



HAL
open science

Analyse d'observabilité et synthèse d'observateurs robustes pour l'atterrissage basé vision d'avions de ligne sur des pistes inconnues

Victor Gibert

► To cite this version:

Victor Gibert. Analyse d'observabilité et synthèse d'observateurs robustes pour l'atterrissage basé vision d'avions de ligne sur des pistes inconnues. Physique de l'espace [physics.space-ph]. UNIVERSITE NANTES ANGERS LE MANS, 2016. Français. NNT : . tel-01464342

HAL Id: tel-01464342

<https://hal.science/tel-01464342v1>

Submitted on 10 Feb 2017

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 de Doctorat

Victor GIBERT

*Mémoire présenté en vue de l'obtention du
grade de Docteur de l'École centrale de Nantes
sous le label de l'Université de Nantes Angers Le Mans*

École doctorale : Sciences et Technologies de l'Information, et Mathématiques

Discipline : Automatique et informatique appliquée, section CNU 61

Unité de recherche : Institut de Recherche en Communications et Cybernétique de Nantes

Soutenue le 13 juillet 2016

Analyse d'observabilité et synthèse d'observateurs robustes pour l'atterrissage basé vision d'avions de ligne sur des pistes inconnues

JURY

Président : **M. Patrick RIVES**, Directeur de recherche, INRIA, Saphia Antipolis
Rapporteurs : **M^{me} Isabelle FANTONI**, Directrice de recherche CNRS, Heudiasyc, Compiègne
M. Jacques GANGLOFF, Professeur des universités, Université de Strasbourg, Strasbourg
Examineur : **M. Josep BOADA-BAUXELL**, Ingénieur de recherche, Airbus, Toulouse
Directeur de thèse : **M. Franck PLESTAN**, Professeur des universités, Ecole Centrale de Nantes, Nantes
Co-encadrants de thèse : **M. Abdelhamid CHRIETTE**, Maître de Conférences, Ecole Centrale de Nantes, Nantes
M. Laurent BURLION, Ingénieur de Recherche, ONERA, Toulouse

Remerciements

En premier lieu je souhaite exprimer toute ma gratitude à l'ensemble des membres du jury pour avoir accepté d'évaluer mes travaux. Merci à Isabelle Fantoni, Jacques Gangloff et Patrick Rives pour leur temps et leurs remarques constructives sur le manuscrit et lors de la soutenance.

Ce projet n'aurait pu voir le jour sans la confiance et le support de mes encadrants académiques et industriels. Franck Plestan pour son investissement entier et ses conseils francs et avisés tout au long de cette thèse, et ce, malgré la distance. Abdelhamid Chriette pour avoir partagé son expérience en asservissement visuel et pour sa bonne humeur quotidienne. Laurent Burlion pour toutes ses idées innovantes, pour avoir partagé ses connaissances et pour tout le temps passé ensemble à faire marcher nos solutions. Josep Boada-Bauxell pour sa patience, ces encouragements, son soutien inconditionnel et son expertise technique. Merci également à Guilhem Puyou pour m'avoir lancé dans cette thèse de la plus belle des manières et pour m'avoir accordé sa confiance.

Je tiens à remercier chaleureusement l'équipe managériale pour son soutien et la confiance manifestée en ces travaux de thèse : Daniel Cazy, Raymond Lauta, Eric Albert, Emmanuel Cortet, Vincent de Laborderie, Matthieu Mayolle et Fabien Perrin

Un grand merci également aux personnes avec qui j'ai eu l'occasion de travailler, d'apprendre et d'échanger ; Je pense à Dirk Dickmanns, Pauline Bernard, Emmanuel Bernuau, Vincent Lechappe, Martin Stolle, Jose Alvaro Perez Gonzalez, Philippe Mouyon, Henry de Plinval, Matthieu Barba, Simon Oudin, Jean Muller, Pierre Fabre, Stephane Delannoy, Thierry Bourret, Regis Boe, Fabrice Bousquet, Olivier Laplace, Pierre Scacchi, Franck Lainé, Philippe Foucault, Nicolas Benoit et tous les membres du projet ANR VisioLand. Je pense aussi à tous ceux qui m'ont aidé techniquement ou humainement durant ces trois années : Pierre Ezerzère, Laurent Dalbiès, Mohamed Mameri, Stéphane Marcy, Marie-Odile Plantecoste, Julie Lebas, Catherine Bodineau, José Torralba, Christophe Grimault, Florian Constant, Fabien Calderara et Jerome Bazile.

Enfin, je remercie ma famille et mes amis pour leur soutien et leur intérêt dans mes travaux, notamment le support de choc : Jo, Isabelle, Marylene, PJ, Pierre, André, Yves-Noël, Lisa, Françoise, Fred et Manon.

Table des matières

Remerciements	3
Table des matières	4
Acronymes	7
Notations	9
Enjeux de l'atterrissage basé vision	11
1 Contexte aéronautique et atterrissage automatique	17
1.1 Modélisation d'un aéronef à voilure fixe	17
1.1.1 Repères utilisés et notations physiques	18
1.1.2 Modèle avion : les équations de la dynamique du vol	21
1.1.3 Pilotage / Guidage	22
1.2 L'atterrissage automatique aujourd'hui	23
1.2.1 Description de la phase d'atterrissage	23
1.2.2 Les solutions d'atterrissage automatique	24
1.2.3 Caractéristiques de la piste et des conditions météorologiques	27
1.3 Cadre de l'étude	29
1.3.1 Hypothèses	29
1.3.2 Contraintes	30
1.4 Conclusion	31
2 Asservissement visuel d'un aéronef	33
2.1 Modélisation de l'information image	33
2.2 Analyse d'images	36
2.3 Approches classiques en asservissement visuel	37
2.3.1 Principe général	37
2.3.2 Asservissement visuel 2D	37
2.3.3 Asservissement visuel 3D	40
2.3.4 Approche mixte : l'asservissement visuel $2D\frac{1}{2}$	42
2.4 Conclusion et positionnement de la thèse	43
3 Analyse d'observabilité et informations visuelles	45
3.1 Observabilité : concept et critères	45
3.1.1 Scénario d'atterrissage standard utilisé pour l'analyse de l'observabilité	47
3.2 Utilisation d'un point comme primitive	48
3.2.1 Expression de la dynamique d'un point dans le repère caméra	48
3.2.2 Expression dans un repère virtuel	51

3.3	Utilisation de deux points (ou plus) comme primitives	54
3.3.1	Expression de la dynamique des points dans le repère caméra	55
3.3.2	Expression de la dynamique des points dans le repère virtuel	56
3.4	Utilisation de droites dans l'image	58
3.4.1	Formation d'une droite dans l'image	59
3.4.2	Représentation des droites avec les coordonnées $(\rho \theta)$	60
3.5	Conclusion	64
4	Solutions d'estimation	65
4.1	Introduction	66
4.2	Immersion et invariance	67
4.2.1	Estimation basée sur deux points dans l'image	67
4.2.2	Estimation basée sur deux droites dans l'image	69
4.3	Changement de coordonnées	75
4.3.1	Solutions d'estimation basées sur 2 points dans l'image	75
4.3.2	Solutions d'estimation basée sur deux droites dans l'image	82
4.4	Complétion de jacobienne	84
4.4.1	Principe	84
4.4.2	Estimation basée sur deux points dans l'image	85
4.4.3	Estimation basée sur deux droites dans l'image	87
4.5	Conclusion	88
5	Simulations et expérimentation	89
5.1	Outils de simulation	89
5.1.1	Modélisation de la dynamique de l'avion	89
5.1.2	Modélisation de l'information visuelle	90
5.1.3	Définition des scénarios	91
5.2	Résultats avec analyse d'images simulée	92
5.2.1	Résultats d'estimation avec analyse d'images parfaite	94
5.2.2	Évaluation de l'estimation en présence d'incertitudes et de bruits	97
5.2.3	Simulations en boucle fermée	105
5.3	Résultats avec images synthétiques et analyse d'images	107
5.3.1	Générateur d'images synthétiques	108
5.3.2	Algorithmes d'analyse d'images	109
5.3.3	Résultats d'estimation	111
5.4	Conclusion	116
	Conclusion et perspectives	119
	Annexes	123
	Table des figures	127
	Liste des tableaux	129
	Bibliographie	131

Acronymes

IBVS	<i>Image Based Visual Servoing</i>
PBVS	<i>Pose Based Visual Servoing</i>
ILS	<i>Instrument Landing System</i>
GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
LOC	<i>LOCALizer</i> , gestion des déviations latérales pour l'ILS
GS	<i>Glide Slope</i> , gestion des déviations longitudinales pour l'ILS
GPS	<i>Global Positioning System</i>
SLS	<i>Satellite Landing System</i>
MLS	<i>Microwave Landing System</i>
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale (ICAO en anglais)
GBAS	<i>Ground Based Augmented System</i>
SBAS	<i>Satellite Based Augmentation System</i>
WAAS	<i>Wide Area Augmentation System</i>
LAAS	<i>Local Area Augmentation System</i>
VOR-DME	<i>VHF Omnidirectional Range-Distance Measuring Equipment</i>
HUD	<i>Head Up Display</i>
IR	Infra-rouge
AOA	<i>Angle Of Attack</i>
CAT	Catégorie de l'ILS (CAT-I, CAT-II, ou CAT-III)
EGNOS	<i>European Geostationary Navigation Overlay Service</i>
SIMBOX	Environnement de simulation pour le design d'estimateurs et de lois
IRS	<i>Inertial Reference System</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
ATHR	<i>AutoTHRust</i> , régulateur de vitesse
IP	<i>Image Processing</i> (analyse d'image)
PA	Pilote Automatique
CG	Centre de Gravité
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i>
FWA	<i>Fixed Wing Aircraft</i>

Notations

Règles générales

- x scalaire
- \boldsymbol{x} vecteur
- \boldsymbol{X} matrice

Géométrie

- \mathcal{F}_a repère cartésien orthonormé associé à a
- ${}^a\boldsymbol{R}_b$ matrice de rotation décrivant l'orientation du repère \mathcal{F}_b exprimée dans le repère \mathcal{F}_a
- ${}^a\boldsymbol{t}_b$ vecteur de translation décrivant la position de l'origine du repère \mathcal{F}_b exprimée dans le repère \mathcal{F}_a
- ${}^a\boldsymbol{M}_b$ matrice homogène caractérisant la pose du repère \mathcal{F}_b exprimée dans le repère \mathcal{F}_a

Vision

- \boldsymbol{v}_c vecteur vitesse de translation de la caméra
- \boldsymbol{w}_c vecteur vitesse de rotation de la caméra

Dynamique du vol

- α angle d'incidence (en $^\circ$)
- β angle de dérapage (en $^\circ$)
- γ angle de pente (en $^\circ$)
- θ angle d'assiette longitudinale (en $^\circ$)
- ψ angle de cap (en $^\circ$)
- ϕ angle de roulis (en $^\circ$)
- p vitesse de roulis (en $^\circ/s$)
- q vitesse de tangage (en $^\circ/s$)
- r vitesse de lacet (en $^\circ/s$)
- N_x facteur de charge longitudinal
- N_y facteur de charge latéral
- N_z facteur de charge vertical
- ρ masse volumique de l'air (en kg/m^3)

Enjeux de l'atterrissage basé vision

Contexte industriel

Le trafic aérien mondial est réalisé par 25000 avions qui transportent chaque année environ 3 milliards de passagers et 50 millions de tonnes de fret. Les perspectives de croissance dans ce domaine sont fortes. En effet, les statistiques montrent que le trafic aérien double tous les 15 ans [Airbus 15]. Devant ce chiffre toujours plus important d'avions, il est primordial que l'aviation civile mette tout en oeuvre pour garantir les performances des vols afin d'assurer leur bon déroulement.

L'atterrissage constitue une des phases les plus complexes du vol. En effet, la gestion de la trajectoire et de l'énergie n'est pas chose aisée, d'autant plus lorsque les conditions de visibilité et météorologiques sont défavorables. Il s'agit pour le pilote de respecter les consignes fournies par l'ATC (*Air Traffic Control*) qui gère le trafic aérien, de modifier les configurations aérodynamiques de l'avion via la sortie des becs et des volets, d'aligner l'avion par rapport à la piste et de respecter une pente de descente constante, le tout souvent après plusieurs heures de vol. Sachant qu'un avion Airbus atterrit toutes les 4 secondes dans le monde, il est donc naturel qu'Airbus équipe ses avions de systèmes d'aide au pilotage afin de simplifier les tâches demandées aux pilotes pendant cette opération.

Dans cette perspective et afin de faciliter la gestion de vol aux pilotes, les avions sont dotés de pilotes automatiques, notamment pour le maintien du cap, de l'altitude ou de la vitesse. Étant donné que l'atterrissage est une phase critique du vol, des solutions d'atterrissage automatique ont été introduites dans les avions dès les années 60 [Georghiou 86]. L'atterrissage automatique peut s'effectuer sur des pistes connues et équipées de stations émettrices au sol telles que l'ILS (*Instrument Landing System*) ou le GNSS (*Global Navigation Satellite System*) augmenté. Ces systèmes permettent au pilote automatique de connaître la position de l'avion par rapport à la piste afin de calculer les commandes à effectuer sur l'avion pour réaliser l'atterrissage. Les dates marquantes de l'évolution de ces technologies sont les suivantes :

- 1929 : premiers tests de l'atterrissage automatique [Curtis 31] ;
- 1964 : premier avion commercial doté d'un système d'atterrissage automatique, le Hawker-Siddeley Trident [Jackson 73] ;
- 1969 : atterrissage entièrement automatique sur Caravelle avec passagers [Weg 05] ;
- 2006 : guidage jusqu'à 200 pieds basé WAAS (*Wide Area Augmentation System*) [Bunce 14] (détails dans la section 1.2.2.2) ;
- 2012 : approbation d'utilisation du LAAS (*Local Area Augmentation System*) ou GBAS (*Ground Based Augmented System*) sur certains aéroports pour guidage jusqu'à 200 pieds [FAA 16] (détails dans la section 1.2.2.2).

Néanmoins, les solutions d'aide à l'atterrissage automatique ne sont pas disponibles tout le temps ni accessibles partout dans le monde. En effet, tous les aéroports ne sont pas équipés de stations au sol permettant l'atterrissage, et la couverture GNSS augmentée (WAAS ou LAAS) n'est pas accessible partout, ni en permanence. De plus, les aéroports équipés peuvent momentanément effectuer des tâches de maintenance sur leurs équipements. Il y a donc des situations et des moments où l'utilisation des solutions actuelles d'atterrissage automatique n'est pas envisageable.

Intérêt de l'asservissement visuel

Dans le cadre de la génération des avions du futur, Airbus souhaite développer une capacité d'atterrissage automatique permanente et ce, sur tout type de piste. À cette fin, la commande basée sur des capteurs visuels est envisagée afin de s'affranchir du besoin d'informations issues de systèmes extérieurs (ILS, GNSS). La vision, en fournissant une vue du monde extérieur, permet en quelque sorte de remplacer les yeux du pilote. De plus, la précision des informations issues de l'image est bien supérieure à la capacité de l'oeil humain. Enfin, le coût des capteurs visuels a considérablement diminué et rend cette solution attrayante comparé aux infrastructures existantes (VOR/DME, ILS, ...). Les avancées technologiques en analyse d'images permettent aujourd'hui de détecter, de suivre et d'extraire des informations pertinentes à des cadences très élevées et de manière précise. Les coordonnées dans l'image de ces informations visuelles sont appelées « primitives ». Des méthodes d'asservissement peuvent donc se baser sur les informations issues du traitement de l'image ; on parle alors d'asservissement visuel.

Depuis près de vingt ans, de nombreuses études se sont intéressées à l'asservissement visuel en général [Hutchinson 96, Chaumette 06, Chaumette 07]. Des travaux portant sur la commande d'engins volants [Herissé 12, DePlinval 13] et plus particulièrement sur la phase d'atterrissage de drones à voilure fixe ont été développés [Bourquardez 08, Le Bras 09, Gonçalves 11, Coutard 12]. Dans ces derniers, l'asservissement se base sur des primitives de l'image liées à la piste afin d'exprimer l'objectif de guidage. Les travaux de [Bourquardez 08] et [Coutard 12] se basent sur des primitives de l'image liées à la piste, respectivement pour une piste connue et pour un porte-avion. L'asservissement dans ces deux études se sert de l'interaction entre la dynamique des informations visuelles et le torseur cinématique de la caméra. Dans [Le Bras 09], l'utilisation des droites de bord de piste est utilisée afin d'exprimer l'objectif de guidage dans l'image. Quant à [Gonçalves 11], l'utilisation d'une séquence d'images de référence permet le suivi de trajectoires jusqu'à l'atterrissage.

La contrainte « tout type de piste » signifie que les caractéristiques de la piste (dimensions, position, orientation, ...) peuvent être connues ou pas. Dans ce dernier cas, les solutions classiques d'asservissement visuel ne peuvent plus être appliquées. En effet, lorsque la piste ou l'aéroport ne sont ni équipés ni connus, on s'en remet aujourd'hui aux capacités visuelles du pilote qui est dans ce cas, la seule source d'information fiable. L'utilisation de la vision au travers d'informations suffisamment génériques, et donc indépendantes des caractéristiques de la piste, offre une alternative aux solutions actuelles d'atterrissage automatique.

Objectifs et contributions de la thèse

L'objectif principal de la thèse est d'étudier l'utilisation de la vision afin d'effectuer un atterrissage automatique d'un avion de ligne sur tout type de piste et sans besoin d'informations extérieures. Il faut donc pour cela proposer des solutions d'estimation et de guidage permettant aux systèmes de bord de réaliser cette tâche. La particularité de cette étude est que ces

solutions d'estimation et de guidage devront se passer de mesures issues de sources extérieures (ILS, GPS, ...) ainsi que de la connaissance des caractéristiques géométriques de la piste et de la zone aéro-portuaire. Le choix des informations visuelles à utiliser s'avère donc primordial afin d'estimer les déviations de l'avion par rapport à la piste. Une fois ces déviations estimées, il est possible d'utiliser les solutions de guidage déjà mis en place dans l'avion et certifiées par les agences de la sécurité aérienne.

Pour répondre à ces objectifs, cette thèse propose une analyse liée à l'information utile dans l'image et à ses propriétés, de nouvelles solutions d'estimation et des simulations permettant une comparaison de ces différentes solutions d'estimation. Les contributions principales de cette étude sont

- l'utilisation d'informations visuelles génériques à tout type de piste et ne nécessitant pas de connaissance des caractéristiques de la piste. Ces primitives de l'image sont de type « points » ou de type « droites ». Les propriétés de symétrie d'une piste d'atterrissage sont utilisées afin de pouvoir exprimer la position du point d'aboutissement de la trajectoire sur la piste ;
- l'analyse de l'observabilité lors de la phase d'atterrissage pour chacune des primitives utilisées. En effet, l'avion se déplaçant en direction de ces informations visuelles, leurs dynamiques sont faibles et il peut apparaître des singularités d'observabilité ;
- l'expression des mesures dans un nouveau repère, plutôt que dans le repère caméra. Cette transformation des mesures permet de lier les mesures entre elles, de garantir l'observabilité du système et simplifie la synthèse d'estimateurs ;
- l'application d'estimateurs de la littérature au cas de l'atterrissage d'un avion civil. Parmi ces estimateurs, certains ont déjà été appliqués au cas de l'estimation de profondeur [Jankovic 95, Karagiannis 05] sans avoir été éprouvés sur des applications concrètes. D'autres plus courants comme le filtre de Kalman ont aussi été appliqués ;
- le développement de nouvelles solutions d'estimation basées sur un changement de coordonnées. Plusieurs solutions d'estimation sont proposées afin d'effectuer le retour vers les coordonnées d'origine : par combinaison de sortie, avec l'utilisation de la pseudo-inverse de Moore-Penrose ou par complétion matricielle ;
- la simulation à l'aide d'une modélisation très représentative de la dynamique avion et la modélisation de l'information visuelle attendue en sortie des algorithmes d'analyse d'image. En effet, afin de valider les algorithmes d'estimation, une analyse d'image simulée est utilisée. De plus, cette étude propose d'analyser la robustesse des solutions d'estimation en présence de bruit de mesures, de biais sur l'information de vitesse ou d'incertitudes sur la calibration de la caméra ;
- l'utilisation d'images synthétiques et d'algorithmes d'analyse d'images permettant de confronter les estimateurs dans des conditions proches de la réalité et représentatives du comportement réel des algorithmes d'analyse d'image.

Organisation du manuscrit

Le Chapitre 1 introduit le contexte aéronautique de l'étude. Il définit les propriétés fondamentales de l'avion au travers de sa modélisation ainsi que le découplage entre pilotage et guidage.

Ensuite, les solutions d'atterrissage automatique actuelles et leurs limites opérationnelles sont décrites. Enfin, les différentes hypothèses, ainsi que les contraintes fortes liées au sujet de thèse, sont énoncées.

Le Chapitre 2 présente les principes de l'asservissement visuel ainsi que les différentes techniques d'utilisation de la vision dans une boucle de commande, à savoir l'asservissement visuel basé image (IBVS) et l'asservissement visuel basé sur la pose (PBVS). Pour chacune de ces techniques, une revue de la littérature portée sur l'atterrissage automatique d'aéronefs à voilure fixe est faite.

Le Chapitre 3 développe différentes solutions PBVS. Ce chapitre présente la formalisation des différentes primitives est présentée en soulignant le lien physique avec les données utilisées pour l'atterrissage. Une étude fine de l'observabilité des différentes informations visuelles utilisables est introduite.

Le Chapitre 4 propose plusieurs familles d'estimateurs basées sur l'immersion et l'invariance, sur changement de coordonnées ou utilisant la complétion matricielle. Les différentes solutions d'estimation sont appliquées à chacune des informations visuelles exposées précédemment.

Le Chapitre 5 présente les résultats obtenus avec les différents estimateurs ainsi que l'environnement de simulation utilisé pour valider les solutions d'estimation et de guidage. Le simulateur interne d'Airbus, les différentes sources d'image et les algorithmes d'analyse d'image sont détaillés.

Enfin, la Conclusion synthétise les différentes contributions de la thèse et propose quelques axes de recherche future et d'amélioration des travaux.

Bilan des publications

Brevets

1. G. Puyou, V. Gibert, F. Perrin, *Autonomous and automatic landing method and system*. - US Patent App. 14/339,220, Date de publication : 23/07/2014.
2. G. Puyou, V. Gibert, F. Perrin, "*Procédé et système d'atterrissage automatique autonome*". N° FR3009117, Date de publication : 30/01/2015.
3. J. Boada-Bauxell, V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, F. Plestan, "*Procédé et système d'atterrissage automatique autonome*". N° FR1457208, Date de publication : 29/01/2016.

Chapitre d'ouvrage

1. V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell and F. Plestan, "*A new observer for range identification in Perspective Vision Systems*", in "*Advances in Aerospace Guidance Navigation and Control*", Springer, pp.401-414, 2015.

Congrès internationaux

1. V. Gibert, G. Puyou, "*Landing of an Airliner using image based visual servoing*", 9th IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems (NOLCOS) 2013, Toulouse, France
2. V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell and F. Plestan, "*Vision based automatic landing of a civil aircraft by using nonlinear pose estimation*", European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Krakow, Poland, 2015.

3. D. Dickmanns, J. Boada-Bauxell, F. Schubert and V. Gibert, “*Vision based landing for commercial aircraft*”, European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EU-CASS), Krakow, Poland, 2015.
4. V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell and F. Plestan, “*Nonlinear observers in vision system : Application to civil aircraft Landing*”, European Control Conference (ECC) , Linz, Austria, 2015.
5. V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell and F. Plestan, “*New pose estimation scheme in perspective vision system during civil aircraft landing*”, 11th IFAC Symposium on Robot Control (SYROCO), Salvador, Brazil, 2015.

Distinctions

- Prix de la meilleure présentation, *Journée des Doctorants de l'Ecole Doctorale STIM (Université Nantes, Angers, Le-Mans)*, Angers, 2015.
- Prix du meilleur poster, *Airbus PhD days*, Toulouse, 2015.
- Prix de la meilleure présentation "My thesis in 3 minutes", *Airbus PhD days*, Toulouse, 2015.

Chapitre 1

Contexte aéronautique et atterrissage automatique

Ce chapitre a pour but de présenter le contexte technique et opérationnel dans lequel s'inscrivent les travaux de cette thèse. Une présentation des notations et des modèles de l'avion est proposée, ainsi que le découplage entre les dynamiques rapides et les dynamiques plus lentes de l'avion, approche qui est faite au sein d'Airbus. Ensuite, l'atterrissage automatique d'avion est abordé au travers des solutions techniques existantes tout en indiquant leurs limites. Enfin, le cadre de l'étude est défini en posant les hypothèses et les contraintes considérées.

1.1 Modélisation d'un aéronef à voilure fixe

Le modèle considéré est celui d'un avion de transport traditionnel, qui est piloté *via* un ensemble de surfaces mobiles pouvant être utilisées différemment suivant l'objectif de pilotage (Figure 1.1).

Le pilotage longitudinal est réalisé en utilisant le braquage symétrique δq des gouvernes de profondeur situées à l'extrémité de l'empennage horizontal. Cet empennage est par ailleurs entièrement mobile (on parle de Plan Horizontal Réglable de braquage) permettant d'équilibrer l'avion de façon optimale et par conséquent d'annuler le braquage δq des gouvernes en vol stabilisé. Cette fonction appelée *auto-trim* est réalisée automatiquement par les lois de pilotage de haut niveau (voir section 1.1.3).

Le pilotage en roulis est réalisé par les braquages antisymétriques sur chaque aile des différents ailerons. Les *spoilers* peuvent aussi être braqués sur l'aile à l'intérieur du virage de façon à améliorer l'efficacité de mise en mouvement. Cette répartition complexe, appelée allocation, est réalisée automatiquement par les lois de pilotage en fonction d'une commande globale en roulis notée δp . Les *spoilers* peuvent aussi être utilisés de façon symétrique comme réducteurs de portance impliquant ainsi une augmentation de trainée (fonction aérofrein). Le pilotage en lacet est réalisé par le braquage δr de la (ou des) gouverne(s) de direction.

La modification des performances de l'avion pour le décollage, l'approche et l'atterrissage est réalisée par le braquage des dispositifs d'hypersustentation : les becs et les volets. Il existe plusieurs positions préprogrammées correspondant à une braquage de plus en plus important : elles sont nommées 0 (ou lisse), 1, $1+F$, 2, 3 et *FULL*. Dans le cas de l'atterrissage, les configurations 3 et *FULL* sont utilisées afin de permettre la réduction de vitesse de l'avion. Le choix entre ces deux configurations s'effectue en fonction de la masse de l'avion, de la longueur et de l'altitude de la piste ou bien afin de réduire les émissions sonores.

Les principes d'utilisation des moteurs et leurs modèles ne sont pas détaillés ici puisque cette étude se concentre principalement sur le guidage de l'avion et non sur la commande de son

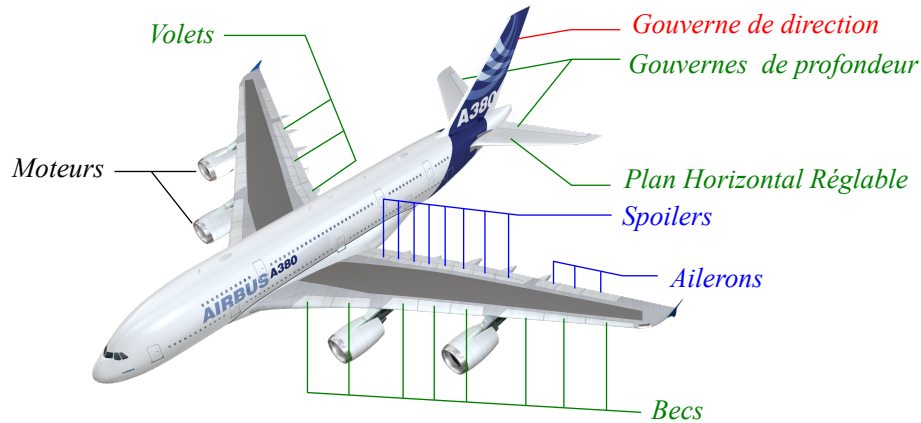


FIGURE 1.1 – Les différentes gouvernes de l’avion de transport.

énergie. Il est donc possible de faire l’hypothèse d’une régulation à vitesse constante, assurée par un système indépendant (l’auto-manette).

1.1.1 Repères utilisés et notations physiques

Pour décrire le mouvement d’un avion au dessus de la surface de la Terre, le mouvement de la Terre autour du Soleil peut être négligé. En pratique, on utilise deux référentiels : le repère *Earth-Centred Inertial* (ECI) et le repère *Earth-Centred Earth-Fixed* (ECEF). Le référentiel ECI est composé d’axes fixes qui ne suivent pas la rotation de la Terre. Le repère ECEF $\mathcal{F}_E = (E, \mathbf{i}_E, \mathbf{j}_E, \mathbf{k}_E)$ est quant à lui fixe par rapport à la terre (ce qui lui enlève le caractère inertiel). Il a pour origine le centre de la Terre et est orienté selon le méridien de Greenwich et l’axe Nord-Sud. À la surface de la Terre, on utilise plus couramment pour la navigation un autre repère lié au référentiel ECEF : le repère *North, East, Down* (NED) $\mathcal{F}_N = (N, \mathbf{i}_N, \mathbf{j}_N, \mathbf{k}_N)$ où les axes \mathbf{i}_N et \mathbf{j}_N sont tangents à la surface de la Terre et alignés respectivement vers le Nord et vers l’Est. L’axe \mathbf{k}_N est quant à lui orienté vers le centre de la Terre, le long de la normale à la sphère. Les repères ECEF et NED sont présentés sur la Figure 1.2(a).

Un repère supplémentaire est à considérer : le repère piste $\mathcal{F}_o = (O, \mathbf{i}_o, \mathbf{j}_o, \mathbf{k}_o)$ est obtenu après rotation d’un repère local NED d’angle ψ_o comme le montre la Figure 1.2(b).

Lorsqu’on s’intéresse au guidage d’un avion dans la phase d’atterrissage, il est judicieux de parler de déviations de l’avion par rapport à la piste. Les notations utilisées dans ce manuscrit seront Δ_X , Δ_Y et Δ_H respectivement par rapport à \mathbf{i}_o , \mathbf{j}_o et $-\mathbf{k}_o$ comme le montre la Figure 1.3. De plus, l’écart entre le cap de l’avion ψ et le cap de la piste ψ_o est noté Δ_ψ .

La cinématique et la dynamique [Boiffier 98] de l’avion sont décrites par un grand nombre d’angles d’attitude ou aérodynamiques, de vitesses angulaires et d’accéléérations. Les notations et les conventions retenues dans ce manuscrit sont détaillées dans la Table 1.1 et la Figure 1.4.

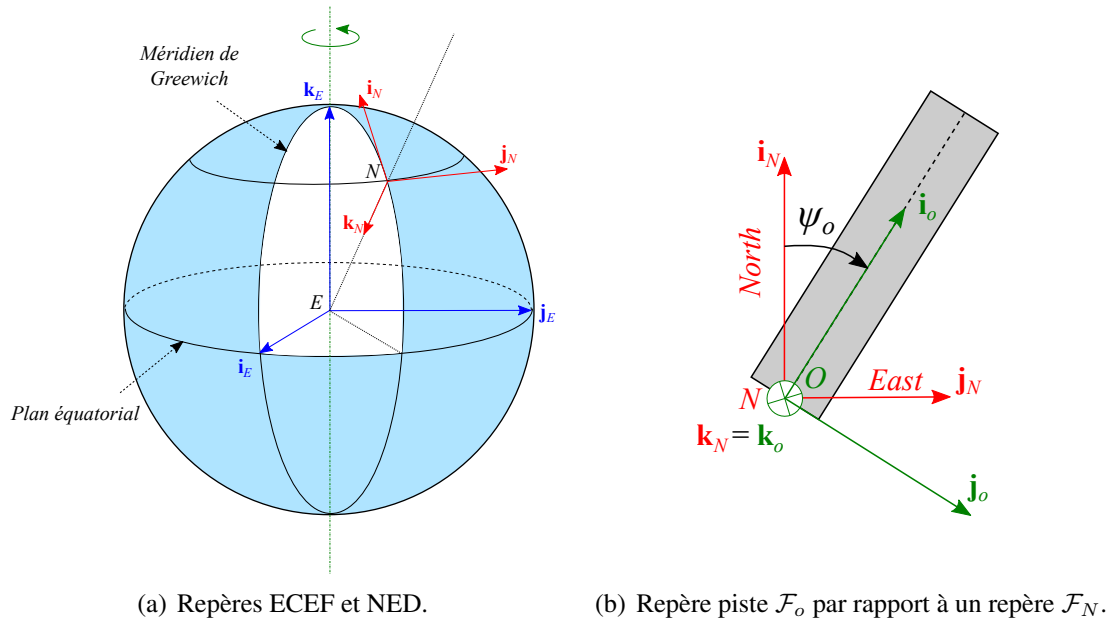


FIGURE 1.2 – Repères terrestres et repère piste.

