de commande pour le suivi des trajectoires de consignes de mouvement qui assure le respect des exigences déjà présentées.

5.2 Revue bibliographique sur la commande du système

Un certain nombre de travaux ont été réalisés traitant les différents aspects liés à l'automatisation des systèmes de pilotage, navigation et guidage. Parmi ces aspects, nous pouvons citer :

- Le respect du cahier des charges. En fonction de la mission qui lui est attribuée, et pour des raisons de sécurité et de normalisation, le système de pilotage d'un véhicule doit répondre à des spécifications en termes de performances et de stabilité. Ces spécifications sont généralement définies à la base d'un modèle linéarisé tangent pour les différentes phases de vol.

- Offrir certaines garanties de performance et de stabilité des contrôleurs en conditions réelles. En effet, le modèle mathématique utilisé dans la conception des lois de commande est un modèle nominal, sa fiabilité est toujours mise en question. De plus, certains systèmes physiques changent de comportement en fonction de leurs configurations dans l'espace et dans le temps, ceci est traduit par une variation paramétrique dans le modèle dynamique. Enfin, la présence des perturbations extérieures et des bruits de mesure peut détériorer l'efficacité du contrôleur si ce dernier n'offre pas une marge minimale garantissant la stabilité et les performances du système bouclé.
- Tenir compte des termes non linéaires du modèle dynamique, afin de les compenser au lieu de les ignorer. L'idée principale des techniques de la dynamique inversée s'appuie, d'une part sur le fait que le principal problème dans la synthèse des lois de commande pour les systèmes non linéaires est la présence des non-linéarités dans le modèle dynamique et d'autre part, le nombre important des outils linéaires efficaces d'analyse et de synthèses des lois de commande. Donc si on peut, par l'utilisation de transformations non linéaires adéquates, transformer le modèle non linéaire en un modèle équivalent linéaire, l'utilisation des techniques linéaires devient possible.

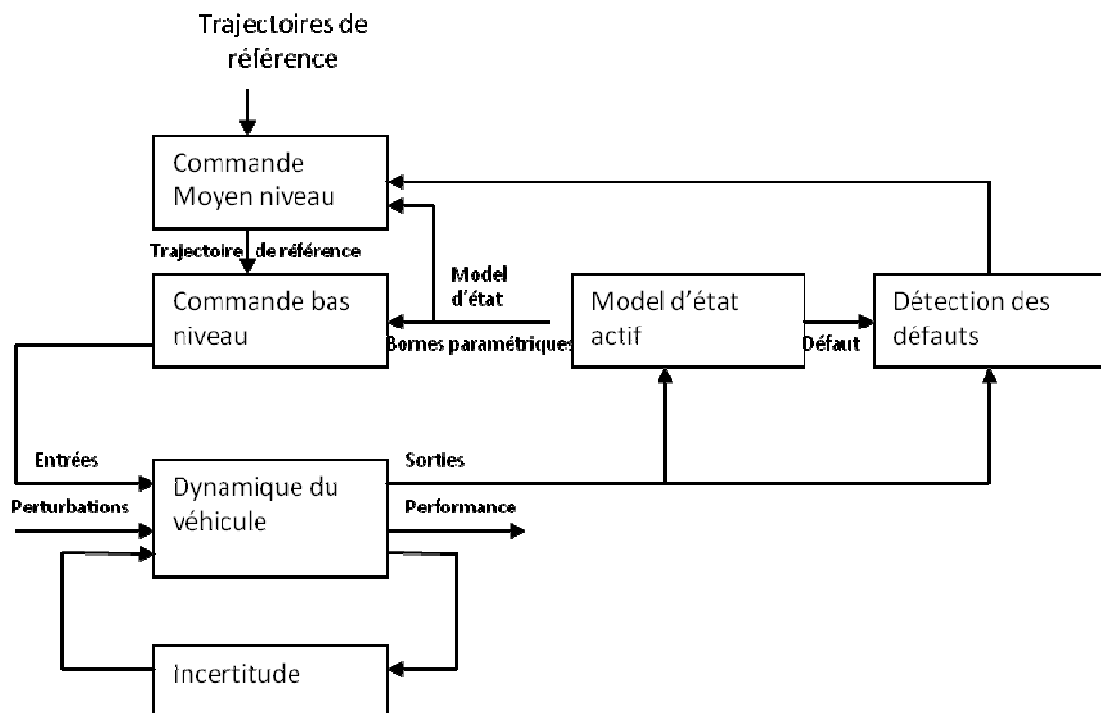


Figure 39 : les blocs fonction du système de commande

Dans le cas de bouclage d'état linéarisant, toutes les équations dynamiques sont linéarisées par une transformation de coordonnées et un bouclage statique d'état. Cependant, cette linéarisation ne peut être appliquée que sur une classe restreinte de systèmes physiques, car il n'est pas toujours possible de mesurer toutes les variables d'état, d'où l'idée de réaliser une linéarisation partielle de la dynamique, plus précisément, les équations qui décrivent le transfert direct entrées/sorties. Les dynamiques résiduelles, qui ne dépendent pas explicitement des entrées du système, ne peuvent pas être linéarisées ; elles sont appelées les dynamiques internes. Le problème qui se pose avec le bouclage de sortie vient du fait que les dynamiques internes (non observables) peuvent être instables, c'est le cas des systèmes à phase non minimale. L'utilisation de cette technique dans le contrôle des systèmes non linéaires est récapitulée dans le diagramme de la figure 36. Le bouclage d'état linéarise toutes les équations dynamiques, la réalisation de ce bouclage nécessite l'accessibilité de tous les états du système. Cette condition limite son application seulement sur une classe restreinte de systèmes physiques dont tous les états sont mesurables. Le bouclage de sortie permet une linéarisation partielle de la dynamique, il linéarise les équations qui décrivent le transfert direct entrées/sorties. Les dynamiques résiduelles ne sont pas observables, d'où la nomination de dynamiques internes.

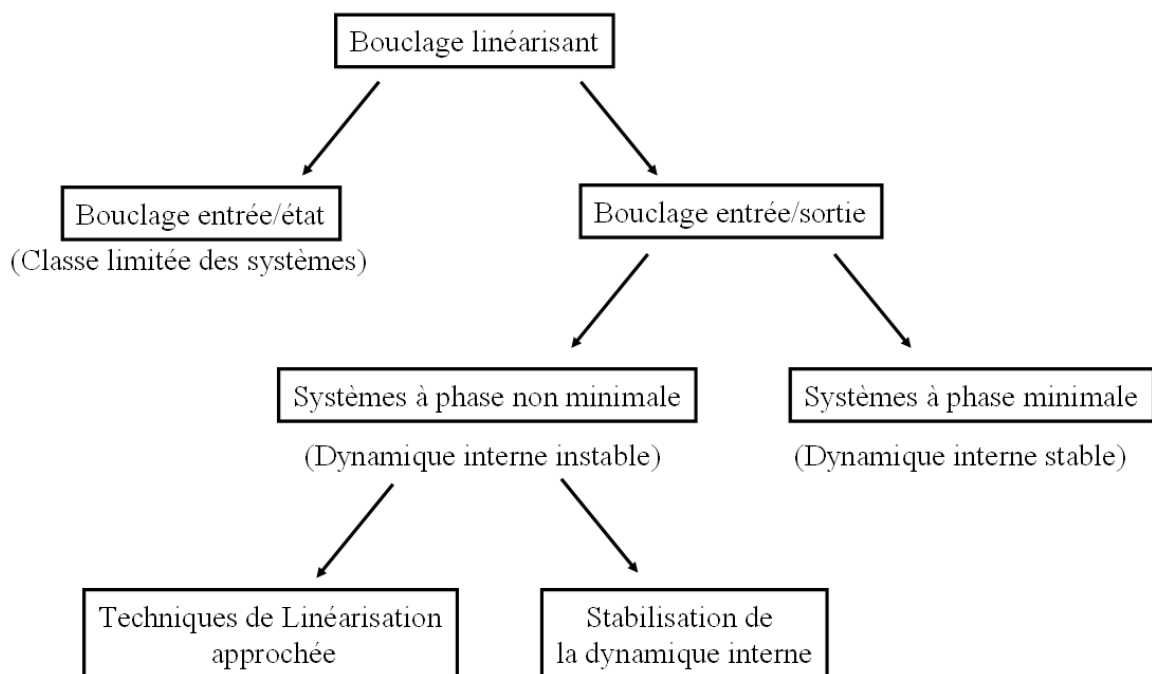


Figure 40 : Techniques de bouclage linéarisant

La stabilité des dynamiques internes doit être assurée dans le cas d'un bouclage partiel (de sortie). Les premiers résultats de cette technique ont été établis dans le cadre des systèmes

monodimensionnels. Dans [Isi92] l'existence d'un champ de vecteur particulier Φ qui permet de transformer, autour d'un point x_0 , a montré sous la représentation affine originale en forme normale. La plupart des méthodes de commande non linéaire supposent systématiquement l'existence d'une telle forme [Zer06]. On pense, par exemple, à l'inversion de la dynamique, la commande par mode glissant et la commande à grand gain. La forme normale est une représentation dont la partie externe peut être linéarisée par un retour statique des sorties. La mise sous la *Forme Normale* est une méthodologie qui met en évidence les dynamiques externes et internes du système. Un bouclage statique de sortie linéarisant et un difféomorphisme (transformation de coordonnées) transforment une partie du système non linéaire en un système linéaire commandable équivalent. Sa dynamique est représentée par une chaîne d'intégrateurs. Tous les pôles de la dynamique externe sont ainsi placés à zéro. Pour déterminer les éléments de vecteur de commande auxiliaire, on peut appliquer n'importe quelle technique linéaire de commande. Les dynamiques internes non observables devraient être stables pour que le bouclage soit réussi. Ensuite, les techniques de commande robuste peuvent être utilisées sur les systèmes linéaires obtenus [Bia96].

Une autre technique utilisée pour la commande des véhicules autonomes est présentée dans [Sleg06]. Une planification de contrôle pour les systèmes dynamiques non linéaires qui utilisent une linéarisation en boucle fermée et en logique floue est présentée. Une technique de contrôle prédictif qui traite les problèmes dans le domaine des systèmes dynamiques des processus cherche à prédire les états futurs et par la suite les états futurs estimés et les états futurs désirés pour déterminer les actions de contrôle sur ces systèmes. La loi de commande étudiée est appliquée sur un modèle non linéaire prédictif (NMPC – Non Linear Model Predictive Control) en utilisant les algorithmes avec les séries de Taylor, mais dans un système général à plusieurs entrées et sorties (MIMO) spécialisées pour les véhicules rigides avec six degrés de liberté. Cette méthodologie est appliquée sur deux systèmes: parapente et planeur. Nous avons proposé une architecture de commande présentée dans la section suivante.

5.3 Architecture de commande

L'architecture de commande est composée de quatre couches qui communiquent entre elles : le superviseur, le planificateur de mouvements, le contrôleur de navigation et le gestionnaire d'état.

1. Le superviseur est chargé de gérer les objectifs de plus haut niveau, de récupérer les données relatives à l'état de l'avion-porteur ainsi que des informations externes afin de réagir en conséquence.
2. Le planificateur de mouvement contient un planificateur de trajectoire et un planificateur de commande. Pour chaque phase de vol, le planificateur de trajectoire génère un chemin de référence avec une série de positions ou une trajectoire de référence comportant des vitesses et des positions. La loi de commande correspondante est sélectionnée par le planificateur de commande pour atteindre l'objectif de référence.
3. Le contrôleur de navigation contient l'ensemble des lois de commande linéaires et non linéaires permettant de réguler les différentes phases de vol de l'avion. À partir des objectifs de référence et de la configuration actuelle de l'appareil, chaque contrôleur calcule les entrées à envoyer aux actionneurs ainsi qu'à un avion virtuel, constitué du modèle numérique dynamique, qui servira de prédicteur.
4. Le gestionnaire d'état permet, à partir des données capteurs souvent bruitées et imprécises et des valeurs prédites par l'avion virtuel, de reconstruire le vecteur d'état courant de l'appareil. Un système numérique supplémentaire peut permettre de détecter une faute consécutive à une rafale, qui n'a pas été prédite par la modélisation virtuelle, afin de corriger le vecteur d'état.

Quand on veut déterminer un système de commande pour un avion autonome l'enveloppe de vol prévue pour cette mission est représentée par un maillage de points opérationnels de la relation entre le nombre de Mach M et le changement d'altitude après linéarisation des équations non linéaires autour des points d'équilibre. Nous avons développé ces concepts dans les chapitres précédents. Il existe plusieurs méthodes pour résoudre une telle architecture de commande. Une approche classique est de trouver un contrôleur destiné pour un point à l'intérieur de l'enveloppe de vol et de régler le gain de ce contrôleur par rapport aux mesures d'un paramètre nécessaire pour déterminer les conditions de vol, par exemple l'évolution de la pression dynamique. Ce réglage de gain maintient une caractéristique de la boucle fermée relativement constante dans l'enveloppe de vol.