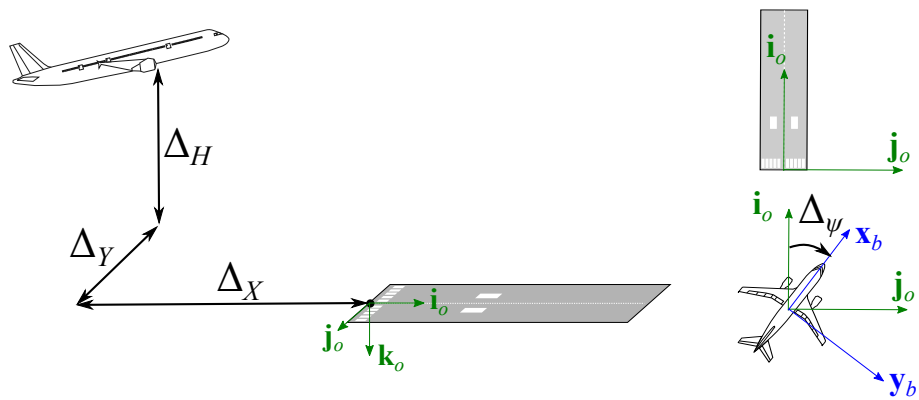


FIGURE 1.3 – Déviations Δ_X , Δ_Y , Δ_H et Δ_ψ exprimées dans le repère piste \mathcal{F}_o .

Notation	Paramètre
α	incidence ($^\circ$)
β	dérapiage ($^\circ$)
θ	assiette longitudinale ($^\circ$)
ψ	cap avion ($^\circ$)
ϕ	inclinaison latérale ou angle de roulis ($^\circ$)
γ	pente ($^\circ$)
p	vitesse de roulis ($^\circ/s$)
q	vitesse de tangage ($^\circ/s$)
r	vitesse de lacet ($^\circ/s$)
N_x	facteur de charge longitudinal
N_y	facteur de charge latéral
N_z	facteur de charge vertical
δ_*	déflexions gouvernes
V_a	vitesse avion
x_b, y_b, z_b	axes avion

TABLE 1.1 – Notations aéronautiques

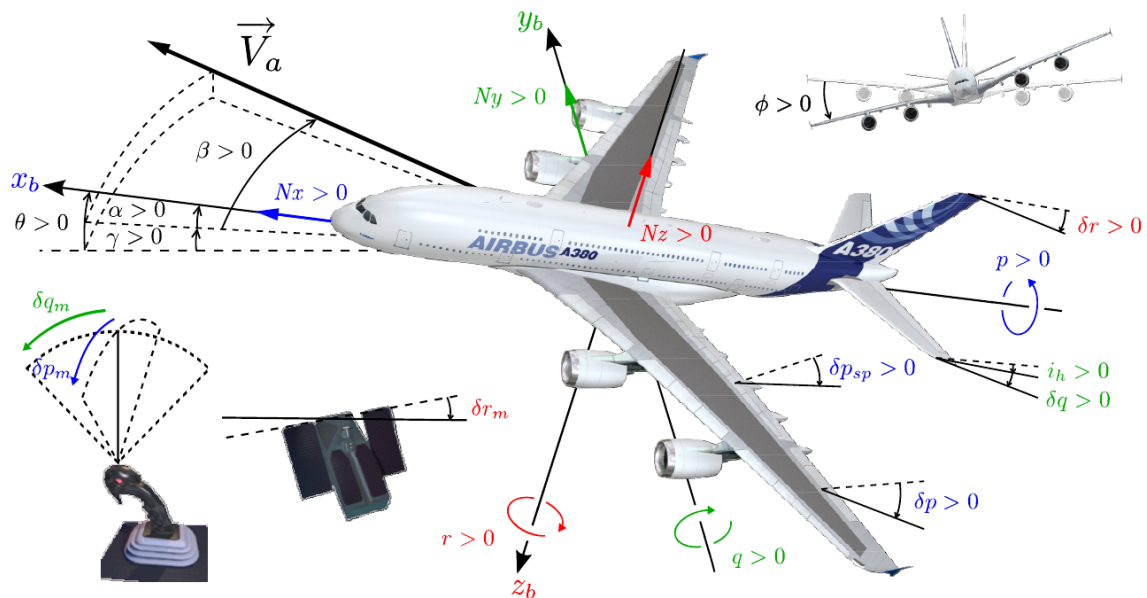


FIGURE 1.4 – Conventions aéronautiques Airbus.

1.1.2 Modèle avion : les équations de la dynamique du vol

Le modèle longitudinal et le modèle latéral comportent une partie rigide et une partie souple du fait des dimensions de l'avion. Cette section présente la modélisation classique d'un avion de transport. On se contente ici de donner les équations de la dynamique linéarisée de la partie rigide puisque la synthèse des lois de pilotage est traditionnellement réalisée pour ce type de modélisation, la linéarisation étant réalisée autour d'un point d'équilibre ou d'un point de vol.

Dynamique longitudinale

Considérons que le vecteur d'état relatif à l'équilibre longitudinal ¹ est composé des variables suivantes

$$\begin{aligned}
 \bar{v} &= \frac{V-V_e}{V_e} && \text{(vitesse relative)} \\
 \bar{\theta} &= \theta - \theta_e && \text{(assiette longitudinale relative)} \\
 \bar{\alpha} &= \alpha - \alpha_e && \text{(incidence relative)} \\
 \bar{q} &= q && \text{(vitesse de tangage)} \\
 \bar{h} &= h - h_e && \text{(altitude relative)}
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

où l'indice e correspond à la valeur à l'équilibre. À partir d'une entrée δq correspondant au braquage des gouvernes de profondeur, la dynamique longitudinale s'écrit [Boiffier 98]

$$\begin{bmatrix} \dot{\bar{v}} \\ \dot{\bar{\theta}} \\ \dot{\bar{\alpha}} \\ \dot{\bar{q}} \\ \dot{\bar{h}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_v & a_\theta & a_\alpha & 0 & a_h \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ p_v & 0 & p_\alpha & 1 & p_h \\ m_v & 0 & m_\alpha & m_q & m_h \\ 0 & V_e & -V_e & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{v} \\ \bar{\theta} \\ \bar{\alpha} \\ \bar{q} \\ \bar{h} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_{\delta q} \\ p_{\delta q} \\ m_{\delta q} \\ 0 \end{bmatrix} \delta q. \tag{1.2}$$

Une variable couramment utilisée dans les commandes de vol à Airbus est le facteur de charge vertical N_z . En effet, les ordres du pilote sont convertis en ordre de facteur de charge de l'avion et non en ordre de braquage de gouvernes. Cette variable permet d'exprimer l'ordre de la gouverne δq en fonction des états $\bar{\alpha}$ et \bar{q} par

$$\delta q = \frac{1}{n_{\delta q}} (N_z - n_\alpha \bar{\alpha} - n_q \bar{q}). \tag{1.3}$$

Les coefficients des équations (1.2) et (1.3) (donnés dans [Boiffier 98] et détaillés en Annexe) dépendent de la géométrie de l'avion, de la pression statique, de la vitesse et des coefficients de moments et de forces applicables à l'avion.

Dynamique latérale

Considérons à présent que le vecteur d'état relatif à l'équilibre latéral est composé des variables suivantes

$$\begin{aligned}
 \bar{\beta} &= \beta - \beta_e && \text{(dérapage relatif)} \\
 \bar{p} &= p && \text{(vitesse de roulis)} \\
 \bar{r} &= r && \text{(vitesse de lacet)} \\
 \bar{\phi} &= \phi - \phi_e && \text{(assiette latérale relative)}.
 \end{aligned} \tag{1.4}$$

Cette dynamique dépend des entrées δp et δr correspondant respectivement au braquage de la gouverne de roulis et au braquage de la gouverne de direction ; aussi, la dynamique latérale s'écrit :

¹On préférera l'utilisation de l'assiette θ plutôt que la traditionnelle pente γ dans le vecteur d'état car la mesure de θ est très précise (grâce à la centrale inertielle) alors que la mesure de γ est reconstituée et perturbée par le vent.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\beta & C_p & C_r & C_\phi \\ l_\beta & l_p & l_r & l_\phi \\ n_\beta & n_p & n_r & n_\phi \\ 0 & 1 & D_r & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{dr} & C_{dp} \\ l_{dr} & l_{dp} \\ n_{dr} & n_{dp} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta p \end{bmatrix}. \quad (1.5)$$

Les coefficients de l'équation (1.5) sont donnés dans [Boiffier 98] ou [Nelson 98] (détails en Annexe).

Les équations (1.2), (1.3) et (1.5) permettent la synthèse des lois de pilotage (*c.a.d.* de stabilisation des phénomènes aérodynamiques rapides, inférieurs à 1,5 seconde) de l'avion. Cependant, dans le contexte industriel de cette étude, le guidage (régissant les dynamiques plus lentes, à savoir la position de l'avion par rapport au sol) ne nécessite pas la prise en compte des dynamiques rapides de cette modélisation. En effet, les lois de guidage s'intéresse à l'asservissement d'un avion stabilisé.

1.1.3 Pilotage / Guidage

Le contrôle des avions Airbus s'organise selon plusieurs niveaux d'automatismes (ou plusieurs « boucles »), la structure de commande étant schématisée sur la Figure 1.5. La présence de dy-

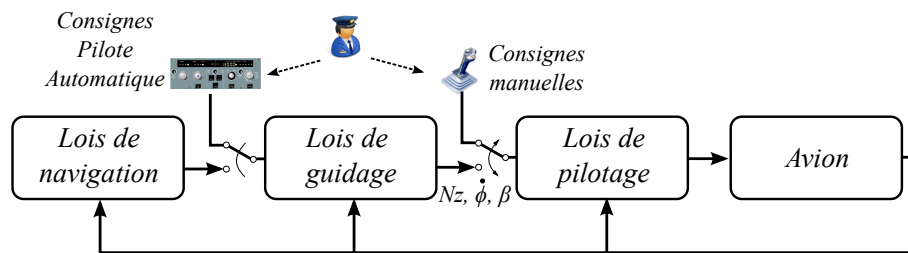


FIGURE 1.5 – Les différentes boucles de contrôle d'un avion.

namiques rapides (oscillation d'incidence sur α et q , oscillation de dérapage sur β et r et roulis pur sur p) et de dynamiques plus lentes (phugoïde sur v et θ , rappel de propulsion sur h et mode spiral sur ϕ) qui peut être gérée de manière indépendante permet de séparer et de simplifier le développement des lois de contrôle afin de stabiliser et de guider l'avion. On distingue principalement trois niveaux :

- les « petites boucles » de pilotage de l'avion, appelées aussi « lois de pilotage » qui correspondent à l'asservissement des phénomènes à dynamique rapide (de l'ordre de la seconde) de la mécanique du vol tels que l'oscillation d'incidence, la phugoïde, l'oscillation de dérapage et le roulis pur. La variable asservie sur l'axe longitudinal est le facteur de charge N_z et les variables asservies sur les axes latéraux sont le taux de roulis $\dot{\phi}$ et le dérapage β . Ces lois permettent un contrôle précis et aisé de l'attitude et des accélérations de l'avion, dans tout son domaine de vol, y compris en présence de perturbations. Ces lois incluent aussi des protections du domaine de vol, qui imposent des limites maximales à ne pas dépasser. Les consignes des lois de pilotage proviennent soit des organes de pilotage, soit d'ordres de guidage déterminés par les « grandes boucles ». On peut ainsi dire que les petites boucles de pilotage réagissent indifféremment à un ordre humain ou un ordre du calculateur, suivant le statut du bouton d'engagement du Pilote Automatique ;

- les « grandes boucles » de contrôle de l'avion, appelées aussi « lois de guidage », correspondent à l'asservissement des phénomènes à dynamique lente (de l'ordre de la minute) de la mécanique du vol tels que le rappel de propulsion ou le mode spiral. Les objectifs de guidage sont généralement définis par l'équipage mais peuvent aussi provenir de la boucle externe de navigation. Ces lois contrôlent la vitesse verticale ou la pente de l'avion, l'altitude, la vitesse ou la tenue d'une trajectoire d'atterrissage. Elles assurent aussi le maintien de la vitesse de l'avion (*Auto Thrust - ATHR*) via l'asservissement de la poussée des moteurs.

Remarque 1.1.1. *Afin de couvrir tout le domaine de vol, les gains utilisés par les petites et grandes boucles de pilotage sont tabulés en fonction d'un ensemble d'informations appelées paramètres de séquençement tels que la vitesse et la masse de l'avion, le centrage ou la configuration aérodynamique. Dans notre étude, vu que seule la phase d'atterrissage est considérée, ces paramètres sont considérés constants et un seul jeu de gains sera donc suffisant.*

- les boucles de navigation de l'avion, dont le rôle est de gérer la dynamique très lente (de l'ordre de la dizaine de minutes) de l'avion, génèrent la trajectoire temps réel 3D à suivre par l'avion, pour l'acheminer d'un aéroport à un autre en passant par une succession de points de passage dans l'espace.

1.2 L'atterrissage automatique aujourd'hui

Plusieurs solutions sont aujourd'hui envisageables pour effectuer un atterrissage automatique. L'objectif de ces solutions est de guider l'avion selon une trajectoire de référence afin d'assurer un atterrissage dans les meilleures conditions. Pour cela, il est nécessaire que les systèmes disposent de moyens permettant à l'avion d'acquérir l'information de sa position relative par rapport à la piste. Des solutions basées VHF ou GNSS existent et sont certifiées par les autorités. Les plus courantes sont détaillées ci-après.

1.2.1 Description de la phase d'atterrissage

La phase d'atterrissage peut se décomposer en plusieurs étapes ayant chacune des objectifs et des dynamiques différentes. La Figure 1.6 présente de manière schématique ces étapes, à partir de la phase préliminaire appelée approche jusqu'au freinage. L'avion, en palier aux alentours de 35000 pieds d'altitude, amorce sa descente à environ 200 km de l'aéroport. Selon les consignes de l'ATC (*Air Traffic Control*), il se rapproche de la zone aéroportuaire en suivant des couloirs aériens pré-établis. L'atterrissage peut commencer lorsque l'avion obtient l'autorisation de la tour de contrôle d'atterrir. Pour cela, l'avion doit « capturer » la trajectoire nominale. L'objectif est de s'aligner sur l'axe de la piste et de rejoindre la pente d'approche. L'alignement longitudinal et latéral peut se faire indépendamment l'un de l'autre. En règle générale, l'avion commence d'abord par s'aligner sur l'axe de la piste, puis rejoint le plan de descente par dessous la trajectoire nominale désirée, appelée *glide slope*. La pente nominale de la trajectoire de descente est de -3° et les marges de manoeuvre de l'avion en taux de descente sont assez basses (limitées à -6°). On préfère donc voler en palier jusqu'à intercepter la trajectoire de descente. Une fois l'avion sur la trajectoire de référence, l'objectif du guidage consiste à asservir précisément l'avion sur sa trajectoire d'approche malgré la présence de perturbations telles que des rafales de vents ou des turbulences. Lorsque l'avion approche du sol, débute la phase d'arrondi. Cette courte phase a pour objectif de réduire la vitesse verticale de l'avion afin de limiter les

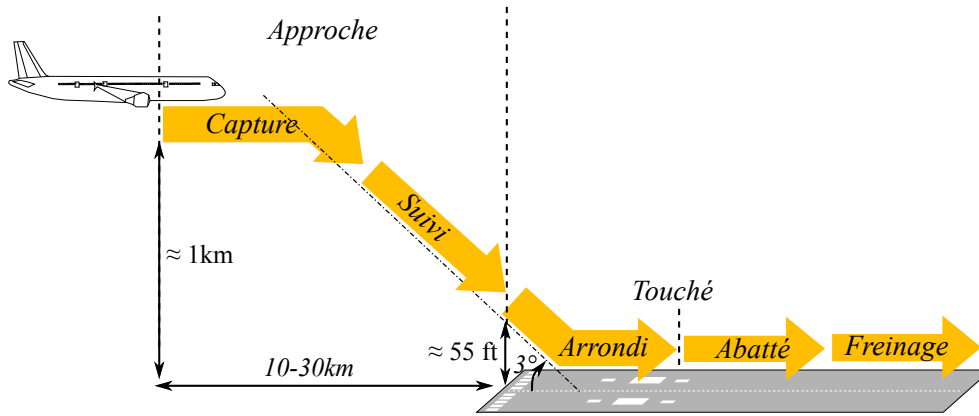


FIGURE 1.6 – Les différentes étapes de l'atterrissage : de la croisière au freinage.

charges sur le train d'atterrissage. Le guidage doit permettre de suivre une trajectoire de référence [Bouret 15] correspondant à une réduction exponentielle de l'altitude. L'initialisation de cette phase, qui se fait généralement autour de 55 pieds, dépend de plusieurs facteurs comme la masse de l'avion, sa vitesse ou encore de l'altitude de la piste. L'arrondi doit permettre de poser les roues de l'avion dans une zone précise de la piste (cf Section 1.2.3.1). Une fois les roues au sol et le train d'atterrissage principal compressé, l'objectif est de réduire progressivement l'assiette θ de l'avion vers zéro afin de poser le train avant. On appelle cette phase l'abattée. Lorsque toutes les roues sont posées sur la piste, commence la phase de *roulage* durant laquelle l'avion va freiner afin de réduire sa vitesse.

1.2.2 Les solutions d'atterrissage automatique

1.2.2.1 Instrument Landing System (ILS)

L'*Instrument Landing System* (ILS) ou Système d'atterrissage aux instruments est le moyen de radio-navigation le plus précis et le plus couramment utilisé pour l'atterrissage. Il est composé de deux éléments (voir Figure 1.7) : un *localizer* (LOC), situé en bout de piste, et un émetteur *Glide Slope* (GS), situé en bordure de piste à environ 300 mètres après le seuil de piste. Chacun de ces systèmes envoie un signal permettant à l'avion de calculer respectivement son écart par rapport à l'axe de la piste et par rapport à la pente nominale d'approche de 3° . Ces deux systèmes

(a) Emetteur *Localizer*.(b) Emetteur *Glide*.

FIGURE 1.7 – Emetteurs LOC et GS de l'ILS (source wikipedia.fr)

émettent chacun une onde haute fréquence (entre 108 et 112 MHz pour le LOC et entre 329 et 335 MHz pour le GS). Chacune de ces ondes est modulée par deux basses fréquences (à 90 Hz et

à 150Hz) avec un taux de modulation différent de chaque côté de l'émetteur comme schématisé sur la Figure 1.8. La différence de taux permet de calculer les écarts angulaires de l'avion par rapport à la piste en latéral et en longitudinal. Cette technologie a une portée certifiée de 15 à 20 NM (*Nautical mile*), soit entre 27 et 37 km, bien qu'elle puisse fonctionner à des distances plus importantes.

Cependant, l'installation et le maintien de l'infrastructure de cette technologie sont très coûteux (environ 3 millions de dollars [Palmer 12]), d'autant plus que l'équipement doit être installé de chaque côté de la piste pour que les avions puissent atterrir automatiquement dans les deux directions. Une solution appelée MLS (*Microwave Landing System*) alternative à l'ILS a été

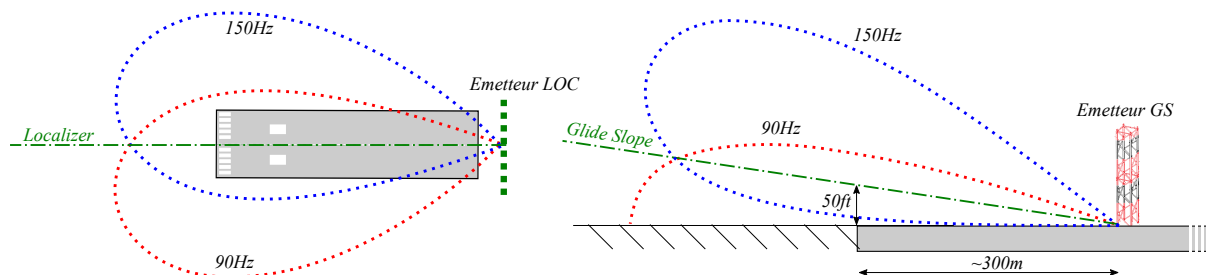


FIGURE 1.8 – Formes des ondes ILS.

développée [Kuwahara 89] en utilisant des fréquences différentes. Cependant, elle a remporté peu de succès devant de nouvelles solutions moins coûteuses, qui utilisent des données GNSS (*Global Navigation Satellite System*).

1.2.2.2 Differential Global Positioning System (DGPS)

La technologie DGPS consiste à utiliser une solution GNSS (*Global Navigation Satellite System*) où les signaux offrent une information de position plus précise grâce à l'utilisation de stations sols. En effet, aujourd'hui, la technologie GNSS seule n'est pas suffisamment précise et n'offre pas une disponibilité suffisante pour réaliser l'atterrissage automatique. Afin de pouvoir utiliser l'information de positionnement par satellites, deux solutions, appelées GBAS (*Ground Based Augmentation System*) et SBAS (*Satellite-Based Augmentation System*), ont été développées pour satisfaire les performances et l'intégrité demandées par les autorités de certification. La solution GBAS consiste à utiliser une station au sol proche de l'aéroport dotée d'un récepteur GNSS et d'un émetteur VHF. Grâce aux signaux GNSS, la station au sol mesure la différence entre sa propre position théorique et sa position indiquée par la constellation de satellites. Un calcul des corrections à apporter aux mesures GNSS est effectué et ensuite envoyé par ondes radio VHF à l'avion. L'avion reçoit, par l'intermédiaire du *Multi-Mode Receiver* (MMR), la valeur de correction à appliquer aux signaux GNSS reçus à bord. Cette solution permet donc l'utilisation de l'information GNSS et a pour avantage de ne nécessiter qu'une seule base au sol pour toutes les pistes de l'aéroport.

La solution SBAS est elle aussi basée sur l'amélioration des signaux GNSS à l'aide d'une station au sol. Contrairement à la solution GBAS, cette technologie ne nécessite pas de communication VHF avec l'avion. En effet, des stations au sol mondialement réparties renvoient directement les corrections à effectuer au réseau de satellites. Finalement, le message GNSS reçu par l'avion est accompagné d'un message contenant les corrections à effectuer par rapport à la position reçue. Cette technologie a donc pour avantage de ne pas être directement liée à l'aéroport. Cependant, il s'agit de dispositifs régionaux dont la couverture est aujourd'hui largement limitée aux pays du Nord. En effet, seuls l'Amérique du nord (via WAAS), l'Europe (via EGNOS), le Japon (via

MSAS) ont une technologie opérationnelle, tandis que l'Inde et la Chine sont en train de s'équiper.

1.2.2.3 Capteurs embarqués (Centrale inertielle, Radio-Altimètre)

Centrale Inertielle. Les avions de ligne actuels sont équipés de plusieurs capteurs embarqués permettant de connaître l'état de l'avion. En effet, il est primordial pour les lois de pilotage de connaître l'orientation de l'avion (θ et ϕ) tout comme ses vitesses de rotation p , q , r et les accélérations N_x , N_y , N_z (voir Figure 1.4). Ces données sont mesurées par des IRS (*Inertial Reference Systems*) ou *via* des capteurs spécifiques.

Pour assurer la fiabilité et la disponibilité des mesures, les centrales inertielles doivent obtenir la certification de logiciel avionique (normes ED-12C et DO-178C) et sont généralement répliqués afin de satisfaire les exigences de sûreté de fonctionnement. En effet, tous les avions de la gamme Airbus possèdent 3 centrales inertielles ; cette redondance d'information permet d'afficher des valeurs issues de centrales inertielles différentes au pilote et au copilote. Pour les calculateurs de vol, l'information issue des centrales inertielles est validée par un système de sûreté de fonctionnement [Goupil 09] afin d'écartier l'éventuelle défaillance d'une centrale inertielle. En terme de précision, ces capteurs fournissent des mesures entachées d'une erreur maximale de 0.05° pour les angles et d'une erreur d'environ 3,5 m/s pour les vitesses.

Sondes aérodynamiques. Les angles aérodynamiques α et β sont mesurés par des palettes mobiles spécifiques. Ces sondes sont soumises aux effets aérodynamiques et sont donc plus sensibles aux pannes (givrage, chocs...). C'est pourquoi ces capteurs sont généralement dupliqués.

La vitesse aérodynamique de l'avion est mesurée par des sondes de type tube de Pitot alors que sa vitesse inertielle est calculée par intégration des mesures issues des accéléromètres. Lorsque un signal GNSS est disponible, une hybridation entre les mesures inertielles et les mesures GNSS est faite, permettant ainsi d'annuler la dérive issue des mesures inertielles tout en fournissant une valeur continue peu bruitée.

Les informations aérodynamiques sont utilisées principalement dans les lois de pilotage. Cette étude se limitant au cas du guidage, c'est-à-dire à la trajectoire de l'avion, une valeur approximative de ces grandeurs est suffisante.

Radio-altimètre. Le radio-altimètre permet de mesurer la hauteur de l'avion par rapport au sol. Son utilisation principale a lieu au cours des derniers instants de vol notamment pour la tâche d'arrondi où la connaissance précise de la hauteur de l'avion par rapport à la piste permet de s'asservir sur la trajectoire. Cependant, cette information ne peut pas être utilisée pour la phase d'approche. En effet, le profil d'avant piste n'étant généralement pas plat (voir Figure 1.9), l'asservissement durant l'approche basé sur les informations issues du radio-altimètre pourrait induire des erreurs. Lorsque le profil de piste n'est pas plat, en utilisant des estimateurs, il est possible d'extraire de l'information du radio-altimètre une tendance du profil de la piste. D'autres capteurs barométriques peuvent être utilisés pour fournir une information d'altitude. Ce principe est lié à la pression atmosphérique ; la connaissance de différence de pression entre la piste et l'avion permet de calculer l'altitude. Cependant, la précision n'est généralement pas suffisante pour effectuer un atterrissage automatique.

Ainsi, l'information de hauteur de l'avion par rapport à la piste est connue de manière approximative et n'est pas utilisable durant la phase d'approche. Il est donc indispensable d'utiliser d'autres systèmes tels l'ILS, le SBAS ou le GBAS.

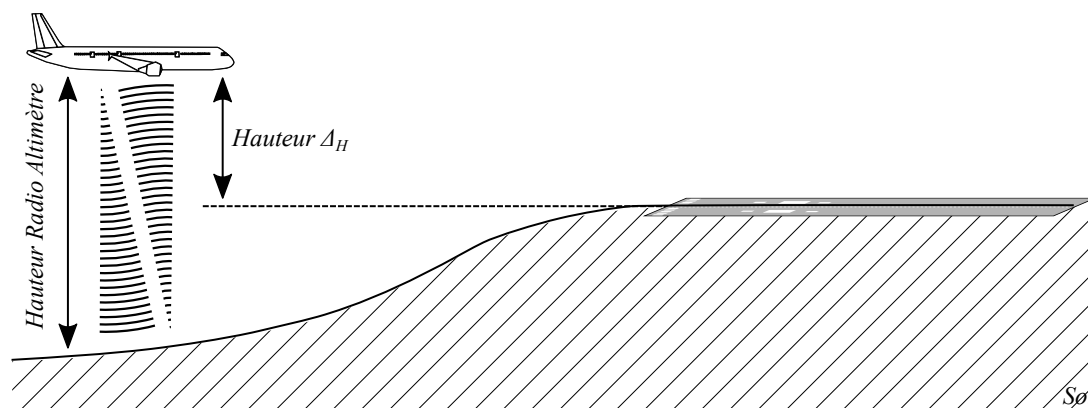


FIGURE 1.9 – Hauteur radio-altimétrique.

1.2.3 Caractéristiques de la piste et des conditions météorologiques

1.2.3.1 La piste

Les pistes et aéroports sont soumis aux règles de l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) dont l'annexe 14 [ICAO] fournit les normes et les recommandations liées aux marquages et aux dimensions de la piste, aux matériaux utilisés ainsi qu'à la configuration de pente de la piste. Certains marquages (voir Figure 1.10) de couleur blanche sont obligatoires :

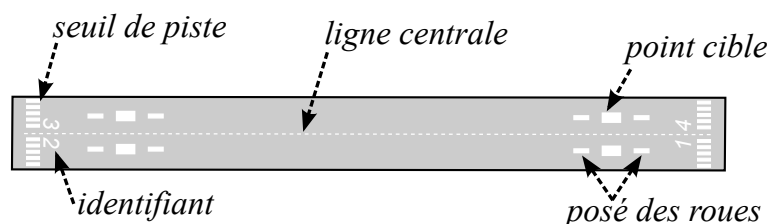


FIGURE 1.10 – Les marquages de piste obligatoires.

- une ligne centrale ;
- un identifiant : deux chiffres correspondant au nombre entier le plus proche du dixième de l'azimut ;
- un seuil de piste (si la piste est plus large que 23 mètres) ;
- un point cible ;
- des marques de posé des roues proches du point cible.

Au delà de ces marquages, il n'est pas possible de dégager une caractéristique forte commune à toutes les pistes. Cependant, ces normes sont propres à l'aviation civile, tout aéroport privé ou militaire n'y étant pas soumis. Dans le cas d'un atterrissage d'urgence, il est possible d'être dérivé sur ce type d'aéroport. Par conséquent, il y a un réel intérêt à utiliser des caractéristiques communes à toutes les pistes.

Une des difficultés de l'atterrissage automatique réside dans l'adaptation des lois à la pente de la piste. En effet, la pente n'est pas connue par le système. Elle est aujourd'hui limitée à $\pm 0.8\%$ pour l'atterrissage automatique. Cependant, certaines pistes peuvent aller jusqu'à 2.5%. Les

lois de guidage doivent donc prendre en compte cette pente afin d'éviter les « *hard landing* » ou les arrondis trop longs. Dans cette étude, une hypothèse de piste plate sera considérée. En effet, l'image fournissant une vue de la piste, l'estimation des déviations sera fait par rapport au repère piste. Par conséquent, le guidage se fait indépendamment de la pente de la piste dans le repère inertiel.

1.2.3.2 La visibilité (CAT-I II III)

Il existe plusieurs catégories d'ILS qui induisent des valeurs minimales de hauteur de décision et de portée visuelle de piste, autorisant l'atterrissage. Plus l'ILS est évolué, plus ces valeurs minimales sont faibles. Ainsi, on peut lister les catégories suivantes :

- Catégorie I (CAT-I) : l'atterrissage est autorisé si le pilote voit la piste à une hauteur de 200 pieds (hauteur de décision) ainsi que les 550 premiers mètres de la piste (portée visuelle) ;
- Catégorie II (CAT-II) : l'atterrissage est autorisé pour une hauteur de décision comprise ente 100 et 200 pieds, et une portée visuelle de piste d'au moins 300 mètres ;
- La catégorie III (CAT-III) possède plusieurs niveaux d'intégrité allant de A à C. Dans l'utilisation la plus avancée, il n'y a pas de hauteur de décision et aucune limite de portée visuelle de piste. L'atterrissage peut donc avoir lieu « à l'aveugle ». L'utilisation de cette technologie nécessite des précautions supplémentaires sur la maintenance et les opérations de l'ATC.

La plupart des ILS sont de catégorie CAT-I. Les aéroports les plus fréquentés et dont les conditions météorologiques sont souvent difficiles sont équipés d'ILS CAT-II ou CAT-III (cela ne correspond qu'à 130 aéroports dans le monde (hors USA) [FAA 15]). L'utilisation de systèmes GNSS tels que le GBAS ou le SBAS est aujourd'hui limitée aux opérations de type CAT-I. Des travaux sont en cours pour la certification de tels systèmes en CAT-III.

1.2.3.3 Le vent

La plupart des pistes sont orientées en fonction de la géographie du terrain avant la piste et des vents dominants dans la région. En effet, l'atterrissage en présence de vent peut s'avérer une tâche délicate. Le vent de face (voir Figure 1.11) nécessite de gérer l'énergie de l'avion en fonction des éventuelles rafales mais se limite principalement aux composantes longitudinales de l'avion. Les limitations de vent de face maximales dépendent de l'avion et sont généralement

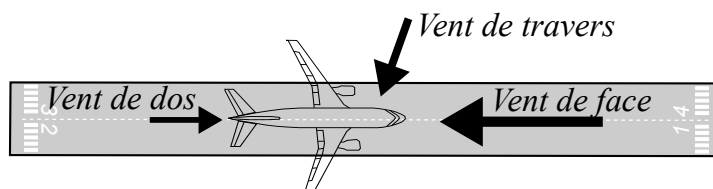


FIGURE 1.11 – Différentes orientation du vents.

comprises entre 30 et 40 noeuds contre environ 10 noeuds de vent de dos. Le vent de face est préféré au vent de dos qui supprime de la portance ; l'atterrissage se fait donc toujours dans le sens opposé du vent. Enfin, le vent de travers est une condition fréquemment rencontrée.

En cas de vent de travers constant, l'avion vole de travers ; on dit qu'il vole en « crabe ». En effet, le cap de l'avion n'est pas dans la direction de sa trajectoire (on parle de « route »). Lors de l'atterrissage, avant de poser les roues, l'avion doit s'aligner par rapport à la piste. Dans ce mouvement appelé « décrabe », le couplage entre les dynamiques longitudinale et latérale est fort. Cela nécessite de répondre rapidement et précisément afin de garder les ailes à plat et de maintenir l'avion sur l'axe de la piste. Les vents de travers maximum tolérés lors de l'atterrissage sont d'environ 20 à 30 noeuds.

Dans les travaux développés dans cette thèse, l'hypothèse d'un vent nul est faite. En effet, le vent n'est pas un phénomène limitant. Le vent latéral n'occasionne pas un dérapage suffisamment important pour faire sortir la piste de l'image. De plus, l'estimation de position relative ne dépend pas des conditions de vent. La perturbation générée par le vent est rejetée par les lois de guidage, permettant ainsi un bon suivi de la trajectoire.

1.3 Cadre de l'étude

L'objectif de cette étude est de proposer des solutions afin d'être capable de réaliser l'atterrissage automatique d'un avion civil sur une piste inconnue à l'aide d'un capteur de vision. L'évaluation des performances d'estimation et de guidage à base d'images synthétiques ou réelles fait aussi partie des but de ces travaux. Cette approche se positionne en complément ou en remplacement des systèmes d'atterrissage automatiques existants. En effet, l'utilisation d'une technologie différente et indépendante des technologies précédentes permettrait d'augmenter la robustesse aux défaillances. Par exemple, en cas d'indisponibilité des solutions existantes, certaines opérations (comme l'atterrissage automatique) peuvent ne pas être possibles ; la vision peut être une source redondante d'informations et ainsi permettre le maintien des opérations malgré l'indisponibilité des autres systèmes. De plus, dans le cas où les systèmes existants ne seraient pas disponibles, cela permettrait malgré tout de maintenir une capacité d'atterrissage automatique permanente, diminuant ainsi la charge de travail du pilote.

1.3.1 Hypothèses

Le contexte de cette étude a induit certaines hypothèses propres au domaine d'application. Les différentes hypothèses sont les suivantes

1. cette étude s'applique aux avions civils en général. Cependant, le cas d'un avion de transport moderne de type Airbus sera retenu ;
2. la centrale inertielle fournit les mesures d'attitude (θ , ϕ et ψ), de vitesse de rotation (p , q et r) et d'accélération (N_X , N_Y et N_Z) de l'avion par rapport au sol. Ces données sont supposées précises et toujours disponibles ;
3. le calcul des vitesses de translation (V_X , V_Y et V_Z) à partir de l'intégration des mesures d'accélération permet d'obtenir des données de qualité bien que pouvant être entachées d'un biais considéré comme constant ;
4. les mesures aérodynamiques telles que l'incidence α ou le dérapage par rapport au sol β sont elles aussi considérées précises et toujours disponibles ;
5. on suppose une vitesse constante durant toute la phase d'approche. En effet, la vitesse de l'avion est régulée par un système indépendant (l'auto-manette ou ATHR) ;

6. la phase d'atterrissage ne concerne qu'une partie courte du vol : il est donc tout à fait acceptable de considérer la masse et le centrage de l'avion comme constants ;
7. les lois de pilotage actuelles des avions Airbus sont certifiées et, selon le cahier des charges imposé aux concepteurs de lois de commande, ces dernières doivent répondre de manière homogène dans tout le domaine de vol. La dynamique de l'action de ces boucles internes peut être modélisée comme un système du premier ordre ayant pour constante de temps $\tau = 1.5s$ pour la commande de la dynamique latérale, et comme un second ordre ($\omega = 1.25s$ et $\xi = 0.7$) pour la commande de la dynamique longitudinale. De plus, d'un point de vue guidage, les dynamiques longitudinale et latérale peuvent être considérées comme découplées ;
8. bien que l'approche débute habituellement au delà de 15 NM, on suppose que l'image ne fournit pas suffisamment d'informations à ces distances. La distance considérée à partir de laquelle une caméra peut être utilisée est donc 5 NM, soit environ 10 km ;
9. on suppose que la piste est dans le champ de vision de la caméra afin que l'analyse d'images puisse extraire de l'information ;
10. l'objectif n'est pas de se passer du pilote, ses capacités de décision restant un gage de sécurité. Il faut donc que le pilote puisse voir la piste durant l'atterrissage. Pour cette raison, l'étude se cantonne aux fréquences du visible. Cependant, si une technologie basée sur d'autres fréquences comme l'infrarouge (*Enhanced Vision System* ou *Synthetic Vision Systems*) ou le millimétrique venait à être certifiée, les solutions proposées pourraient être étendues à d'autres fréquences, nécessitant probablement un réglage différent des algorithmes d'analyse d'image ;
11. le modèle de caméra retenu est le modèle sténopé fournissant une projection perspective de la scène. Par ailleurs, la position de la caméra est considérée comme connue dans le repère avion. Il est donc possible, via un changement de repère, d'exprimer vitesses et déviations estimées soit dans le repère avion, soit dans le repère caméra. Par souci de simplification, on considère que la caméra se situe au centre de gravité de l'avion. Cette hypothèse est tout à fait justifiée pendant la phase d'approche étant données les distances mises en jeu entre l'avion et la piste d'une part, et la distance entre la caméra et le centre de gravité de l'avion d'autre part ;
12. l'utilisation de bases de données sur les pistes (longueur, largeur, topographie,...) n'est pas envisagée. En effet, le maintien en service de telles bases de données est aujourd'hui une difficulté majeure en cas de non conformité avec la réalité. Aussi, la défaillance de cette source d'information est à envisager. Enfin, afin de couvrir le cas de piste inconnue, les solutions proposées doivent pouvoir se passer d'informations caractérisant la piste ;
13. dans le cas d'un atterrissage d'urgence sur une piste inconnue, il est possible d'envisager de demander au pilote de désigner la zone d'atterrissage. Dans ce cas, il n'est pas nécessaire d'utiliser des algorithmes d'analyse d'image pour la détection de la piste.

1.3.2 Contraintes

Différentes contraintes apparaissent selon le cas considéré. En effet, lorsque la piste est connue et que les données GPS sont accessibles, on dispose d'une idée assez précise de la position de l'avion par rapport à la piste. Dans le cas de la perte du GPS ou d'une piste inconnue, on ne

connait quasiment pas la position de l'avion par rapport à la piste. Cette étude considérera donc les contraintes suivantes :

- la position de l'avion par rapport à la piste n'est pas connue : cela peut se produire en cas de perte du GPS ou lorsque les coordonnées de la piste ne sont pas connues ;
- les caractéristiques de la piste ne sont pas connues. Sa position mais aussi son cap ne peuvent pas être utilisés. Ses dimensions ainsi que le marquage au sol ne sont pas non plus connues *a priori* ;
- des contraintes sur le guidage de l'avion sont aussi présentes. Certaines manoeuvres sont limitées afin d'éviter d'endommager la structure de l'avion. Pour cela, les limites suivantes doivent être respectées :
 - limitation de pente : $-6^\circ < \gamma < 20^\circ$;
 - limitation du facteur de charge vertical : $1 < N_Z < 2.5$;
 - limitation de la variation de roulis : $-12^\circ/s < \dot{\phi} < 12^\circ/s$;
 - limitation de l'angle de roulis : $-66^\circ < \phi < 66^\circ$.

1.4 Conclusion

Afin de s'affranchir des besoins extérieurs de localisation (ILS ou GNSS) durant l'atterrissage, le capteur visuel est utile pour estimer les positions relatives de l'avion par rapport à la piste. À partir de ces positions relatives, il est possible de reconstruire un signal équivalent au signal ILS et donc d'utiliser les lois de guidage existantes de l'avion. Ces lois de guidage se limitent à la dynamique lente de l'avion et sont synthétisées pour un cas de vol précis (vitesse, masse, centrage, configuration aérodynamique constante). Cette étude se limite à la phase d'alignement et de suivi de la trajectoire de descente dans des conditions de visibilité équivalente à celle du vol à vue afin que le pilote puisse s'assurer du bon déroulement de l'atterrissage. Notons que l'utilisation de la géométrie particulière de la piste (dont les caractéristiques sont supposées inconnues) permet d'utiliser des informations visuelles génériques pour toute piste.

Chapitre 2

Asservissement visuel d'un aéronef

La commande référencée vision, aussi appelée asservissement visuel, consiste à contrôler les mouvements d'un système robotisé en utilisant des informations issues d'un capteur de vision. De nombreux travaux sont basés sur l'exploitation de ces données pour réaliser différents objectifs tels que le positionnement face à un objet, son suivi, sa saisie, ... La première utilisation de la vision dans un système en boucle fermée est due à Shirai et Inoue [Shirai 73] qui décrivent comment un capteur de vision pouvait augmenter la précision du positionnement d'un robot. On parlait alors de retour par vision (*visual feedback*). Mais c'est à Hill et Park [Hill 79] que l'on doit l'apparition du terme asservissement visuel (*visual servoing*). Les premières applications en asservissement visuel ont eu lieu dans les années 80 par les travaux de [Weiss 87] et [Espiau 92].

Plusieurs configurations d'utilisation du capteur de vision (en terme de nombre et de position) peuvent être envisagées. Il est possible d'utiliser une ou plusieurs caméras. Aussi, le capteur de vision peut être embarqué sur le système que l'on souhaite piloter (on parle alors de *eye in hand*) [Espiau 92] mais il peut aussi être déporté (système *eye to hand*) [Hutchinson 96]. De plus, dans le cas d'une caméra embarquée, la cible que l'on souhaite observer, rejoindre ou bien suivre, peut être fixe ou mobile.

Dans le contexte aéronautique, de plus en plus d'engins volants sont dotés de système de vision leur conférant une plus grande autonomie. En effet, l'utilisation d'une caméra s'avère extrêmement utile pour réaliser des tâches de localisation, de navigation, d'exploration mais aussi d'évitement d'obstacles ou de collaboration dans le cas du vol en formation.

Les asservissements visuels peuvent se diviser en deux principales approches [Chaumette 06, Chaumette 07] : l'asservissement visuel basé image (IBVS pour *Image based Visual Servoing*) et l'asservissement visuel basé pose (PBVS pour *Pose Based Visual Servoing*). Les principes et les applications de ces deux techniques sont détaillés dans ce chapitre, tout comme la possibilité d'utiliser une solution mixte tirant les avantages de chacune des deux approches tout en limitant leurs inconvénients.

2.1 Modélisation de l'information image

Avant d'aborder les aspects liés à l'asservissement, il est nécessaire de s'intéresser à la modélisation de l'information visuelle et aux propriétés des mesures utilisées. En effet, la modélisation du mécanisme d'acquisition de l'image permet d'établir la relation entre les données mesurées exprimées dans le plan image et leurs correspondances dans le monde réel. Il existe plusieurs types de caméras : en plus des caméras classiques et conventionnelles, on peut citer les caméras grand angle permettant un plus large champ de vision et une stabilisation de l'image naturelle plus importante, les caméras omnidirectionnelles ou tournantes dont le champ de vision

peut être de 360° , les capteurs optiques basiques ayant un nombre de pixel très limité souvent utilisés pour le flux optique [Sabiron 14] ou bien d'autres dispositifs tels des sondes échographiques. Dans l'application considérée dans la thèse, l'utilisation d'une caméra conventionnelle a été retenue pour sa simplicité d'utilisation et son faible coût. Le choix de n'utiliser qu'une seule caméra, plutôt qu'une stratégie à deux caméras de façon à faire de la stéréo-vision, est motivé par la distance importante entre l'avion et la piste, par rapport à la distance entre les deux caméras. En effet, au delà d'un rapport 10 entre ces distances, la stéréo-vision s'avère peu intéressante car très sensible aux erreurs de calibration.

Avec une seule caméra, les coordonnées dans l'image d'un objet ne permettent pas de reconstruire sa position 3D par rapport à la caméra à cause d'une perte d'information de profondeur. Si les dimensions 3D d'un objet sont connues, il est alors possible d'extraire cette information de profondeur. Cependant, l'hypothèse de piste inconnue retenue dans ces travaux ne permet pas l'utilisation de cette solution. La technique utilisée consiste à utiliser la dynamique des informations visuelles dans l'image en connaissant la vitesse de la caméra.

Il est possible de modéliser le comportement des capteurs optiques. Le modèle le plus simple est le modèle sténopé associé à la projection perspective et correspondant au comportement d'une caméra « classique ». Etant donné la simplicité de cette modélisation et que l'utilisation d'une caméra standard est envisagé, c'est cette modélisation, expliquée par la suite, qui sera retenue dans le cadre de cette thèse. Notons que d'autres modèles existent comme le modèle sphérique offrant des propriétés de découplage importantes (voir [Chriette 03] pour plus de détails).

Les caméras classiques, modélisées par le modèle sténopé, permettent de faire l'acquisition périodique d'images de l'environnement extérieur par une projection perspective (voir Figure 2.1). Cela permet de lier un point de l'espace 3D à ses coordonnées en pixel dans l'image.

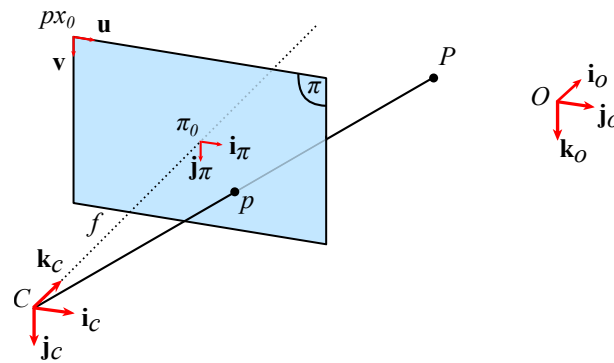


FIGURE 2.1 – Projection perspective d'un point P dans le plan image.

La projection perspective se décompose en trois étapes. Tout d'abord, les coordonnées d'un point 3D sont exprimées dans le repère caméra à l'aide d'un changement de repère ; ensuite, une projection perspective est appliquée, suivie par une dernière transformation afin d'exprimer les coordonnées du point en pixels dans l'image. La Figure 2.1 permet de décrire cela à travers les éléments suivants

- $\mathcal{F}_o = (O, \mathbf{i}_o, \mathbf{j}_o, \mathbf{k}_o)$ est le repère piste ;
- $\mathbf{P}_o = (X_o, Y_o, Z_o)$ les coordonnées du point P exprimées dans le repère \mathcal{F}_o ;
- $\mathcal{F}_c = (C, \mathbf{i}_c, \mathbf{j}_c, \mathbf{k}_c)$ est le repère caméra dont l'origine C est le centre optique ;
- $\mathbf{P}_c = (X_c, Y_c, Z_c)$ sont les coordonnées du point P exprimées dans le repère \mathcal{F}_c ;

- $\mathcal{F}_\pi = (\pi_0, \mathbf{i}_\pi, \mathbf{j}_\pi)$ est le repère définissant le plan image dont la position du centre π_0 admet dans le repère \mathcal{F}_C les coordonnées $\pi_0 = (0, 0, f)$ avec f la distance focale de la caméra ;
- $\mathcal{F}_{px} = (px_0, \mathbf{u}, \mathbf{v})$ est le repère pixellique dont l'origine est le coin supérieur gauche de l'image.

Changement de repère. Connaissant les coordonnées du point P dans \mathcal{F}_o , on souhaite obtenir ses coordonnées dans le repère de la caméra \mathcal{F}_c . Pour cela, il est nécessaire de connaître la position et l'orientation de la caméra dans \mathcal{F}_o , afin de construire la matrice homogène cM_o de changement de repère de \mathcal{F}_o vers \mathcal{F}_c . Cette matrice se décompose en deux sous-matrices : la matrice de rotation ${}^c\mathcal{R}_o$ (avec $\dim({}^c\mathcal{R}_o) = 3 \times 3$) et la matrice de translation \mathbf{t}_o (avec $\dim(\mathbf{t}_o) = 3 \times 1$), pour donner

$${}^cM_o = \begin{bmatrix} {}^c\mathcal{R}_o & \mathbf{t}_o \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Les coordonnées de P dans le repère caméra \mathcal{F}_c s'écrivent

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P}_c \\ 1 \end{bmatrix} = {}^cM_o \begin{bmatrix} \mathbf{P}_o \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (2.1)$$

Projection perspective. L'étape suivante consiste à exprimer les coordonnées de la projection du point P dans le plan image de la caméra. Si on considère l'absence de distorsions, le point p , projeté du point P dans le plan image π , a les coordonnées $\mathbf{p}_c = (y_{c1}, y_{c2}, f)$ dans le repère \mathcal{F}_c telles que

$$y_{c1} = f \frac{X_c}{Z_c} \quad (2.2)$$

$$y_{c2} = f \frac{Y_c}{Z_c}. \quad (2.3)$$

avec f la distance focale de la caméra. Cette distance focale n'est pas nécessairement fixe. En effet, afin de pouvoir zoomer ou d'élargir le champ de vision de la caméra, il est possible de faire varier la distance focale, cela revenant à modifier le ratio des équations (2.2) et (2.3) par le facteur f . Lorsque l'objet à suivre dans l'image est éloigné, il est préférable d'augmenter la distance focale afin que cet objet soit représenté par un plus grand nombre de pixel dans l'image, favorisant ainsi la précision des résultats issus de l'analyse d'image ; par contre, si la caméra est proche de l'objet, la diminution de la distance focale permet d'augmenter le champ de vision afin de garder l'objet dans l'image lors de manoeuvres importantes. L'inconvénient majeur de l'utilisation d'une focale variable est l'imprécision de connaissance de la valeur f [Espiau 95]. De plus, cela ajoute de la complexité, par l'ajout de capteurs et d'actionneurs sur le système optique. Une erreur de calibration sur la distance focale se répercutera tel un biais sur les mesures. **Dans notre cas, l'hypothèse d'une distance focale fixe est considérée.** Néanmoins, afin d'avoir suffisamment de définition lors de prises de vue lointaines, nous nous baserons sur des images à haute définition (2048×2048 pixels).

Passage aux coordonnées pixelliques. Enfin, il reste à passer aux coordonnées pixelliques qui s'expriment généralement depuis le bord supérieur gauche de l'image (voir Figure 2.1). Pour cela, il est nécessaire de connaître les paramètres intrinsèques de la caméra (la position du centre du plan image $\pi_0 = (u_0, v_0)$ dans le repère \mathcal{F}_{px} , ainsi que la taille des pixels (en m) :

l_u et l_v respectivement pour la largeur et la hauteur). On peut donc exprimer les coordonnées $\mathbf{p}_{px} = (u, v)$ du point p dans le repère \mathcal{F}_{px} par l'équation suivante :

$$\begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{l_u} & 0 & \frac{u_0}{f} \\ 0 & \frac{1}{l_v} & \frac{v_0}{f} \end{bmatrix} \mathbf{p}_c. \quad (2.4)$$

2.2 Analyse d'images

L'analyse d'images constitue une étape essentielle pour l'asservissement visuel. Généralement, il est possible de diviser cette opération en trois phases aux objectifs différents, que sont la détection, le suivi et l'extraction.

La détection. La phase initiale de l'analyse d'images consiste à chercher un objet dans tous les pixels de l'image afin d'extraire une région d'intérêt. Dans la majeure partie des cas, il est nécessaire de connaître l'environnement extérieur, notamment les caractéristiques de l'objet que l'on souhaite suivre. Dans le cas d'une piste, il peut s'agir de la zone aéroportuaire offrant une région d'intérêt permettant de réduire la zone de l'image traitée. Il peut aussi s'agir de points particuliers sur la piste (seuil, point d'impact) qui sont cependant difficiles à trouver dans le cas d'une prise de vue depuis une longue distance.

Le suivi. Une fois une région d'intérêt détectée dans l'image, il est souhaitable de la garder dans l'image. Les algorithmes de suivi ne nécessitent pas de connaissance *a priori* de la scène et de l'objet. Leur objectif est bien de suivre les pixels initialement sélectionnés. Dans le cas d'une piste, il peut s'agir d'une zone englobant la piste ou bien d'éléments caractéristiques liés à la piste.

L'extraction. Une fois l'objet trouvé et suivi dans l'image, il est nécessaire d'extraire des coordonnées particulières de l'objet dans l'image. L'extraction de la position d'informations visuelles (appelées *primitives*) ne nécessite pas d'utiliser toute l'image. En effet, il suffit généralement de restreindre les algorithmes d'extraction à la région d'intérêt seulement. Cela permet d'améliorer la rapidité et la précision du traitement d'images.

Dans le cas de l'asservissement visuel, le capteur de vision et l'analyse d'images fournissent les mesures utiles au système. Ces dernières peuvent s'avérer bruitées à cause du capteur optique ou des algorithmes d'analyse d'images ; de plus, l'information est retardée par le temps de traitement de l'image en fonction du degré d'optimisation des algorithmes, et aussi de la taille de l'image et du matériel utilisé. La robustesse des solutions d'observation au bruit de mesure et aux différentes incertitudes sera vue dans le Chapitre 5.

Les algorithmes de traitement d'images utilisés dans cette thèse ont été développés en interne par Airbus et seront détaillés dans le Chapitre 5. Bien que ces travaux permettent de définir un cahier des charges décrivant les objectifs des traitements d'images, le développement de ces derniers n'est pas au cœur de la thèse. Le lecteur intéressé trouvera dans [Coutard 12] un état de l'art des algorithmes de détection et de suivi de piste.

2.3 Approches classiques en asservissement visuel : application à l'atterrissage d'un avion

L'asservissement visuel s'avère particulièrement adapté au contrôle d'aéronefs en particulier lorsqu'il se situe proche du sol (atterrissage, milieu urbain,...) ou lorsqu'il cherche à suivre une cible mobile (vol en formation, évitement) [Chitrakaran 06, Theodorakopoulos 08]. Les premières applications d'asservissement visuel pour l'atterrissage ont porté sur des drones de type VTOL (*Vertical Take Off and Landing*) (c.à.d. à voilures tournantes et à décollage et atterrissage verticaux) et ont été suivis par de nombreux travaux traitant de différents types d'asservissement visuel. La suite de cette section propose une synthèse de ces travaux.

2.3.1 Principe général

Le principe général est d'utiliser les informations visuelles afin d'exprimer une erreur entre une position désirée et une position courante. Cela permet de calculer un ou plusieurs ordres à envoyer aux différents actionneurs de l'avion, afin de converger vers les cibles définies. Le principe global est illustré sur la Figure 2.2. À partir de l'image enregistrée par la caméra, il

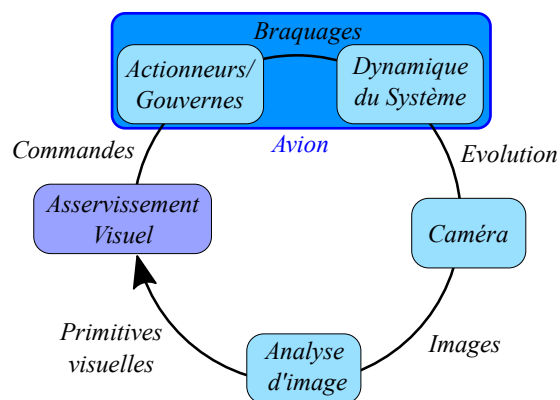


FIGURE 2.2 – Principe général de l'asservissement visuel appliqué à la commande d'un aéronef.

est nécessaire de se doter d'algorithmes d'analyse d'images, permettant d'extraire les coordonnées de certains points caractéristiques. Ces informations visuelles sont appelées *primitives* ou indices visuels. À partir des coordonnées de ces « primitives visuelles », une relation avec l'objectif de guidage doit être formulée. Une erreur entre la position désirée et la position courante, exprimée dans l'image ou dans l'espace 3D, permet d'alimenter les algorithmes de guidage qui génèrent alors une commande à appliquer sur les actionneurs. Finalement, le braquage des gouvernes permet d'asservir le système vers la position désirée.

2.3.2 Asservissement visuel 2D (*Image Based Visual Servoing - IBVS*)

Principes généraux.

L'asservissement visuel 2D ou IBVS (*Image Based Visual Servoing*) [Weiss 87, Chaumette 06, Chaumette 07] est l'approche la plus aisée à mettre en oeuvre. En effet, l'objectif de guidage de l'avion étant directement exprimé dans le plan image, il suffit de le comparer aux résultats d'analyse d'images afin de produire une commande. La Figure 2.3 détaille le fonctionnement du bloc d'asservissement visuel de la Figure 2.2. Il n'est pas nécessaire, dans ce cas, de connaître la po-

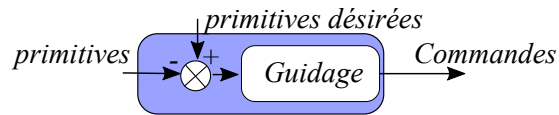


FIGURE 2.3 – Principe général de l'asservissement visuel 2D (PBVS).

sition cartésienne du système par rapport à son environnement. Ceci confère une grande robustesse à l'asservissement, visuel 2D, notamment vis-à-vis de la calibration de la caméra, du bruit de mesure ou de la perte momentanée d'informations. De plus, cette stratégie d'asservissement visuel favorise le maintien des points d'intérêt dans l'image. En effet, chaque point converge exponentiellement vers sa position désirée dans l'image (voir par exemple [Chaumette 06]). L'inconvénient est en revanche que le trajet suivi par la caméra dans l'espace 3D est non-optimal vis-à-vis de la trajectoire suivie. En effet, l'IBVS asservit les primitives afin qu'elles convergent exponentiellement vers leurs valeurs désirées, ce qui ne correspond généralement pas à des trajectoires optimales d'un point de vue de la consommation de carburant ou des contraintes opérationnelles dans le cas aéronautique.

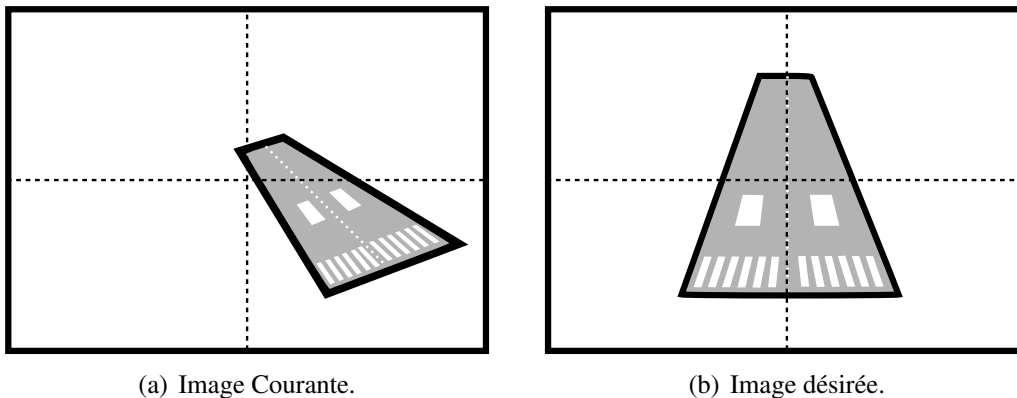


FIGURE 2.4 – Image courante et image désirée dans le plan image.

La Figure 2.4 présente le cas d'une piste d'atterrissage. L'objectif de l'asservissement visuel consiste à faire coïncider l'image courante (Figure 2.4(a)) avec l'image désirée (Figure 2.4(b)) : la piste doit être centrée et symétrique dans l'image. Pour cela, plusieurs primitives peuvent être utilisées telles que la ligne centrale, les lignes de bord de piste, certains marquages propres à la piste ou encore le point de fuite. Les informations visuelles les plus pertinentes pour un asservissement visuel 2D lors d'un atterrissage seront par la suite détaillées.

Alors qu'il offre une robustesse vis-à-vis notamment des erreurs de calibration, l'asservissement visuel de type IBVS souffre d'un défaut connu de longue date : il conduit à des trajectoires 3D pouvant être insatisfaisantes, voire singulières. Le découplage est une des méthodes permettant d'éviter ce problème. Ainsi, il est possible de faire un découplage des degrés de liberté en translation et en rotation, soit en utilisant et décomposant l'homographie, soit en exploitant la géométrie épipolaire [Rives 00]. Dans les deux cas, il s'agit de réaliser tout d'abord le mouvement en translation, puis le mouvement de rotation. Des solutions sont notamment proposées dans [Corke 01] avec un découplage entre l'axe optique de la caméra et les axes transversaux, dans [Mahony 02] où l'utilisation de la projection sphérique permet ce découplage, ou encore dans [Rives 04, Bourquardez 07] où le choix de certains indices visuels permet un découplage entre la rotation et la translation de façon à ce qu'un drone suive une route (lignes de fuite, point de fuite).

Applications à l'atterrissage d'engins volants.

Les approches basées images sont moins utilisées que les approches basées pose (décrites par la suite) dans le cas de l'atterrissage. Elles présentent pourtant de nombreux avantages : en effet, la calibration du capteur optique n'est généralement pas nécessaire, le besoin de connaissance de l'environnement extérieur est limité, et l'évolution de la piste dans l'image reste par principe dans le champ de vision de la caméra. Plusieurs études [Metni 03, Metni 07, Burlion 13, Plinval 15] ont proposé des solutions d'asservissement contraint afin d'assurer que l'objet cible reste toujours dans l'image.

Certaines approche IBVS ne cherchent pas à stabiliser le système par rapport à l'environnement mais simplement à asservir la dynamique des informations visuelles dans l'image. On parle alors, dans la littérature d'asservissement visuel $d2D/dt$ [Cretual 97, Herisse 08] ou de flux optique. Dans ce cas, il n'est pas nécessaire de s'intéresser à des cibles particulières dans l'image et cela permet de palier l'absence de la mesure de vitesse. Les données du flux optique s'avèrent suffisamment riches en informations pour la régulation de la vitesse de déplacement et de la distance par rapport à l'environnement proche. Des techniques bio-inspirées ont vu le jour [Chahl 04, Ruffier 04, Sabiron 14] avec des caméra bas-coût, où les déplacements sont régulés sur le flux optique de manière similaire aux vols de la plupart des insectes. Le flux optique permet aussi de réaliser simplement des tâches d'évitement d'obstacles, de suivi de terrain ou d'atterrissage. L'atterrissage a été étudié [Beyeler 09, Herisse 08] notamment grâce à l'asservissement du flux optique vertical sur une constante qui conduit à un contact avec le sol à vitesse nulle. Le flux optique est aussi utilisé dans la cas d'engins de type VTOL [Serra 14] avec l'utilisation d'une projection sphérique.

Le contrôle latéral et longitudinal d'un aéronef à voilures fixes durant les phases d'approche et d'arrondi a été proposé dans [Le Bras 09, Serra 15]. Ces derniers proposent l'utilisation de droites comme primitives avec les coordonnées de Plücker [Chaumette 90] dans le cas d'une commande IBVS non linéaire. Les travaux [Rives 04] et [Azinheira 08] utilisent aussi des informations visuelles de type ligne, et point de fuite dans le cas du suivi de courbes. Ces études sont appliquées respectivement au cas d'un ballon dirigeable (AS800) et d'un drone expérimental (ARMOR X7). Enfin, une solution appliquée à l'atterrissage d'un avion en utilisant les droites de bord de piste est proposée dans [Bourquardez 08]. Cette dernière étude nécessite néanmoins la connaissance de la largeur de la piste et le calcul de trajectoire à partir de conditions initiales connues.

Une solution IBVS avec hybridation inertielle a été proposée pour la stabilisation d'un engin de type VTOL dans un environnement inconnu [Hamel 02]. Cela permet de réduire les bruits de mesure et de se passer de l'information de profondeur. Ces travaux ont été testés expérimentalement sur le drone HoverEye [Le Bras 08] et sur un quadrirotor [Guenard 08, Herisse 08]. Ces essais ont démontré une excellente robustesse de l'asservissement en présence de perturbations extérieures. [Desaraju 14] propose également des expérimentations sur des engins de type VTOL pour la génération de trajectoires dans le cas d'atterrissage sur le toit de bâtiments.

Un algorithme de stabilisation par rapport à des fenêtres, à dimension connues, d'un bâtiment a également été présenté dans [Mejias 06]. Les expérimentations ont été réalisées en utilisant la détection des bords de fenêtres, couplées à un asservissement de vitesse de translation.