Une autre solution est l'utilisation des méthodes H_∞ dont l'objectif est de créer une série de contrôleurs où pour chaque point opérationnel dans le maillage qui décrit l'enveloppe de vol un contrôleur avec une structure fixe agit. Cet ordre des contrôleurs déjà développé est transformé après dans un contrôleur réglé par rapport aux paramètres de la pression

dynamique ou nombre de Mach. Ces méthodes sont basées sur les techniques de linéarisation et exigent une connaissance précise des paramètres du système. Les autres approches utilisent l'inversion dynamique et la linéarisation de la boucle fermée, mais elles aussi exigent une connaissance approximative des paramètres du système. Par contre, une méthode par structures variables peut être programmée pour un système dynamique s'il y a une description qualitative. Le mode glissant est une forme primaire opérationnelle de système de structures variables. Ce mode est utilisé pour maintenir des contraintes données en respectant la présence des perturbations internes ou externes. Mais le mode standard glissant ne peut pas être correct si le signal de commande possède des caractéristiques physiques par exemple une position angulaire ou une force. Les fréquences de commande avec commutation à haute fréquence peuvent provoquer des résonances dans le système ainsi que des vibrations appelées « chattering ». Si l'ordre des dérivées de variables de sortie est plus grand, les perturbations seront moins significatives.

Pour éviter ces perturbations tout d'abord il faut augmenter l'ordre des dérivées des signaux de commande. La problématique pour laquelle on étudie la commande par mode glissant est le suivi d'une trajectoire de référence de l'avion autonome qui se trouve dans un environnement avec des perturbations de vent et d'évitement d'obstacles.

En présence des incertitudes, la commande robuste [Wan05], basée sur la théorie de commande adaptative et la structure variable est appliqué très souvent. Pour la commande et le contrôle d'un modèle non linéaire d'un avion, la technique de commande par modes glissants a retrouvé une grande application dans les avions de chasse qui sont assez manœuvrés. En comparant avec la méthode de commande de variables (les angles d'orientation) la conception des contrôleurs de trajectoire de vol est plus compliquée. La présence de perturbations supplémentaires dans le système provoque plus de difficultés. Une commande par l'approche récursive dite « backstepping » pour compenser les incertitudes. L'augmentation de ces difficultés est basée sur le fait que les entrées du système de commande sont non-linéaires et dépendent de paramètres aérodynamiques incertains.

L'approche de la dynamique inverse est couramment utilisée pour la conception de systèmes de contrôle pour manœuvrer les avions. Cette méthode implique la commande de plusieurs variables de sortie par exemple l'angle d'incidence α , l'angle de dérapage β et l'angle de l'inclinaison latérale σ qui sont les angles d'orientation de base pour notre système.

5.4 Analyse d'accessibilité et la contrôlabilité du système

En 2010, des travaux sur l'accessibilité et la contrôlabilité du système mécanique, dont les propriétés, nous avons déjà introduit dans chapitre 2 étaient effectués [Kah10]. L'analyse était développée sous certaines conditions pour piloter le système d'un point vers un autre point dans l'espace. Les conditions sont étudiées en trois différents systèmes que nous allons synthétiser dans cette section.

1. Système I : On accepte que le véhicule se déplace avec une vitesse constante $V=const.$

Le vecteur d'état du système de lancement est défini:

$$X = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \\ \chi \\ \gamma \end{pmatrix} \quad \text{eq 106}$$

On présente le système sous la forme suivante :

$$\dot{X} = f + g_1 u_1 + g_2 u_2 \quad \text{eq 107}$$

$$\text{Où } f = \begin{bmatrix} V \cos \chi \cos \gamma + W_x \\ V \sin \chi \cos \gamma + W_y \\ V \sin \gamma + W_z \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, g_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ et } g_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad \text{eq 108}$$

Le vecteur de commande est : $u = \begin{bmatrix} \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix}$

Le système est considéré affiné avec dérive. Après un calcul de la distribution d'accessibilité de ce système Δ_A engendré par la famille de champs de vecteur g_1, \dots, g_m et leur crochets de Lie, pour obtenir les conditions nécessaires il faut établir une matrice $M_{5 \times 5}$ dont les colonnes sont des vecteurs appartenant à Δ_A .

$$\text{rank}(M) = \text{rank} \begin{bmatrix} V \cos \chi \cos \gamma + W_x & 0 & 0 & V \cos \chi \sin \gamma & V \sin \chi \cos \gamma \\ V \sin \chi \cos \gamma + W_y & 0 & 0 & V \sin \chi \sin \gamma & -V \cos \chi \cos \gamma \\ V \sin \gamma + W_z & 0 & 0 & -V \sin \gamma & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{eq 109}$$

Le déterminant de cette matrice est différent de zéro si

$$\gamma \neq \frac{\pi}{2} \text{ et } -V - W_z \sin \gamma - W_y \sin \chi \cos \gamma - W_x \cos \chi \cos \gamma \neq 0 \quad \text{eq 110}$$

Le système est localement accessible.

1. Système II – la vitesse est considérée comme une commande.

$$\dot{X} = g_1 u_1 + g_2 u_2 + g_3 u_3 \quad \text{eq 111}$$

Où :

$$g_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, g_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, g_3 = \begin{bmatrix} \cos \chi \cos \gamma \\ \sin \chi \cos \gamma \\ \sin \gamma \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{eq 112}$$

$$\text{Le vecteur de commande est : } u = \begin{bmatrix} \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \\ V \end{bmatrix}$$

Le système sans dérive $\dot{X} = \sum_{i=1}^m g_i(X) u_i$ est contrôlable en temps faible s'il est symétrique et

vérifie la condition $\dim(\Delta_A) = n$ où n est le nombre de variables d'état. Les calculs sont similaires avec les calculs précédents. La matrice M :

$$\text{rank}(M) = \text{rank} \begin{bmatrix} 0 & 0 & \cos \chi \sin \gamma & -\cos \chi \sin \gamma & -\sin \chi \cos \gamma \\ 0 & 0 & \sin \chi \cos \gamma & -\sin \chi \sin \gamma & \cos \chi \cos \gamma \\ 0 & 0 & 0 & \cos \gamma & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{eq 113}$$

Le déterminant $\det(M) = \cos \gamma \neq 0$ pour $\gamma \neq \frac{\pi}{2}$. Le système est localement contrôlable. Pour

déterminer la symétrie de système : $\dot{X} = f(X, -U) = -f(X, U) \Rightarrow U = \begin{bmatrix} -u_1 \\ -u_2 \\ -u_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\chi} \\ -\dot{\gamma} \\ -V \end{bmatrix}$. Il est

impossible que la vitesse soit négative (eq.35). Le système est symétrique par rapport aux deux angles d'orientation sur la trajectoire (la pente et le cap), mais non symétrique sur V . Le système est localement contrôlable, mais ne satisfait pas cette condition pour un temps petit.

2. Système III – l'accélération est déterminée comme commande.

$$\dot{X} = f + g_1 u_1 + g_2 u_2 + g_3 u_3 \quad \text{eq 114}$$

$$f = \begin{bmatrix} V \cos \chi \cos \gamma + W_x \\ V \sin \chi \cos \gamma + W_y \\ V \sin \gamma + W_z \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, g_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, g_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, g_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad \text{eq 115}$$

$$\text{Le vecteur de commande est : } u = \begin{bmatrix} \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{V} \end{bmatrix}$$

De la même manière, on analyse la matrice M .

$$\text{rank}(M) = \text{rank} \begin{bmatrix} V \cos \chi \cos \gamma + W_x & 0 & 0 & 0 & V \cos \chi \sin \gamma & V \sin \chi \cos \gamma \\ V \sin \chi \cos \gamma + W_y & 0 & 0 & 0 & V \sin \chi \sin \gamma & -V \cos \chi \cos \gamma \\ V \sin \gamma + W_z & 0 & 0 & 0 & -V \cos \gamma & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \Rightarrow \det(M) \neq 0$$

eq 116

$$\det(M) \neq 0 \text{ pour } \gamma \neq \frac{\pi}{2} \text{ et } -V - W_z \sin \gamma - W_y \sin \chi \cos \gamma - W_x \cos \chi \cos \gamma \neq 0 \quad \text{eq 117}$$

Si la vitesse est constante et l'accélération est la commande pour notre système le porteur possède une contrôlabilité partielle due la dérive linéaire. Si le point final peut être atteint à n'importe quel moment, il est possible qu'on puisse effectuer les actions pour les

intervalles de temps faibles. Pour le deuxième système, la vitesse est un des paramètres de commande. Ce système est localement contrôlable, mais pas pour un intervalle faible parce que la vitesse est limitée entre deux valeurs minimale (vitesse de décrochage) et maximale ce qui rend le système non symétrique.

Dans cette analyse la vitesse de vent est considérée. Dans le cas où le vent est très fort et le système de lancement n'est pas capable d'arriver au point successif imposé sur la trajectoire on peut trouver des points qui ne sont pas joignables, ce qui va provoquer une replanification du chemin. Ceci ajoute encore une conclusion pour que le planificateur recalcule l'algorithme de planification. Ces travaux étaient développés en considérant seulement le modèle cinématique du véhicule aérien (Section 3.6). Nous voudrions aussi d'introduire le système dynamique (Section 3.7) dans la modélisation de commande pour déterminer une loi de commande. On a choisi de travailler avec la commande par mode glissant pour assurer le suivi de la trajectoire déjà générée par les algorithmes de planification, mais aussi pour être compatible avec les autres types de planification.

5.5 Commande par modes glissants

La commande d'un système de lancement autonome concerne la problématique des données de mesures incomplètes, perturbations externes et modélisation des incertitudes. Pour le dernier module qui s'occupe du suivi de trajectoire, nous avons choisi la commande par mode glissante. L'avantage essentiel de cette technique est consisté dans le choix d'une surface de commutation de l'espace d'état selon les caractéristiques dynamiques désirées du système de lancement appliquées en boucle fermée. La logique de commutation et ainsi la loi de commande sont conçues de sorte que la portée de trajectoire atteint la surface et se stabilise sur cette surface.

Les avantages principaux de cette méthode sont classés comme suit :

- sa robustesse par rapport à une grande classe des perturbations ou des incertitudes en provenance du modèle ou de son environnement. Pour la mission de lancement, l'incertitude en provenance de l'avion-porteur est la perte de masse au moment de largage et celle en provenance de l'environnement est basée sur les conditions atmosphériques défavorables.
- le besoin de quantité de l'information réduite par rapport aux techniques de commande classiques.

- la possibilité de stabiliser les systèmes non linéaires.

Le mode glissant standard se caractérise par une commande de «la commutation de hautes fréquences », qui provoquent d'autres problèmes dans l'application pratique qui s'appellent « chattering effects ». La commande par mode glissant présentée dans cette section a pour objectif de développer des propriétés adaptatives pour l'avion autonome. Le véhicule aérien doit être équipé avec un système de commande pour maintenir la stabilité, diminuer l'effet des perturbations et suivre la trajectoire de référence dans une situation où les coefficients aérodynamiques varient à cause des incertitudes en provenance des mesures souvent imprécises des tests en soufflerie.

La solution que nous proposons dans ce chapitre consacré à la commande robuste est basée sur la théorie de la commande par structure variable, nommée « Variable Structure Control ». La technique principale de cette méthode se consiste dans le choix d'une surface de commutation sur laquelle la trajectoire a la propriété souhaitable.

On peut mathématiquement présenter cette relation. On définit les entrées de

$$\text{commande : } U = \begin{pmatrix} \dot{T} \\ \dot{\sigma} \\ \dot{\alpha} \end{pmatrix}$$

$$\text{Les sorties sont les positions sur les trois axes : } Y = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}$$

$$\text{Le vecteur d'états } X \text{ défini par : } X = \begin{pmatrix} X_1 \\ X_2 \end{pmatrix} \text{ où } X_1 = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \text{ et } X_2 = \begin{pmatrix} V \\ \mathcal{X} \\ \gamma \end{pmatrix}$$

On choisit la surface glissante sous la forme suivante pour comparer la trajectoire réelle et la trajectoire :

$$S = \ddot{e} + K_v \dot{e} + K_p e + K_I \int_0^t e d\tau \quad \text{où} \quad e = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{pmatrix} = X_1 - X_{1r} \quad \text{eq 118}$$

où x_r , y_r et z_r sont la position du système de lancement référentiel dans l'espace tridimensionnel. Les gains dans la formulation de la surface glissante sont choisis de telle manière que $S=0$ donne une réponse exponentiellement stable pour l'écart e provoqué par les perturbations du vent [Cha03]. Appliquée dans une boucle fermée intégrale cette méthode assure, une flexibilité complémentaire dans le modèle robuste. Le mouvement étudié dans la

boucle fermée du système dans la commande des structures variables contient deux phases principales. La première est la trajectoire qui commence d'un état initial et qui maintient la valeur de $S=0$. Dans la deuxième phase qui s'appelle phase glissante, dans le cas où $S=0$, e tend vers 0 aussi. Pour formuler la surface glissante il faut d'abord différentier l'équation pour la trajectoire :

$$\ddot{X} = \begin{pmatrix} \cos \chi \cos \gamma & -V \sin \chi \cos \gamma & -V \cos \chi \sin \gamma \\ \sin \chi \cos \gamma & V \cos \chi \cos \gamma & -V \sin \chi \sin \gamma \\ \sin \gamma & 0 & V \cos \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{V} \\ \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix} = B_1(V, \chi, \gamma)(f_0 + f_1) \quad \text{eq 119}$$

\ddot{X} est nécessaire pour l'équation de la surface de glissement qui est appliqué à la loi de commande définie dans la suite de notre travail. La fonction f est déterminée par le modèle dynamique du porteur :

$$f_0(V, \gamma) = \begin{pmatrix} -g \sin \gamma \\ 0 \\ -\frac{g \cos \gamma}{V} \end{pmatrix} \quad f_1(T, V, \gamma) = \begin{pmatrix} \frac{T-D}{m} \\ \frac{L \sin \sigma}{mV} \\ -\frac{L \cos \sigma}{V \cos \gamma} \end{pmatrix} \quad \text{eq 120}$$