Ne fournissant pas de position 3D, l'IBVS est rarement utilisé dans des applications industrielles. Les premières applications ont porté sur des missiles mais le caractère militaire en limite la portée scientifique. Plus récemment, l'application de l'atterrissage automatique d'aéronef a été menée grâce au projet européen Pégase [Patin 11] dans lequel on retrouve notamment des travaux utilisant l'homographie [Gonçalves 10]. Dans cette étude, la piste est considérée comme connue (ce qui n'est pas le cas dans le cadre de cette thèse) étant donné qu'une sé-

quence d'images de l'approche est utilisée afin de reconstruire la trajectoire à suivre. L'utilisation de l'homographie permet de faire correspondre l'image courante à une image désirée [DePlinval 13].

L'atterrissage d'aéronef se fait généralement sur des pistes prévues à cet effet. Cependant, les opérations militaires nécessitent des atterrissages sur porte-avion. Dans [Coutard 12] est proposée une solution basée sur des primitives liées au point d'impact et au point de fuite de la piste d'atterrissage du porte avion. Dans ces travaux, les dimensions du porte avion sont entièrement connues et utilisées pour l'analyse d'image. Des travaux plus récents estimant la position de l'avion par rapport au porte-avion ont été proposés dans [Ding 15].

L'inconvénient principal de l'approche IBVS est la complexité de mise en oeuvre au sein de la boucle de contrôle. Ainsi, le manque de connaissance de la profondeur rend les informations utilisées non linéaires (à un facteur d'échelle près) et introduit des incertitudes ; la stabilité globale du guidage n'est donc généralement pas garantie. Dans la pratique, il est naturel d'utiliser la position 3D lorsque l'on souhaite se positionner par rapport à une cible. C'est ce qui est proposé dans les solutions PBVS. De plus, dans le cadre industriel de cette thèse, la synthèse, la validation et la certification de nouvelles lois de guidage engendrerait un coût important. Ce critère est pénalisant pour l'utilisation de solutions IBVS pour l'aviation civile.

2.3.3 Asservissement visuel 3D (*Pose Based Visual Servoing* - PBVS)

Principes généraux .

L'asservissement visuel 3D ou PBVS [Wilson 96, Chaumette 06, Chaumette 07] est basé sur la reconstruction de l'état du système afin d'exprimer l'erreur de positionnement en coordonnées cartésiennes. La Figure 2.5 détaille le fonctionnement du bloc d'asservissement visuel de la Figure 2.2. Généralement, cette approche nécessite une connaissance *a priori* des caractéristiques

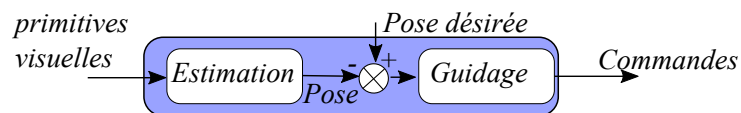


FIGURE 2.5 – Principe de l'asservissement visuel 3D (PBVS).

de l'environnement plus importante que l'IBVS. Plusieurs techniques peuvent être utilisées afin d'extraire les informations de pose à partir de l'image, certaines d'entre elles étant décrites sur la Figure 2.6. La stéréo-vision (voir Figure 2.6(a)) permet de récupérer, à partir de deux caméras, l'information de profondeur perdue lors de la projection dans le plan image, en utilisant deux images de la même scène. À partir d'une seule caméra et de la connaissance de l'environnement (*c.à.d* des dimensions de la cible), il est possible de reconstruire géométriquement (voir Figure 2.6(b)) l'information de profondeur. Une autre solution ne nécessitant l'utilisation que d'une caméra associée à la connaissance de la dynamique de la caméra, permet l'estimation de la profondeur. En effet, le lien entre le mouvement de l'image et le mouvement de la caméra peut être vu comme une stéréo-vision temporelle (voir Figure 2.6(c)).

L'avantage de la technique PBVS est que l'expression de l'erreur est directement liée aux grandeurs propres du guidage ; dans ce cas, une commande linéaire est généralement suffisante et offre en théorie une stabilité globale. De plus, elle permet un découplage entre l'estimation de la pose d'un côté et le guidage de l'autre. Cela s'avère très intéressant lorsqu'on souhaite fusionner plusieurs sources d'informations (par exemple GPS, IRS ou ILS) afin d'alimenter la boucle d'asservissement. En revanche, l'inconvénient de cette méthode réside dans la complexité des

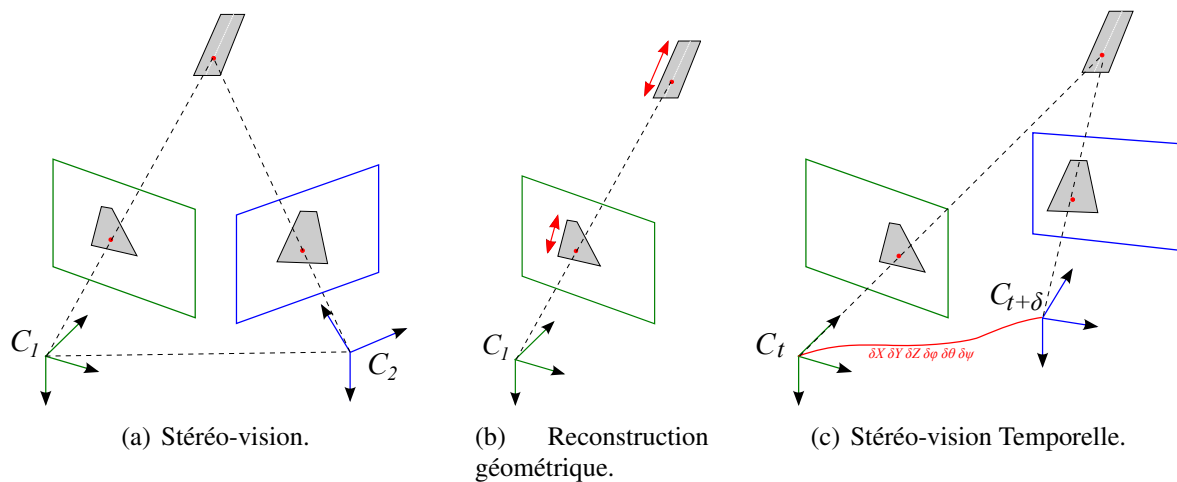


FIGURE 2.6 – Différentes solutions d'utilisation de la vision en PBVS.

calculs liés à la synthèse d'estimateurs. De plus, cette approche s'avère sensible aux erreurs de mesure, à la synchronisation entre l'image et les mesures issues d'autres capteurs ainsi qu'aux erreurs de calibration de la caméra. En effet, l'estimation permet de faire le lien entre les différentes dynamiques (caméra et image). Il est par conséquent normal que l'estimation basée sur des mesures entachées d'erreurs fournisse des résultats non conformes aux valeurs attendues. La principale difficulté de cette solution est que l'estimation est généralement non linéaire à cause de la perte d'informations de profondeur, conséquence de la projection perspective. Cela se traduit généralement par une convergence théorique locale des estimés. Enfin, le maintien de l'information dans l'image n'est pas garanti. En effet, l'asservissement se fait sur une trajectoire 3D qui satisfait des contraintes écologiques, géographiques et de manoeuvrabilité mais qui ne prend pas en compte le mouvement des indices visuels dans l'image.

Remarque 2.3.1. *En pratique, la vision n'est pas le seul moyen d'obtenir de l'information sur l'état du système. D'autres capteurs tels que les centrales inertielle ou le GPS peuvent en effet être disponibles. Les solutions PBVS offrant une estimation de la position et de l'orientation, il est possible de s'en servir afin d'améliorer l'information de position, en hybridant les mesures issues de la vision avec celles des capteurs inertiels et/ou GPS [Yakimenko 02].* ■

Applications à l'atterrissage d'engins volants.

La simplicité de la mise en oeuvre, au sein d'une architecture de contrôle, de solutions type PBVS a favorisé leur essor. On retrouve ce type d'approches dans de nombreux domaines tel que l'automobile [Tachibana 08], le spatial [Yoshida 09, Flores-Abad 14], la santé [Gangloff 02, Krupa 03] ou la robotique humanoïde [Chaumette 01]. Seules les applications aéronautiques, notamment en lien avec l'atterrissage d'aéronefs à voilure fixes, seront détaillées par la suite.

La manière la plus intuitive d'estimer la position d'un objet par rapport au système de vision revient à reproduire le mécanisme utilisé chez l'homme avec ses deux yeux, ce qui conduit à la stéréo-vision [Lucas 81]. Cela permet de retrouver l'information de profondeur directement en comparant les images des deux caméras. Néanmoins, un calibrage fin entre les deux caméras est primordial. Ces techniques ont, en particulier, été utilisées pour l'atterrissage d'avion [Trisiripisal 06] avec de la stéréo-vision à partir de 3 caméras, pour l'évitement d'obstacles [Andert 06] et pour la localisation en milieu urbain [Campoy 09]. Elles ne sont cependant pas applicables au cas mono-caméra.

Dans le cas de l'utilisation d'une seule caméra, il est nécessaire de connaître certaines caractéristiques de la scène observée. Cela permet de reconstituer géométriquement les informations de position relative et d'orientation de la caméra. Les premières applications aéronautiques publiées ont concerné l'atterrissage automatique de drones VTOL [Shakernia 99] en estimant l'état du système à partir de l'observation d'une cible aux caractéristiques connues. Dans [Bourquardez 07], cette approche est utilisée dans le cas d'un atterrissage basé vision afin d'estimer l'altitude de l'avion, la largeur de la piste étant connue. L'université de Berkeley dispose également d'un avion sur lequel un asservissement de type PBVS a été testé [Frew 04], afin de réaliser le suivi de routes et de rivières (ces approches nécessitent néanmoins une mesure de l'altitude). L'université de Pennsylvanie [Zhang 99] a expérimenté la stabilisation d'un dirigeable par observation d'une sphère. Plus récemment, le décollage et l'atterrissage à l'aide de points dans l'image a été appliqué à des MAV (*Micro Aerial Vehicule*) [Trittler 13].

Une autre solution est envisageable si l'environnement est connu et si on dispose d'une séquence d'images de référence. Elle consiste à utiliser les techniques d'homographie [Ma 03]. Le principe de l'homographie consiste à se baser sur une image de référence dont on connaît la position par rapport à la scène observée. Dans cette étude, cela équivaldrait à la position de l'image de référence par rapport à la piste. En comparant cette image de référence avec l'image courante, il est possible, si les deux images sont suffisamment proches, d'estimer la pose courante par rapport à la pose de l'image de référence et donc par rapport à la cible observée. Ces techniques d'homographie ont connu un grand succès pour l'asservissement visuel de drones. Les bases de cette approche ont été proposées dans [Shakernia 99]. Par la suite, ces techniques ont été utilisées pour des applications d'atterrissage de drones de type VTOL ou à voilures fixes [Frietsch 08]. Enfin, l'homographie est utilisée pour fournir l'information de positionnement relatif afin de contourner des obstacles connus [Adolf 09]. Cependant, cette technique est limitée par l'utilisation de surfaces planes dans l'espace, et par la connaissance *a priori* des propriétés de l'environnement.

Des expérimentations sur l'atterrissage automatique ont été réalisées sur des drones [Gui 13] avec l'utilisation de lampes infrarouges placées précisément sur la piste et dans [Kong 13] où le principe *eye to hand* avec des caméras au sol est appliqué, l'information de ces caméras étant utilisée avec les techniques de stéréo-vision. Des simulations ont été effectuées par [Kaiser 10] permettant l'estimation de la position relative d'un avion par rapport à des cibles génériques au sol qui entrent et sortent de l'image au fur et à mesure du déplacement. Dans le cadre de cette thèse, les coûts d'installation et de maintenance de tels systèmes sur chaque aéroport rendraient la solution d'atterrissage basé vision proposée peu voir pas rentable. Par conséquent, nous n'envisageons aucune installation particulière pour nos besoins.

L'estimation de la pente de la piste au travers de la profondeur et du vecteur normal à la piste a été étudiée dans [Liu 13] en se basant sur le flux optique et les moments des points de la piste. Dans [Kendoul 09], le mouvement du drone VTOL est calculé à partir du flot optique et des mesures inertielles, sans utiliser le GPS.

2.3.4 Approche mixte : l'asservissement visuel $2D\frac{1}{2}$

Les deux approches IBVS et PBVS reposent sur des principes relativement différents, voir opposés. En pratique, il est possible d'utiliser un compromis entre ces deux approches purement « image » ou purement « pose », afin de tirer les avantages de chacune des deux méthodes. En effet, la connaissance partielle de l'environnement observé permet la restitution d'une partie de l'état du système. Avec ces informations supplémentaires, les variables de contrôle des solutions basées image peuvent donc être linéarisées (ou mises à l'échelle), ce qui permet notamment d'obtenir une matrice Jacobienne plus simple et totalement connue. Ce type d'approche est

appelée asservissement visuel 2D 1/2 [Malis 98, Schramm 04].

2.4 Conclusion et positionnement de la thèse

Les principes de l'asservissement visuel ont été établies en distinguant deux grandes approches : l'asservissement basé image (IBVS) et l'asservissement basé pose (PBVS). Le principe de chacune de ces deux approches a été présenté en montrant leurs avantages et inconvénients. L'ensemble des travaux mentionnés ci-dessus constitue un tour d'horizon des travaux expérimentaux aboutis en asservissement visuel pour l'atterrissage, notamment dans le cas d'aéronef à voilures fixes.

Ce chapitre a montré les différentes utilisations de l'image dans des schémas d'asservissement visuel. Bien que les solutions IBVS offrent de nombreux avantages (robustesse aux erreurs de calibration, facilité d'implémentation,...), les solutions PBVS s'avèrent préférables pour les applications industrielles. En effet, le découplage entre estimation et guidage, propre au PBVS, est particulièrement intéressant. L'estimation fournit l'expression de position en coordonnées cartésiennes 3D au même titre que les technologies existantes (ILS, GNSS, IRS). Cette expression de position est intimement liée aux objectifs de guidage qui prennent la forme d'une trajectoire dans l'espace 3D. **L'avantage majeur de l'utilisation d'une estimation est que les lois de guidage, d'ores et déjà validées par les autorités de certification telles que l'EASA ou la FAA, peuvent être réutilisées et l'effort de certification se limite seulement aux algorithmes d'estimation.** En effet, la certification d'une loi de guidage est très coûteuse car elle nécessite de nombreux essais en vols, un coût de développement important (synthèse des lois, étude statistique, ...). De plus, l'utilisation des lois de guidage certifiées ne requiert aucune modification des automatismes de bas niveau de l'aéronef. **Par conséquent, c'est la solution PBVS qui sera retenue pour la suite de ce manuscrit.** Cependant, des propriétés intéressantes (découplage, sens physique) de certaines primitives dans l'image peuvent être utiles dans la formulation PBVS.

Par ailleurs, étant donnée la distance importante entre la caméra et la zone aéroportuaire, les solutions de stéréo-vision n'ont pas été retenues car une faible erreur de calibration entre les caméras engendrerait des erreurs importantes sur les estimés. De plus, l'hypothèse de piste inconnue ne permet pas d'utiliser les solutions d'estimation basée modèle. En effet, les caractéristiques de piste étant inconnues, on ne peut pas reconstruire géométriquement la profondeur. Pour la même raison, l'utilisation de l'homographie entre deux images n'est pas applicable car il n'y a pas d'image de référence disponible.

La solution retenue consiste donc à estimer la profondeur (et donc la position relative complète) grâce à la connaissance de la dynamique d'une seule caméra et aux variations des coordonnées des primitives dans l'image. À ce jour, il s'agit d'hypothèses pas utilisées, dans le cadre de l'atterrissage d'un avion. La dynamique de la caméra est connue précisément à court terme grâce aux informations issues de la centrale inertielle de l'avion. Cette technique peut être vue comme une stéréo-vision temporelle à l'aide d'une seule caméra et de l'information image à plusieurs instants. **Comparés aux solutions PBVS appliquées à l'atterrissage et présentées dans ce chapitre, les travaux proposés dans cette thèse n'utilisent aucune information des caractéristiques de la piste. Cette contrainte forte ne permet pas l'utilisation des solutions existantes.** Cette approche originale nécessite l'utilisation de primitives génériques à chaque piste, utilisées seulement dans des schémas IBVS [Rives 04, Le Bras 09, Le Bras 15, Serra 15], et appliquées au cas PBVS. L'objectif d'estimation de position relative proposé dans ces travaux utilise l'information d'orientation de la caméra par rapport au sol (à la piste). Cependant, la piste étant inconnue, la différence entre le cap de l'avion et le cap de la piste n'est pas connu. Dans [Gibert 13], une mesure de cette différence

de cap dans l'image est proposée. Cela revient à une approche mixte utilisant des informations directement dans l'image afin d'extraire la partie orientation de la pose associée à des estimateurs, pour retrouver l'information de profondeur puis des positions relatives.

Dans le cadre de cette thèse, on se place donc dans le cas d'un système composé d'une seule caméra embarquée observant des cibles fixes (piste et zone aéro-portuaire). Afin de pouvoir utiliser l'information de l'image, il est nécessaire que la cible soit dans le champ de vision de la caméra. Pour cela, un des paramètres permettant de régler l'angle de vue de la caméra est la distance focale. **Dans cette étude, est considérée une distance focale fixe et connue afin d'éviter son asservissement** et par conséquent, la présence d'erreurs de calibration sur cette information.

Chapitre 3

Analyse d'observabilité pour différentes informations visuelles

Afin d'estimer la position 3D de l'avion par rapport à la piste, il est nécessaire d'utiliser des informations visuelles pertinentes liées à cette dernière. Dans cette étude, on suppose que la piste reste toujours visible dans l'image. Ces informations doivent être attachées à des points caractéristiques permettant l'expression de l'objectif de guidage. De plus, afin de pouvoir estimer la position de l'avion, ces mesures dans l'image doivent être suffisamment « riches » pour que le système soit observable, et que les observateurs convergent vers la valeur à estimer. **Avant de présenter les primitives utilisées dans le schéma d'estimation, les concepts et les critères d'observabilité sont rappelés. Ensuite, pour chaque ensemble de primitives, l'expression du système dynamique utilisé pour l'estimation est détaillée et une analyse fine de l'observabilité sera menée le long d'une trajectoire d'atterrissage.**

3.1 Observabilité : concept et critères

La synthèse d'un observateur pour un système physique débute par la question suivante : le système est-il observable, c'est-à-dire, est-il possible d'estimer l'ensemble de l'état du système à partir des mesures effectuées ? Le corollaire à cette question est : quelles grandeurs faut-il mesurer pour que le système soit observable ? De plus, dans le cas des systèmes non linéaires, l'analyse de l'observabilité peut mettre en lumière la présence d'éventuelles singularités. En effet, une différence notable entre l'observabilité des systèmes dynamiques non linéaires et linéaires tient dans le fait que l'observabilité des systèmes non linéaires dépend de l'entrée du système et de l'état, et qu'il peut donc y avoir des pertes d'observabilité selon les trajectoires empruntées.

Soit le système non linéaire de la forme :

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} &= h(\mathbf{x})\end{aligned}\tag{3.1}$$

où $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ représente l'état, $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$ l'entrée et $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^p$ la sortie. $f(\cdot, \cdot)$ et $h(\cdot)$ sont des fonctions analytiques et méromorphes de \mathbf{x} et \mathbf{u} . On suppose également que la fonction $\mathbf{u}(t)$ est admissible, c'est-à-dire mesurable et bornée. Selon [Hermann 77], l'observabilité est définie à partir de la notion d'indistinguabilité (ou d'indiscernabilité).

Définition 3.1.1. [Hermann 77] (Indistinguabilité). Deux états initiaux $x(t_0) = x_1$ et $x(t_0) = x_2$ sont dit indiscernables pour le système (3.1) si, $\forall t \in [t_0; t_1]$, les sorties correspondantes $y_1(t)$ et $y_2(t)$ sont identiques quelle que soit l'entrée admissible $u(t)$ du système. ■

Définition 3.1.2. (*Observabilité*). Le système non linéaire (3.1) est dit observable s'il n'admet pas de paire indiscernable. ■

Cela signifie qu'un système est dit observable s'il n'existe pas d'états initiaux distincts qui ne puissent être départagés par examen de la sortie du système.

Définition 3.1.3. [Plestan 97, G. Conte 99, Lopez 01] (*Espace d'observabilité générique 1*). Pour un système de type (3.1), l'espace d'observabilité générique est défini par $\mathcal{O} = \mathcal{X} \cap (\mathcal{Y} + \mathcal{U})$, avec ¹

$$\begin{aligned}\mathcal{X} &= \text{Span}_{\mathcal{K}}\{dx\} \\ \mathcal{U} &= \text{Span}_{\mathcal{K}}\{du^{(j)}\}, j \geq 0 \\ \mathcal{Y} &= \text{Span}_{\mathcal{K}}\{dy^{(q)}\}, q \geq 0\end{aligned}\quad (3.2)$$

où \mathcal{K} est l'ensemble des fonctions méromorphes en \mathbf{x} , \mathbf{u} et un nombre fini de ses dérivées. Le système (3.1) est dit génériquement observable si

$$\dim \mathcal{O} = n. \quad (3.3)$$

Une définition algébrique équivalente peut également être donnée. Un système est génériquement observable si tout l'état peut être exprimé comme une fonction X de \mathbf{y} , de \mathbf{u} et d'un nombre fini de leurs dérivées (avec $j \in \mathbb{N}$, $q \in \mathbb{N}$)

$$\mathbf{x} = X(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}}, \dots, \mathbf{y}^{(j)}, \mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}}, \dots, \mathbf{u}^{(q)}). \quad (3.4)$$

Dans le contexte non linéaire, l'observabilité dépend donc clairement de \mathbf{u} et de \mathbf{x} . L'aspect générique tient au fait qu'on ne s'intéresse pas aux éventuelles singularités. Cela revient finalement à analyser l'observabilité d'un point de vue local, c'est-à-dire dans un domaine défini par les contraintes physiques. En effet, il peut exister des singularités d'observabilité le long de la trajectoire (ce point sera mis en évidence sur les trajectoires d'atterrissage); dans ce cas, il faut adopter une stratégie particulière d'observation pour éviter la divergence des observateurs du moment où il y a perte d'observabilité.

Définition 3.1.4. [El Tannoury 12] (*Observabilité locale*). Le système (3.1) est dit localement observable si, pour tout $\mathbf{x} \in \mathcal{M} \subset \mathbb{R}^n$ et $\mathbf{u} \in \mathcal{U} \subset \mathbb{R}^p$ (\mathcal{M} et \mathcal{U} étant respectivement des ouverts de \mathbb{R}^n et de \mathbb{R}^p),

$$\text{Rang} \left[\frac{\partial \boldsymbol{\tau}}{\partial \mathbf{x}} \right] = n \quad (3.5)$$

avec

$$\boldsymbol{\tau} = \begin{bmatrix} \mathbf{y} \\ \dot{\mathbf{y}} \\ \vdots \\ \mathbf{y}^{(n-1)} \end{bmatrix}. \quad (3.6)$$

Définition 3.1.5. [El Tannoury 12] Le système (3.1) est dit localement observable si, pour tout $\mathbf{x} \in \mathcal{M}$ et $\mathbf{u} \in \mathcal{U}$,

$$\det \left[\frac{\partial \boldsymbol{\tau}}{\partial \mathbf{x}} \right] \neq 0. \quad (3.7)$$

¹On note $\text{Span}_{\mathcal{K}}\{dz\}$ l'espace engendré par dz sur le corps \mathcal{K} des fonctions méromorphes en \mathbf{x} , \mathbf{u} , $\dot{\mathbf{u}} \dots$

Dans la suite, le vocable « observable » signifiera « localement observable ».

Les 2 dernières définitions impliquent que si le système est observable, alors τ est une transformation d'état sur le domaine considéré. S'il existe une singularité d'observabilité, cela pose évidemment des problèmes dans le fonctionnement des observateurs. Une première solution consiste à remplacer l'observateur, lors de ces singularités, en estimateur : cela revient à mettre l'observateur en « boucle ouverte », l'observateur n'ayant alors plus de terme de correction.

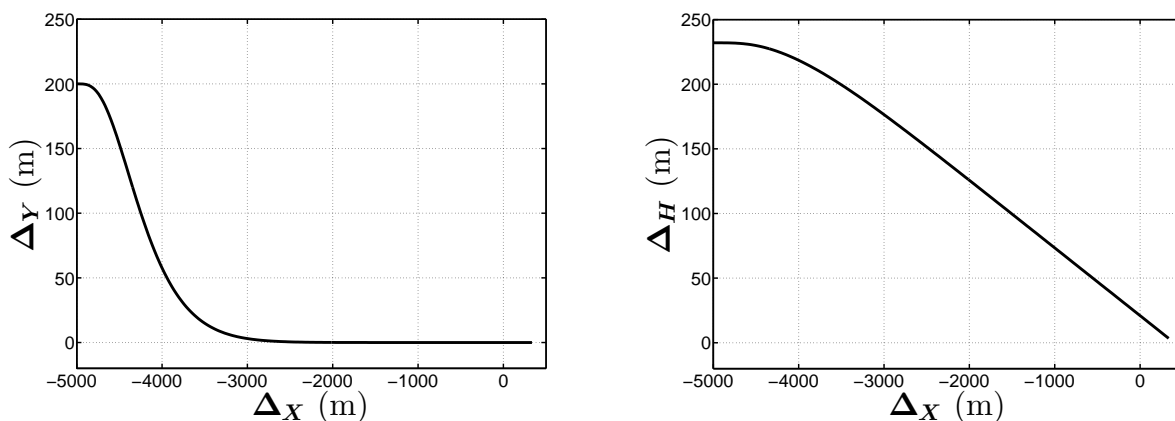
Remarque 3.1.1. *Comme toute solution en « boucle ouverte », un estimateur n'offre pas une solution d'estimation robuste à cause, par exemple, de paramètres mal connus. Il est donc préférable d'utiliser l'observateur en estimateur de manière limitée dans le temps.* ■

Il est possible que l'information utilisée engendre des singularités d'observabilité alors que d'autres informations, aussi disponibles, ne généreraient pas cet inconvénient. Dans le cas d'une perte d'observabilité pour un ensemble d'informations donné, une solution consiste à commuter sur une autre structure d'observateur basée sur un autre ensemble d'informations ne présentant pas de singularité d'observabilité [Lebastard 11].

Il faut noter que la propriété d'observabilité ne garantit pas forcément l'existence d'observateurs pour les systèmes non linéaires, contrairement aux systèmes linéaires. Un système non linéaire peut être observable sans pour autant qu'on puisse synthétiser un observateur, ou sans pour autant qu'il existe une classe d'observateurs adaptée à ce système.

3.1.1 Scénario d'atterrissage standard utilisé pour l'analyse de l'observabilité

L'observabilité dépend des informations visuelles utilisées. Dans la suite du chapitre, l'observabilité sera évaluée pour différentes combinaisons de ces informations visuelles le long d'une trajectoire d'approche classique d'avion. Cette trajectoire correspond à une simulation de la phase de capture et de suivi de la trajectoire de descente de l'avion à partir de 5 km de distance selon Δ_X et jusqu'au seuil de la piste. La Figure 3.1 montre les trajectoires latérales et longitudinales de l'avion au cours d'un atterrissage classique (pour rappel, Δ_X , Δ_Y et Δ_H sont définis page 19).



(a) Trajectoire latérale.

(b) Trajectoire longitudinale.

FIGURE 3.1 – Trajectoires classiques lors d'une phase d'atterrissage.

3.2 Utilisation d'un point comme primitive

L'information visuelle la plus basique est le point. En effet, il s'agit généralement d'un simple pixel dans l'image que l'on suit et dont on extrait les coordonnées. Les coordonnées de ce pixel lient directement un point 3D à ses coordonnées dans le plan image (cf section 2.1). On s'intéresse donc à l'estimation de la position 3D de ce point à l'aide de l'évolution de sa dynamique dans le plan image.

3.2.1 Expression de la dynamique d'un point dans le repère caméra

En vision, les mesures sont disponibles dans le plan image ; les coordonnées 3D $P_c = [X_c Y_c Z_c]^T$ d'un point P s'expriment donc naturellement dans le repère caméra \mathcal{F}_c . La dynamique du point P dans le repère caméra s'exprime sous la forme [Chen 02][Dahl 05]

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_c \\ \dot{Y}_c \\ \dot{Z}_c \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & w_{c3} & -w_{c2} \\ -w_{c3} & 0 & w_{c1} \\ w_{c2} & -w_{c1} & 0 \end{bmatrix}}_{skew(\mathbf{w}_c)} \begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{bmatrix} - \underbrace{\begin{bmatrix} v_{c1} \\ v_{c2} \\ v_{c3} \end{bmatrix}}_{\mathbf{v}_c} \quad (3.8)$$

où $skew(\mathbf{w}_c)$ correspond à la matrice antisymétrique de la vitesse de rotation $\mathbf{w}_c = [w_{c1} w_{c2} w_{c3}]^T$ de la caméra exprimée dans le repère caméra. Le vecteur $\mathbf{v}_c = [v_{c1} v_{c2} v_{c3}]^T$ correspond aux vitesses de translation de la caméra exprimées dans le repère caméra. L'information mesurée dans l'image correspond aux coordonnées $\mathbf{p}_c = [y_{c1} y_{c2} f]^T$ du point p , projection du point P dans le plan image \mathcal{F}_π (voir Section 2.1). Dans la suite du manuscrit, la notation \mathbf{y}_c sera utilisée pour représenter les mesures liées aux coordonnées du point p exprimées dans le plan image \mathcal{F}_π telle que

$$\mathbf{y}_c = \begin{bmatrix} y_{c1} \\ y_{c2} \end{bmatrix} = f \begin{bmatrix} X_c & Y_c \\ Z_c & Z_c \end{bmatrix}^T. \quad (3.9)$$

où f est la distance focale de la caméra. Cette distance est considérée connue, il est donc possible, sans perte de généralité, de prendre $f = 1$ pour plus de simplicité.

L'objectif est d'estimer l'état $[X_c Y_c Z_c]^T$ à partir de la connaissance de \mathbf{v}_c et \mathbf{w}_c , ainsi que des mesures \mathbf{y}_c .

Remarque 3.2.1. Z_c étant porté par l'axe optique, il n'est physiquement pas possible que Z_c soit négatif : on peut donc considérer que la condition $Z_c \neq 0$ sera toujours respectée. ■

On dispose donc d'un système linéaire et affine en l'état (3.8), dont les mesures sont non linéaires (3.9).

Remarque 3.2.2. Dans [Chaumette 90], une formulation de la dynamique d'un point dans l'image est proposée à l'aide d'un torseur d'interaction \mathbf{L} liant la dynamique de ce point au torseur cinématique de la caméra, ce qui donne

$$\begin{bmatrix} \dot{y}_{c1} \\ \dot{y}_{c2} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} -\frac{1}{Z_c} & 0 & \frac{y_{c1}}{Z_c} & y_{c1}y_{c2} & -(1+y_{c1}^2) & y_{c2} \\ 0 & -\frac{1}{Z_c} & \frac{y_{c2}}{Z_c} & 1+y_{c2}^2 & -y_{c1}y_{c2} & -y_{c1} \end{bmatrix}}_{\mathbf{L}} \begin{bmatrix} \mathbf{v}_c \\ \mathbf{w}_c \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

où \mathbf{v}_c et \mathbf{w}_c sont respectivement les vecteurs vitesse de translation et de rotation exprimés dans le repère caméra, et où \mathbf{L} dépend de la profondeur Z_c . Cette formulation est très utile et couramment utilisée [Chaumette 90, Bourquardez 08, Coutard 12] dans le cadre IBVS. En effet, l'asservissement visuel 2D effectue généralement un contrôle en vitesse de l'engin. Cette formulation permet d'exprimer directement le torseur cinématique en fonction de la dynamique des mesures et de l'inverse de la matrice \mathbf{L} . ■

Dans le cadre de la stratégie PBVS, l'objectif est généralement d'estimer la grandeur Z_c à partir du vecteur de mesure \mathbf{y}_c . Dans ce cas la formulation (3.10) est utilisable. Cependant, afin de simplifier la formulation du problème, une formulation non linéaire avec la grandeur Z_c en facteur est préférable. À partir de (3.8)-(3.9) et en définissant la variable² non mesurée et à estimer $\eta = \frac{1}{Z_c}$, on obtient

$$\begin{aligned}\dot{y}_{c1} &= w_{c1}y_{c1}y_{c2} - w_{c2}(1 + y_{c1}^2) + w_{c3}y_{c2} + (v_{c3}y_{c1} - v_{c1})\eta \\ \dot{y}_{c2} &= w_{c1}(1 + y_{c2}^2) - w_{c2}y_{c1}y_{c2} - w_{c3}y_{c1} + (v_{c3}y_{c2} - v_{c2})\eta \\ \dot{\eta} &= (w_{c1}y_{c2} - w_{c2}y_{c1})\eta + v_{c3}\eta^2\end{aligned}\quad (3.11)$$

avec y_{c1} et y_{c2} les mesures disponibles dans l'image.

Remarque 3.2.3. À partir de η et \mathbf{y}_c , il est possible de retrouver facilement l'expression de X_c , Y_c et Z_c (voir équation (3.16)). ■

Dans la suite du mémoire, cette forme non linéaire avec comme vecteur d'état $[\mathbf{y}^T, \eta]^T$ sera utilisée pour chacune des primitives. Pour plus de clarté et avec $\mathbf{y}_c = [y_{c1} \ y_{c2}]^T$ et $\mathbf{u}_c = [v_c^T \ w_c^T]^T$, le système (3.11) peut être réécrit sous la forme

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{y}_{c1} \\ \dot{y}_{c2} \end{bmatrix} &= \underbrace{\begin{bmatrix} g_1(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c) \\ g_2(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c) \end{bmatrix}}_{\mathbf{g}_y(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c)} + \underbrace{\begin{bmatrix} \Phi_1(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c) \\ \Phi_2(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c) \end{bmatrix}}_{\Phi_y(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c)} \eta \\ \dot{\eta} &= g_\eta(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c)\eta + \Phi_\eta(\mathbf{u}_c)\eta^2\end{aligned}\quad (3.12)$$

où les fonctions $g_1(\cdot)$, $g_2(\cdot)$, $g_\eta(\cdot)$, $\Phi_1(\cdot)$, $\Phi_2(\cdot)$ et $\Phi_\eta(\cdot)$ sont supposées connues (aux incertitudes près), mesurables et de classe \mathcal{C}^1 . Ainsi, la dynamique (3.12) se décompose en deux parties : une partie dont les variables sont connues car mesurées et une seconde dont la variable est non mesurée et à estimer.

Remarque 3.2.4. Le système (3.12) correspond donc à une forme classique non linéaire (3.1) avec $\mathbf{x} = [\mathbf{y}_c^T \ \eta]^T$, $\mathbf{y} = \mathbf{y}_c$,

$$f = \begin{bmatrix} \mathbf{g}_y(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c) + \Phi_y(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c) \\ g_\eta(\mathbf{y}_c, \mathbf{u}_c)\eta + \Phi_\eta(\mathbf{u}_c)\eta^2 \end{bmatrix}, h(\cdot) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}.\quad (3.13)$$

Avant de synthétiser un observateur, il convient de s'assurer que le système (3.12) est observable à partir des mesures de \mathbf{y}_c . La propriété d'observabilité peut aisément être établie à partir des équations du système (3.12) ; en effet, il suffit de vérifier que la variable d'état η peut être déduite de la connaissance de \mathbf{y}_c et de ses dérivées. Il est évident que, si les termes Φ_1 et Φ_2

²Afin de simplifier l'écriture du système (3.11), il est préférable d'utiliser $\eta = \frac{1}{Z_c}$ plutôt que $\eta = Z_c$.

sont non nuls, alors η se déduit de \dot{y}_{c1} ou \dot{y}_{c2} . Plus formellement, à partir de la Définition 3.1.5, et en considérant les vecteurs $\boldsymbol{\tau} = [y_{c1} \ y_{c2} \ \dot{y}_{c1} \ \dot{y}_{c2}]^T$ et $\boldsymbol{x} = [y_{c1} \ y_{c2} \ \eta]^T$, la matrice Jacobienne de $\boldsymbol{\tau}$ s'écrit

$$\frac{\partial \boldsymbol{\tau}}{\partial \boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ * & * & (v_{c3}y_{c1} - v_{c1}) \\ * & * & (v_{c3}y_{c2} - v_{c2}) \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

D'après (3.7), le système (3.11) est observable si

$$(v_{c3}y_{c1} - v_{c1})^2 + (v_{c3}y_{c2} - v_{c2})^2 > 0. \quad (3.15)$$

Cette condition d'observabilité sera évaluée dans la suite de ce chapitre, pour un choix de point particulier, lors d'un atterrissage standard.

De l'estimation de profondeur à la position 3D dans le repère caméra.

D'après le paragraphe précédent, le système (3.12) est observable, sous réserve que \boldsymbol{y}_c soit mesurée et que (3.15) soit vérifiée. Si un observateur est synthétisé, on pourra alors obtenir une estimation de η : il sera alors possible de reconstruire l'information complète de position du point P exprimée dans le repère caméra. En effet, à partir du vecteur de mesure \boldsymbol{y}_c et de l'estimé $\hat{\eta} = 1/\hat{Z}_c$, on obtient les deux autres composantes de l'état grâce à

$$\begin{aligned} \hat{X}_c &= \frac{y_{c1}}{\hat{\eta}} \\ \hat{Y}_c &= \frac{y_{c2}}{\hat{\eta}}. \end{aligned} \quad (3.16)$$

en considérant que une distance focale unitaire.

Expression dans le repère piste des positions estimées.

L'expression dans le repère caméra est intéressante dans le cadre IBVS ; cependant, dans le cadre PBVS appliqué à l'atterrissage, il est généralement plus conventionnel d'utiliser les coordonnées de l'avion exprimées dans le repère de la piste, les objectifs de guidage étant définis dans ce repère. Ils ont pour but l'alignement avec l'axe de la piste et suivent un plan de descente fixe dans le repère inertiel. Il est donc nécessaire d'exprimer la position estimée de l'avion, dans le repère inertiel à l'aide des informations d'orientation de l'avion et de la caméra par rapport à la piste. Cela revient à utiliser la matrice de rotation ${}^0\mathcal{R}_c$ entre le repère de la piste \mathcal{F}_o et le repère de la caméra \mathcal{F}_c définie par [Chaumette 90][Bourquardez 08]

$${}^0\mathcal{R}_c = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}}_{\mathcal{R}_\phi} \underbrace{\begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}}_{\mathcal{R}_\theta} \underbrace{\begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}_{\mathcal{R}_\psi}. \quad (3.17)$$

On obtient donc les estimées des déviations Δ_X , Δ_Y et Δ_H (voir Figure 1.3) exprimées dans le repère piste à l'aide de l'équation suivante

$$\begin{bmatrix} \hat{\Delta}_X \\ \hat{\Delta}_Y \\ \hat{\Delta}_H \end{bmatrix} = {}^0\mathcal{R}_c \begin{bmatrix} \hat{X}_c \\ \hat{Y}_c \\ \hat{Z}_c \end{bmatrix}. \quad (3.18)$$

3.2.2 Expression dans un repère virtuel

Plutôt que d'estimer les déviations dans le repère caméra puis de les exprimer dans le repère inertiel grâce à la matrice de rotation ${}^0\mathcal{R}_c$, il est possible de poser directement le problème d'estimation dans le repère inertiel. Ce changement de repère pour l'estimation permet de simplifier la formulation du problème et permet une estimation directement dans le repère souhaité, ce qui amène des propriétés intéressantes dans le cas de l'utilisation de plusieurs points comme primitives. Pour cela, l'utilisation d'un repère virtuel \mathcal{F}_v équivalent au repère piste déporté à l'origine du repère caméra (voir Figure 3.2) permet d'exprimer la dynamique du point P directement dans \mathcal{F}_v . Le passage du repère virtuel au repère de la piste se fait naturellement à l'aide de l'équation

$$\begin{bmatrix} \Delta_X \\ \Delta_Y \\ \Delta_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -X_v \\ -Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

où l'indice v signifie que les valeurs sont exprimées dans le repère virtuel et $[X_v \ Y_v \ Z_v]^T$ les coordonnées du point P dans le repère \mathcal{F}_v .

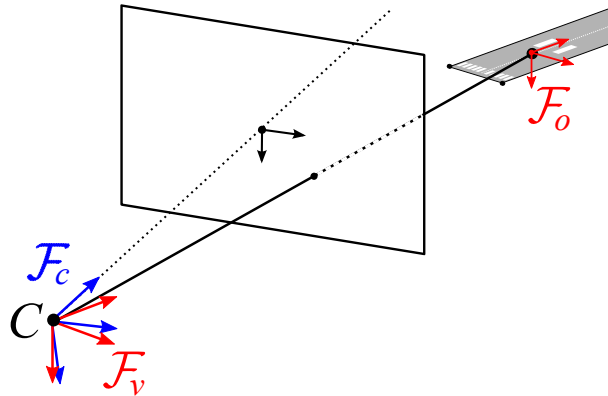


FIGURE 3.2 – Repère virtuel.

Exprimée dans le repère virtuel, la dynamique du point P ne dépend plus des vitesses de rotation de la caméra. En effet, le repère virtuel \mathcal{F}_v reste orienté comme le repère piste \mathcal{F}_o . La dynamique du point P dans \mathcal{F}_v devient

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_v \\ \dot{Y}_v \\ \dot{Z}_v \end{bmatrix} = - \underbrace{\begin{bmatrix} v_{v1} \\ v_{v2} \\ v_{v3} \end{bmatrix}}_{\mathbf{v}_v} \quad (3.20)$$

où le vecteur \mathbf{v}_v exprime les vitesses de translation dans le repère virtuel (identiques à celles exprimées dans le repère inertiel).

Dans ce cas, le système est sous une forme plus simple. En effet, la dynamique ne dépend plus de l'état : on obtient un système du type intégrateur pur, la synthèse des observateurs sera donc d'autant plus simple.

La difficulté revient à exprimer le vecteur de mesure \mathbf{y}_v dans le repère virtuel \mathcal{F}_v . Pour cela, nous proposons d'utiliser les informations d'orientation de la caméra et de l'avion par rapport au repère inertiel. Les déviations dans le repère virtuel \mathcal{F}_v en fonction des déviations dans le

repère caméra par \mathcal{F}_c s'écrivent

$$\begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} = {}^0\mathcal{R}_c \begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{bmatrix}. \quad (3.21)$$

En exprimant les rapports $\frac{X_v}{Z_v}$ et $\frac{Y_v}{Z_v}$ entre les déviations dans le repère virtuel, on obtient

$$\begin{aligned} \frac{X_v}{Z_v} &= \frac{{}^0\mathcal{R}_c(1,1)X_c + {}^0\mathcal{R}_c(1,2)Y_c + {}^0\mathcal{R}_c(1,3)Z_c}{{}^0\mathcal{R}_c(3,1)X_c + {}^0\mathcal{R}_c(3,2)Y_c + {}^0\mathcal{R}_c(3,3)Z_c} \\ \frac{Y_v}{Z_v} &= \frac{{}^0\mathcal{R}_c(2,1)X_c + {}^0\mathcal{R}_c(2,2)Y_c + {}^0\mathcal{R}_c(2,3)Z_c}{{}^0\mathcal{R}_c(3,1)X_c + {}^0\mathcal{R}_c(3,2)Y_c + {}^0\mathcal{R}_c(3,3)Z_c} \end{aligned} \quad (3.22)$$

avec $Z_v > 0$ étant donné qu'il s'agit de la hauteur de la caméra par rapport au sol. Cependant, les coordonnées X_c, Y_c et Z_c sont inconnues. Seul le vecteur de mesure \mathbf{y}_c (3.20) est disponible. Il est possible d'obtenir un vecteur de mesures $\mathbf{y}_v = [y_{v1} \ y_{v2}]^T$ dans le repère virtuel en fonction du vecteur de mesure \mathbf{y}_c (avec $f = 1$) avec

$$\begin{aligned} y_{v1} &= \frac{X_v}{Z_v} = \frac{{}^0\mathcal{R}_c(1,1)y_{c1} + {}^0\mathcal{R}_c(1,2)y_{c2} + {}^0\mathcal{R}_c(1,3)}{{}^0\mathcal{R}_c(3,1)y_{c1} + {}^0\mathcal{R}_c(3,2)y_{c2} + {}^0\mathcal{R}_c(3,3)} \\ y_{v2} &= \frac{Y_v}{Z_v} = \frac{{}^0\mathcal{R}_c(2,1)y_{c1} + {}^0\mathcal{R}_c(2,2)y_{c2} + {}^0\mathcal{R}_c(2,3)}{{}^0\mathcal{R}_c(3,1)y_{c1} + {}^0\mathcal{R}_c(3,2)y_{c2} + {}^0\mathcal{R}_c(3,3)} \end{aligned} \quad (3.23)$$

Comme précédemment, en considérant la variable non mesurée $\eta = \frac{1}{Z_v}$, le vecteur de mesure $\mathbf{y}_v = [y_{v1} \ y_{v2}]^T$ et en considérant le vecteur d'état $\mathbf{x} = [\mathbf{y}_v^T \ \eta]^T$, on obtient

$$\begin{aligned} \dot{y}_{v1} &= (v_{v3}y_{v1} - v_{v1})\eta \\ \dot{y}_{v2} &= (v_{v3}y_{v2} - v_{v2})\eta \\ \dot{\eta} &= v_{v3}\eta^2 \end{aligned} \quad (3.24)$$

Comparé au système (3.11), le système (3.24) offre une formulation plus simple pour la synthèse de l'estimateur et permet l'utilisation des vitesses exprimées dans le repère inertiel.

Connaissant η , il est alors possible de reconstruire l'information complète de position du point P exprimée dans le repère virtuel. En effet, à partir du vecteur de mesure \mathbf{y}_v et de l'estimé $\hat{\eta} = 1/\hat{Z}_v$, on obtient les deux autres composantes de l'état grâce à

$$\begin{aligned} \hat{X}_v &= \frac{y_{v1}}{\hat{\eta}} \\ \hat{Y}_v &= \frac{y_{v2}}{\hat{\eta}}. \end{aligned} \quad (3.25)$$

Remarque 3.2.5. Les expressions (3.22)-(3.23) ont été obtenues en prenant (Z_v) au dénominateur faisant de $\eta = 1/Z_v$ la variable à estimer. Cependant, d'autres variables d'états (X_v ou Y_v) auraient pu être aussi choisies comme dénominateur. ■

La condition d'observabilité est

$$(v_{v3}y_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y_{v2} - v_{v2})^2 > 0. \quad (3.26)$$

Cette condition est similaire à celle obtenue précédemment (3.15) sauf que les informations de vitesses v_i et les mesures sont exprimées dans le repère virtuel (équivalent au repère inertiel)

Quel point est utilisable pour réaliser le guidage ?

Dans le cas de l'atterrissage sur une piste, un point unique s'avère être une primitive générique ne dépendant pas de la connaissance de la piste. Cependant, n'importe quel point ne peut être utilisé. En effet, ce point doit impérativement être lié aux objectifs de guidage afin de permettre un asservissement visuel jusqu'à la piste. Ici, le point utilisable³ est le point d'aboutissement de la trajectoire de référence sur la piste ; il est fixe par rapport au sol et sur l'axe central de la piste (cf le point P Figure 3.3).

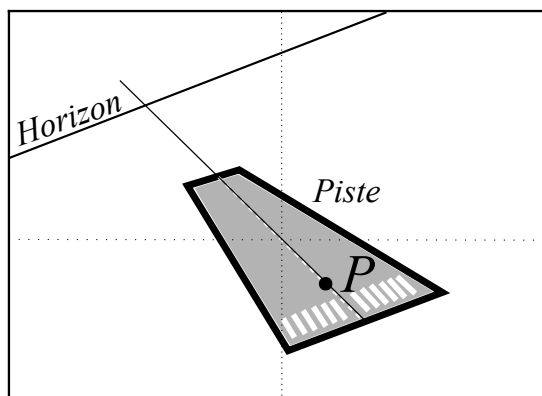


FIGURE 3.3 – Point d'aboutissement P de la pente de descente sur la piste.

Dans l'hypothèse d'une piste aux caractéristiques inconnues, seul le point P est utilisable pour le guidage. En effet, l'estimation de position par rapport à d'autres points n'apporte pas suffisamment d'informations étant donné que les dimensions de la piste sont inconnues. Cela rend impossible l'expression de l'objectif de guidage à partir d'autres points.

La condition d'observabilité (3.26) dépendant de y_v et donc de l'état, il est nécessaire de l'évaluer le long d'une trajectoire⁴. La Figure 3.4 représente l'évolution le long du scénario d'atterrissage.

La condition d'observabilité est vérifiée tant que l'avion n'est pas aligné avec la piste. Cependant, une fois l'avion aligné, le système (3.24) perd l'observabilité. En effet, le point P , suivi dans l'image, est directement le point de référence pour le guidage ; le vecteur vitesse de l'avion est donc pointé vers ce point. Ainsi, la convergence de la trajectoire vers ce point le rend immobile dans l'image. Il ne fournit donc plus suffisamment d'informations pour que le système (3.12) soit observable. Une solution pour éviter ce type de comportement est de ne pas suivre une trajectoire rectiligne vers la piste. Cependant, cette solution n'est pas une possibilité envisageable d'un point de vue opérationnel.

Remarque 3.2.6. *Etant donné que les mesures exprimées dans le repère virtuel ont été obtenues à partir des mesures dans le repère caméra, il est naturel que la condition d'observabilité (3.26) soit équivalente à (3.15). On retrouve donc les mêmes résultats le long de l'atterrissage.* ■

Pour conclure, l'utilisation du point P fournit une observabilité suffisante durant la phase d'alignement de l'avion avec la piste ; cependant, il ne permet pas de fournir suffisamment

³Dans le cas d'un atterrissage d'urgence sur une piste totalement inconnue, la détection de ce point peut s'avérer difficile. Dans ce cas, il est envisagé que ce point soit désigné initialement par le pilote. Une fois le point initialisé, des algorithmes de suivi peuvent fournir sa position à chaque instant.

⁴La condition d'observabilité (3.26) étant basée sur les mêmes mesures que (3.15), seule la condition (3.26) est analysée ici, les conclusions étant les mêmes pour la condition (3.15).

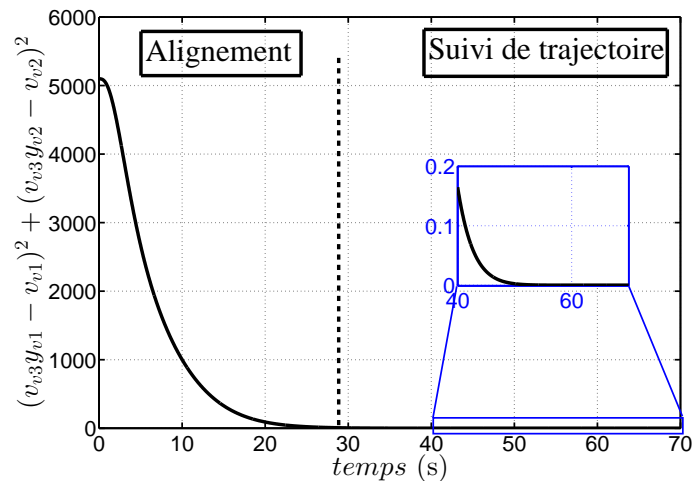


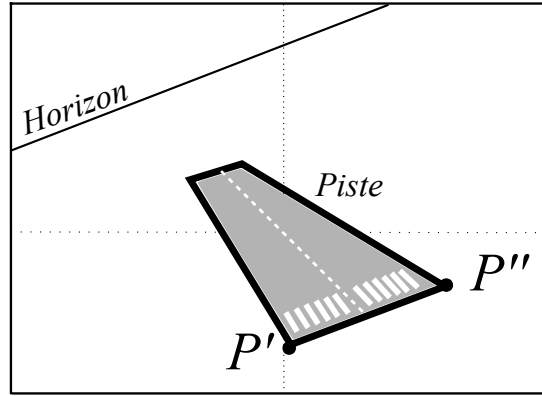
FIGURE 3.4 – Évolution du terme $(v_{v3}y_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y_{v2} - v_{v2})^2$ (3.26) le long d'un atterrissage standard.

d'information durant la phase d'alignement. En effet, l'avion se dirige vers ce point qui n'évolue donc plus dans l'image. Dans [Le Bras 09], ce besoin de dynamique pour assurer l'observabilité est appelé « condition d'excitation permanente ». Afin de fournir une observabilité suffisante durant l'atterrissage, d'autres points doivent être utilisés. L'avion se dirigeant vers le point P , la dynamique d'autres primitives de type point dans l'image permettra ainsi une estimation durant la phase de suivi de la trajectoire de référence.

3.3 Utilisation de deux points (ou plus) comme primitives

Pour que la condition d'excitation permanente des mesures soit vérifiée durant l'atterrissage, il faut que le vecteur vitesse de l'avion ne soit pas pointé vers le point suivi dans l'image. Dans le cas de la section précédente, la Figure 3.4 montre que, si le point utilisé pour le guidage est le point d'aboutissement de la trajectoire nominale, les conditions d'observabilité (3.15) ou (3.26) ne sont pas respectées une fois l'avion aligné. Il faut donc utiliser d'autres points que ce point d'aboutissement. L'utilisation de plusieurs points est une solution permettant de garantir l'observabilité tout au long de l'atterrissage. En effet, si le vecteur vitesse est dirigé en direction d'un point, les autres points seront obligatoirement en mouvement : la condition d'observabilité sera alors garantie. Néanmoins, tout point de l'image ne peut être utilisé. Seuls certains points attachés à la piste permettront d'extraire l'information utile au guidage. Dans [Gibert 15b][Gibert 15c], il est proposé l'utilisation des deux points P' et P'' du seuil de la piste (voir Figure 3.5). Ils correspondent dans l'image à une frontière forte entre la piste et ses contours. Ils peuvent aussi être détectés comme l'intersection des droites de bord de piste. À partir de l'estimation de position 3D de ces deux points, il est possible d'extraire par symétrie la position 3D du seuil de piste. Cette dernière est très intéressante, étant donné qu'il est aisé de la relier au point de référence du guidage. En effet, ce point de référence P (aboutissement de la trajectoire sur la piste, voir Figure 3.3) est positionné à une distance fixe de 350 mètres du seuil de piste⁵. Cette distance est obtenue en considérant que l'avion doit être à 55 pieds au

⁵Toutes les pistes disposent d'un marquage du seuil de piste. Il s'agit d'un élément très caractéristique de la piste qui doit être détecté par les algorithmes d'analyse d'images.

FIGURE 3.5 – Deux points P' et P'' utilisables dans l'image : Bords de piste.

dessus du seuil de piste et qu'une pente de descente de -3° est considérée⁶.

3.3.1 Expression de la dynamique des points dans le repère caméra

Dans un souci de clarté, nous ne développons ici que le cas de deux points. Néanmoins, l'approche peut-être étendue à un plus grand nombre de points. Exprimés dans le repère caméra, l'expression de la dynamique des deux points P' et P'' se présente comme deux systèmes dynamiques découplés l'un de l'autre. En effet, la profondeur n'étant pas la même pour chacun des points, il est nécessaire d'utiliser deux variables non mesurables η' et η'' correspondant aux profondeurs associées respectivement à P' et P'' .

L'expression de la dynamique des deux points est obtenue d'une manière analogue au cas précédent (voir éq (3.12)) et s'écrit

$$\begin{aligned}
 \dot{y}'_{c1} &= g_1(\mathbf{y}'_c, \mathbf{u}_c) + \Phi_1(\mathbf{y}'_c, \mathbf{u}_c)\eta' \\
 \dot{y}'_{c2} &= g_2(\mathbf{y}'_c, \mathbf{u}_c) + \Phi_2(\mathbf{y}'_c, \mathbf{u}_c)\eta' \\
 \dot{\eta}' &= g_\eta(\mathbf{y}'_c, \mathbf{u}_c)\eta' + v_{c3}\eta'^2 \\
 \dot{y}''_{c1} &= g_1(\mathbf{y}''_c, \mathbf{u}_c) + \Phi_1(\mathbf{y}''_c, \mathbf{u}_c)\eta'' \\
 \dot{y}''_{c2} &= g_2(\mathbf{y}''_c, \mathbf{u}_c) + \Phi_2(\mathbf{y}''_c, \mathbf{u}_c)\eta'' \\
 \dot{\eta}'' &= g_\eta(\mathbf{y}''_c, \mathbf{u}_c)\eta'' + v_{c3}\eta''^2
 \end{aligned} \tag{3.27}$$

avec $\mathbf{y}'_c = [y'_{c1} \ y'_{c2}]^T$ et $\mathbf{y}''_c = [y''_{c1} \ y''_{c2}]^T$ les mesures disponibles dans l'image liées respectivement à la projection de P' et P'' dans le plan image et η' et η'' inversement proportionnelles aux profondeurs à estimer.

En suivant une démarche similaire à celle du cas « 1 point », la condition d'observabilité pour chacun des points s'écrit

$$\begin{aligned}
 (v_{c3}y'_{c1} - v_{c1})^2 + (v_{c3}y'_{c2} - v_{c2})^2 &> 0 \\
 (v_{c3}y''_{c1} - v_{c1})^2 + (v_{c3}y''_{c2} - v_{c2})^2 &> 0
 \end{aligned} \tag{3.28}$$

D'un point de vue estimation, cela revient à synthétiser deux estimateurs totalement découplés l'un de l'autre et basés sur les deux parties du système (3.27) : une partie liée à \mathbf{y}'_c , l'autre liée

⁶En effet, la conversion de l'altitude au niveau du seuil de piste donne $55\text{ft} = 16,764\text{m}$. Cela fournit la distance entre le seuil de piste et l'aboutissement de la trajectoire de descente (de 3°) par une simple règle trigonométrique $16,764 / \tan(3^\circ) = 350\text{m}$.

à \mathbf{y}_c'' . Cependant, si l'une des deux mesures induit des singularités d'observabilité, l'estimateur associé à cette mesure peut fournir des estimations incohérentes. Dans la mesure où ces pertes d'observabilité n'apparaissent pas au même moment pour les deux estimateurs, il est alors possible de commuter d'un estimateur à l'autre en fonction de l'observabilité liée à chacun des points [Lebastard 11]. Néanmoins, avec cette stratégie, il est généralement difficile de prouver la stabilité de tels estimateurs d'autant plus qu'il est compliqué de déterminer la condition de commutation d'un estimateur à l'autre. En effet, cette condition est fixée de façon arbitraire étant donné qu'il est difficile de quantifier à partir de quand l'observabilité n'est plus suffisante pour l'estimation. Enfin, cette formulation nécessite la conception de deux estimateurs.

Afin d'éviter d'avoir recours à ces commutations, il est plus intéressant de concevoir un estimateur unique utilisant toutes les mesures disponibles. Pour cela, il est nécessaire de lier les mesures entre elles ; c'est pourquoi nous proposons un changement de repère qui permet un couplage entre les dynamiques des deux points et l'utilisation d'une seule variable à estimer. Nous allons voir qu'il est alors possible de garantir l'observabilité du système tout le long de la trajectoire.

3.3.2 Expression de la dynamique des points dans le repère virtuel

Dans le repère virtuel \mathcal{F}_v défini page 51, il est naturel que les points caractéristiques de la piste tels que les coins du bord de piste soient situés à des positions particulières. En effet, dans ce repère, la hauteur de l'avion (Δ_H) par rapport à chacun des points de bord de piste est la même (en faisant l'hypothèse que la piste n'est pas inclinée sur le côté, ce qui est le cas de la plupart des aéroports) ; il en est de même pour la position longitudinale de l'avion Δ_X exprimée dans le repère piste (voir Figure 1.3), identique pour chacun de ces points.

Il en résulte que la profondeur (variable à estimer) est, elle aussi, la même pour chacun des deux points. Il est donc possible de n'utiliser qu'une variable $\eta = \frac{1}{Z_v}$ pour la représenter. On obtient alors le système suivant

$$\begin{aligned} \dot{y}'_{v1} &= (v_{v3}y'_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{y}'_{v2} &= (v_{v3}y'_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{y}''_{v1} &= (v_{v3}y''_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{y}''_{v2} &= (v_{v3}y''_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{\eta} &= v_{v3}\eta^2 \end{aligned} \quad (3.29)$$

avec $\mathbf{v}_v = [v_1 \ v_2 \ v_3]^T$ les vitesses de translation dans le repère \mathcal{F}_v , $\mathbf{y}'_v = [y'_1 \ y'_2]^T$ et $\mathbf{y}''_v = [y''_1 \ y''_2]^T$ respectivement les coordonnées des points P' et P'' dans le repère \mathcal{F}_v , et η la profondeur à estimer.

Grâce à cette nouvelle représentation, un seul estimateur est suffisant pour estimer η qui prend en compte la dynamique des deux points. La condition d'observabilité devient alors

$$\underbrace{(v_{v3}y'_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y'_{v2} - v_{v2})^2 + (v_{v3}y''_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y''_{v2} - v_{v2})^2}_{\mathcal{O}} > 0. \quad (3.30)$$

La Figure 3.6 présente l'évolution du terme \mathcal{O} de (3.30) le long du scénario d'atterrissage. Il apparaît qu'il n'y a plus de perte d'observabilité le long de la trajectoire : il n'est plus nécessaire de mettre en place des stratégies de commutation d'estimateurs.

Comme lors de l'utilisation d'un seul point, la condition d'observabilité (3.30) est bien vérifiée tant que l'avion n'est pas aligné avec la piste. Cependant, dans le cas de deux points, une fois

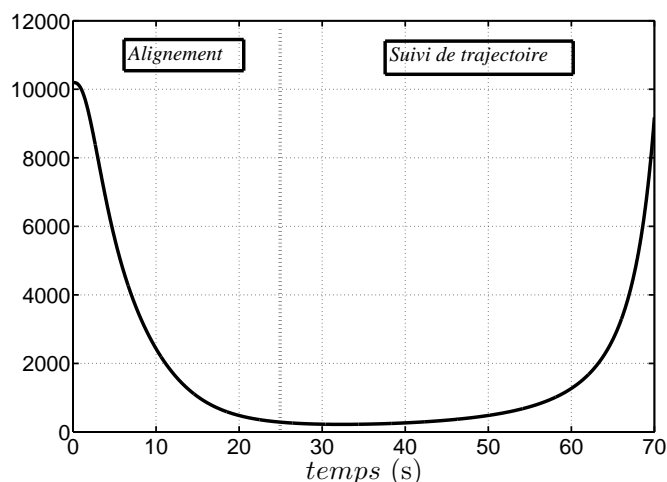


FIGURE 3.6 – Evolution du terme \mathcal{O} (3.30) lors d'un atterrissage standard.

l'avion aligné (après 30 secondes), l'observabilité du système (3.29) croît au fur et à mesure que l'avion se rapproche de la piste. En effet, plus l'avion avance, plus la dynamique des points augmente. D'un point de vue physique, le cas de deux points permet de garantir l'observabilité, quelque soit la trajectoire suivie. En effet, si le vecteur vitesse de l'avion vient à être orienté dans la direction d'un des deux points, il est garanti que l'autre point bougera dans l'image dans la direction opposée au vecteur vitesse. Cela permet donc d'assurer l'observabilité et la convergence des estimateurs. Notons qu'entre 25 et 45 secondes, la condition d'observabilité (3.30) est un peu plus faible. En effet, l'avion est aligné avec la piste et son vecteur vitesse est très proche des 2 points P' et P'' comparé à la distance entre l'avion et ces 2 points. C'est durant cette phase que l'estimation sera le plus sensible aux bruits ou aux incertitudes (erreur de calibration, biais de vitesse,...). Néanmoins, le système demeure observable.

L'utilisation des deux coins de bord de piste présente cependant une discontinuité durant l'atterrissage. En effet, dans les derniers instants et lorsque l'avion se rapproche de la piste, le seuil de piste disparaît de l'image. Les deux coins ne sont donc plus utilisables pour l'estimation. À partir de la perte du seuil de piste dans l'image, l'utilisation du radio-altimètre peut être envisagée afin de mesurer l'altitude relative. La gestion longitudinale de l'avion peut donc se faire à l'aide de ce nouveau capteur. Cependant, il semble intéressant de garder la vision afin de gérer la dynamique latérale ou comme un moyen redondant de mesure de l'altitude de l'avion. Il est également possible d'utiliser d'autres points restants dans l'image. Ces points doivent être attachés à la piste et symétriques par rapport à son axe. On peut par exemple utiliser les points de l'extrémité finale du bord de piste ou des points liés aux marquages sur la piste. Bien entendu, la profondeur longitudinale n'est pas la même pour tous ces points. Cependant, l'altitude de la caméra est la même pour tous les points de la piste. Il est donc possible d'utiliser un nombre important de point pour l'estimation de l'altitude de l'avion.

Généralisation pour m points.

En se basant sur le même formalisme que le système (3.29) et en supposant que m points dans l'image sont exploités, on obtient

$$\begin{aligned}
 \dot{y}_{v1}^1 &= \Phi_1(\mathbf{y}_v^1, \mathbf{u}_v)\eta \\
 \dot{y}_{v2}^1 &= \Phi_2(\mathbf{y}_v^1, \mathbf{u}_v)\eta \\
 \dot{y}_{v1}^2 &= \Phi_1(\mathbf{y}_v^2, \mathbf{u}_v)\eta \\
 \dot{y}_{v2}^2 &= \Phi_2(\mathbf{y}_v^2, \mathbf{u}_v)\eta \\
 &\vdots \\
 \dot{y}_{v1}^m &= \Phi_1(\mathbf{y}_v^m, \mathbf{u}_v)\eta \\
 \dot{y}_{v2}^m &= \Phi_2(\mathbf{y}_v^m, \mathbf{u}_v)\eta \\
 \dot{\eta} &= v_{v3}\eta^2
 \end{aligned} \tag{3.31}$$

avec $\mathbf{y} = [y_1^1 \ y_2^1 \ y_1^2 \ y_2^2 \ \dots \ y_1^m \ y_2^m]^T$ où m correspond au nombre de points utilisés.