La troisième dérivée de X :

$$\ddot{X} = \dot{B}_1(f_0 + f_1) + B_1(\dot{f}_0 + \dot{f}_1) = f_3 + B_1 B_2 U \quad \text{eq 121}$$

avec

$$B_2 = \begin{pmatrix} \frac{1}{m} & 0 & -\frac{1}{m} \frac{\partial D}{\partial \alpha} \\ 0 & \frac{L \cos \sigma}{mV \cos \gamma} & \frac{\sin \sigma}{mV \cos \gamma} \frac{\partial L}{\partial \alpha} \\ 0 & -\frac{L \sin \sigma}{mV} & \frac{\cos \sigma}{mV} \frac{\partial L}{\partial \alpha} \end{pmatrix} \quad \text{eq 122}$$

$$B_4 = B_1 B_2$$

f_3 est développé à partir les dérivées partielles du modèle dynamique :

$$f_3 = \dot{B}_1(f_0 + f_1) + B_1 \dot{f}_0 + B_1 \left(\frac{\partial f_1}{\partial V} \dot{V} + \frac{\partial f_1}{\partial \chi} \dot{\chi} + \frac{\partial f_1}{\partial \gamma} \dot{\gamma} \right) \quad \text{eq 123}$$

Les dérivées sont nécessaires pour calculer la surface glissante.

$$f_3 = \begin{pmatrix} -\dot{\chi} s \chi c \gamma - \dot{\gamma} c \chi s \gamma & -\dot{V} s \chi c \gamma - \dot{\chi} V c \chi c \gamma + \dot{\gamma} W s \chi s \gamma & -\dot{V} c \chi s \gamma + \dot{\chi} V s \chi s \gamma - \dot{\gamma} W c \chi c \gamma \\ \dot{\chi} c \chi c \gamma - \dot{\gamma} s \chi s \gamma & \dot{V} c \chi c \gamma - \dot{\chi} V s \chi c \gamma - \dot{\gamma} W c \chi s \gamma & -\dot{V} s \chi s \gamma - \dot{\chi} V c \chi s \gamma - \dot{\gamma} W s \chi c \gamma \\ \dot{\gamma} c \gamma & 0 & \dot{V} c \gamma - \dot{\gamma} W s \gamma \end{pmatrix} \quad \text{eq 124}$$

Les simplifications de cosinus et sinus sont présentées respectivement avec les lettres c et s.

On formule la dérivée de S :

$$\dot{S} = f_3 + B_4 U + K_v B_1 (f_0 + f_1) + K_p \dot{e} + K_I e - \ddot{X}_r - K_v \ddot{X}_r = f_3 + B_4 U - \ddot{X}_r + K_v B_1 (f_0 + f_1) - K_v \ddot{X}_r + K_p (\dot{X} - \dot{X}_r) + K_I (X - X_r) \quad \text{eq 125}$$

Si on modifie l'expression en introduisant une simplification, l'index « r » introduit les valeurs des paramètres référentiels :

$$f_5 = \dot{B}_1 (f_0 + f_1) + B_1 (\dot{f}_0 + \dot{f}_1) + K_v B_1 (f_0 + f_1) + K_p \dot{e} + K_I e - \dot{B}_{1r} (f_{0r} + f_{1r}) - B_{1r} (\dot{f}_{0r} + \dot{f}_{1r}) - K_v [B_{1r} (f_{0r} + f_{1r})] \quad \text{eq 126}$$

Avec cette condition la surface glissante obtient la forme suivante :

$$\dot{S} = f_5 + B_4 U = (f_5^* + \Delta f_5) + (B_4^* + \Delta B_4) U \quad \text{eq 127}$$

Les fonctions qui portent un index astérisque donnent les valeurs nominales de modèle cinématique et dynamique et ΔB et Δf contiennent les incertitudes.

Pour l'application de méthode à structure variable ou même pour la commande en boucle fermée avec une linéarisation du système, il est nécessaire que la matrice B_4 soit inversible. Si B_4 est une matrice singulière, la commande U n'influe pas directement la surface S , le déterminant de la matrice doit être négative en comptant que l'angle d'inclinaison latérale est différent de $\pm\pi/2$:

$$\det(B_4) = -\frac{L \cos^2 \sigma}{m} \frac{\partial L}{\partial \alpha} \neq 0 \quad \text{si} \quad \sigma \neq \pm \frac{\pi}{2} \quad \text{eq 128}$$

De cette manière dans le voisinage des valeurs ajustées B est inversible et le contrôleur de la technique de commande de structures variables peut être modélisé. Pour la commande de suivi de trajectoire, les manœuvres dans les régions dans lesquelles une singularité existe doivent être évitées par le planificateur de la trajectoire. L'idée principale est d'appliquer une action de commande assez forte quand le système dérive du comportement désiré. Pour la dérivation de la loi de commande, on utilise la fonction de Lyapunov:

$$W = \frac{1}{2} S^T S \quad \text{eq 129}$$

La dérivée de W est :

$$\dot{W} = S^T (f_5 + \Delta f_5 + (B_4 + \Delta B_4)U) \quad \text{eq 130}$$

$\dot{W} < 0$ (pour $\forall t$ chaque intervalle de temps sauf quand $S=0$) – cette condition garantit que la réponse du système va atteindre la surface de commutation.

À partir de cette équation pour rendre négative la fonction de \dot{W} , la loi de commande prend la forme suivante :

$$U = (B_4)^{-1} (-f_5 - KS - r \text{sign}(S)) \quad \text{eq 131}$$

où K est une matrice diagonale des gains, r est un élément strictement positif $r > 0$ qui doit être initialisé. Pour déterminer ce coefficient, l'hypothèse suivante a été faite :

$$\begin{aligned} \left\| \Delta B_4 (B_4)^{-1} \right\|_{\infty} &\leq a_0 \\ \left\| \Delta f_5 - \Delta B_4 (B_4)^{-1} (f_5 + K) \right\|_{\infty} &\leq a_1 \end{aligned} \quad \text{eq 132}$$

On suppose que les constantes a_0 et a_1 sont positives. Une meilleure estimation pour satisfaire cette hypothèse est de choisir le gain r de la manière suivante :

$$r \geq (1 - a_0)^{-1} (\eta + a_1) \quad \eta > 0 \quad \text{eq 133}$$

Après pour utiliser les limites de l'incertitude de l'hypothèse principale, on peut déduire que :

$$\dot{W} \leq -\eta \|S\|_1 - S^T K S \quad \text{eq 134}$$

$\forall S \neq 0$ dans l'intervalle $t \in [0, +\infty)$ où $\|S\|_1 = \sum_1^3 S_i$. De cette manière, la surface $S=0$ est atteinte dans un temps fini et à partir de la définition pour S , l'erreur de suivi de la trajectoire ε tend vers 0.

Pour application les valeurs numériques de \ddot{X} sont simulées par leurs paramètres dont les valeurs sont nominales. Le système de commande contient des fonctions non linéaires qui peuvent provoquer une discontinuité. Pour éviter ce phénomène, on peut remplacer la fonction *sign* par une fonction de saturation. Ce processus va modifier la loi de commande très légèrement aux couches limites autour $S=0$. En dehors de ces couches limites est validée et l'amplitude du bruit à partir des mesures ε tend vers 0.

D'ici la provenance de la condition supplémentaire que $S = \dot{S} = 0$ à la place de la condition originale pour apporter de continuité en même temps sur \dot{S} , cette dérivée peut être considérée comme une fonction continue définie par les états d'espace. La tâche est complétée quand on présente les coordonnées d'état d'espace avec le modèle dynamique développé dans chapitre « Modélisation ». Pour cette raison la dérivée de u est traitée comme une nouvelle commande. S et \dot{S} sont des fonctions continues dans le système boucle fermée. Le mode qui utilise la condition $S = \dot{S} = 0$ s'appelle mode glissant de deuxième ordre. La commande a été développée à l'aide de l'environnement Simulink/Matlab. La trajectoire de référence est récupérée à partir du planificateur qui l'envoie à la commande. En considérant la présence des perturbations externes, une méthode de surface glissante a été développée pour la commande de suivi de trajectoire. Pour une meilleure fiabilité de cette approche une actualisation périodique de la trajectoire de référence est nécessaire. Le modèle dynamique et le modèle cinématique sont résolus pour compléter le système à partir de l'approche de la dynamique inverse.

5.6 Environnement Matlab/Simulink

Dans cette partie, nous présentons la modélisation de la commande de suivi de trajectoire pour l'avion-porteur. La commande que nous avons développée dans la section précédente permet de contrôler le changement de la force de poussée T , son inclinaison latérale σ et l'angle d'incidence α . L'injection de ces consignes est assurée par la boucle de

guidage qui définit les variables de commande qui de leur côté seront envoyées aux actionneurs du système de lancement.

Nous allons réunir tout les modules de notre système : la planification de mission, la génération de trajectoire et la commande.

En utilisant les modèles cinématiques et dynamiques développés dans le Chapitre 2 un modèle de contrôle est élaboré dans l'environnement de Simulink/Matlab. Les entrées de notre système sont la position du porteur, l'orientation et la vitesse de consigne. Ces entrées sont envoyées au modèle de commande par mode glissant qui s'occupe avec la correction de l'écart entre les valeurs de consignes et les valeurs réelles du système de lancement, les trois variables de commande sont obtenues par l'inversion de modèle dynamique.

Une fois que la commande dont les composants sont la force de poussée T et l'angle d'inclinaison latérale σ et l'angle d'incidence α sont calculés par la technique de mode glissant, on applique les variables dans les équations différentielles dont l'intégration détermine les trois variables V , γ et χ qui participent aux équations cinématiques pour trouver les trois vitesses V_x , V_y et V_z . Les vitesses de vent suivant les trois axes de l'orientation dans le repère aérodynamique sont ajoutées comme des perturbations en provenance de l'environnement. La modélisation du vent de rafale que nous avons présenté peut être ensuite introduite dans un instant donné.

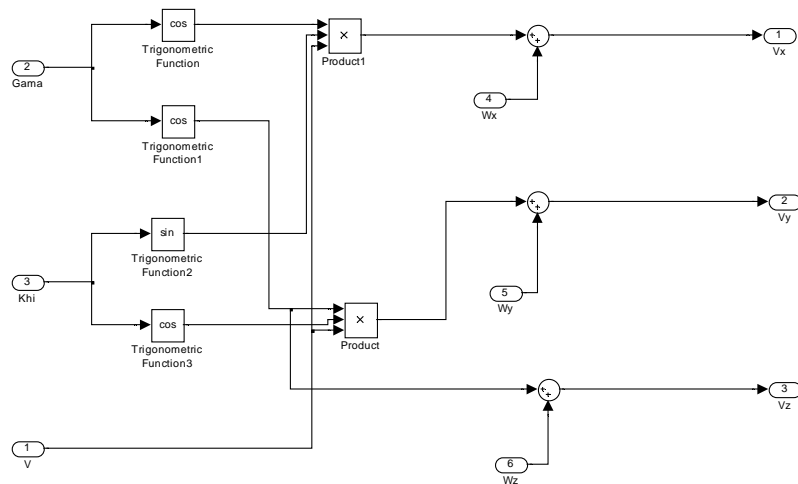


Figure 41 : Le modèle cinématique de système de lancement

La commande du système était développée à la base des données de la vitesse du véhicule aérien et son orientation qui déterminent la trajectoire de la référence. Nous avons appliqué la commande par mode glissant pour les tests, pour définir les variables de commande nécessaires pour diminuer la surface glissante S et d'assurer le suivi de la

trajectoire de référence. L'architecture des différents éléments est présentée avec de schéma blocs dans Matlab/Simulink. La commande définit la force de poussée, l'inclinaison latérale et l'angle d'incidence utilisés après dans le modèle dynamique et cinématique du système de lancement.