La généralisation à m points pour l'estimation d'une seule variable η est rendue possible grâce au passage du vecteur de mesure dans le repère virtuel. Il est ainsi possible de synthétiser un observateur de l'altitude basé sur un nombre important de points. Cela garantit l'observabilité et assure une redondance d'informations renforçant les performances de l'observateur. De plus, à partir de l'estimation d'altitude, il est possible d'extraire la position 3D de chaque point suivi dans l'image.

L'utilisation de points pour l'estimation présente néanmoins certains inconvénients. L'analyse d'images s'avère peu précise lorsque la distance est importante car l'information utilisée ne représente que peu de pixels dans l'image. De plus, les mesures sont généralement bruitées et peuvent momentanément être indisponibles. Dans le cas d'algorithmes de suivi des points, des phénomènes de « dérive » (ou « *drift* » [Mantooth 02] peuvent apparaître. En effet, l'analyse d'image cherche à retrouver le même pixel qu'à l'instant précédent ce qui n'est quasiment jamais possible. Un nouveau pixel (le plus proche de l'ancien) est utilisé. Après plusieurs cycles, un phénomène de glissement (ou de dérive) dans l'image peut apparaître. Cela détériore l'estimation car l'évolution du point dans l'image n'est pas cohérente avec le mouvement réel de la caméra par rapport au point 3D. D'autres primitives, telles que des droites ou des surfaces, peuvent cependant être utilisées afin de réduire ces phénomènes.

3.4 Utilisation de droites dans l'image

Une droite correspond à un nombre important (dans l'absolu, infini) de points. Dans le cas d'une piste d'atterrissage, c'est une information visuelle riche dont la signature est importante et qui est par conséquent une primitive plus facile à détecter et à suivre que des points isolés. De plus, il s'agit d'information visuelle généralement peu bruitée et ne présentant pas de phénomène de « *drift* ». Cette primitive est disponible durant toute la phase de l'atterrissage. En effet, contrairement aux points de bord de piste, les lignes sont visibles même lorsque l'avion a dépassé le seuil de piste. Cela permet de pouvoir continuer à estimer la hauteur de l'avion par rapport au sol.

Dans le cas d'une piste, trois droites sont caractéristiques et sont parallèles dans l'espace 3D (voir Figure 3.7) : il s'agit de la droite de l'axe central (d_c) de la piste, ainsi que des deux droites de bord de piste à gauche (d_g) et à droite (d_d).

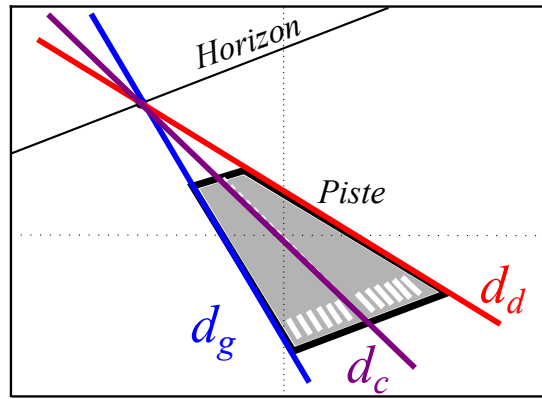


FIGURE 3.7 – Les trois droites (d_g , d_c et d_d) caractéristiques de la piste dans l'image.

L'utilisation des droites n'est cependant pas suffisante pour une estimation complète de la pose. En effet, il est possible d'extraire seulement une information d'altitude par rapport au plan piste ou d'écart latéral par rapport aux différentes droites, l'information de distance n'étant pas disponible car elle est portée par l'axe des droites. Cependant, avec la mesure d'un point de la piste dans l'image et l'estimation d'altitude (ou de l'écart latéral si le point appartient à une droite), il est possible de reconstruire directement l'information de pose complète sans avoir à utiliser d'estimation basée sur le point.

3.4.1 Formation d'une droite dans l'image

Une droite de l'espace 3D peut être définie dans le repère caméra \mathcal{F}_c par l'intersection de deux plans (P) et (D) (voir Figure 3.8). Ces deux plans sont définis par

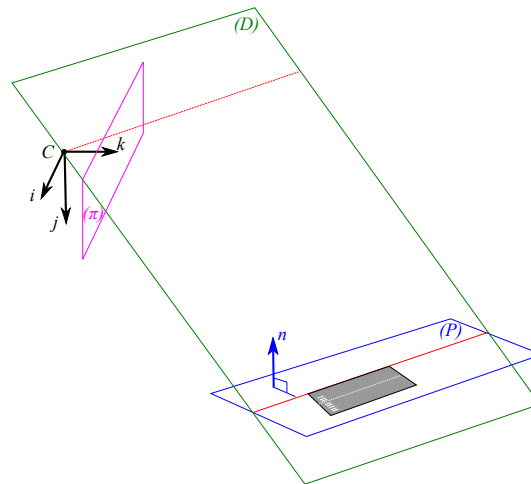


FIGURE 3.8 – Formation d'une droite à partir de deux plans.

$$\begin{cases} a_p i + b_p j + c_p k + d_p = 0 & (P) \\ a_d i + b_d j + c_d k + d_d = 0 & (D) \end{cases} \quad (3.32)$$

avec a_p , b_p , c_p , d_p et a_d , b_d , c_d , d_d permettant d'exprimer respectivement le plan de la piste (P) et le plan (D) passant par le bord droit de la piste et par le centre optique de la caméra (dans ce cas, $d_d = 0$). Les paramètres a_p , b_p , c_p correspondent aux composantes du vecteur normal

au plan piste \vec{n} de coordonnées $[a_p \ b_p \ c_p]^T$. Ces composantes peuvent être considérées connues grâce à la connaissance de l'orientation de la caméra par rapport au sol contenue dans la matrice de rotation ${}^c\mathcal{R}_0$. En effet,

$$\vec{n} = {}^c\mathcal{R}_0[0 \ 0 \ 1]^T. \quad (3.33)$$

Les paramètres a_d , b_d et c_d sont eux mesurés dans l'image. Il sont obtenus par la projection du plan (D) dans le plan image (π) en considérant une distance focale f unitaire (c.-à-d. $k = f = 1$). On obtient ainsi une droite dans l'image définie par

$$a_d i + b_d j + c_d = 0.$$

Avec les mesures dans l'image et la connaissance de l'orientation de la caméra, il reste une valeur inconnue ; le paramètre d_p , qui correspond à la plus courte distance entre le centre de la caméra C et le plan piste (P).

Plusieurs représentations sont possibles pour le cas des droites dans l'image. Elles peuvent être minimales (c'est-à-dire qu'elles utilisent le nombre minimum de paramètres nécessaires) comme la représentation (a, b) ⁷, non minimales comme la représentation (ρ, θ) (voir ci-après) ou avec les coordonnées de Plücker [Chaumette 90]. Ces dernières sont cependant complètes, c'est-à-dire qu'elles ne nécessitent pas l'emploi de plusieurs cartes⁸. Les coordonnées de Plücker binormalisées offrent des propriétés intéressantes du fait de leur représentation vectorielle ; cependant, elles engendrent une complexité d'implémentation importante dans les solutions d'estimation. Dans cette étude, le choix a été fait d'utiliser la représentation (ρ, θ) en raison de sa simplicité de mise en oeuvre.

3.4.2 Représentation des droites avec les coordonnées (ρ, θ)

La représentation d'une droite par les paramètres (ρ, θ) (voir Figure 3.9) permet de définir les coordonnées d'un point (x, y) de la droite considérée par la relation $i \cos \theta + j \sin \theta - \rho = 0$. Cette représentation fut utilisée en asservissement visuel dans [Espiau 92]. Les paramètres (ρ, θ) peuvent être utilisés [Rives 02, Bourquardez 08] pour représenter les lignes de la piste d'atterrissage dans le contexte IBVS. Les paramètres ρ et θ peuvent être exprimés en fonction

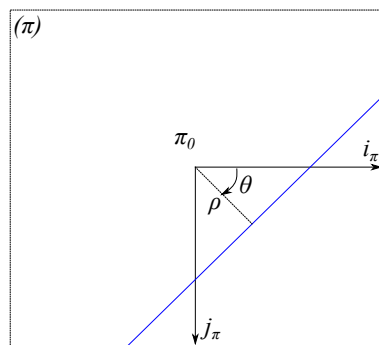


FIGURE 3.9 – Représentation d'une droite dans l'image par les coordonnées (ρ, θ) avec π_0 le centre de l'image.

⁷Dans la représentation (a, b) , il faut deux cartes car une représentation $y = ax + b$ ne peut pas représenter les droites parallèles à l'axe y (voir [Chaumette 90] pour plus de détails).

⁸Une carte correspond à une représentation dans un repère particulier. Certaines représentation ne permettent pas de décrire toutes les conditions, il est alors nécessaire d'utiliser plusieurs cartes. Le lecteur intéressé par les différentes représentation de droites pourra, par exemple, se reporter à [Ayache 88].

des coordonnées de plan de l'équation (3.32) par

$$\begin{aligned}\theta &= \arctan\left(\frac{b_d}{a_d}\right) \\ \rho &= \frac{c_d}{\sqrt{a_d^2 + b_d^2}}\end{aligned}\quad (3.34)$$

La matrice d'interaction $L_{\theta\rho}$ entre le torseur cinématique de la caméra et les dynamiques de θ et ρ est donnée par [Espiau 92]

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\rho} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \lambda_\theta \cos \theta & \lambda_\theta \sin \theta & -\lambda_\theta \rho & -\rho \cos \theta & -\rho \sin \theta & -1 \\ \lambda_\rho \cos \theta & \lambda_\rho \sin \theta & -\lambda_\rho \rho & (1 + \rho^2) \sin \theta & -(1 + \rho^2) \cos \theta & 0 \end{bmatrix}}_{L_{\theta\rho}} \begin{bmatrix} \mathbf{v}_c \\ \mathbf{w}_c \end{bmatrix}\quad (3.35)$$

avec

$$\lambda_\theta = \frac{a_p \sin \theta - b_p \cos \theta}{d_p} \quad \text{et} \quad \lambda_\rho = \frac{a_p \rho \cos \theta + b_p \rho \sin \theta + c}{d_p}\quad (3.36)$$

où a_p, b_p, c_p sont connus grâce aux informations d'orientation de la caméra. Par contre, le terme d_p est inconnu. C'est lui qui contient l'information de profondeur à estimer.

Notre problème d'estimation revient donc à estimer d_p à partir de la dynamique de ρ et de θ , ainsi que des vitesses (\mathbf{v}_c et \mathbf{w}_c) et les orientations (a_p, b_p, c_p) connues.

Définition 3.4.1. Le système (3.35) peut être écrit sous la « forme » (\mathbf{y}, η) avec $\mathbf{y} = [\theta \ \rho]^T$ le vecteur de mesure et η la partie non mesurée, i.e.

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\rho} \end{bmatrix} &= \underbrace{\begin{bmatrix} -\rho \cos \theta w_1 - \rho \sin \theta w_2 - w_3 \\ (1 + \rho^2) \sin \theta w_1 - (1 + \rho^2) \cos \theta w_2 \end{bmatrix}}_{\mathbf{g}(\mathbf{y}, \mathbf{u})} \\ &+ \underbrace{\begin{bmatrix} (a_p \sin \theta - b_p \cos \theta) (\cos \theta v_1 + \sin \theta v_2 - \rho v_3) \\ (a_p \rho \cos \theta + b_p \rho \sin \theta + c) (\cos \theta v_1 + \sin \theta v_2 - \rho v_3) \end{bmatrix}}_{\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})} \underbrace{\frac{1}{d_p}}_{\eta}\end{aligned}\quad (3.37)$$

$$\dot{\eta} = v_H \eta^2.$$

où la variable à estimer $\eta = 1/d_p$ représente l'inverse de l'altitude Δ_H de la caméra (et donc de l'avion) par rapport à la piste. La dynamique de η est obtenue facilement, étant donné que $\dot{\Delta}_H = -v_H$ avec v_H mesurable. ■

Remarque 3.4.1. On note que, dans le cas des droites, les dynamiques de $\dot{\theta}$ et $\dot{\rho}$ dépendent de combinaisons de ces mesures. De plus, la présence de fonctions trigonométriques rend les dynamiques non linéaires. À cause de ces non linéarités et de ces couplages, les solutions d'estimation sont alors plus difficiles à mettre en oeuvre. Ce point sera abordé lors de la synthèse des estimateurs au Chapitre 4. ■

Analyse de l'observabilité de la représentation (ρ, θ) .

Il est aisé de voir que le système (3.37) est observable si le vecteur $\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})$ est non nul. En effet, la variable η peut être explicitement exprimée comme une fonction de θ, ρ et de leur dynamiques. Cela revient à ce que la condition suivante soit respectée

$$\Phi_1(\mathbf{y}, \mathbf{u})^2 + \Phi_2(\mathbf{y}, \mathbf{u})^2 > 0\quad (3.38)$$

Dans le cas de l'atterrissage sur piste, un choix de droites utilisables doit être fait. Les trois droites (bords à gauche et à droite, et ligne centrale) n'apportent pas la même information et n'ont pas la même condition d'observabilité. L'utilisation de la ligne centrale fournit suffisamment d'observabilité durant la phase d'alignement de l'avion par rapport à l'axe central de la piste. Cependant, l'utilisation de cette seule ligne centrale entraîne une faible observabilité lorsque l'avion est aligné avec la piste. En effet, la droite centrale n'évolue plus dans l'image alors que la caméra possède toujours une dynamique. La Figure 3.10 souligne la perte d'observabilité lors d'un atterrissage standard avec la ligne centrale seule. On voit bien que le système est observable pendant la phase d'alignement. Néanmoins, une fois l'avion aligné avec la piste, cette condition est proche de ne pas être satisfaite ($\Phi_1^2 + \Phi_2^2$ très faible) ce qui rend la propriété d'observabilité faible et les performances des observateurs dégradées. Il est possible d'utiliser une autre droite que la droite centrale ; cela permettra d'assurer l'observabilité le long de la trajectoire de référence. Cependant, si l'avion ne suit pas la trajectoire de référence et si son vecteur vitesse appartient à un plan passant par cette nouvelle droite, l'observabilité ne sera alors plus conservée.

Pour garantir l'observabilité tout au long de l'atterrissage, la solution est donc de prendre plusieurs droites dans l'image, ici les bords de la piste à gauche et à droite. En effet, si l'avion évolue dans le plan passant par l'axe optique et par une des droites de bord de piste, l'utilisation d'une autre droite permettra de garantir l'observabilité.

Dans le cas des deux droites de bord de piste, le problème d'estimation consiste à évaluer la hauteur de la caméra par rapport au plan formé par ces deux droites. En reprenant des notations similaires au cas précédent (avec $\mathbf{y} = [\theta_d \ \rho_d \ \theta_g \ \rho_g]^T$ le vecteur de mesure et η la variable à estimer), la dynamique des droites dans l'image est donnée par le système

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_d \\ \dot{\rho}_d \\ \dot{\theta}_g \\ \dot{\rho}_g \end{bmatrix} &= \underbrace{\begin{bmatrix} -\rho_d \cos \theta_d w_1 - \rho_d \sin \theta_d w_2 - w_3 \\ (1 + \rho_d^2) \sin \theta_d w_1 - (1 + \rho_d^2) \cos \theta_d w_2 \\ -\rho_g \cos \theta_g w_1 - \rho_g \sin \theta_g w_2 - w_3 \\ (1 + \rho_g^2) \sin \theta_g w_1 - (1 + \rho_g^2) \cos \theta_g w_2 \end{bmatrix}}_{\mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u})} \\ &+ \underbrace{\begin{bmatrix} (a_p \sin \theta_d - b_p \cos \theta_d) (\cos \theta_d v_1 + \sin \theta_d v_2 - \rho_d v_3) \\ (a_p \rho_d \cos \theta_d + b_p \rho_d \sin \theta_d + c) (\cos \theta_d v_1 + \sin \theta_d v_2 - \rho_d v_3) \\ (a_p \sin \theta_g - b_p \cos \theta_g) (\cos \theta_g v_1 + \sin \theta_g v_2 - \rho_g v_3) \\ (a_p \rho_g \cos \theta_g + b_p \rho_g \sin \theta_g + c) (\cos \theta_g v_1 + \sin \theta_g v_2 - \rho_g v_3) \end{bmatrix}}_{\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})} \underbrace{\frac{1}{\eta}}_{\dot{\eta}} \end{aligned} \quad (3.39)$$

$$\dot{\eta} = v_H \eta^2$$

avec θ_d (resp. θ_g) et ρ_d (reps. ρ_g) les coordonnées de la droite du bord droit (resp. gauche) de la piste.

En notant $\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u}) = [\Phi_1 \ \Phi_2 \ \Phi_3 \ \Phi_4]^T$, la condition d'observabilité du système (3.39) s'écrit

$$\sum_{i=1}^4 \Phi_i^2 > 0. \quad (3.40)$$

La Figure 3.10 montre 4 phases d'évolution

- une phase initiale : entre 0 et 4 secondes, l'avion vole en palier dans une direction parallèle à la piste, son vecteur vitesse est donc identique à celui des droites. Cela a pour conséquence de rendre les droites fixes dans l'image. L'observabilité est donc à son minimum à

l'instant initial. Cette propriété dépend donc fortement de l'état initial de l'avion. En effet, si la direction de l'avion avait été différente du cap de la piste, ou si l'avion n'avait pas été en palier, ce phénomène n'apparaîtrait pas. Il n'est donc pas très contraignant pour l'estimation, d'autant plus que l'avion est encore loin de la piste ;

- une phase d'alignement : entre 4 et 25 secondes, l'avion rejoint la trajectoire de référence. C'est durant cette phase que les primitives évoluent le plus dans l'image, cette propriété favorisant ainsi la propriété d'observabilité. Notons que dans le cas de deux droites, on obtient une valeur du terme de gauche de (3.40) deux fois supérieure que dans le cas d'une seule droite ; cela est due à l'expression de la condition d'observabilité faisant intervenir deux termes Φ_i supplémentaires ;
- une phase de suivi de trajectoire à longue distance : entre 25 et 45 secondes, l'avion est aligné par rapport à la piste, à une distance encore importante de la piste. Les droites étant proches comparées à la distance de l'avion par rapport à la piste, leur évolution dans l'image est ainsi très limitée. Cela réduit considérablement l'observabilité ;
- les derniers instants du vol : à partir de 45 secondes, l'avion est aligné par rapport à la piste : la ligne centrale n'évolue donc pas dans l'image. La condition d'observabilité n'est donc plus respectée dans le cas d'une seule droite. Par contre, les lignes latérales évoluent dans l'image. En effet, plus l'avion se rapproche du sol, plus ces primitives ont une dynamique importante dans l'image. Elle garantissent ainsi une observabilité suffisante dans le cas des deux droites.

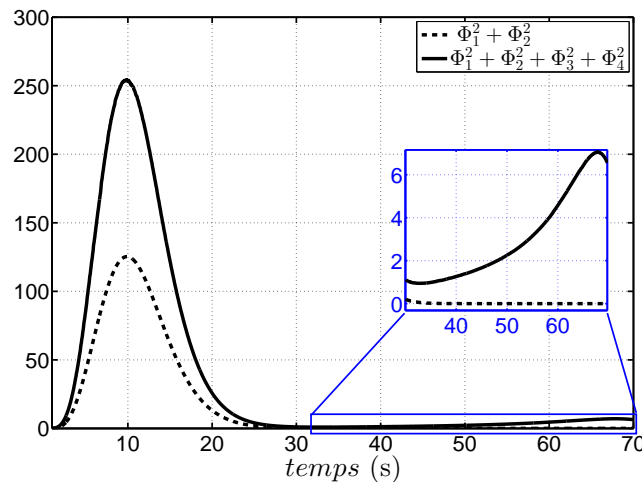


FIGURE 3.10 – Trait discontinu - Evolution du terme $\Phi_1^2 + \Phi_2^2$ (3.38) en fonction du temps lors d'un atterrissage standard. Trait plein - Evolution du terme $\Phi_1^2 + \Phi_2^2 + \Phi_3^2 + \Phi_4^2$ (3.40) en fonction du temps lors d'un atterrissage standard.

Remarque 3.4.2. *Il est tout à fait possible d'introduire la dynamique de la ligne centrale dans le système (3.39). Cela ne modifie en rien l'observabilité et offre l'avantage d'utiliser plus d'informations. Les coordonnées des primitives peuvent provenir d'algorithmes d'analyse d'images basés sur des techniques différentes. Cela peut permettre la détection d'erreur d'un des deux algorithmes.* ■

3.5 Conclusion

Lors du déplacement de l'avion, l'image fournit de nombreuses d'informations sur l'environnement extérieur. Des informations visuelles génériques pour chaque piste sont proposées afin d'estimer la position de l'avion par rapport à une piste inconnue. Les primitives proposées sont de type point ou de type droite. Afin de réaliser le guidage, le point d'aboutissement de la trajectoire standard (P) peut apparaître comme un point naturel tout comme l'axe de la piste. Cependant, ce point ne garantit pas l'observabilité tout au long de l'atterrissage. D'autres points (P' et P''), bords de piste au niveau de son seuil, sont donc utilisés permettant l'expression de la position 3D du point de référence (P) pour le guidage. En effet, les propriétés de symétrie permettent de lier ces trois points bien que les caractéristiques de la piste soient inconnues. De plus, l'expression des coordonnées de ces deux points dans un repère virtuel a permis une nouvelle formulation de problème facilitant la synthèse des observateurs et permettant d'éviter de mettre en place une stratégie de commutation. Par conséquent, dans le cas des points, l'étude se focalisera sur l'utilisation de de la coordonnées de ces deux points dans le repère virtuel. Dans le cas des primitives de type droites, toute l'information de pose n'est pas accessible. En effet, il n'est pas possible d'estimer la position 3D selon l'axe de ces droites. Cependant, il est possible d'estimer la hauteur par rapport au plan dans lequel sont ces droites. Une fois la hauteur estimée, il est possible d'extraire la position 3D de tout point exprimée dans l'image et appartenant à la piste. L'utilisation des droites de bord de piste et de la droite centrale est proposée.

L'observabilité garantie tout au long de l'atterrissage a été démontrée dans le cas de l'utilisation des deux points P' et P'' ou des deux droites de bord de piste. Ces primitives seront utilisées dans la suite de l'étude pour les simulations.

Chapitre 4

Solutions d'estimation

L'asservissement visuel 3D (PBVS) se fait en deux étapes : l'estimation de pose et l'asservissement (ici le guidage). Cette section propose des solutions d'estimation originales afin de fournir aux algorithmes de guidage l'information de position relative de l'avion par rapport à la piste. En effet, l'image est une vue 2D de l'environnement 3D ; la projection perspective fournit une information de direction mais les distances ne sont disponibles qu'à un facteur d'échelle près, directement lié à la profondeur. Il n'est donc pas possible d'extraire directement les positions 3D d'un objet suivi dans l'image sans connaissance *a priori* de cet objet. L'utilisation de la stéréo-vision ou de la connaissance des caractéristiques de la piste ont été d'emblée écartées (voir Section 2.1) et la solution utilisant la vitesse connue de la caméra associée aux dynamiques des primitives a été retenue.

Ce chapitre propose ainsi des solutions d'estimation basées sur les systèmes non linéaires du type (y, η) présentés précédemment où η est directement lié à l'altitude de l'avion par rapport à la piste. L'objectif est d'estimer l'altitude de l'avion par rapport à la piste à l'aide de primitives de type point ou de type droite, et de la vitesse connue de la caméra, les caractéristiques de la piste étant inconnues. Le tableau suivant résume les contributions qui seront présentées dans ce chapitre.

Observateurs	Utilisation de 2 points	Utilisation de 2 droites
Immersion et invariance	Proposition de [Gibert 15b] (théorème + preuve)	Application de l'observateur [Karagiannis 09] au cas des droites et de l'atterrissage
Changement de coordonnées	Proposition de combinaison de sorties (théorème + preuve) et proposition de Pseudo-inverse (théorème seulement)	Proposition de Pseudo-inverse (théorème seulement)
Complétion de jacobienne	Application de [Bernard 15]	Coopération pour l'extension de [Bernard 15]

4.1 Introduction

L'estimation de la position 3D d'un point à partir de ses coordonnées dans l'image a été étudiée dans de nombreux travaux. En particulier, plusieurs solutions ont été proposées pour l'estimation de la profondeur d'un point dans l'image. Parmi les premiers travaux sur ce problème, on peut citer

- [Jankovic 95] dans lequel est proposé un observateur non linéaire basé sur la méthode proposée dans [Marino 95], qui permet d'estimer la profondeur dans le cas d'un point, d'une droite ou d'une courbe. Dans nos travaux, de nouvelles approches alternatives d'estimation sont proposées en utilisant plusieurs primitives alors que l'étude de [Jankovic 95] se limitait à une seule primitive. De plus, l'application à l'atterrissage n'avait pas été étudiée dans [Jankovic 95]. Une comparaison sera effectuée avec [Jankovic 95] ;
- [De Luca 08] basé sur le même estimateur que [Jankovic 95], appliqué à un robot mobile ;
- [Chen 02] sur la dynamique d'un point 3D et de sa projection perspective. Ce dernier propose un observateur basé sur les modes glissants ;
- [Dixon 03] où la formulation du problème est exprimée sous une forme non linéaire de la dynamique des primitives. La technique d'observation proposée facilite l'analyse de la stabilité de l'erreur d'estimation (basée sur la théorie de Lyapunov) ;
- [Karagiannis 05] où un observateur basé sur l'immersion et l'invariance [Astolfi 03] est proposé ;
- [Dahl 05] propose aussi une solution linéaire sur le problème non linéaire d'estimation de profondeur à l'aide de séquençement de gain (*gain scheduling*).

À part [Jankovic 95] et [De Luca 08], ces études se limitent à l'estimation de profondeur avec pour seule mesure, un point dans l'image. Elles sont appliquées à un système très simple, du type

$$\dot{x} = Ax + b$$

avec A et b constant et $\dim(x)=3$, et ne présentant pas de singularité d'observabilité. Ce Chapitre propose plusieurs solutions d'estimation de la profondeur dans le cas où deux points ou deux droites sont utilisés comme primitives. Comme vu dans la section précédente, ces primitives ont été choisies de telle sorte que l'observabilité soit garantie pendant toute la durée de l'atterrissage. Les travaux présentés dans cette thèse peuvent être divisés en trois familles d'estimateurs

- des estimateurs basés sur la théorie de l'immersion et de l'invariance [Karagiannis 05], avec notamment une extension à plusieurs points [Gibert 15b] (voir Section 4.2.1) ou l'application de [Karagiannis 09] au cas des droites (voir Section 4.2.2) ;
- des solutions basées sur un changement de coordonnées d'état (voir Section 4.3) permettant une synthèse d'observateur par mode glissant [Levant 03] ou d'observateur à grand gain [Gauthier 92]. Ces stratégies nécessitent un changement inverse de coordonnées, afin de revenir aux coordonnées initiales. Aussi, plusieurs solutions sont proposées afin d'exprimer l'observateur dans les coordonnées initiales [Gibert 15c, Gibert 15a, Gibert 15d] ;
- et des solutions récentes basées sur la complétion de matrice jacobienne [Bernard 15] dans le cas d'une immersion et appliquées au cas des points (voir Section 4.4.2) et des droites (voir Section 4.4.3).

4.2 Immersion et invariance

La première famille d'estimateurs utilisés dans ce travail est basée sur le principe d'immersion et d'invariance défini dans [Astolfi 03]. Ce principe utilise l'immersion d'un système associé aux propriétés d'invariance d'une variété, ce qui permet de s'affranchir d'une fonction de Lyapunov pour prouver la convergence de l'erreur d'estimation vers zéro. Dans [Karagiannis 05], la théorie d'immersion et d'invariance est appliquée au cas de l'estimation de profondeur à partir de la mesure des coordonnées d'un point dans l'image. **Il est proposé une extension de cette solution au cas de plusieurs points dans l'image [Gibert 15b].** Néanmoins, dans le cas de l'utilisation de droites dans l'image, ces solutions ne peuvent pas être utilisées en raison des non linéarité (couplage et fonctions trigonométrique) de la dynamique des primitives. **Une solution issue des travaux de [Karagiannis 09] est présentée et appliquée au cas de l'atterrissage sur piste.**

4.2.1 Estimation basée sur deux points dans l'image

Afin de garantir l'observabilité tout au long de l'atterrissage, il a été montré dans les Sections précédentes qu'il est possible d'utiliser plusieurs points dans l'image dans le but de reconstruire la profondeur ou la hauteur relative par rapport à ces points. Dans ce cas, une première stratégie consiste à utiliser deux observateurs [Karagiannis 05], un pour chaque point. Il est alors nécessaire de commuter [El Tannoury 12] entre les observateurs en fonction des singularités qui n'apparaissent pas au même moment pour les différents points. Cependant, la condition de commutation peut s'avérer délicate à régler. Afin d'éviter l'utilisation d'un estimateur basé sur un point, pour chaque point-primitive, il est intéressant de synthétiser un seul estimateur utilisant tous les points dans le vecteur de mesure. Dans [Gibert 15b], il a été montré que l'utilisation d'un repère virtuel permet d'exprimer une unique variable η à estimer en fonction de la mesure de chaque point et ainsi, de synthétiser un seul observateur. Pour plus de simplicité, nous avons choisi de présenter le problème dans le cas de seulement deux points. Il est toutefois possible de l'étendre facilement à un nombre plus important de points.

Rappelons que dans le cas de l'utilisation des coordonnées \mathbf{y}'_v et \mathbf{y}''_v , exprimées dans le repère virtuel \mathcal{F}_v , correspondant respectivement aux points P' et P'' , le système dynamique exprimé dans le repère virtuel s'écrit (voir Section 3.3.2)

$$\begin{aligned}
 \dot{y}'_{v1} &= (v_{v3}y'_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
 \dot{y}'_{v2} &= (v_{v3}y'_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
 \dot{y}''_{v1} &= (v_{v3}y''_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
 \dot{y}''_{v2} &= (v_{v3}y''_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
 \dot{\eta} &= v_{v3}\eta^2.
 \end{aligned} \tag{4.1}$$

où $\mathbf{y}_v = [\mathbf{y}'_v{}^T \ \mathbf{y}''_v{}^T]^T$ est le vecteur de mesure et $\eta = \frac{1}{Z_v}$ la variable à estimer.

Hypothèse 4.2.1. *Le système (4.1) est observable, c'est à dire que la condition*

$$\underbrace{(v_{v3}y'_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y'_{v2} - v_{v2})^2 + (v_{v3}y''_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y''_{v2} - v_{v2})^2}_{\mathcal{O}} \geq \delta \tag{4.2}$$

est satisfaite le long de la trajectoire d'atterrissage. ■

Nous avons prouvé Section 3.3.2 que cette condition est toujours respectée lors de l'atterrissage.

Remarque 4.2.1. Afin de revenir, à partir du système (4.1), aux coordonnées $[X'_v \ Y'_v \ Z'_v]^T$ du point P' (idem pour le point P'') dans le repère virtuel \mathcal{F}_v , la connaissance de $\eta = 1/Z'_v$ et des mesures dans le plan image sont suffisantes. En effet, les coordonnées 3D de P' dans le repère \mathcal{F}_v peuvent alors être directement obtenues à partir de l'expression de $\mathbf{y}'_v = [X'_v/Z'_v \ Y'_v/Z'_v]^T$. Le problème d'estimation peut donc se réduire à la construction d'un estimateur pour la variable η . ■

Dans [Karagiannis 05], on considère le système dynamique

$$\dot{\hat{\eta}} = \alpha(\mathbf{y}_v, \hat{\eta}, t) \quad (4.3)$$

avec $\hat{\eta}$ défini par

$$\hat{\eta} = \bar{\eta} + \beta(\mathbf{y}_v, t). \quad (4.4)$$

L'enjeu est de définir les fonctions $\alpha(\cdot)$ et $\beta(\cdot)$ telles que la variable $z = \hat{\eta} - \eta$ définie par

$$z = \bar{\eta} + \beta(\mathbf{y}_v, t) - \eta \quad (4.5)$$

converge vers 0. Dans ce cas, le système (4.3)-(4.4) est un observateur pour (4.1).