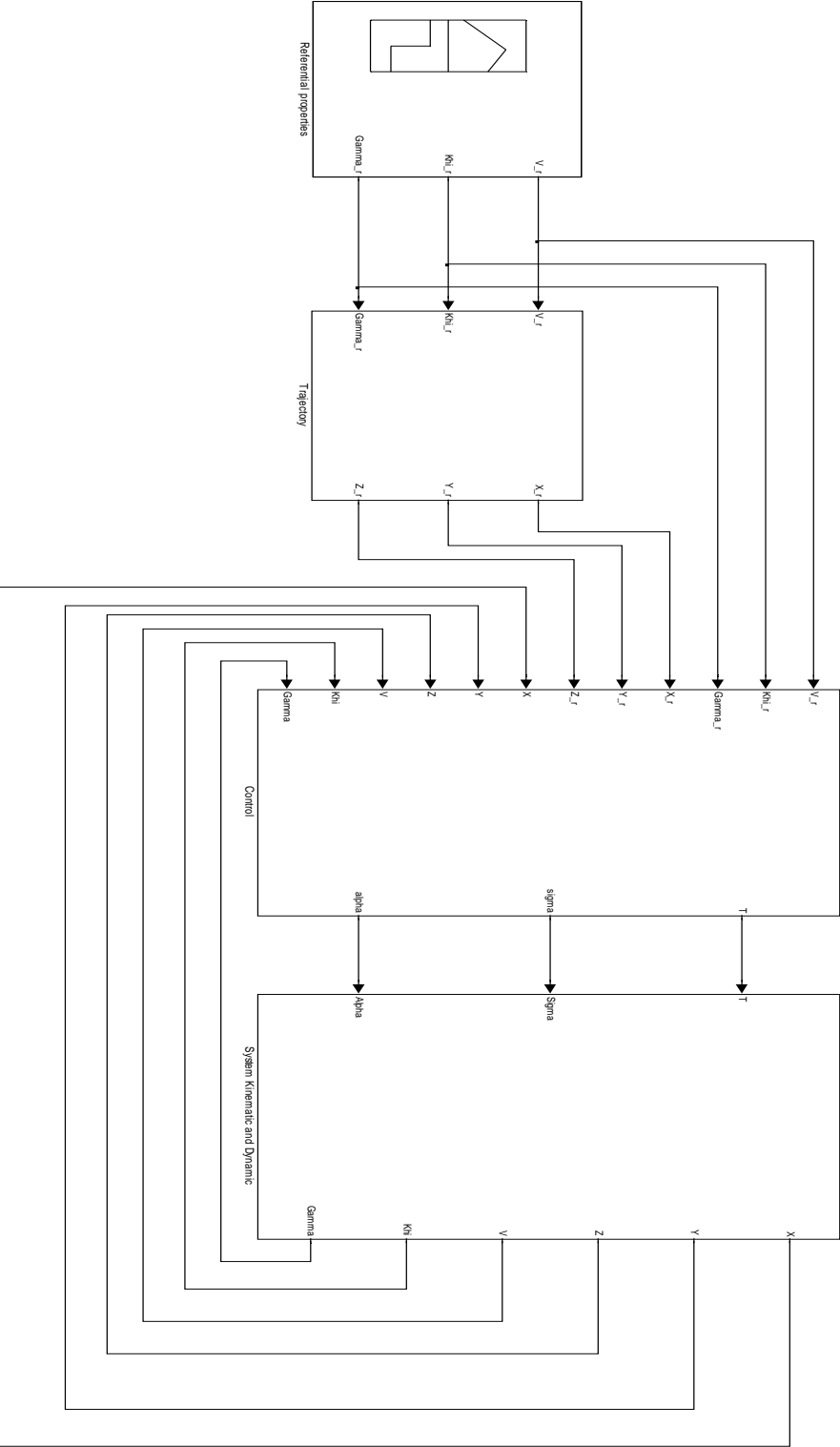


Figure 42 : La modélisation de la commande par mode glissant dans Matlab/Simulink

5.7 Résultats de simulation

L'avantage de la méthode de commande par des structures variables se consiste dans la grande précision des contraintes mises sous conditions incertaines incluses dans la hiérarchie de commande. L'objectif est de diminuer la sensibilité du véhicule autonome par rapport aux perturbations internes ou externes. Il est probable qu'après la disparition des imperfections de commutation, les fréquences de commutation continue tendent vers l'infini. Le résultat de cette action est plus de perturbations appelées « chattering ». Pour éviter ces perturbations, nous avons modifié la construction du modèle de commande pour les discontinuités et préserver les propriétés importantes du système. Les résultats de simulations suivants sont présentés pour deux scénarios différents:

Le premier scénario concerne un suivi de droite à vitesse constante ($V=60\text{m/s}$) à altitude constante de pour cet exemple de 2000 m. La ligne bleue représente la trajectoire de référence et la ligne verte la trajectoire réelle. La figure suivante présente la trajectoire 3D obtenue :

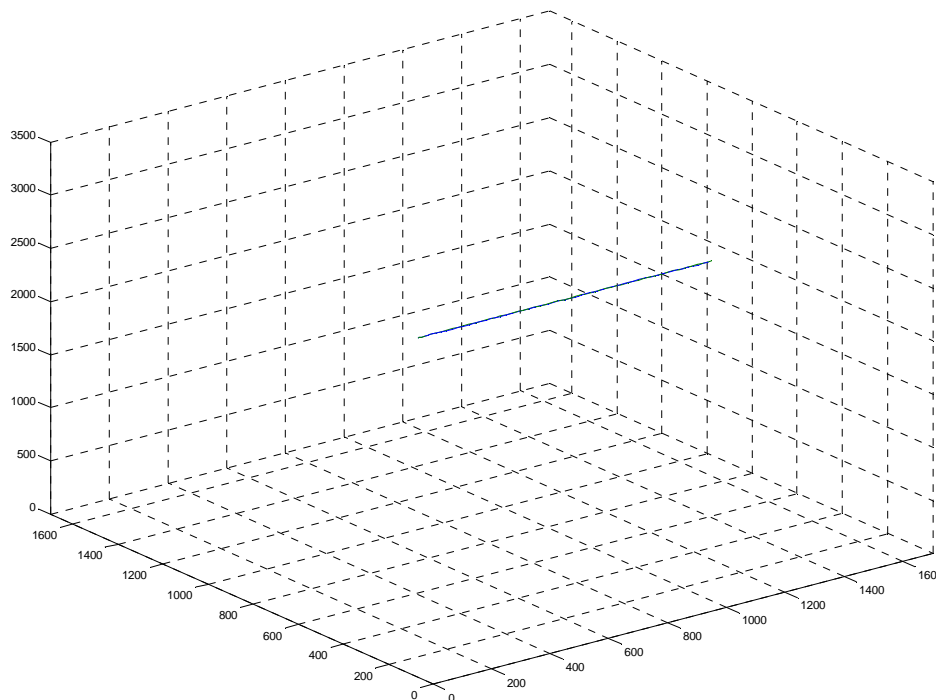


Figure 43 : Suivi de trajectoire par la commande de mode glissant à une altitude constante avec une vitesse constante

Le second scénario concerne toujours un suivi de droite à altitude constant avec une vitesse variable égale à 60 m/s dans le point initial et égale à 100 m/s dans point final de toute la trajectoire). La figure suivante présente la trajectoire 3D obtenue:

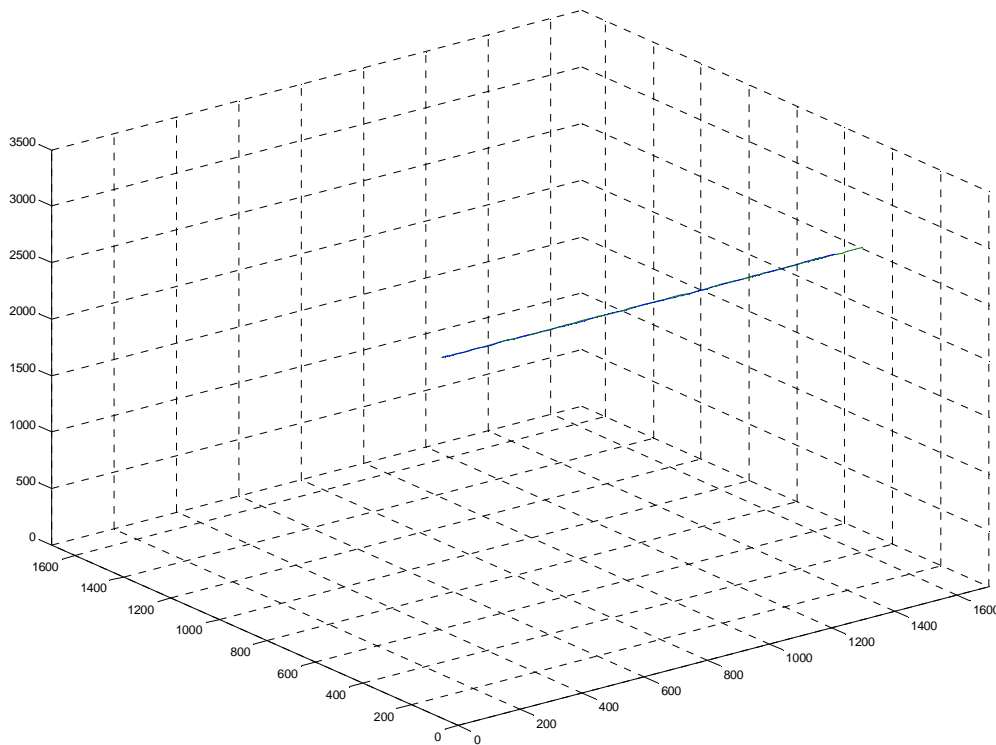


Figure 44 : Suivi de trajectoire par la commande de monde glissant à une altitude constante avec une vitesse variable

Encore une étape importante pour résoudre, c'est la perte de masse au moment de la séparation des deux étages et la stabilisation du système qui est un phénomène assez important pour une réussite de la mission de largage.

5.8 Implantation en Matlab®

Après le développement du dernier module celui de la commande, avec les modules de planification du chemin et de génération de trajectoire, les trois parties sont utilisées ensemble pour la réussite de la mission de largage. Le générateur de trajectoire développé dans le chapitre 3 fournit les valeurs consignes de l'altitude et de l'angle de cap et de pente. L'injection de ces consignes dans la boucle du contrôleur est effectuée via une boucle externe qui est la suite de la boucle de guidage (fig.41). Le contrôleur que nous avons construit

permet d'assurer la commande à partir paramètres dynamiques du véhicule aérien : la force de poussée, l'inclinaison de la poussée (l'angle de lacet de la vitesse) et l'angle d'incidence de la position, de l'orientation et de la vitesse du système pour arriver dans le point final pour cette mission de largage.

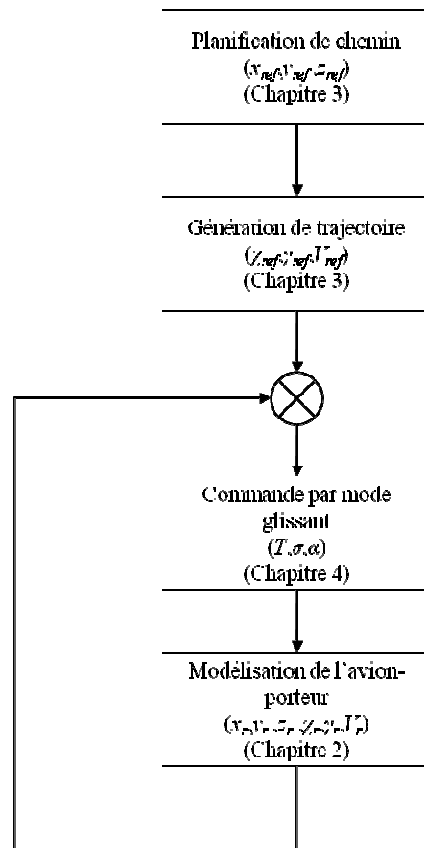


Figure 45 : Boucle de guidage assurant l'interconnexion entre le générateur de trajectoires et la commande par mode glissant

La planification du chemin par l'algorithme A* tridimensionnel génère les points de passage définis par leurs coordonnées dans l'espace opérationnel. Ces coordonnées sont utilisées ensuite par les polynômes cartésiens de troisième ordre pour générer une trajectoire réalisable pour l'avion-porteur. À partir de cette trajectoire on obtient les deux angles d'orientation et la vitesse en fonction de l'abscisse curviligne s limitée par une longueur admissible reliant chaque pair de points de passage. Ces trois derniers paramètres qui sont les consignes pour notre système à la base desquels on calcule la surface glissante qui détermine les trois variables de commande. Ils participent dans la modélisation dynamique qui détermine la vitesse et les angles d'orientation des données réelles du système de lancement qui de leur part participent dans la modélisation cinématique qui détermine la position réelle du véhicule. Les conditions finales pour une configuration définie par les propriétés communes de points de passage deviennent des conditions initiales pour les configurations suivantes. La boucle est

fermée avec les régulations de l'écart provoqué par les perturbations de vent qui ont lieu dans notre système et qui sont significatives pour l'avion autonome et la mission réelle de largage.

5.9 Conclusion et perspectives

Dans ce chapitre nous avons synthétisé plusieurs techniques de commande à la base desquelles on a déterminé l'architecture du module de commande qui était réalisée par l'intermédiaire de la commande par mode glissant. L'avantage de cette technique est qu'elle tient compte des non-linéarités du modèle. Une référence vers les études de la contrôlabilité sous différentes variables de commande pour le modèle de l'avion-porteur a été résumée ensuite.

Le schéma de commande adopte le modèle dynamique et cinématique de l'avion-porteur présenté dans la modélisation du système de lancement. Dans notre approche, nous avons utilisé une boucle de stabilisation du suivi d'une trajectoire réalisable qui contrôle la force de poussée, son inclinaison latérale et l'angle d'incidence. Les premiers résultats obtenus sont prometteurs. Néanmoins, des améliorations devraient être apportées à cette approche. Cette dernière est validée par des simulations sur un modèle simplifié du porteur.

Les hypothèses suivantes peuvent être mises en cause :

- une grande partie de la durée du vol du système de lancement est affectée à vitesse de croisière. L'hypothèse de la vitesse constante durant toute la trajectoire du vol n'est pas valable, notamment durant les phases de décollage et d'atterrissage qui par contre seront réalisées manuellement par un opérateur pour des raisons de sécurité prévues dans le cahier des charges.
- L'hypothèse de densité d'air constante n'est valable que sur une variation d'altitude de quelques dizaines de mètres. Au-delà de cet intervalle, la variation de la densité devient importante. Nous avons présenté comment traiter cette variable par sa modélisation mathématique avec toutes les informations complémentaires dans le chapitre 2.
- La diminution de la masse due à la consommation du carburant est faible par rapport à la dynamique de l'avion, mais elle est loin d'être négligée. Elle représente environ 20 % de la masse totale du porteur. Cette variation peut être négligée à l'échelle de commande (quelques minutes de vol), mais elle doit être considérée et étudiée plus en détail à l'échelle de navigation et de guidage (plusieurs heures de vol).

Le module de commande est créé comme un module indépendant pour qu'il soit capable d'assurer le suivi d'une trajectoire générée par différent type d'algorithmes de planification. Cette capacité était prouvée avec des tests de simulation où le module n'était pas relié avec l'algorithme A* ou avec les polynômes cartésiens de troisième ordre.

Le modèle d'avion est simplifié, mais des tests en soufflerie permettront d'affiner le modèle dynamique actuel par l'identification des différents paramètres aérodynamiques. Ce qui va nous donner la possibilité d'utiliser de différentes techniques de commande adaptatives.

Chapitre VI

6 CONCLUSION GÉNÉRALE

Le manuscrit de cette thèse de doctorat a présenté trois parties consacrées à la modélisation d'un système de lancement aéroporté autonome, la génération de points de passage pour réaliser la mission de largage d'un satellite, générations d'une trajectoire réalisable pour atteindre différents objectifs et la commande qui assure le suivi de cette trajectoire.

Un algorithme nommé A^* (A-étoile) de génération de points de passage pour déterminer le chemin le plus court a été amélioré pour répondre aux différents aléas qui surviennent au cours de cette mission de lancement. La génération de chemin a été produite dans un espace tridimensionnel considérant différents obstacles pour représenter l'environnement dynamique dans lequel le véhicule aérien va évoluer.

À partir des points de passage générés dans la région où le véhicule va effectuer plusieurs phases appartenant au profil de la mission, l'algorithme A^* choisit la meilleure configuration pour construire un chemin nécessaire pour atteindre différents objectifs. Dans le contexte de ce travail, on donne une liberté et flexibilité de cette approche dans laquelle un objectif peut représenter le point final d'une phase ou l'instant du largage, le site d'atterrissage ou n'importe quel point dans l'espace contenant des conditions spécifiques et utiles pour le fonctionnement correct du véhicule aérien.

Les points de passage ne sont pas générés d'une manière aléatoire. Leur disposition dans l'espace de recherche d'un chemin optimal est fonction des limitations du véhicule aérien. Dans le plan horizontal, le rayon minimal du virage est prévu et dans le plan vertical la pente maximale négative et positive est prise en compte. Ces paramètres déterminent la discrétisation de l'espace et la distance entre les points que le porteur doit traverser. Les régions avec différentes paramétrisations sont compatibles entre elles. Le chemin est généré jusqu'à atteindre un objectif. Cela ne veut pas dire que la mission doit arrêter dans un point, au contraire un enchaînement de plusieurs chemins avec différentes contraintes comme distance, vitesse ou temps nécessaire est possible.

Les obstacles qui caractérisent l'environnement représentent des événements qui peuvent arriver souvent dans une mission de lancement, notamment des conditions atmosphériques défavorables, nuages, tempêtes, dont l'évolution ne peut pas être toujours prévisible. L'environnement peut être dynamique. Dans ce cas, on considère une replanification du chemin en fonction de la nouvelle position de l'obstacle. Ce chemin est généré à partir d'un point de passage appartenant à un ancien chemin, comme ce point se trouve à une distance de la « microrégion » où est positionné l'obstacle et met le véhicule en sécurité. En utilisant le même principe, on accepte aussi que le point final d'un chemin puisse

changer de position. Le lanceur peut être aussi considéré comme un obstacle, au moment de largage. La planification de mission doit prendre en compte aussi la possibilité que le largage ne soit pas effectué et assurer un retour sur le site d'atterrissage.

Pour cette mission, on a choisi un modèle cinématique et dynamique convenable pour effectuer le suivi du chemin généré. Ce modèle complète la planification d'une séquence de points de passage qui détermine la relation entre la navigation et le guidage pour un système de lancement.

Les interconnexions entre les points de passage ne sont pas toujours réalisables par le véhicule. Pour résoudre ce problème, on a ajouté un deuxième module indépendant qui à partir des points peut générer une trajectoire pour le véhicule en considérant le modèle dynamique du véhicule, la vitesse et le temps nécessaire pour traverser deux points consécutifs. On applique les polynômes cartésiens de troisième ordre pour générer cette trajectoire dans un environnement dynamique. Ils utilisent les coordonnées des points de passage déjà pris en compte pour produire des courbes réalisables par l'avion-porteur. Le troisième ordre est l'ordre le plus faible qui possède des degrés de liberté suffisants pour exprimer le déplacement de véhicule dans l'espace.

Ensuite nous avons proposé un troisième élément – le suivi de la trajectoire assuré par la commande par mode glissant. La fiabilité de cette méthode capable de répondre aux incertitudes internes ou externes pour le système de lancement nous a attirés. Le temps de calcul faible et la stabilisation des systèmes non linéaires sont aussi des avantages.

Les trois éléments de planification de chemin, génération de trajectoire et commande étaient développés de telle manière que leur fonctionnement ensemble soit compatible et réalisable par l'environnement virtuel que Matlab® Simulink™ peut nous offrir. Surtout pour l'application dans une mission spécifique de largage aéroporté d'un lanceur et le fait que nous n'avons pas utilisé un modèle précis d'un avion-porteur de cette classe pour étudier plus en détail son comportement et améliorer les algorithmes qu'on a défini.

Concernant la commande et le suivi de trajectoires, nous envisageons comme perspectives une étude approfondie sur l'influence du largage au point de vue du comportement du porteur ainsi que l'optimisation de la consommation du carburant qui représente 20 % de la masse totale.

La réalisation des tests en soufflerie sur une maquette d'un système de lancement aéroporté permettrait l'identification des différents paramètres aérodynamiques nécessaires pour appliquer les techniques de commande adaptatives. Des tests avec un prototype réel vont réaliser la phase finale de ces études et prouver l'efficacité des différents modules pour le succès de cette mission de largage aéroporté d'un lanceur.

7 ANNEXE A : Introduction des obstacles dans un graphe

Dans le graphe déjà construit et utilisé par l'algorithme A-étoile pour générer le chemin on peut introduire différents obstacles définis par leur dimension et orientation par rapport au système de coordonnées principal. Pour l'implémentation pratique dans l'algorithme de planification, on peut déterminer différentes formes. Voici quelques exemples [Zhao04]:

- Ellipsoïde : défini par neuf paramètres: la position, trois semi-axes interne pour l'objet qui détermine ses dimensions a_x , b_y , c_z , trois angles d'orientation qui relie le sous-système avec les coordonnées principales, X, Y et Z de l'ellipsoïde :

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = M_{\phi_o} M_{\theta_o} M_{\psi_o} \begin{bmatrix} x - x_c \\ y - y_c \\ z - z_c \end{bmatrix} \quad \text{eq 135}$$

Avec ses trois matrices d'orientation :

$$M_{\phi_o} = \begin{bmatrix} \cos \phi_o & 0 & -\sin \phi_o \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi_o & 0 & \cos \phi_o \end{bmatrix} M_{\theta_o} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_o & \sin \theta_o \\ 0 & -\sin \theta_o & \cos \theta_o \end{bmatrix} M_{\psi_o} = \begin{bmatrix} \cos \psi_o & \sin \psi_o & 0 \\ \sin \psi_o & \cos \psi_o & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{eq 136}$$

On a appliqué le même principe pour les résultats de simulations, dans lesquels l'ellipsoïde n'a pas une orientation très spécifique par rapport au système de coordonnées principal. Pour qu'un point (x_p, y_p, z_p) soit à l'extérieur de l'obstacle ellipsoïdal il faut satisfaire la condition suivante :

$$\frac{X_p^2}{a_x^2} + \frac{Y_p^2}{b_y^2} + \frac{Z_p^2}{c_z^2} > 1 \quad \text{eq 137}$$

C'est important où est situé ce point par rapport aux autres points de passage générés par l'algorithme A* et aussi où il est situé exactement dans la cellule de maillage. Pour plus de précision, ces propriétés sont utiles pour la génération d'un chemin spécifique.

- Cube : est présenté de la même manière que l'ellipsoïde par neuf éléments. Les points (x_p, y_p, z_p) qui sont en dehors de la forme cuboïde doivent satisfaire la condition suivante :

$$|X_p| > \frac{a_x}{2}, |Y_p| > \frac{b_y}{2} \text{ ou } |Z_p| > \frac{c_z}{2} \quad \text{eq 138}$$

- Un obstacle cylindrique est construit par huit éléments qui contiennent les coordonnées du centre de la base (x_{sb}, y_{sb}, z_{sb}) et R_b – le rayon de cercle de la base inférieure du cylindre, R_t est le rayon de la base supérieure et h_c est la distance entre les deux centres des deux cercles de base et supérieur. La transformation des axes principaux est donnée par l'équation :

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = M_{\phi_o} M_{\theta_o} \begin{bmatrix} x - x_c \\ y - y_c \\ z - z_c \end{bmatrix} \quad \text{eq 139}$$

Pour les résultats de simulation, les rayons de deux bases sont égaux ce qui présente un cylindre idéal. Si les valeurs de deux rayons ne sont pas égales, cela transforme le cylindre dans une figure conique.

Un point (x_p, y_p, z_p) sera à l'extérieur de l'obstacle si la condition suivante est satisfaite :

$$X_p^2 + Y_p^2 > \left[R_b - (R_b - R_t) \left(\frac{Z_p}{z_c} \right) \right]^2 \quad Z_p < 0 \quad Z_p > z_c \quad \text{eq 140}$$

où X_p, Y_p et Z_p sont les projections sur les trois axes.

Les lignes qui décrivent le passage autour d'un obstacle peuvent être aussi des primitives qui relient différents segments d'un chemin réalisables pour le véhicule aérien qui fait partie du plan réalisable et représente une trajectoire. Le chemin qui évolue dans le temps et dans l'espace est une fonction de la capacité du véhicule aérien et de sa manœuvrabilité. Dans ce sens-là, on a plusieurs éléments : performance du système, chemin, segments réalisables qui doivent satisfaire d'autres conditions : le temps et les ressources.

Nous avons privilégié les sphères qui représentent un ellipsoïde dont les semi-axes ont les mêmes dimensions, les cuboïdes et le cylindre dans les simulations.

La génération de chemins réalisable est possible si un point donné se trouve à l'extérieur de tous les obstacles, mais aussi si la ligne entre deux points successifs sur la trajectoire doit être en dehors de tous les obstacles. Considérons que le segment est une ligne

formée par deux points : point initial (x_1, y_1, z_1) et point final (x_2, y_2, z_2) sont hors des obstacles et on a un point généré (x_p, y_p, h_p) sur la ligne de ce segment. On obtient :

$$\begin{bmatrix} x_p(\mu) \\ y_p(\mu) \\ z_p(\mu) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} + \mu \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} \quad \text{eq 141}$$

après la transformation vers le système principal d'un obstacle donné :

$$\begin{bmatrix} X_p(\mu) \\ Y_p(\mu) \\ Z_p(\mu) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} + \mu \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} \quad \text{eq 142}$$

où $0 < \mu < 1$ et $\Delta x = x_2 - x_1, \Delta y = y_2 - y_1, \Delta z = z_2 - z_1$ et respectivement $\Delta X = X_2 - X_1, \Delta Y = Y_2 - Y_1, \Delta Z = Z_2 - Z_1$.

Pour l'obstacle ellipsoïdal, la condition quadratique suivante est définie :

$$D_s(\mu) = \frac{X_p^2(\mu)}{a_x^2} + \frac{Y_p^2(\mu)}{b_y^2} + \frac{Z_p^2(\mu)}{c_z^2} - 1 = a_0\mu^2 + a_1\mu + a_2 \quad \text{eq 143}$$

$$\text{avec } a_0 = \frac{\Delta X^2}{a_x^2} + \frac{\Delta Y^2}{b_y^2} + \frac{\Delta Z^2}{c_z^2}, \quad a_1 = 2 \left[\frac{X_1 \Delta X}{a_x^2} + \frac{Y_1 \Delta Y}{b_y^2} + \frac{Z_1 \Delta Z}{c_z^2} \right] \text{ et}$$

$$a_1 = 2 \left[\frac{X_1 \Delta X}{a_x^2} + \frac{Y_1 \Delta Y}{b_y^2} + \frac{Z_1 \Delta Z}{c_z^2} \right] \quad a_2 = \frac{X_1^2}{a_x^2} + \frac{Y_1^2}{b_y^2} + \frac{Z_1^2}{c_z^2} - 1 \quad \text{eq 144}$$

Pour une valeur positive de $D_s(\mu) > 0$ pour chaque $\mu \in [0,1]$ le segment est hors de l'ellipsoïde. Dans le cas où $D_s(\mu) \leq 0$ et $\mu \in [0,1]$ le segment entre dans l'ellipsoïde. La solution de l'équation quadratique pour $D_s(\mu) = 0$ le segment se trouve sur la limite et la surface de l'obstacle.

Il suffit qu'on utilise le même principe pour définir les conditions pour qu'un segment soit hors d'un obstacle conique (un cylindre dont des rayons ne sont pas avec les mêmes dimensions). Si les conditions suivantes satisfont les dimensions de l'obstacle, le segment sera hors du cylindre :

$$Z_1 > h_c, Z_2 > h_c \quad \text{eq 145}$$

$$Z_1 < 0, Z_2 < 0 \quad \text{eq 146}$$

Si aucune condition n'est vérifiée, il faut examiner si la ligne passe par les côtés de l'obstacle.