Proposition 4.2.1. [Gibert 15b]. Considérons le système (4.1) et l'hypothèse 4.2.1 satisfaite. Considérons les systèmes (4.3) et (4.4), et supposons que $\alpha(\cdot)$ et $\beta(\cdot)$ soient définis par

$$\alpha(\mathbf{y}_v, \hat{\eta}, t) = - \left[\frac{\partial \beta}{\partial \mathbf{y}_v} \right]^T \begin{bmatrix} \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v) \\ \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v) \\ \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v) \\ \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v) \end{bmatrix} (\bar{\eta} + \beta(\mathbf{y}_v, t)) - \frac{\partial \beta}{\partial t} + v_{v3}(\bar{\eta} + \beta(\mathbf{y}_v, t))^2, \quad (4.6)$$

$$\beta(\mathbf{y}_v, t) = -\frac{\lambda}{2} \left((-y_{v1}^2 - y_{v2}^2 - y_{v1}''^2 - y_{v2}''^2)v_{v3} + 2v_{v1}(y'_{v1} + y''_{v1}) + 2v_{v2}(y'_{v2} + y''_{v2}) \right). \quad (4.7)$$

Alors, la dynamique de z (4.5) définie par

$$\dot{z} = - \underbrace{\left[\frac{\partial \beta}{\partial \mathbf{y}_v} \right]^T \begin{bmatrix} \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v) \\ \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v) \\ \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v) \\ \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v) \end{bmatrix}}_{\gamma} z + v_{v3}z^2 \quad (4.8)$$

est uniformément, semi-globalement et asymptotiquement stable en $z = 0$: le système (4.3)-(4.4) est un observateur pour (4.1). ■

Tout l'enjeu consiste donc à déterminer les fonctions $\alpha(\cdot)$ et $\beta(\cdot)$ telles que $\hat{\eta} \rightarrow \eta$ (c'est à dire $z \rightarrow 0$). Le choix judicieux de $\alpha(\cdot)$ (4.6), composé seulement de termes connus, permet une expression la plus simple possible de la dynamique de z (4.8) ; reste donc à définir la fonction $\beta(\mathbf{y}_v, t)$ permettant de stabiliser z en 0. La procédure pour trouver cette fonction est détaillée dans la preuve suivante.

Preuve. Considérons le système (4.8). Le terme γ est rendu strictement positif en prenant une fonction $\beta(\mathbf{y}_v, t)$ vérifiant

$$\frac{\partial \beta}{\partial y'_{v1}} \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v) + \frac{\partial \beta}{\partial y'_{v2}} \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v) + \frac{\partial \beta}{\partial y''_{v1}} \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v) + \frac{\partial \beta}{\partial y''_{v2}} \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v) = \kappa(t) \quad (4.9)$$

avec $\kappa(t) > 0$ et pour tout $t > 0$. Une solution à l'équation (4.9) est obtenue en prenant $\beta(\cdot)$ de telle sorte que

$$\kappa(t) = \lambda \mathcal{O} \quad (4.10)$$

avec \mathcal{O} défini par (4.2) et $\lambda > 0$ une constante de réglage de l'observateur afin que $\lambda \mathcal{O} > 0$. Ce choix induit la fonction (4.7) et assure que $\gamma > 0$.

Considérons alors le système (4.8) avec $\beta(\cdot)$ défini par (4.7) et la fonction candidate de Lyapunov

$$V(z) = \frac{1}{2} z^2. \quad (4.11)$$

On obtient

$$\begin{aligned} \dot{V} &= z \dot{z} \\ &= z(-\gamma z + v_{v3} z) \\ &= -z^2(-\gamma + v_{v3}). \end{aligned} \quad (4.12)$$

Par conséquent, l'origine $z = 0$ est un point d'équilibre uniformément asymptotiquement stable du système (4.8) dans une région d'attraction contenant l'ensemble invariant

$$B = \left\{ z \in \mathbb{R} : |z| < \frac{\lambda \mathcal{O}}{\max_{0 \leq t} |v_{v3}|} \right\}. \quad (4.13)$$

La preuve est terminée en notant que, pour tout ensemble de condition initiale $z(0) \in B$, il est possible de choisir un λ (suffisamment grand). ■

Les résultats obtenus avec cet observateur seront présentés dans le Chapitre 5. L'implémentation d'un tel estimateur est simple ; cependant, d'un manière générale, la difficulté réside dans la capacité à trouver la fonction $\beta(\cdot)$. Dans le cas de deux points, les fonctions $\Phi_i(\cdot, \cdot)$ n'ont pas de termes couplés entre les états, ce qui permet un calcul aisé de la fonction $\beta(\cdot)$. Cependant, pour des systèmes non linéaires plus complexes, comme par exemple dans le cas de l'utilisation de droites dans l'image, trouver une fonction $\beta(\cdot)$ peut s'avérer difficile voire impossible en pratique, comme cela est montré dans la Section qui suit.

4.2.2 Estimation basée sur deux droites dans l'image

Lorsque les primitives utilisées sont des droites dans l'image, la solution de la Section précédente ne peut pas être utilisée. En effet, le couplage entre les différents états ne permet pas de trouver une fonction $\beta(\cdot)$. Pour rappel (voir Chapitre 3), le système représentant la dynamique des droites dans l'image s'écrit

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_d \\ \dot{\rho}_d \\ \dot{\theta}_g \\ \dot{\rho}_g \end{bmatrix} &= \underbrace{\begin{bmatrix} f_1(\theta_d, \rho_d) \\ f_2(\theta_d, \rho_d) \\ f_1(\theta_g, \rho_g) \\ f_2(\theta_g, \rho_g) \end{bmatrix}}_{\mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u})} + \underbrace{\begin{bmatrix} \Phi_1(\theta_d, \rho_d) \\ \Phi_2(\theta_d, \rho_d) \\ \Phi_1(\theta_g, \rho_g) \\ \Phi_2(\theta_g, \rho_g) \end{bmatrix}}_{\mathbf{\Phi}(\mathbf{y}, \mathbf{u})} \underbrace{\frac{1}{d_p}}_{\dot{\eta}} \\ \dot{\eta} &= v_{v3} \eta^2 \end{aligned} \quad (4.14)$$

avec

$$\begin{aligned} \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}) &= \begin{bmatrix} -\rho_d \cos \theta_d w_{c1} - \rho_d \sin \theta_d w_{c2} - w_{c3} \\ (1 + \rho_d^2) \sin \theta_d w_{c1} - (1 + \rho_d^2) \cos \theta_d w_{c2} \\ -\rho_g \cos \theta_g w_{c1} - \rho_g \sin \theta_g w_{c2} - w_{c3} \\ (1 + \rho_g^2) \sin \theta_g w_{c1} - (1 + \rho_g^2) \cos \theta_g w_{c2} \end{bmatrix} \\ \Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u}) &= \begin{bmatrix} (a_p \sin \theta_d - b_p \cos \theta_d) (\cos \theta_d v_{c1} + \sin \theta_d v_{c2} - \rho_d v_{c3}) \\ (a_p \rho_d \cos \theta_d + b_p \rho_d \sin \theta_d + c) (\cos \theta_d v_{c1} + \sin \theta_d v_{c2} - \rho_d v_{c3}) \\ (a_p \sin \theta_g - b_p \cos \theta_g) (\cos \theta_g v_{c1} + \sin \theta_g v_{c2} - \rho_g v_{c3}) \\ (a_p \rho_g \cos \theta_g + b_p \rho_g \sin \theta_g + c) (\cos \theta_g v_{c1} + \sin \theta_g v_{c2} - \rho_g v_{c3}) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.15)$$

avec θ_d (resp. θ_g) et ρ_d (resp. ρ_g) les coordonnées de la droite du bord droit (resp. gauche) de la piste, a_p , b_p et c_p connus et $\eta = \frac{1}{d_p} = \frac{1}{Z_v}$ la variable à estimer. Dans la suite, nous utiliserons $\mathbf{y} = [\theta_d \ \rho_d \ \theta_g \ \rho_g]^T$ pour vecteur de mesure et $\mathbf{u} = [\mathbf{v}_c^T \ \mathbf{w}_c^T]^T$ pour vecteur de commande.

Hypothèse 4.2.2. *Le système (4.14) est observable durant toute la phase d'atterrissage. C'est-à-dire que la condition*

$$\underbrace{(v_{v3} y'_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3} y'_{v2} - v_{v2})^2 + (v_{v3} y''_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3} y''_{v2} - v_{v2})^2}_{\mathcal{O}} > \delta \quad (4.16)$$

avec $\delta > 0$, est vérifiée¹. ■

Pour pouvoir appliquer un observateur du type (4.3), il est nécessaire de choisir une fonction $\beta(\cdot)$. Il faut alors, comme pour l'équation (4.9), résoudre l'équation aux dérivées partielles suivante

$$\frac{\partial \beta}{\partial \theta_d} \Phi_1(\theta_d, \rho_d) + \frac{\partial \beta}{\partial \rho_d} \Phi_2(\theta_d, \rho_d) + \frac{\partial \beta}{\partial \theta_g} \Phi_1(\theta_g, \rho_g) + \frac{\partial \beta}{\partial \rho_g} \Phi_2(\theta_g, \rho_g) = \kappa(t) > 0. \quad (4.17)$$

Dans ce cas, le calcul de $\beta(\cdot)$ s'avère difficile en raison des termes couplés dans $\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})$. Dans [Karagiannis 09], une méthode utilisant l'ajout de mesures filtrées et l'utilisation d'un facteur d'échelle est proposée. En effet, l'ajout de mesures filtrées permet un découplage favorisant la résolution de l'équation (4.17). Le facteur d'échelle permet de compenser le décalage entre \mathbf{y} et $\hat{\mathbf{y}}$ et sert à la preuve de stabilité de l'erreur d'estimation. Bien que plus complexe à mettre en oeuvre que la solution précédente, cet observateur peut cependant s'appliquer à différentes formes de système non linéaire.

Considérons le système (4.14) auquel est associé le vecteur de sortie \mathbf{y} . La variable $\hat{\eta}$ est définie par [Karagiannis 09]

$$\hat{\eta} = \bar{\eta} + \beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) \quad (4.18)$$

avec $\beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}})$ une fonction à définir, $\bar{\eta}$ une variable dont la dynamique est définie ci-dessous et $\hat{\mathbf{y}}$ une variable auxiliaire définie par

$$\dot{\hat{\mathbf{y}}} = \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}) + \Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u}) \hat{\eta} - \mathbf{K}(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}, r)(\hat{\mathbf{y}} - \mathbf{y}) \quad (4.19)$$

avec $\mathbf{K}(\cdot)$ une matrice définie positive. Enfin, on définit z

$$z = \frac{\hat{\eta} - \eta}{r} = \frac{\bar{\eta} + \beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) - \eta}{r}. \quad (4.20)$$

¹Nous avons prouvé au Chapitre 3 que cette condition est toujours respectée lors de l'atterrissage.

Comme décrit dans la suite, z est l'erreur d'estimation de η , mise à l'échelle. Cela implique que le signe de l'erreur dépend de la différence entre l'estimé $\hat{\eta}$ et la valeur à estimer η mais que sa valeur dépend en plus du facteur d'échelle r .

Définissons maintenant la dynamique de $\hat{\eta}$ par

$$\dot{\hat{\eta}} = v_{v3}\hat{\eta}^2 - \frac{\partial\beta}{\partial\mathbf{y}}(\mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}) + \Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})\hat{\eta}) - \frac{\partial\beta}{\partial\hat{\mathbf{y}}}\dot{\hat{\mathbf{y}}}. \quad (4.21)$$

afin de simplifier l'écriture de la dynamique de l'erreur z . À partir de (4.20)-(4.21), la dynamique de z (et donc de l'erreur d'estimation) s'écrit

$$\dot{z} = -\frac{\partial\beta}{\partial\mathbf{y}}\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})z + v_{v3}z^2 - \frac{\dot{r}}{r}z. \quad (4.22)$$

L'objectif étant de s'assurer que z converge vers 0, il est nécessaire de travailler sur l'expression de la fonction $\beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}})$ et sur la dynamique du facteur d'échelle \dot{r} , afin que le système (4.22) admette un équilibre uniformément asymptotiquement stable en zéro. L'objectif est tout d'abord de trouver une fonction β telle que $\frac{\partial\beta}{\partial\mathbf{y}}\Phi(\mathbf{y}) > 0$. Pour cela, on va construire $\beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}})$ telle que

$$\frac{\partial\beta}{\partial\mathbf{y}} = \lambda\Phi(\mathbf{y}) - \begin{bmatrix} e_1\Delta_1(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) \\ e_2\Delta_2(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) \\ e_3\Delta_3(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) \\ e_4\Delta_4(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

avec $\lambda > 0$ et l'erreur d'estimation des mesures définie par $[e_1 \ e_2 \ e_3 \ e_4]^T = [e_{\theta_d} \ e_{\rho_d} \ e_{\theta_g} \ e_{\rho_g}]^T$ avec $\mathbf{e} = \mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}$. β étant une fonction de \mathbf{y} et $\hat{\mathbf{y}}$, sa dérivée par rapport à \mathbf{y} s'écrit

$$\frac{\partial\beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}})}{\partial\mathbf{y}} = \lambda\Phi(\mathbf{y}) - \mathbf{e}\Delta \quad (4.24)$$

avec $\lambda\Phi(\mathbf{y})$ un terme dépendant uniquement du vecteur de mesure \mathbf{y} et Δ dépendant des mesures estimées $\hat{\mathbf{y}}$.

À partir de (4.22) et (4.23), la dynamique de l'erreur devient

$$\dot{z} = -\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})^T\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})z + \sum_{j=1}^4 e_j\Delta_j(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}})\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})z + v_{v3}z^2 - \frac{\dot{r}}{r}z. \quad (4.25)$$

avec $\Delta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) = [\Delta_1 \ \Delta_2 \ \Delta_3 \ \Delta_4]^T$. La dynamique de l'erreur d'estimation $\mathbf{e} = \mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}$ est donnée par

$$\dot{\mathbf{e}} = -\mathbf{K}(\mathbf{y}, r, \mathbf{e})\mathbf{e} + r\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})z. \quad (4.26)$$

Le système (4.25)-(4.26) admet un point équilibre en zéro qui peut être rendu uniformément globalement stable en sélectionnant une dynamique du facteur d'échelle r et une matrice \mathbf{K} adéquates.

Proposition 4.2.2. *Considérons le système (4.14) et l'hypothèse 4.2.2 satisfaite. Considérons les systèmes (4.18)-(4.19)-(4.21) avec $\mathbf{K}(\cdot)$ une matrice définie positive telle que*

$$\mathbf{K}(\mathbf{y}, r, \mathbf{e}) = kr^2\mathbf{I}_4 + \epsilon cr^2 \text{diag}(\|\Delta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}})\|^2) \quad (4.27)$$

avec $\Delta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}})$ défini par (4.23), c , k et ϵ des constantes positives, $\mathbf{e} = \mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}$, et r un facteur d'échelle dont la dynamique est donnée par

$$\dot{r} = -\frac{\rho(\mathbf{y})}{2}(r-1) + cr \sum_{j=1}^4 e_j^2 \|\Delta_j(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}, \mathbf{u})\|^2. \quad (4.28)$$

avec $\rho(\mathbf{y})$ une fonction scalaire positive. Alors, il existe une fonction $\beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}, \mathbf{u})$ définie par

$$\beta(\mathbf{y}, \hat{\mathbf{y}}) = \int_0^{\theta_d} \Phi_1(\xi, \hat{\rho}_d) d\xi + \int_0^{\rho_d} \Phi_2(\hat{\theta}_d, \xi) d\xi + \int_0^{\theta_g} \Phi_1(\xi, \hat{\rho}_g) d\xi + \int_0^{\rho_g} \Phi_2(\hat{\theta}_g, \xi) d\xi, \quad (4.29)$$

telle que la dynamique de l'erreur z (4.20) est uniformément semi-globalement et asymptotiquement stable en $z = 0$: Le système (4.18)-(4.19)-(4.21) est un observateur de la variable η .

■

L'application de cet observateur au cas d'utilisation de deux droites dans l'image, soulève néanmoins deux difficultés : le calcul de la fonction $\beta(\cdot)$ (4.29) et le calcul des termes $\Delta_j(\cdot)$ (4.23). En fonction de la nature des termes de $\Phi(\cdot)$, le calcul de $\beta(\cdot)$ peut s'avérer difficile. Il est cependant possible d'utiliser des solveurs mathématiques basés sur le calcul formel (Maple, Matlab...). On obtient la fonction $\beta(\cdot)$ (4.29) à partir de

$$\begin{aligned} \int_0^{\theta_d} \Phi_1(\xi, \hat{\rho}_d) d\xi &= \gamma \left(b_p \hat{\rho}_d \sin(\theta_d) v_{v3} + a_p \hat{\rho}_d \cos(\theta_d) v_{v3} - a_p \hat{\rho}_d v_{v3} + \frac{1}{2} \left((a_p \theta_d v_{v2}) - (b_p \theta_d v_{v1}) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - (a_p \cos(\theta_d)^2 v_{v1}) + (b_p \cos(\theta_d)^2 v_{v2}) + (a_p v_{v1}) - (b_p v_{v2}) \right) \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{4} (a_p \sin(2\theta_d) v_{v2} + b_p \sin(2\theta_d) v_{v1}) \right) \\ \int_0^{\rho_d} \Phi_2(\hat{\theta}_d, \xi) d\xi &= \gamma \left(c_p \rho_d (\cos(\hat{\theta}_d) v_{v1} + \sin(\hat{\theta}_d) v_{v2}) + \frac{1}{2} \rho_d^2 (b_p \sin(\hat{\theta}_d)^2 v_{v2} + a_p \cos(\hat{\theta}_d)^2 v_{v1}) \right. \\ &\quad \left. + a_p \cos(\hat{\theta}_d) \sin(\hat{\theta}_d) v_{v2} + b_p \cos(\hat{\theta}_d) \sin(\hat{\theta}_d) v_{v1} - c_p v_{v3} \right) \\ &\quad \left. - \frac{1}{3} \rho_d^3 \left((b_p \sin(\hat{\theta}_d) v_{v3}) - (a_p \cos(\hat{\theta}_d) v_{v3}) \right) \right) \\ \int_0^{\theta_g} \Phi_1(\xi, \hat{\rho}_g) d\xi &= \gamma \left(b_p \hat{\rho}_g \sin(\theta_g) v_{v3} + a_p \hat{\rho}_g \cos(\theta_g) v_{v3} - a_p \hat{\rho}_g v_{v3} + \frac{1}{2} \left((a_p \theta_g v_{v2}) - (b_p \theta_g v_{v1}) \right) \right. \\ &\quad \left. - (a_p \cos(\theta_g)^2 v_{v1}) + (b_p \cos(\theta_g)^2 v_{v2}) + (a_p v_{v1}) - (b_p v_{v2}) \right) \\ &\quad \left. - \frac{1}{4} (a_p \sin(2\theta_g) v_{v2} + b_p \sin(2\theta_g) v_{v1}) \right) \\ \int_0^{\rho_g} \Phi_2(\hat{\theta}_g, \xi) d\xi &= \gamma \left(c_p \rho_g (\cos(\hat{\theta}_g) v_{v1} + \sin(\hat{\theta}_g) v_{v2}) + \frac{1}{2} \rho_g^2 (b_p \sin(\hat{\theta}_g)^2 v_{v2} + a_p \cos(\hat{\theta}_g)^2 v_{v1}) \right. \\ &\quad \left. + a_p \cos(\hat{\theta}_g) \sin(\hat{\theta}_g) v_{v2} + b_p \cos(\hat{\theta}_g) \sin(\hat{\theta}_g) v_{v1} - c_p v_{v3} \right) \\ &\quad \left. - \frac{1}{3} \rho_g^3 \left((b_p \sin(\hat{\theta}_g) v_{v3}) - (a_p \cos(\hat{\theta}_g) v_{v3}) \right) \right). \end{aligned} \quad (4.30)$$

Les termes $\Delta(\cdot)$ ($1 \leq i \leq j$), quant à eux, sont obtenus grâce au calcul des dérivées partielles de β . Les expressions des Δ_i sont obtenues après avoir mis l'erreur en facteur dans l'expression des dérivées partielles comme définit équation (4.23). On obtient facilement les termes $\Delta_1(\cdot)$ et $\Delta_3(\cdot)$ à partir des dérivées partielles de $\beta(\cdot)$ par rapport à θ_d et θ_g avec

$$\begin{aligned} \Delta_1(\cdot) &= \gamma (a_p v_{v3} \sin \theta_d - b_p v_{v3} \cos \theta_d) \\ \Delta_3(\cdot) &= \gamma (a_p v_{v3} \sin \theta_g - b_p v_{v3} \cos \theta_g) \end{aligned} \quad (4.31)$$

Cependant, pour les termes $\Delta_{\rho_d}(\cdot)$ et $\Delta_{\rho_g}(\cdot)$ obtenus à partir des dérivées partielles de $\beta(\cdot)$ par

rapport à ρ_d ou ρ_g , l'erreur n'apparaît pas directement. En effet, on obtient

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \beta}{\partial \rho_d} &= \gamma \Phi_2(\theta_d, \rho_d)^T - \gamma \left((bv_{v3}\rho_d^2 - cv_{v2})(\sin \hat{\theta}_d - \sin \theta_d) + (av_{v3}\rho_d^2 - cv_{v1})(\cos \hat{\theta}_d - \cos \theta_d) \right. \\
&\quad \left. - bv_{v2}\rho_d(\sin^2 \hat{\theta}_d - \sin^2 \theta_d) - (av_{v2}\rho_d + bv_{v1}\rho_d)(\cos \hat{\theta}_d \sin \hat{\theta}_d - \cos \theta_d \sin \theta_d) \right) \\
&\quad - av_{v1}\rho_d(\cos \hat{\theta}_d - \cos \theta_d) \\
\frac{\partial \beta}{\partial \rho_g} &= \gamma \Phi_2(\theta_g, \rho_g)^T - \gamma \left((bv_{v3}\rho_g^2 - cv_{v2})(\sin \hat{\theta}_g - \sin \theta_g) + (av_{v3}\rho_g^2 - cv_{v1})(\cos \hat{\theta}_g - \cos \theta_g) \right. \\
&\quad \left. - bv_{v2}\rho_g(\sin^2 \hat{\theta}_g - \sin^2 \theta_g) - (av_{v2}\rho_g + bv_{v1}\rho_g)(\cos \hat{\theta}_g \sin \hat{\theta}_g - \cos \theta_g \sin \theta_g) \right) \\
&\quad - av_{v1}\rho_g(\cos \hat{\theta}_g - \cos \theta_g).
\end{aligned} \tag{4.32}$$

Il n'est donc pas possible d'utiliser exactement le formalisme décrit dans [Karagiannis 09] à cause des non-linéarités causées par les fonctions trigonométriques. Une solution est de formuler l'erreur en $\sin(e_1/2)$ ou $\sin(e_3/2)$. En utilisant les relations trigonométriques classiques, on obtient les termes Δ_2 et Δ_4 à partir de

$$\begin{aligned}
\frac{\sin(e_1)}{2} \Delta_2(\cdot) &= \gamma \sin \frac{\hat{\theta}_d - \theta_d}{2} \left[2(bv_{v3}\rho_d^2 - cv_{v2}) \cos \frac{\hat{\theta}_d + \theta_d}{2} - 2(av_{v3}\rho_d^2 - cv_{v1}) \sin \frac{\hat{\theta}_d + \theta_d}{2} \right. \\
&\quad \left. + 2 \cos \frac{\hat{\theta}_d - \theta_d}{2} \left(-bv_{v2}\rho_d \sin(\hat{\theta}_d + \theta_d) - (av_{v2}\rho_d + bv_{v1}\rho_d) \cos(\hat{\theta}_d + \theta_d) \right. \right. \\
&\quad \left. \left. + av_{v1}\rho_d \sin(\hat{\theta}_d + \theta_d) \right) \right] \\
\frac{\sin(e_3)}{2} \Delta_4(\cdot) &= \gamma \sin \frac{\hat{\theta}_g - \theta_g}{2} \left[2(bv_{v3}\rho_g^2 - cv_{v2}) \cos \frac{\hat{\theta}_g + \theta_g}{2} - 2(av_{v3}\rho_g^2 - cv_{v1}) \sin \frac{\hat{\theta}_g + \theta_g}{2} \right. \\
&\quad \left. + 2 \cos \frac{\hat{\theta}_g - \theta_g}{2} \left(-bv_{v2}\rho_g \sin(\hat{\theta}_g + \theta_g) - (av_{v2}\rho_g + bv_{v1}\rho_g) \cos(\hat{\theta}_g + \theta_g) \right. \right. \\
&\quad \left. \left. + av_{v1}\rho_g \sin(\hat{\theta}_g + \theta_g) \right) \right].
\end{aligned} \tag{4.33}$$

En rappelant que

$$\sin \frac{e_1}{2} = \frac{e_1}{2} \operatorname{sin}_c \frac{e_1}{2}. \tag{4.34}$$

où sin_c correspond au sinus cardinal, on obtient alors

$$\begin{aligned}
\Delta_2(\cdot) &= 2\gamma \operatorname{sin}_c \frac{\hat{\theta}_d - \theta_d}{2} \left[2(bv_{v3}\rho_d^2 - cv_{v2}) \cos \frac{\hat{\theta}_d + \theta_d}{2} - 2(av_{v3}\rho_d^2 - cv_{v1}) \sin \frac{\hat{\theta}_d + \theta_d}{2} \right. \\
&\quad \left. + 2 \cos \frac{\hat{\theta}_d - \theta_d}{2} \left(-bv_{v2}\rho_d \sin(\hat{\theta}_d + \theta_d) - (av_{v2}\rho_d + bv_{v1}\rho_d) \cos(\hat{\theta}_d + \theta_d) \right. \right. \\
&\quad \left. \left. + av_{v1}\rho_d \sin(\hat{\theta}_d + \theta_d) \right) \right] \\
\Delta_4(\cdot) &= 2\gamma \operatorname{sin}_c \frac{\hat{\theta}_g - \theta_g}{2} \left[2(bv_{v3}\rho_g^2 - cv_{v2}) \cos \frac{\hat{\theta}_g + \theta_g}{2} - 2(av_{v3}\rho_g^2 - cv_{v1}) \sin \frac{\hat{\theta}_g + \theta_g}{2} \right. \\
&\quad \left. + 2 \cos \frac{\hat{\theta}_g - \theta_g}{2} \left(-bv_{v2}\rho_g \sin(\hat{\theta}_g + \theta_g) - (av_{v2}\rho_g + bv_{v1}\rho_g) \cos(\hat{\theta}_g + \theta_g) \right. \right. \\
&\quad \left. \left. + av_{v1}\rho_g \sin(\hat{\theta}_g + \theta_g) \right) \right].
\end{aligned} \tag{4.35}$$

Remarque 4.2.2. Dans [Karagiannis 09], il est montré que la solution proposée est suffisamment robuste au terme en z^2 dans l'équation (4.22). Cependant, il est possible de faire disparaître ce terme en modifiant la forme de l'erreur d'estimation. En effet, avec une erreur z définie par

$$z = \frac{\hat{\eta} - \ln(\eta)}{\ln(r)}$$

la dynamique de l'erreur ne fait plus intervenir de terme quadratique. Dans ce cas, lorsque $z \rightarrow 0$, alors $\hat{\eta} \rightarrow \ln(\eta)$. IL suffit alors d'utiliser la fonction exponentielle pour retrouver la valeur estimée de η . ■

Cette solution d'estimation permet la synthèse d'observateurs pour une large classe de systèmes non linéaires. Elle peut donc s'appliquer au cas de deux droites, permettant l'estimation du système tout au long de la trajectoire d'atterrissage. Les résultats obtenus avec ces solutions seront présentés dans le Chapitre 5.

4.3 Changement de coordonnées

Une autre approche pour la synthèse d'estimateurs de position 3D est possible. Il s'agit en fait d'utiliser un changement de coordonnées d'état (ou éventuellement de sortie) permettant la synthèse d'un observateur robuste (grand gain ou mode glissant), tout en garantissant l'observabilité grâce au principe de l'immersion². Cette dernière permet une transformation de coordonnées d'état (éventuellement accompagnée d'une transformation de coordonnées de sortie) qui vise à engendrer une nouvelle représentation de la dynamique aux propriétés intéressantes (affine en l'état, avec une perturbation non linéarité structurée,...), ce qui permet de synthétiser plus aisément un observateur. Lorsque la transformation de coordonnées d'état est un difféomorphisme, on parle d'une transformation d'équivalence ; dans le cas d'une *immersion*, la dimension de l'état initial n'est pas préservée et est plus faible que la dimension de son image par la transformation. Cependant, il est souvent plus intéressant d'écrire l'observateur dans les coordonnées d'état d'origine afin de maintenir le sens physique des variables d'état et de pouvoir utiliser la modélisation de la dynamique. Lorsque la transformation est un difféomorphisme, le retour aux coordonnées initiales peut se faire par une simple inversion de la matrice jacobienne. Cependant, dans le cas de l'immersion, le retour vers les coordonnées d'origine ne peut plus se faire aussi facilement du fait de la non-inversibilité de la matrice jacobienne de transformation de coordonnées d'état. Deux solutions sont alors proposées pour pouvoir exprimer l'observateur dans les coordonnées d'origine : grâce à combinaison de sortie, ou en utilisant une pseudo-inverse.

4.3.1 Solutions d'estimation basées sur 2 points dans l'image

Cette section développe la synthèse d'estimateurs dans le cas de l'utilisation de deux points dans l'image. Il est toutefois possible d'étendre ce type de solution à un nombre plus important de points.

Rappelons que, dans le cas de l'utilisation des coordonnées \mathbf{y}'_v et \mathbf{y}''_v , exprimées dans le repère virtuel \mathcal{F}_v , correspondant respectivement aux deux points P' et P'' dans l'espace 3D, le système dynamique s'écrit (voir Section 3.3.2)

$$\begin{aligned} \dot{y}'_{v1} &= (v_{v3}y'_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{y}'_{v2} &= (v_{v3}y'_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{y}''_{v1} &= (v_{v3}y''_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{y}''_{v2} &= (v_{v3}y''_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \dot{\eta} &= v_{v3}\eta^2. \end{aligned} \quad (4.36)$$

où $\mathbf{y}_v = [\mathbf{y}'_v{}^T \ \mathbf{y}''_v{}^T]^T$ est le vecteur de mesure et $\eta = \frac{1}{Z_v}$ la variable à estimer. Dans la suite, on pose $\mathbf{x} = [\mathbf{y}'_v{}^T \ \mathbf{y}''_v{}^T \ \eta]^T$, l'état du système (4.36). En notant

$$f = \begin{bmatrix} \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\ v_{v3}\eta^2 \end{bmatrix}, \quad (4.37)$$

²Le principe de l'immersion ne garantit pas forcément l'observabilité, cependant, dans l'application de l'atterrissage d'un avion sur une piste, l'immersion permet d'utiliser plusieurs primitives (2 points ou 2 droites) dans le même observateur. Cela permet ainsi de garantir l'observabilité tout au long de l'atterrissage.

on obtient

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}) \quad (4.38)$$

4.3.1.1 Principe de base

Le système (4.36) est sous une forme non linéaire, ce qui peut rendre la synthèse d'observateurs peu aisée. Il est donc préférable de mettre le système sous une forme plus simple pour laquelle il existe des solutions d'observation. Pour cela, une transformation de changement de coordonnées d'état est effectuée afin de mettre le système sous une forme affine en l'état.

La transformation $\tau(\cdot)$ est définie à partir des sorties ainsi que leurs dérivées successives. La transformation fournit alors un nombre de variables d'état ζ supérieur ou égal à la dimension de l'état initial \mathbf{x} . La dimension de l'état du système (4.36) étant de 5 et la dimension du vecteur de mesure étant de 4, plusieurs transformations sont possibles

- utilisation d'une seule variable de sortie et de ses 5 dérivées successives : l'observateur utilisera alors seulement cette mesure pour l'estimation de η ;
- utiliser toutes les mesures et la dérivée de l'une d'entre elles : la condition d'observabilité dépendra seulement de la mesure dont on aura utilisé la dérivée ;
- utiliser toutes les mesures et leur premières dérivées : toutes les mesures seront utilisées et l'observabilité dépendra de toutes ces mesures.

D'un point de vue formel, dans les 2 premiers cas, il s'agit en fait de différents choix d'indices d'observabilité possible associés au vecteur de sortie [Krener 85].

Le chapitre précédent a montré que, si l'on utilise deux points dans l'image (donc un vecteur de mesures de dimension 4), l'observabilité est garantie tout au long de l'atterrissage. Cette propriété peut être confirmée par le critère de rang suivant.