On définit :

$$\begin{aligned} D_s(\mu) &= X_p^2(\mu) + Y_p^2(\mu) - \left\{ R_b - (R_b - R_t) \left[\frac{Z_p(\mu)}{h_c} \right] \right\}^2 \\ &= X_p^2(\mu) + Y_p^2(\mu) - \left(\left\{ R_b - \left[\frac{(R_b - R_t)}{h_c} \right] Z_1 \right\} - \left[\frac{(R_b - R_t)}{h_c} \right] \Delta Z \mu \right)^2 \\ &= a_0 \mu^2 + a_1 \mu + a_2 \end{aligned} \quad \text{eq 147}$$

où

$$a_0 = \Delta X^2 + \Delta Y^2 - \left[\frac{(R_b - R_t)^2}{h_c^2} \right] \Delta Z^2 \quad \text{eq 148}$$

$$a_1 = 2 \left\{ X_1 \Delta X + Y_1 \Delta Y - \left[\frac{(R_b - R_t)^2}{h_c^2} \right] Z_1 \Delta Z + \left[\frac{R_b (R_b - R_t)}{h_c} \right] \Delta Z \right\} \quad \text{eq 149}$$

$$a_2 = X_1^2 + Y_1^2 - \left[\frac{(R_b - R_t)^2}{h_c^2} \right] Z_1^2 - R_b^2 + \frac{2 R_b Z_1 (R_b - R_t)}{h_c} \quad \text{eq 150}$$

Si $D_s(\mu) > 0$ pour chaque $\mu \in [0,1]$ le segment est en dehors de l'obstacle. Dans le cas où $D_s(\mu) \leq 0$ et $\mu \in [0,1]$ le segment entre dans l'ellipsoïde. La solution de l'équation quadratique pour $D_s(\mu) = 0$ le segment se trouve sur la limite et la surface de l'obstacle. Si au moins une solution satisfait l'intervalle pour μ , le segment passe par l'obstacle.

8 ANNEXE B : Génération de trajectoire à partir des primitives

Il existe une autre manière de présenter la génération de trajectoire, à partir de primitives des arcs et des clothoïdes. L'objectif est de déformer la ligne droite qui relie une position courante avec une position suivante. La génération d'une trajectoire discrète peut être

résolue en utilisant des courbes spatiales dans le système coordonné de Frenet-Serret. L'objectif est d'utiliser une des trois formes : les lignes, les arcs, ou les clothoïdes pour produire une trajectoire réalisable. La courbe $C(s)$ représente un déplacement tridimensionnel où s est l'abscisse curviligne avec $V = \frac{ds}{dt}$. Dans nos études préliminaires, la courbure et la torsion sont des fonctions de s , donc théoriquement leur représentation mathématique peut être intégrée pour trouver des valeurs numériques des courbes spatiales. Chaque courbe est déterminée entre les coordonnées initiales et finales entre deux points de passage successifs définis par l'algorithme de planification de chemin. Ici la position et l'orientation du système de lancement déterminent la nature de la courbe entre $(x_i, y_i, z_i, \chi_i, \gamma_i)$ et $(x_{i+1}, y_{i+1}, z_{i+1}, \chi_{i+1}, \gamma_{i+1})$. Ces configurations représentent les entrées pour la modélisation de la génération d'une trajectoire. En respectant les différentes valeurs de ces paramètres, une variété des chemins peut être produite.

D'abord pour l'étude de la courbure κ et de la torsion τ on peut déduire les expressions suivantes en fonction de l'abscisse curviligne, mais également du rayon de la courbe horizontal et vertical. Les formules ne traitent pas la présence du vent, mais il est possible de l'introduire en se basant sur l'eq. 42 et 44 :

$$\begin{aligned} \kappa(s) &= \frac{\|C \times C''\|}{\|C'\|^3} = \sqrt{\left(\frac{d\chi}{ds}\right)^2 \cos^2 \gamma + \left(\frac{d\gamma}{ds}\right)^2} = \sqrt{\left(\frac{\dot{\chi}}{V}\right)^2 \cos^2 \gamma + \left(\frac{\dot{\gamma}}{V}\right)^2} = \sqrt{\frac{1}{r_h^2} + \frac{1}{r_v^2}} \\ \tau(s) &= \frac{(C \times C'') \cdot C'''}{\|C \times C''\|^2} = \frac{\frac{\dot{\chi}}{V} \frac{\ddot{\gamma}}{a} \cos \gamma + 2 \frac{\dot{\chi}}{V} \left(\frac{\dot{\gamma}}{V}\right)^2 \sin \gamma - \frac{\dot{\gamma}}{V} \frac{\ddot{\chi}}{a} \cos \gamma - \frac{\dot{\chi}}{V} \left(\frac{\dot{\chi}}{V}\right)^2 \cos \chi \cos \gamma \sin^2 \gamma + \left(\frac{\dot{\gamma}}{V}\right)^3 \cos^2 \gamma \sin \gamma}{\left(\frac{\dot{\chi}}{V}\right)^2 \cos^2 \gamma + \left(\frac{\dot{\gamma}}{V}\right)^2} = \end{aligned} \quad \text{eq 151}$$

$$\frac{\frac{1}{r_h} \frac{\ddot{\gamma}}{a} + 2 \frac{1}{r_h} \frac{1}{r_v^2} \tan \gamma - \frac{1}{r_v} \frac{\ddot{\chi}}{a} \cos \gamma - \frac{1}{r_v} \frac{1}{r_h^2} \tan^2 \gamma \cos \chi \cos \gamma \sin \chi + \frac{1}{r_v^3} \tan \gamma}{\frac{1}{r_h^2} + \frac{1}{r_v^2}}$$

Le rayon maximal de la courbe horizontal représente la valeur maximale de la courbure et le rayon maximal de la courbe verticale représente la valeur maximale de la torsion du chemin que le véhicule aérien peut effectuer en fonction des limitations dynamiques et structurelles :

$$|\kappa(s)| \leq \kappa_{\max} \quad |\tau(s)| \leq \tau_{\max} \quad \text{eq 152}$$

Si on introduit les paramètres a et b comme une approche pour exprimer la relation entre les deux angles d'orientation successifs :

$$a = \gamma_{i+1} - \gamma_i \quad b = \chi_{i+1} - \chi_i \quad \text{eq 153}$$

La décomposition par partie d'un segment du chemin est réalisée par une division en plusieurs primitives. Ces primitives caractérisent différents types de chemins qui possèdent des paramètres similaires. Par exemple les paramètres qui définissent la trajectoire à une altitude constante. Ceci veut dire que notre modèle se simplifie et si le calculateur de bord se rend compte que ces conditions sont atteintes on peut déterminer les équations qui calculent la trajectoire en fonction de l'abscisse curviligne. Elle est limitée entre 0 et la longueur du chemin L_s .

$$0 \leq s \leq L_s \quad \text{eq 154}$$

D'abord, on détermine les deux types de trajectoires si les conditions initiales et finales entre les deux configurations successives sur z sont égales, dans ce cas l'angle de pente est égal à zéro :

$$z_{i+1} = z_i \Rightarrow \gamma_{i+1} = \gamma_i = 0 \quad \text{eq 155}$$

Deux cas doivent être considérés dans un déplacement sans torsion :

- 1) L'angle de cap initial et final pour un segment est le même :

Pour déterminer les équations d'une ligne droite, il faut satisfaire la condition suivante :

$$y_{i+1} = y_i + \tan(\chi_i)(x_{i+1} - x_i) \quad \text{eq 156}$$

Pour déterminer la longueur du chemin, on applique :

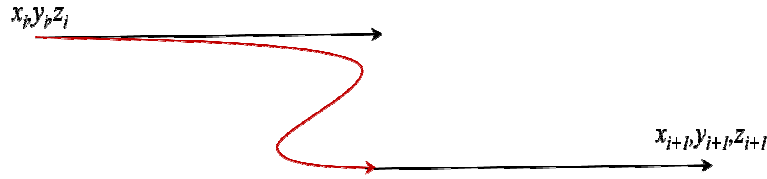
$$L_s = \frac{x_{i+1} - x_i}{\cos(\chi_i)} = \frac{y_{i+1} - y_i}{\sin(\chi_i)} \quad \text{eq 157}$$

L'abscisse curviligne est comprise dans la valeur de longueur de chemin donc on peut présenter le système d'équations pour cette configuration bidimensionnelle sous la forme suivante :

$$\begin{aligned} x(s) &= x_i + s \cos(\chi_i) \\ y(s) &= y_i + s \sin(\chi_i) \end{aligned} \quad \text{eq 158}$$

Quand l'angle de cap pour deux points successifs est le même, mais la trajectoire qui les relie n'est pas une ligne droite, on est dans le cas d'une configuration du type parallèle et les arcs et spirales cubiques peuvent être utilisés. L'angle de cap et la courbure peuvent être trouvés à partir des polynômes où la valeur maximale de la courbure (le rayon du virage horizontal) est prise en compte :

$$\chi(s) = \frac{\kappa_{\max}}{L_s} s(s - L_s) + \chi_i \quad \kappa(s) = \frac{\kappa_{\max}}{L_s} (2s - L_s) \quad \text{eq 159}$$



2) L'angle de cap initial et final pour un segment n'est pas le même :

L'algorithme continue dans la même logique. Nous déterminons une condition qui présente ce type de paramètres décrivant ce cas :

$$y_{i+1} = y_i + \frac{\alpha_2}{\alpha_1} (x_{i+1} - x_i) \quad \text{eq 160}$$

où α_1 et α_2 sont les relations entre les angles de cap pour deux points successifs :

$$\alpha_1 = \frac{\sin \chi_{i+1} - \sin \chi_i}{\chi_{i+1} - \chi_i}; \alpha_2 = -\frac{\cos \chi_{i+1} - \cos \chi_i}{\chi_{i+1} - \chi_i} \quad \text{eq 161}$$

Pour trouver la longueur du chemin on a :

$$L_s = \frac{x_{i+1} - x_i}{\alpha_1} = \frac{y_{i+1} - y_i}{\alpha_2} \quad \text{eq 162}$$

Les équations pour tracer le chemin sont définies comme suit :

$$\begin{aligned} x(s) &= x_i + \frac{L_s}{\chi_{i+1} - \chi_i} \left(\sin \left(\frac{\chi_{i+1} - \chi_i}{L_s} s + \chi_i \right) - \sin(\chi_i) \right) \\ y(s) &= y_i + \frac{L_s}{\chi_{i+1} - \chi_i} \left(-\cos \left(\frac{\chi_{i+1} - \chi_i}{L_s} s + \chi_i \right) + \cos(\chi_i) \right) \end{aligned} \quad \text{eq 163}$$

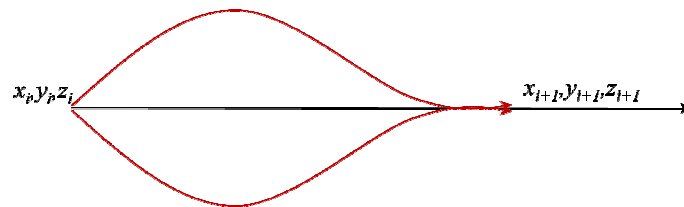
Si la condition dans eq. 167 n'est pas satisfaite l'angle de cap peut être une fonction quadratique par rapport à l'abscisse curviligne s :

$$\chi(s) = \chi_i + s\chi_1 + s^2\chi_2 \quad \text{eq 164}$$

Donc la courbure linéaire est trouvée et la torsion est toujours égale à zéro :

$$\begin{aligned} \kappa(s) &= \chi_1 + 2s\chi_2 \\ \tau(s) &= 0 \end{aligned} \quad \text{eq 165}$$

On peut considérer aussi une exception de joindre un point de passage avec le point de passage suivant de deux manières appelées symétriques montrées sur la figure.



La position initiale est finale est symétrique si elle satisfait la condition [Kan97] :

$$\frac{\chi_i + \chi_{i+1}}{2} = \arctan\left(\frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i}\right) \quad \text{eq 166}$$

Après avoir étudié tous les cas pour une altitude constante on continue de développer l'expression pour toutes les primitives possibles.

- 1) Si l'angle de cap et de pente ne change pas pour la configuration suivante et l'angle de pente n'est plus égale à zéro :

$$\begin{aligned} a &= 0 \\ b &= 0 \\ \gamma_i &\neq 0 \end{aligned} \quad \text{eq 167}$$

Il faut satisfaire les conditions suivantes :

$$\begin{aligned} x_{i+1} &= x_i + \frac{\alpha_1}{\alpha_3}(z_{i+1} - z_i) \\ y_{i+1} &= y_i + \frac{\alpha_2}{\alpha_3}(z_{i+1} - z_i) \end{aligned} \quad \text{eq 168}$$

où les paramètres α_1 , α_2 et α_3 remplacent les notions :

$$\begin{aligned}
\alpha_1 &= \cos \chi_i \cos \gamma \\
\alpha_2 &= \sin \chi_i \cos \gamma_i \quad \text{eq 169} \\
\alpha_3 &= \sin \gamma_i
\end{aligned}$$

Pour trouver la longueur du chemin qui fait la connexion entre les points, on utilise la formulation :

$$L_s = \frac{x_{i+1} - x_i}{\alpha_1} = \frac{y_{i+1} - y_i}{\alpha_2} = \frac{z_{i+1} - z_i}{\alpha_3} \quad \text{eq 170}$$

Le système d'équations à l'aide duquel on trace le chemin final est présenté

$$\begin{aligned}
x(s) &= x_i + s \cos \chi_i \cos \gamma_i \\
y(s) &= y_i + s \sin \chi_i \cos \gamma_i \quad \text{eq 171} \\
z(s) &= z_i + s \sin \gamma_i
\end{aligned}$$

Pour une configuration parallèle, l'angle de cap et la courbure sont identifiés en introduisant la valeur maximale de la courbure, la torsion est constante :

$$\begin{aligned}
\chi(s) &= \frac{\kappa_{\max} \cos \gamma_i}{L_s} s (s - L_s) + \chi_i \\
\kappa(s) &= \frac{\kappa_{\max} \cos \gamma_i}{L_s} (2s - L_s) \quad \text{eq 172} \\
\tau(s) &= \text{const}
\end{aligned}$$

2) L'angle de cap ne change pas entre les points de passage, mais l'angle de pente est différent :

$$\begin{aligned}
a &= 0 \\
b &\neq 0 \quad \text{eq 173}
\end{aligned}$$

Cette configuration a des caractéristiques d'une hélice parce que l'altitude n'est pas constante entre les points de passage. Pour vérifier est-ce qu'on se trouve dans ce cas, on a la condition :

$$\begin{aligned}
x_{i+1} &= x_i + \frac{\alpha_1}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i) \\
y_{i+1} &= y_i + \frac{\alpha_2}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i) \quad \text{eq 174} \\
\alpha_1 &= \cos \gamma_i \frac{\sin \chi_{i+1} - \sin \chi_i}{\chi_{i+1} - \chi_i}, \alpha_2 = -\cos \gamma_i \frac{\cos \chi_{i+1} - \cos \chi_i}{\chi_{i+1} - \chi_i}, \alpha_3 = \sin \gamma_i
\end{aligned}$$

La longueur du chemin est définie :

$$L_s = \frac{x_{i+1} - x_i}{\alpha_1} = \frac{y_{i+1} - y_i}{\alpha_2} = \frac{z_{i+1} - z_i}{\alpha_3} \quad \text{eq 175}$$

Les relations suivantes sont appliquées pour tracer le chemin final :

$$\begin{aligned} x(s) &= x_i + \frac{L_s \cos \gamma_i}{b} \left(\sin \left(\frac{b}{L_s} s + \chi_i \right) - \sin \chi_i \right) \\ y(s) &= y_i - \frac{L_s \cos \gamma_i}{b} \left(\cos \left(\frac{b}{L_s} s + \chi_i \right) - \cos \chi_i \right) \\ z(s) &= z_i + s \sin \gamma_i \end{aligned} \quad \text{eq 176}$$

Les spirales cylindriques sont connues dans le domaine de l'aéronautique avec leurs états d'équilibre. Une des conditions pour un tel vol équilibré est définie par un taux de changement du vecteur d'état égal et la force résultante de toutes les forces aérodynamiques est aussi égale à zéro. Dans une manœuvre équilibrée, le véhicule aérien sera soumis sous les actions des forces résultantes aérodynamiques et gravitationnelles qui ne sont pas égales à zéros, tel que les forces d'inertie et les moments centrifuges et gyroscopiques équilibreront ces effets.

- 3) L'angle de pente n'est plus constant et on a une configuration symétrique avec un taux de changement entre l'angle de cap et de pente symétrique :

$$\begin{aligned} a &\neq 0 \\ a + b &= 0 \\ \gamma_{i+1} + \chi_{i+1} &= \gamma_i + \chi_i \end{aligned} \quad \text{eq 177}$$

La condition nécessaire doit être satisfaite pour prouver qu'on se trouve dans ce type de configuration :

$$\begin{aligned} x_{i+1} &= x_i + \frac{\alpha_1}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i) \\ y_{i+1} &= y_i + \frac{\alpha_2}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i) \end{aligned} \quad \text{eq 178}$$

$$\alpha_1 = \frac{1}{2} \left(\cos(\gamma_i + \chi_i) + \frac{\sin(\gamma_{i+1} - \chi_{i+1}) - \sin(\gamma_i - \chi_i)}{a-b} \right)$$

où $\alpha_2 = \frac{1}{2} \left(\sin(\gamma_i + \chi_i) + \frac{\cos(\gamma_{i+1} - \chi_{i+1}) - \cos(\gamma_i - \chi_i)}{a-b} \right)$

$$\alpha_3 = \frac{-\cos \gamma_{i+1} + \cos \gamma_i}{a}$$

Pour calculer la longueur du chemin dans laquelle l'abscisse curviligne est comprise, on utilise la notion :

$$L_s = \frac{x_{i+1} - x_i}{\alpha_1} = \frac{y_{i+1} - y_i}{\alpha_2} = \frac{z_{i+1} - z_i}{\alpha_3} \quad \text{eq 179}$$

Pour tracer le chemin final, on peut appliquer le système d'équations :

$$x(s) = \frac{L_s}{2(a-b)} \left(\sin \left(\frac{a-b}{L_s} s + \gamma_i - \chi_i \right) - \sin(\gamma_i - \chi_i) \right) + \frac{1}{2} s \cos(\gamma_i + \chi_i) + x_i$$

$$y(s) = \frac{-L_s}{2(a-b)} \left(\cos \left(\frac{a-b}{L_s} s + \gamma_i - \chi_i \right) - \cos(\gamma_i - \chi_i) \right) - \frac{1}{2} s \sin(\gamma_i + \chi_i) + y_i \quad \text{eq 180}$$

$$z(s) = z_i - \frac{L_s}{a} \left(\cos \left(\frac{a}{L_s} s + \gamma_i \right) - \cos(\gamma_i) \right)$$

4) L'angle de cap n'est pas constant, car on est dans le cas d'une configuration antisymétrique :

$$a \neq 0$$

$$a-b \neq 0 \quad \text{eq 181}$$

$$\gamma_{i+1} - \chi_{i+1} = \gamma_i - \chi_i$$

La condition qui prouve qu'on se trouve dans ce cas particulier de la trajectoire totale est :

$$x_{i+1} = x_i + \frac{\alpha_1}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i)$$

$$y_{i+1} = y_i + \frac{\alpha_2}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i) \quad \text{eq 182}$$

$$\alpha_1 = \frac{1}{2} \left(\cos(\gamma_i - \chi_i) + \frac{\sin(\gamma_{i+1} + \chi_{i+1}) - \sin(\gamma_i + \chi_i)}{a+b} \right)$$

avec $\alpha_2 = \frac{1}{2} \left(\sin(\gamma_i - \chi_i) + \frac{\cos(\gamma_{i+1} + \chi_{i+1}) - \cos(\gamma_i + \chi_i)}{a+b} \right)$

$$\alpha_3 = \frac{-\cos \gamma_{i+1} + \cos \gamma_i}{a}$$

La longueur L_s peut être trouvée à partir de :

$$L_s = \frac{x_{i+1} - x_i}{\alpha_1} = \frac{y_{i+1} - y_i}{\alpha_2} = \frac{z_{i+1} - z_i}{\alpha_3} \quad \text{eq 183}$$

On trace le chemin avec le système d'équations en fonction de l'abscisse curviligne :

$$x(s) = \frac{L_s}{2(a+b)} \left(\sin \left(\frac{a+b}{L_s} s + \gamma_i + \chi_i \right) - \sin(\gamma_i + \chi_i) \right) + \frac{1}{2} s \cos(\gamma_i - \chi_i) + x_i$$

$$y(s) = \frac{-L_s}{2(a+b)} \left(\cos \left(\frac{a+b}{L_s} s + \gamma_i + \chi_i \right) - \cos(\gamma_i + \chi_i) \right) - \frac{1}{2} s \sin(\gamma_i - \chi_i) + y_i \quad \text{eq 184}$$

$$z(s) = z_i - \frac{L_s}{a} \left(\cos \left(\frac{a}{L_s} s + \gamma_i \right) - \cos(\gamma_i) \right)$$

Pour toutes les configurations citées en haut où la courbure et la torsion ne sont pas exprimées, elles sont calculées à partir d'eq. 158.

- 5) Une configuration qui réunit l'antisymétrie dans le taux de croissance et décroissance dont le résultat représente une clothoïde centrée est définie par :

$$a+b \neq 0$$

$$a-b \neq 0 \quad \text{eq 185}$$

$$\gamma_{i+1} - \chi_{i+1} \neq \gamma_i - \chi_i$$

$$\gamma_{i+1} + \chi_{i+1} \neq \gamma_i + \chi_i$$

La condition qui vérifie l'existence de ce segment sur le chemin est :

$$x_{i+1} = x_i + \frac{\alpha_1}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i)$$

$$y_{i+1} = y_i + \frac{\alpha_2}{\alpha_3} (z_{i+1} - z_i) \quad \text{eq 186}$$

$$\alpha_1 = \frac{\sin(\gamma_{i+1} - \chi_{i+1}) - \sin(\gamma_i - \chi_i)}{2(a-b)} + \frac{\sin(\gamma_{i+1} + \chi_{i+1}) - \sin(\gamma_i + \chi_i)}{2(a+b)}$$

où
$$\alpha_2 = \frac{\cos(\gamma_{i+1} - \chi_{i+1}) - \cos(\gamma_i - \chi_i)}{2(a-b)} + \frac{\cos(\gamma_{i+1} + \chi_{i+1}) - \cos(\gamma_i + \chi_i)}{2(a+b)}$$

$$\alpha_3 = \frac{-\cos \gamma_{i+1} + \cos \gamma_i}{a}$$

La longueur de ce segment entre les deux points de passage successifs est calculée par :

$$L_s = \frac{x_{i+1} - x_i}{\alpha_1} = \frac{y_{i+1} - y_i}{\alpha_2} = \frac{z_{i+1} - z_i}{\alpha_3} \quad \text{eq 187}$$

et le trajectoire est trouvée avec le système d'équations comme suit :

$$x(s) = \frac{L_s}{2(a+b)} \left(\sin\left(\frac{a+b}{L_s}s + \gamma_i + \chi_i\right) - \sin(\gamma_i + \chi_i) \right) + \frac{L_s}{2(a-b)} \left(\sin\left(\frac{a-b}{L_s}s + \gamma_i - \chi_i\right) - \sin(\gamma_i - \chi_i) \right) + x_i$$

$$y(s) = \frac{-L_s}{2(a+b)} \left(\cos\left(\frac{a+b}{L_s}s + \gamma_i + \chi_i\right) - \cos(\gamma_i + \chi_i) \right) + \frac{L_s}{2(a-b)} \left(\cos\left(\frac{a-b}{L_s}s + \gamma_i - \chi_i\right) - \cos(\gamma_i - \chi_i) \right) + y_i$$

$$z(s) = z_i - \frac{L_s}{a} \left(\cos\left(\frac{a}{L_s}s + \gamma_i\right) - \cos \gamma_i \right)$$

eq 188

Pour une clothoïde unitaire une variation linéaire de l'angle de pente et de cap est prise en compte :

$$\chi(s) = \chi_i + s\chi_1$$

$$\gamma(s) = \gamma_i + s\gamma_1 \quad \text{eq 189}$$

$$\chi_1 = \frac{\chi_{i+1} - \chi_i}{L_s} \quad \gamma_1 = \frac{\gamma_{i+1} - \gamma_i}{L_s}$$

La torsion et la courbure ne sont plus linéaires pour les analyser on peut les exprimer à partir de :

$$\kappa(s) = \sqrt{\gamma_1^2 + \chi_1^2 \cos(\gamma_i + \gamma_1 s)}$$

$$\tau(s) = (\chi_1 + 2\chi_2 s) \sin(\gamma_i)$$

eq 190

La longueur du chemin être supérieure aux valeurs maximales des limitations imposées par la courbure et la torsion maximales qui sont présentées sous la forme suivante :

$$L_s \geq \max \left(\frac{\frac{\chi_{i+1} - \chi_i}{\tau_{\max}} \sin \gamma_i, \frac{\chi_{i+1} - \chi_i}{\tau_{\max}} \sin \gamma_{i+1}, \sqrt{\frac{(\gamma_{i+1} - \gamma_i)^2 + (\chi_{i+1} - \chi_i)^2 \cos \gamma_i}{\kappa_{\max}^2}}}{\sqrt{\frac{(\gamma_{i+1} - \gamma_i)^2 + (\chi_{i+1} - \chi_i)^2 \cos \gamma_{i+1}}{\kappa_{\max}^2}}} \right) \quad \text{eq 191}$$

Pour un cas général, la courbure est choisie égale à zéro dans le point initial et dans le point final. Ceci nous permet d'avoir des valeurs de dérivées initiales et finales pour l'angle de pente mises à zéro aussi. Dans ce cas le polynôme de l'ordre trois est l'ordre le plus faible possible qui vérifie ces conditions sur l'abscisse curviligne. Pour les données des angles l'orientation on obtiendra :

$$\begin{aligned} \gamma(s) &= a_3 s^3 + a_2 s^2 + \gamma_i & \chi(s) &= a_3 ' s^3 + a_2 ' s^2 + \chi_i \\ a_3 &= -2 \frac{(\gamma_{i+1} - \gamma_i)}{L_s^3}; a_2 = 3 \frac{(\gamma_{i+1} - \gamma_i)}{L_s^2} & a_3 ' &= -2 \frac{(\chi_{i+1} - \chi_i)}{L_s^3}; a_2 ' = 3 \frac{(\chi_{i+1} - \chi_i)}{L_s^2} \end{aligned} \quad \text{eq 192}$$

et la courbure sera une fonction de la pente cité au-dessus :

$$\kappa(s) = s \sqrt{(3a_3 s + 2a_2)^2 + (3a_3 ' s + 2a_2 ')^2 \cos^2 \gamma(s)} \quad \text{eq 193}$$

Comme on a défini déjà la courbure au début et la fin du segment entre les points de passage est égale à zéro : $\kappa(0) = \kappa(L) = 0$. Pour déterminer la valeur maximale de la courbure, c'est aussi spécifique, il est préférable de prendre en compte sa valeur maximale qui est atteinte au milieu de la longueur totale possible pour la connexion entre les points. Voici cette relation présentée sous forme mathématique :

$$\kappa\left(\frac{L_s}{2}\right) = \frac{3}{2L_s} \sqrt{(\gamma_{i+1} - \gamma_i)^2 + (\chi_{i+1} - \chi_i)^2 \cos^2 \left(\frac{\gamma_{i+1} + \gamma_i}{2}\right)} \leq \kappa_{\max} \quad \text{eq 194}$$

Les propriétés de continuité des courbes sont respectées en considérant que les conditions finales pour une configuration représentent les conditions initiales pour la configuration suivante.

9 Références bibliographiques

- [Amit06] Patel, A., “Pathfinding algorithms”, 2006
- [Bar11] Barbier, M., Gabard, J.F., Bertholom, A., Dupas, Y., “An onboard software decisional architecture for Rapid Environmental Assessment missions”, 18th IFAC World Congress Milano (Italy), pp. 11797-11802, 2011
- [Barr89] Barraquand, J., Langlois, B., Latombe, J.-C., “Numerical Potential Field Techniques for Robot Path Planning”, Department of Computer Science, Stanford California, October 1989
- [Bea05] Beard, R., Kingston, D., Quigley, M., Snyder, D., Christiansen, R., Johnson, W., McLain, T., Goodrich, M., “Autonomous Vehicle Technologies for Small Fixed-Wing UAVs”, AIAA Journal of Aerospace Computing, Information and Communication, Vol. 2, January 2005
- [Bes09] Bestaoui, Y., Dahmani, H., Belharet, K., “Geometry of translational trajectories for an autonomous aerospace vehicle with wind effect”, AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, 2009
- [BesKa11] Bestaoui, Y., Kahale, E., “Time Optimal Trajectories of a Lighter than Air Robot with Second Order Constraints with a Piecewise Constant Wind”, Submitted to Journal of AIAA, 2011
- [Bia96] Biannic, J. M., “Commande Robuste des Systèmes à Paramètres variables, Applications en Aéronautique”, Thèse de Doctorat, ISAE, 1996
- [Bon05] Bonnard, B., Faubourg, L., Trélat, E., “Mécanique céleste et contrôle des véhicules spatiaux” Springer, 2005
- [Bou06] Boukraa, D., “Sur la conception, la génération de trajectoires et la commande d’un avion autonome de faible dimension”, Thèse de doctorat, Université d’Evry, 2006
- [Cal05] Caldwell, B. S., “Analysis and modeling of information flow and distributed expertise in space-related operations”, Acta Astronautica, vol. 56, pp. 996-1004, March 2005
- [Cha03] Chable, S. “Vers des correcteurs réduits robustes à des variations paramétriques”, Thèse de Doctorat, Ecole Nationale Supérieure de l’Aéronautique et de l’Espace, 2003
- [Chan06] Chantry, E. “Planification de mission pour un véhicule autonome”, Thèse de doctorat, LAAS, Université de Toulouse, 2006
- [Con99] Seibel, C. W., Farines, J.-M., Cury, J. E. R., “Towards Using Hybrid Automata for the Mission Planning of Unmanned Aerial Vehicle”, 1999
- [Dim05] Dimitrov, K.D., “Knowledge-based System for Process Control, Logistics Monitoring, Data Supervision and Fault Diagnosis – COMPLAM”, 3rd International Scientific Conference on Material Handling, Construction Engineering and Logistics, HC’Tech 2005, pp. 50 – 54, Edition “Machinery and Electronics”, Vol. 9, 2005
- [Dim10] Dimitrov, K.D., “Adaptive control enhancement in industrial systems via application of diagnostic reasoning modules”, 10th International Scientific Conference on Advanced Materials – AMO-10, pp. 56 – 62, AMO Society, 2010

- [DimNa10]** Dimitrov, K.D., Nacheva, I., “Intelligent Agents and Fuzzy logic for systems monitoring and fault diagnosis”, 6th Scientific and Technical Conference “Mechanics and Machine Elements”, Sofia, November, 2010, pp. 102 – 116
- [DPRS05]** Bérend, N., Bourgaie, M., Defoort, S., Hermetz, J., Le Tallec, C., “Lancement aéroporté par drone polyvalent”, Rapport technique ONERA, Sept. 2005
- [DPRS08]** Bérend, N., Bourgaie, M., Defoort, S., Hermetz, J., Schmollgruber, P., “Travaux Dedalus phase II – Lot 3.1 – étude de faisabilité d’un système de lancement aéroporté basé sur le véhicule Global Hawk”, ONERA Rapport technique, Avril 2008
- [Epp94]** Eppstein, D., “Finding the k shortest paths”, 35th Annual Symposium on Computer Science, pp. 154-165, 1994
- [FI09]** Flight International (Reed Business Information), “Scaled plans 50,000ft WhiteKnight Two flight by September”, 30 April 2009, retrieved 8 December 2009
- [Fil11]** Filliat, D., “Robotique Mobile”, École Nationale Supérieure de Techniques Avancées ParisTech, Décembre 2011
- [FoxBT97]** Fox, D., Burgard, W., Thrun, S., “The dynamic window approach to collision avoidance”, IEEE Robotics and Automation Magazine, 4(1), 1997
- [Fra04]** Frazzoli, E., “Robust hybrid control for autonomous vehicle motion planning”, Thèse de doctorat, MIT, 2004
- [FreT96]** Freeman, Jr., D., Talay, T., “Single-Stage-to-Orbit Meeting the Challenge”, *Acta Astronautica* Vol. 38, № 4-8, pp. 323-331, 1996
- [Gap00]** Caporicci, M., “Future Launcher Perspectives at the European Space Agency-ESA”, *Air & Space Europe I* Vol. 2, № 2, 2000
- [Ge02]** Ge, S.S., Gui, Y.J., “Dynamic Motion Planning for Mobile Robots Using Potential Field Method”, *Journal of Autonomous Robots*, Volume 13, Issue 3, pp. 207-222, November 2002
- [GuaTra04]** S. Gualandi, B. Tranchero, “Concurrent Constraint Programming-Based Path Planning for Uninhabited Air Vehicles”, *Proc. of SPIE*, Sept. 2004
- [Guo08]** Guo, W., Gao, X., Xiao, Q., “Multiple UAV Cooperative Path Planning based on dynamic Bayesian network”, *Control and Decision Conference (CCDC)*, pp. 2401-2405, July 2008
- [Haike11]** Imado, F., Heike, Y., Kinoshita, T., “Research on a New Aircraft Point-mass Model”, *Journal of Aircraft*, Vol.48, №4, July-August, 2011
- [Hima05]** Hima, S., “Planification des trajectoires d’un dirigeable autonome”, Thèse de doctorat, Université d’Evry, 2005
- [Hull07]** Hull D., “Fundamentals of Airplane Flight Mechanics”, Springer, 2007
- [Isi92]** Isidori, A., Sastry, S., Kokotovic, P. V., Byrnes C. I., “Singularity Perturbed Zero Dynamics of Nonlinear Systems”, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 37, №10, October 1992
- [JarH07]** Jarvis, P. A., Harris, R., Frost, C. R. “Evaluating UAS Autonomy Operations Software in Simulation”, *AIAA 2007-2798, Unmanned Conference*, May 2007

- [JayBG04]** Jayan, N., Biju Kumar, K., Gupta, A., Kashyap, A., Venkatraman, K., Mathew, J., Mukunda, H., “Studies on an aerial propellant transfer space plane (APTSP)”, *Acta Astronautica* 54, pp. 519 – 526, 2004
- [JayNag06]** Jeyakumara, D., Nageswara Raob, B., “Dynamics of satellite separation system”, *Journal of Sound and Vibration* 297, pp. 444–455, 2006
- [Jon07]** Jonsson, A. K., “Spacecraft Autonomy: Intelligence Software to increase crew, spacecraft and robotics autonomy”, AIAA, pp. 2007 – 2791, May 2007
- [Jon10]** Jones, J.H., “A* Algorithm Tutorial”, 2010
- [Kah10]** Kahale, E., “Commande Géométrique d’un Véhicule Aérien”, Rapport de stage, IBISC, UFR-Evry, Juin 2010
- [Kan97]** Kanayama, Y. J., Hartman, B. I., “Smooth local path planning for autonomous vehicles”, *International J. of Robotics research*, 1997, vol. 16, №3, pp. 263-283
- [Kav94]** Kavradi, L., Latombe, J. C., “Randomized Preprocessing of Configuration Space for Fast Path Planning”, *Proceeding of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 1994
- [Klu07]** Kluever, C. A., “Terminal Guidance for an unpowered Reusable Launch Vehicle with Bank Constraints”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 1, Jan. 2007
- [Lau98]** Laumond, J. P., “Robot motion planning and control”, *Lecture notes in control and information sciences*, vol. 229, Springer, 1998
- [LaValle06]** LaValle, S., “Planning Algorithms”, Cambridge University Press, 2006
- [MoBreL08]** Moelyadi, Mochammad A., Breitsamter, C., Laschka, B., “Stage-Separation Aerodynamics of Two-Stage Space Transport Systems Part 1: Steady-State Simulation”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 45, № 6, pp. 1230-1239, 2008
- [MoRVi04]** Moses, P., Rausch, Vincent, V., Nguyen, L., Hill, J., “NASA Hypersonic Flight Demonstrators—Overview, Status, and Future Plans” *Acta Astronautica* 55, pp. 619 – 630, 2004
- [MPA08]** Manuel de pilote d’avion, 8^{ème} édition, Direction Générale de l’Aviation Civile, 2003
- [MulPam08]** Oomkens, W., Mulder, M., Van Paassen, M. M., Amelink, M. H. J., “UAVs as Aviators: Environment Skills Capability For UAVs”, *IEEE Int. Conf. on Systems, Man & Cybernetics*, pp. 2426-2431, 2008
- [MulSil06]** Mulvaney, D., Wang, Y., Sillitoe, I., “Waypoint-based Mobile Robot navigation”, *Proceedings of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Dalian, China, June 21 - 23, 2006
- [NagAI01]** Nagy, B., Kelly, A., “Trajectory Generation for Car-like Robots Using Cubic Polynomials”, *International Conference on Field and Service Robots 2001 Helsinki, Finland*, June 11, 2001
- [PonRy07]** Pongpunwattana, A., Rysdyk, R., “Evolution-based Dynamic Path Planning for Autonomous Vehicles”, *Innovations in Intelligent Machines* (1), pp. 113-145, 2007

- [RPA92]** “Recommended Practice for Atmospheric and Space Flight Vehicle Coordinate Systems”, R-004-1992, ANSI/AIAA, February 1992
- [Rui05]** Rui, X., Pingyuan, C., Xiaofei, X., “Realization of multi-agent planning system for autonomous spacecraft”, *Advances in Engineering Software* 36, pp. 266 – 272, January 2005
- [Sha07]** Shaffer, P. J., Ross, I. M., Oppenheimer, M. W., Doman, D. B., “Fault-Tolerant Optimal trajectory generation for reusable launch vehicles”, *Journal of Guidance, Control & Dynamics*, vol. 30, №6, Nov. 2007
- [Sleg06]** Slegers, N., Kyle, J., Costello, M., “Nonlinear Model Predictive Control Technique for Unmanned Air Vehicles” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 29, №5, Septembre-October 2006
- [Sou96]** Souères, P., Laumond, J. P., “Shortest Paths Synthesis for a Car-Like Robot”, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol.41, №5, pp. 672-688, May 1996
- [SteLe92]** Stevens, B. L., and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, New York, 1992
- [Suss91]** Sussmann, G. Tang, “Shortest paths for the Reeds-Shepp car: a worked out example of the use of geometric techniques in nonlinear optimal control”, *SYCON*, Rutgers center for Systems and Control, 1991
- [Tav04]** Tavana, M., “Intelligence flight system (IFSS): a real-time intelligent decision support system for future manned spaceflight operations at Mission Control Center”, *Advances in Engineering Software*, vol. 35, pp. 301-313, 16 April 2004
- [Wan05]** Wang, Q., “Robust Nonlinear Flight Control of a High-Performance Aircraft”, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 13, №1, January 2005
- [Wil08]** Wilkins, D. E., Smith, S. F., Kramer, L. A., Lee, T.J., Rauenbusch, T.W., “Airlift mission monitoring and dynamic rescheduling”, *Engineering Application of Artificial Intelligence*, vol. 21, pp.141-155, 2008
- [Xu05]** Fu, X., Gao, X., Chen, D., “A Bayesian Optimization Algorithm for UAV Path Planning”, *Intelligent Information Processing II*, pp. 227-232, Springer 2005
- [Zer06]** Zerar, M., “Contribution à la caractérisation LPV d’une classe de systèmes non linéaires pour la synthèse de lois de poursuite robuste”, *Thèse de doctorat*, Université Bordeaux I, 2006
- [Zhao04]** Yang, H., Zhao, Y., “Trajectory Planning for Autonomous Aerospace Vehicles amid Known Obstacles and Conflicts”, *University of Minnesota, Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 27, No. 6, pp. 997-1008, 2004
- [Zip00]** Zipfel, P. H., “Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics”, *AIAA Education Series*, Reston, Virginia, 2000