Définition 4.3.1. [Plestan 95]. Etant donné le système (4.36) avec le vecteur de mesure $\mathbf{y}_v = [y'_{v1} \ y'_{v2} \ y''_{v1} \ y''_{v2}]^T$, si le vecteur $\tau(\mathbf{x})$ défini par

$$\tau(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \mathbf{y}_v \\ \dot{\mathbf{y}}_v \end{bmatrix} \quad (4.39)$$

vérifie

$$\det \left[\frac{\partial \tau(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right] \neq 0, \quad (4.40)$$

alors le système est observable³. ■

En supposant que le système (4.36) est observable, il existe donc un changement de coordonnées d'état $\zeta = \tau(\mathbf{x})$ transformant le système (4.36) en le système

$$\begin{aligned} \dot{\zeta} &= A\zeta + \Omega(\zeta) \\ \mathbf{y}_v &= C\zeta \end{aligned} \quad (4.41)$$

³Cette condition caractérise l'observabilité générique [Plestan 95]. Il s'agit en fait d'une caractéristique locale, ce qui signifie qu'on suppose ne pas être en présence de singularité.

avec

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{\Omega}(\hat{\zeta}) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \ddots \\ \hat{\zeta}_1 \\ \ddots \\ \hat{\zeta}_2 \\ \ddots \\ \hat{\zeta}_3 \\ \ddots \\ \hat{\zeta}_4 \end{bmatrix} \quad (4.42)$$

où les termes de $\mathbf{\Omega}(\hat{\zeta})$ sont connus et calculés de manière unique.

Proposition 4.3.1. *Un observateur pour le système (4.41) s'écrit sous la forme*

$$\dot{\hat{\zeta}} = \mathbf{A}\hat{\zeta} + \mathbf{\Omega}(\hat{\zeta}) + \kappa(\mathbf{y}_v, \hat{\zeta}), \quad (4.43)$$

κ étant le terme de correction assurant la convergence de l'état estimé vers l'état réel, i.e. $\hat{\zeta} \rightarrow \zeta$. ■

La forme du terme $\kappa(\mathbf{y}_v, \hat{\zeta})$ est basée sur différentes méthodes (grands gains [Gauthier 92], modes glissants [Levant 03], ...), selon les caractéristiques souhaitées (convergence exponentielle ou en temps fini, robustesse,...) de l'observateur. De plus, le terme $\kappa(\mathbf{y}_v, \hat{\zeta})$ ne dépend que de la sortie mesurée \mathbf{y}_v et du vecteur d'état estimé $\hat{\zeta}$.

Observateurs à grand gain [Gauthier 92]. Dans le cas des observateurs à grand gain, le terme de correction κ de l'observateur (4.43) se présente sous la forme suivante

$$\kappa(\mathbf{y}_v, \hat{\zeta}) = \mathbf{\Lambda}^{-1} \cdot \mathbf{K} \cdot (\mathbf{y}_v - \mathbf{C}\hat{\zeta}) \quad (4.44)$$

avec

$$\mathbf{\Lambda} = \begin{bmatrix} \lambda'_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda'_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda''_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda''_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_1'^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_2'^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_1''^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_2''^2 \end{bmatrix} \quad (4.45)$$

où $\lambda'_1, \lambda'_2, \lambda''_1$ et λ''_2 sont positives, et

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_1 \\ k_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_2 \end{bmatrix} \quad (4.46)$$

où K est défini ⁴ tel que $A - KC$ est Hurwitz. ■

Observateur par mode glissant [Levant 03]. Une estimation précise et robuste de ζ (du système (4.41)) peut être obtenue en utilisant une solution basée sur le concept des modes glissants d'ordre supérieur. Considérons le système (4.41) et supposons que

$$|\Omega_1| < L_{\Omega_1}, |\Omega_2| < L_{\Omega_2}, |\Omega_3| < L_{\Omega_3}, |\Omega_4| < L_{\Omega_4} \quad (4.47)$$

avec Ω_i défini par (4.42) et L_{Ω_i} des constantes positives connues (pour $i = \{1, 2, 3, 4\}$). Les conditions dans (4.47) sont vérifiées dans le domaine opérationnel. Un observateur par mode glissant d'ordre supérieur [Levant 03][Levant 12] pour le système (4.41) se présente sous la forme

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\zeta}}_i &= \hat{\zeta}_i + \underbrace{a_i L_{\Omega_i}^{\frac{1}{2}} |\zeta_i - \hat{\zeta}_i|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(\zeta_i - \hat{\zeta}_i)}_{\alpha_i} \\ \dot{\hat{\zeta}}_i &= \Omega_i + b_i L_{\Omega_i} \text{sign}(\alpha_i) \end{aligned} \quad (4.48)$$

avec les coefficients $a_i = 1.5$ et $b_i = 1.1$ fixés comme proposé dans [Levant 03]. L'observateur (4.43) du système (4.41) admet donc le terme de correction suivant

$$\kappa(\mathbf{y}_v, \hat{\zeta}) = \begin{bmatrix} \alpha_1 \\ \vdots \\ \alpha_4 \\ b_1 L_{\Omega_1} \text{sign}(\alpha_1) \\ \vdots \\ b_4 L_{\Omega_4} \text{sign}(\alpha_4) \end{bmatrix} \quad (4.49)$$

Pour résumer, sachant que la dynamique de l'erreur d'estimation s'écrit (avec $e = \hat{\zeta} - \zeta$) ■

$$\dot{e} = Ae + \Omega(\hat{\zeta}) - \Omega(\zeta) + \kappa(\mathbf{y}_v, \hat{\zeta}), \quad (4.50)$$

il faut donc que le terme de correction $\kappa(\mathbf{y}_v, \hat{\zeta})$ soit choisi de telle sorte que e converge vers 0 (ou *a minima* vers un voisinage de 0) malgré l'erreur initiale $e(0)$ et le terme $\Omega(\hat{\zeta}) - \Omega(\zeta)$. L'objectif étant d'estimer l'état x , et non l'état « transformé » ζ , il convient donc de proposer des solutions pour obtenir un tel estimateur. Dans le cas d'une transformation d'état $\zeta = \tau(x)$ inversible (ce qui n'est pas le cas à ce stade), à partir de (4.43), deux méthodes pourraient être utilisées

- l'état estimé \hat{x} se déduisant de $\hat{\zeta}$ par

$$\hat{x} = \tau^{-1}(\hat{\zeta}); \quad (4.51)$$

- néanmoins, dans de nombreux cas d'applications [Lebastard 11], il est très difficile de calculer l'inverse de τ (y compris avec un logiciel de calcul formel). Dans ce cas, on utiliserait une approche basée sur le calcul de la matrice jacobienne inverse de τ . Comme $\hat{\zeta} = \tau(\hat{x})$, on pourrait écrire

$$\dot{\hat{\zeta}} = \frac{\partial \tau}{\partial x} \Big|_{\hat{x}} \dot{\hat{x}} \rightarrow \dot{\hat{x}} = \left[\frac{\partial \tau}{\partial x} \Big|_{\hat{x}} \right]^{-1} \dot{\hat{\zeta}} \quad (4.52)$$

⁴Les gains k_1 et k_2 sont synthétisés dans le but d'obtenir une dynamique de l'estimation de type second ordre avec un amortissement $\xi = 0.7$ et une pulsation ω variable en fonction des conditions rencontrées. On obtient $k_1 = 2\xi\omega$ et $k_2 = \omega^2$.

D'après (4.43), on obtiendrait

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \left[\frac{\partial \boldsymbol{\tau}}{\partial \hat{\mathbf{x}}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \right]^{-1} \left(\mathbf{A} \hat{\boldsymbol{\zeta}} + \Omega(\hat{\boldsymbol{\zeta}}) + \boldsymbol{\kappa}(\mathbf{y}_v, \hat{\boldsymbol{\zeta}}) \right). \quad (4.53)$$

Puis, de (4.43)-(4.52), un observateur pour le système (4.41) s'écrirait

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = f(\hat{\mathbf{x}}) + \left[\frac{\partial \boldsymbol{\tau}}{\partial \hat{\mathbf{x}}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \right]^{-1} \boldsymbol{\kappa}(\mathbf{y}_v, \hat{\mathbf{x}}). \quad (4.54)$$

avec f la fonction définie à partir de (4.37).

On remarque que l'observateur consiste en une copie du système, auquel s'ajoute un terme de correction ne dépendant que de la mesure et de l'état estimé. Néanmoins, dans l'exemple de la transformation (4.39), la matrice jacobienne n'est pas carrée. En effet, le fait de prendre la dérivée de chacune des mesures mène à une matrice jacobienne de dimension 8×5 . Il n'est donc pas possible d'utiliser directement les deux solutions proposées ci-dessus.

4.3.1.2 Combinaison de sorties

Comme cela a été mentionné précédemment, la mise en place d'un observateur basé sur (4.43) impose de calculer l'inverse de la matrice jacobienne de la transformation de coordonnées d'état (voir (4.52)). Or, la matrice jacobienne n'est pas carrée ; la transformation inverse n'est donc pas possible. Une nouvelle solution permettant de garantir l'observabilité tout en permettant l'utilisation d'une matrice jacobienne carrée est proposée. Une solution consiste à reformuler le problème en utilisant une combinaison des mesures. Ainsi, à partir de (4.41) et du vecteur de mesure $\mathbf{y}_v = [y'_{v1} \ y'_{v2} \ y''_{v1} \ y''_{v2}]^T$ correspondant aux coordonnées, dans le repère virtuel \mathcal{F}_v , des deux coins de bord de piste P' et P'' , il est possible de construire une nouvelle variable y_a ne dépendant que de grandeurs connues (entrée et mesure) définie par

$$y_a = v_{v1} y'_{v1} - \frac{1}{2} v_{v3} y_{v1}''^2 + v_{v2} y'_{v2} - \frac{1}{2} v_{v3} y_{v2}''^2 + v_{v1} y''_{v1} - \frac{1}{2} v_{v3} y_{v1}''^2 + v_{v2} y''_{v2} - \frac{1}{2} v_{v3} y_{v2}''^2 \quad (4.55)$$

La variable y_a a été choisie afin d'obtenir une forme particulière de sa dérivée \dot{y}_a . En effet, afin de lier simplement⁵ \dot{y}_a à η par un terme non nul, on souhaite que la dérivée de y_a s'exprime sous la forme

$$\dot{y}_a = \Delta_y \eta + \chi(\mathbf{y}_v, \dot{\mathbf{u}}_v) \quad (4.56)$$

avec \mathbf{u}_v continue et $\Delta_y = \mathcal{O} > 0$ où \mathcal{O} est définie équation (3.30) et $\chi(\cdot)$ est composé uniquement de termes connus. À partir de (4.55), on obtient

$$\begin{aligned} \Delta_y &= -[(v_{v1} - v_{v3} y_{v1}')^2 + (v_{v2} - v_{v3} y_{v2}')^2 + (v_{v1} - v_{v3} y_{v1}'')^2 + (v_{v2} - v_{v3} y_{v2}'')^2] \\ \chi(\mathbf{y}_v, \dot{\mathbf{u}}_v) &= \dot{v}_{v1} y'_{v1} - \frac{1}{2} \dot{v}_{v3} y_{v1}''^2 + \dot{v}_{v2} y'_{v2} - \frac{1}{2} \dot{v}_{v3} y_{v2}''^2 + \dot{v}_{v1} y''_{v1} - \frac{1}{2} \dot{v}_{v3} y_{v1}''^2 + \dot{v}_{v2} y''_{v2} - \frac{1}{2} \dot{v}_{v3} y_{v2}''^2. \end{aligned} \quad (4.57)$$

Remarque 4.3.1. Notons que Δ_y peut également s'écrire sous la forme

$$\Delta_y = v_{v1}^2 + v_{v2}^2 + 2v_{v3} y_a. \quad (4.58)$$

■

⁵Le fait de lier \dot{y}_a à η permet l'écriture d'une matrice jacobienne simple et toujours inversible.

Remarque 4.3.2. À partir de l'équation (4.56), il est aisé de voir que η peut être estimé à partir de y_a si la condition $\Delta_y \neq 0$ est respectée. ■

Grâce à une injection d'entrée-sortie $-\chi(\mathbf{y}_v, \dot{\mathbf{u}}_v)$, la synthèse de l'observateur peut se faire sur le système suivant (avec abus de notation)

$$\begin{aligned} \dot{y}_a &= \Delta_y \eta \\ \dot{\eta} &= v_{v3} \eta^2 \end{aligned} \quad (4.59)$$

Notons $\mathbf{x} = [y_a \ \eta]^T$. Vu que le système (4.59) est observable ($\Delta_y \neq 0$), la transformation

$$\tau(\mathbf{x}) = [y_a \ \Delta_y \eta]^T = [y_a \ \dot{y}_a]^T \quad (4.60)$$

est un changement de coordonnées d'état. Aussi, en posant $\zeta = \tau(\mathbf{x})$, le système (4.59) est localement équivalent à

$$\dot{\zeta} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}} \zeta + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ \Omega_2(y_a, \eta) \end{bmatrix}}_{\Omega(y_a, \eta)} \quad (4.61)$$

avec

$$\Omega_2(y_a, \eta) = (2v_{v1}\dot{v}_{v1} + 2v_{v2}\dot{v}_{v2} + 2\dot{v}_{v3}y_a + 2v_{v3}\Delta_y\eta)\eta + (v_{v1}^2 + v_{v2}^2 + 2v_{v3}y_a)v_{v3}\eta^2. \quad (4.62)$$

Proposition 4.3.2. Un observateur pour le système (4.61) se présente sous la forme

$$\dot{\hat{\zeta}} = \mathbf{A}\hat{\zeta} + \Omega(y_a, \eta) + \kappa(y_a, \hat{\zeta}) \quad (4.63)$$

avec $\hat{\zeta}$ l'état estimé de ζ et le terme de correction $\kappa(y_a, \hat{\zeta})$ assurant $\hat{\zeta} \rightarrow \zeta$. ■

À partir de $\hat{\zeta} = \tau(\hat{\mathbf{x}})$, on obtient

$$\dot{\hat{\zeta}} = \frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \rightarrow \dot{\hat{\mathbf{x}}} = \left[\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \right]^{-1} \dot{\hat{\zeta}} \quad (4.64)$$

avec la matrice Jacobienne

$$\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 2v_{v3}\hat{\eta} & \Delta_y \end{bmatrix} \quad (4.65)$$

où le calcul de la dérivée partielle $\frac{\partial \Delta_y}{\partial y_a}$ est obtenu grâce à l'équation (4.58). Notons que la

matrice Jacobienne $\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}}$ est toujours de dimension 2x2 et toujours inversible car $\Delta_y \neq 0$. Après application de l'injection d'entrée-sortie inverse $\chi(\mathbf{y}_v, \dot{\mathbf{u}}_v)$, on obtient un estimateur pour le système (4.56)

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{y}}_c \\ \dot{\hat{\eta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta_y \hat{\eta} + \chi(\mathbf{y}_v, \dot{\mathbf{u}}_v) \\ v_{v3} \hat{\eta} \end{bmatrix} + \left[\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \right]^{-1} \kappa(y_a, \hat{\mathbf{x}}). \quad (4.66)$$

Cette nouvelle solution d'estimation est applicable au cas des points dans l'image. L'observabilité est garantie tout le long de la trajectoire (voir Section 3.3.2) et la matrice jacobienne est toujours inversible et de taille réduite. La difficulté majeure de ce type d'estimateur est de créer la combinaison des sorties permettant d'écrire le problème sous la forme (4.59). Pour obtenir

cette combinaison de sortie, il est nécessaire de calculer la fonction primitive⁶ de la condition d'observabilité (ici Δ_y). Dans le cas de l'utilisation des droites-primitives, ce calcul est très compliqué, voir impossible. Il ne permet pas l'expression d'une combinaison de sortie. Cette solution se limite donc à des systèmes non linéaires dont la dynamique ne fait pas intervenir de couplages entre les états et donc dans notre cas, à l'utilisation de 2 points. Les résultats obtenus avec cette solution d'estimation sont présentés dans le Chapitre 5.

4.3.1.3 Pseudo-inverse

Il a été vu précédemment que, dans certains cas (1 point-primitive par exemple), des singularités d'observabilité peuvent apparaître lors de l'atterrissage. Une solution possible pour éviter ces singularités est de commuter entre différentes structures d'observateurs, selon les trajectoires [Lebastard 11]. La stratégie d'estimation développée dans la suite permet de s'affranchir de ces commutations entre estimateurs et supprime la présence de singularités d'observabilité grâce à une immersion permettant de lier les mesures entre elles. Cette solution est aussi applicable aux cas des points ; cependant, contrairement à la solution précédente (combinaison de sorties), elle est aussi applicable au cas des droites.

De plus, il a été montré qu'en cas de changement de coordonnées d'état, il peut ne pas être aisé d'exprimer l'observateur dans les coordonnées initiales. Aussi, il n'est pas toujours possible de calculer la transformation inverse de la matrice jacobienne lorsqu'elle n'est pas carrée, ce qui est le cas lors d'une immersion. La solution proposée dans la suite permet l'expression de l'observateur dans les coordonnées initiales, quelles que soient les dimensions de la matrice jacobienne grâce à l'utilisation de la pseudo-inverse de Moore-Penrose [Moore 20, Penrose 55].

L'utilisation de deux points revient à utiliser le vecteur de mesure $\mathbf{y} = [y'_1 \ y'_2 \ y''_1 \ y''_2]^T$. Notons $\mathbf{x} = [\mathbf{y}^T \ \eta]^T$ le vecteur d'état composé des mesures et de la variable η à estimer. Considérons la transformation $\tau(\cdot)$ telle que

$$\boldsymbol{\zeta} = \boldsymbol{\tau}(\mathbf{x}) = [y'_{v1} \ y'_{v2} \ y''_{v1} \ y''_{v2} \ \dot{y}'_{v1} \ \dot{y}'_{v2} \ \dot{y}''_{v1} \ \dot{y}''_{v2}]^T. \quad (4.67)$$

La matrice jacobienne $\frac{\partial \boldsymbol{\tau}}{\partial \mathbf{x}}$ est donnée par

$$\frac{\partial \boldsymbol{\tau}}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & & & & \\ 0 & 1 & 0 & 0 & & & & \\ 0 & 0 & 1 & 0 & & & & \\ * & * & * & v_{v3}y'_{v1} - v_{v1} & & & & \\ * & * & * & v_{v3}y'_{v2} - v_{v2} & & & & \\ * & * & * & v_{v3}y''_{v1} - v_{v1} & & & & \\ * & * & * & v_{v3}y''_{v2} - v_{v2} & & & & \end{bmatrix} \quad (4.68)$$

avec le symbole * représentant des termes qui n'ont pas d'effet sur l'observabilité du système. Le rang de cette matrice est plein (égal à 4) : le système est donc observable.

Proposition 4.3.3. *Un observateur pour le système (4.41) se présente sous la forme*

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\zeta}}} = \mathbf{A}\hat{\boldsymbol{\zeta}} + \boldsymbol{\Omega}(y_a, \eta) + \boldsymbol{\kappa}(y_a, \hat{\boldsymbol{\zeta}}) \quad (4.69)$$

avec $\hat{\boldsymbol{\zeta}}$ l'état estimé de $\boldsymbol{\zeta}$ et le terme de correction $\boldsymbol{\kappa}(y_a, \hat{\boldsymbol{\zeta}})$ assurant $\hat{\boldsymbol{\zeta}} \rightarrow \boldsymbol{\zeta}$. ■

⁶Il s'agit ici d'un calcul intégral.

À partir de $\hat{\zeta} = \tau(\hat{x})$, on obtient

$$\dot{\hat{\zeta}} = \left[\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \right] \dot{\hat{\mathbf{x}}}. \quad (4.70)$$

Or, la matrice jacobienne (4.68) n'est pas carrée. Elle est néanmoins toujours inversible à gauche étant donné que la condition d'observabilité (3.30)

$$(v_{v3}y'_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y'_{v2} - v_{v2})^2 + (v_{v3}y''_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y''_{v2} - v_{v2})^2 > 0 \quad (4.71)$$

est toujours respectée le long de la trajectoire (voir Section 3.3.2). L'idée est donc d'utiliser la pseudo-inverse de Moore-Penrose⁷ à la place de l'inverse de la matrice jacobienne utilisée dans (4.54). On obtient alors

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \left[\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \right]^+ \dot{\hat{\zeta}}. \quad (4.72)$$

Conjecture 4.3.1. [Gibert 15c] *Le système dynamique*

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = f(\hat{\mathbf{x}}) + \left[\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}} \right]^+ \kappa(\mathbf{y}, \tau(\hat{\mathbf{x}})) \quad (4.73)$$

avec $\kappa(\mathbf{y}, \tau(\hat{\mathbf{x}}))$ assurant la convergence de l'erreur d'estimation $\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}$ vers zéro, est un observateur du système (4.36). ■

Cette nouvelle solution d'estimation, basée sur l'immersion de \mathbf{x} dans ζ , permet la synthèse d'un observateur non linéaire et l'expression de l'observateur dans les coordonnées initiales \mathbf{x} grâce à une simple matrice pseudo-inverse. Cette solution est applicable au cas de deux points (ou plus) dans l'image. Ce résultat est présenté sous forme de conjecture car aucune preuve formelle de la convergence de l'erreur d'estimation n'a pu être, à ce jour, établie (il s'agit d'ailleurs d'une piste de recherche future). Néanmoins, cette conjecture est vérifiée numériquement : en effet, des résultats en simulation obtenus par cette solution appliquée seront présentés Chapitre 5.

4.3.2 Solutions d'estimation basée sur deux droites dans l'image

Parmi les deux solutions précédentes (combinaison de sorties et pseudo-inverse), seule la solution pseudo-inverse est applicable au cas de deux droites dans l'image.

Pour rappel, le système représentant la dynamique des droites dans l'image s'écrit

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_d \\ \dot{\rho}_d \\ \dot{\theta}_g \\ \dot{\rho}_g \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} f_1(\theta_d, \rho_d) \\ f_2(\theta_d, \rho_d) \\ f_1(\theta_g, \rho_g) \\ f_2(\theta_g, \rho_g) \end{bmatrix}}_{\mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u})} + \underbrace{\begin{bmatrix} \Phi_1(\theta_d, \rho_d) \\ \Phi_2(\theta_d, \rho_d) \\ \Phi_1(\theta_g, \rho_g) \\ \Phi_2(\theta_g, \rho_g) \end{bmatrix}}_{\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})} \underbrace{\frac{1}{d_p}}_{\dot{\eta}} \quad (4.74)$$

$$\dot{\eta} = v_{v3}\eta^2$$

⁷La pseudo inverse à gauche de la matrice M s'écrit $M^+ = (M^T M)^{-1} M^T$.

avec

$$\begin{aligned} \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}) &= \begin{bmatrix} -\rho_d \cos \theta_d w_{c1} - \rho_d \sin \theta_d w_{c2} - w_{c3} \\ (1 + \rho_d^2) \sin \theta_d w_{c1} - (1 + \rho_d^2) \cos \theta_d w_{c2} \\ -\rho_g \cos \theta_g w_{c1} - \rho_g \sin \theta_g w_{c2} - w_{c3} \\ (1 + \rho_g^2) \sin \theta_g w_{c1} - (1 + \rho_g^2) \cos \theta_g w_{c2} \end{bmatrix} \\ \Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u}) &= \begin{bmatrix} (a_p \sin \theta_d - b_p \cos \theta_d) (\cos \theta_d v_{c1} + \sin \theta_d v_{c2} - \rho_d v_{c3}) \\ (a_p \rho_d \cos \theta_d + b_p \rho_d \sin \theta_d + c) (\cos \theta_d v_{c1} + \sin \theta_d v_{c2} - \rho_d v_{c3}) \\ (a_p \sin \theta_g - b_p \cos \theta_g) (\cos \theta_g v_{c1} + \sin \theta_g v_{c2} - \rho_g v_{c3}) \\ (a_p \rho_g \cos \theta_g + b_p \rho_g \sin \theta_g + c) (\cos \theta_g v_{c1} + \sin \theta_g v_{c2} - \rho_g v_{c3}) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.75)$$

avec θ_d (resp. θ_g) et ρ_d (resp. ρ_g) les coordonnées de la droite du bord droit (resp. gauche) de la piste, a_p , b_p et c_p connus et $\eta = \frac{1}{d_p} = \frac{1}{Z_v}$ la variable à estimer. Dans la suite, on utilisera comme vecteur de mesure $\mathbf{y} = [\theta_d \ \rho_d \ \theta_g \ \rho_g]^T$, $\mathbf{x} = [\mathbf{y}^T \ \eta]^T$ comme vecteur d'état et $\mathbf{u} = [\mathbf{v}_c^T \ \mathbf{w}_c^T]^T$ pour vecteur de commande.

Seule la solution pseudo-inverse est applicable au cas des droites cas, pour calculer la combinaison de sorties dans ce cas, il faudrait pouvoir effectuer le calcul des primitives⁸ des termes $\Phi_i(\cdot)$ de l'équation (4.74). Or, comme pour les solutions basées sur l'immersion et l'invariance, cela s'avère trop difficile (voir Section 4.2). Par contre, la solution utilisant la pseudo-inverse de la matrice jacobienne ne pâtit pas de la présence de non linéarités dans la dynamique des primitives de type droite.

Considérons la transformation $\tau(\cdot)$ telle que

$$\zeta = \tau(\mathbf{x}) = [\theta_d \ \rho_d \ \theta_g \ \rho_g \ \dot{\theta}_d \ \dot{\rho}_d \ \dot{\theta}_g \ \dot{\rho}_g]^T. \quad (4.76)$$

Conjecture 4.3.2. [Gibert 15c] Un estimateur du système (4.74) se présente sous la forme

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}) + \Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u}) \hat{\eta} \\ v_{v3} \hat{\eta}^2 \end{bmatrix} + \left[\frac{\partial \tau}{\partial \hat{\mathbf{x}}} \middle| \hat{\mathbf{x}} \right]^+ \kappa(\mathbf{y}, \tau(\hat{\mathbf{x}})) \quad (4.77)$$

avec

$$\frac{\partial \tau}{\partial \mathbf{x}} \middle| \hat{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ * & * & * & \Phi_1(\theta_d, \rho_d) \\ * & * & * & \Phi_2(\theta_d, \rho_d) \\ * & * & * & \Phi_1(\theta_g, \rho_g) \\ * & * & * & \Phi_2(\theta_g, \rho_g) \end{bmatrix} \quad (4.78)$$

■

L'utilisation de la pseudo-inverse de la matrice jacobienne est facilement utilisable dans le cas des droites. En effet, cette solution n'est pas impactée par les couplages et non linéarités des dynamiques. Les résultats en simulation obtenus par cette solution sont présentés dans le Chapitre 5, et montrent sa faisabilité.

⁸Il s'agit ici d'un calcul intégral.

4.4 Complétion de jacobienne

Les solutions d'estimation précédentes basées sur un changement de coordonnées d'état permettent l'expression de l'observateur dans les coordonnées d'origine malgré la présence d'une matrice jacobienne non carrée, conséquence de l'immersion. La solution utilisant la combinaison de sortie réduit l'expression de la matrice jacobienne à une matrice 2×2 alors que la pseudo-inverse permet de garder la matrice jacobienne non carrée. Une autre solution est possible afin de revenir dans l'espace d'état d'origine tout en assurant aucune singularité d'observabilité. En effet, l'utilisation de l'immersion permet d'utiliser plusieurs mesures (points ou droites) et ainsi de garantir l'observabilité du système tout au long de l'atterrissage, la difficulté étant de revenir dans l'espace d'état d'origine. Pour cela, il est possible d'effectuer une complétion de la matrice jacobienne. Cette complétion a pour but d'augmenter le nombre de colonnes de la matrice jacobienne et ainsi de la rendre carrée et donc inversible. Dans [Bernard 15], un outil permettant cette augmentation de coordonnées est proposé. La solution est applicable au cas de deux points dans l'image. Une collaboration avec les auteurs de [Bernard 15] a permis de proposer une solution fonctionnant également dans le cas de deux droites.

4.4.1 Principe

La solution décrite ci-après s'avère totalement adaptée aux systèmes non linéaires décrits dans la Section 3 et de la forme

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{y}} &= \Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})\eta \\ \dot{\eta} &= g_\eta(\mathbf{y}, \mathbf{u}, \eta)\end{aligned}\quad (4.79)$$

avec $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^m$ le vecteur de mesure. Notons $\mathbf{x} = [\mathbf{y}^T \eta]^T$. Considérons le changement de coordonnées d'état $\zeta = \tau(\mathbf{x})$ défini par

$$\tau = \begin{bmatrix} \mathbf{y} \\ \dot{\mathbf{y}} \\ y_f \end{bmatrix}\quad (4.80)$$

avec y_f une sortie fictive. L'utilisation de cette sortie fictive est proposée dans [Bernard 15] en cas de singularité d'observabilité. Cette sortie est définie telle que

$$y_f = \psi(\mathbf{y}, \mathbf{u})\eta\quad (4.81)$$

avec $\psi(\cdot)$ de la forme

$$\psi(\mathbf{y}, \mathbf{u}) = \max \left\{ \epsilon^2 - \sum_{i=1}^4 \Phi_i^2, 0 \right\}^2\quad (4.82)$$

où $0 < \epsilon \ll 1$ est une constante, Φ_i sont les termes du vecteur $\Phi(\mathbf{y}, \mathbf{u})$ de l'équation (4.79) et ψ une fonction \mathcal{C}^1 strictement positive quand $\sum_{i=1}^4 \Phi_i^2 < \epsilon^2$ et nulle sinon⁹. La définition de la fonction ψ est basée sur l'idée suivante : le système réel est toujours observable ; cependant, les trajectoires de l'estimation peuvent passer par des singularités d'observation pendant la phase transitoire. L'ajout de la sortie fictive, qui est toujours nulle lorsque la condition d'observabilité est respectée et qui est non nulle en présence de singularités, fait que l'immersion τ est injective partout.

La transformation τ permet l'écriture du système (4.79) dans de nouvelles coordonnées d'état ζ tel que

$$\dot{\zeta} = \mathbf{A}\zeta + \Omega(\zeta).\quad (4.83)$$

⁹Si $\sum_{i=1}^4 \Phi_i^2 = 0$ (Φ_i étant les composantes de Φ), alors le système (4.79) n'est pas observable

Comme précédemment, il est alors possible de synthétiser un observateur pour le système (4.83) sous la forme

$$\dot{\hat{\zeta}} = A\hat{\zeta} + \Omega(\hat{\zeta}) + \kappa(\mathbf{y}, \hat{\zeta}). \quad (4.84)$$

Nous ne rentrerons pas dans le détail de la synthèse de cet observateur dont la convergence dépend du choix de la fonction $\kappa(\mathbf{y}, \hat{\zeta})$, et nous considérerons par la suite, que la convergence de $\hat{\zeta} \rightarrow \zeta$ est assurée.

L'objectif est maintenant d'exprimer l'observateur (4.84) dans les coordonnées initiales ; il est pour cela nécessaire d'effectuer la transformation de coordonnées d'état inverse. Or, comme montré dans la Section précédente, il peut arriver que la matrice jacobienne n'est pas carrée et ne peut donc pas être inversée. Dans [Bernard 15], une solution permettant de pallier à cette difficulté est proposée avec une méthode de complétion de la matrice jacobienne. Pour cela, l'utilisation d'états supplémentaires, notés \mathbf{w} , de valeurs initiales nulles¹⁰ permet l'extension de τ vers un difféomorphisme étendu τ_e tel que

$$\tau_e = \tau + \gamma\mathbf{w} \quad (4.85)$$

où γ est la complétion. La dimension de \mathbf{w} dépend de l'immersion effectuée. En effet, il faut que $\dim(\mathbf{w}) = \dim(\tau) - \dim(\mathbf{x})$. La matrice γ possède donc un nombre de colonnes égal à $\dim(\mathbf{w})$ et un nombre de lignes égal à $\dim(\tau)$. Deux méthodes de complétion ont été utilisées et sont détaillées par la suite sur deux exemples, le cas de deux points et le cas de deux droites ensuite. La taille de \mathbf{w} dépend du nombre d'états à ajouter pour obtenir une matrice jacobienne carrée. Tout l'enjeu est dans la détermination de la matrice γ pour que l'extension avec les états \mathbf{w} permette le calcul inverse de la jacobienne.

Proposition 4.4.1. [Bernard 15] *Si l'observateur (4.84) synthétisé dans les coordonnées en ζ converge, alors l'observateur ramené dans les coordonnées initiales*

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\mathbf{y}}} \\ \dot{\hat{\eta}} \\ \dot{\hat{\mathbf{w}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \tau_e}{\partial(\hat{\mathbf{x}}, \hat{\mathbf{w}})} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}, \hat{\mathbf{w}}} \end{bmatrix}^{-1} \left(A\tau_e(\hat{\mathbf{x}}) + \Omega(\tau_e(\hat{\mathbf{x}})) + \kappa(\mathbf{y}, \tau_e(\hat{\mathbf{x}})) - \frac{\partial \tau_e}{\partial t} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}, \hat{\mathbf{w}}} \right) \quad (4.86)$$

converge lui aussi, c'est-à-dire $\hat{\mathbf{x}} \rightarrow \mathbf{x}$ et $\hat{\mathbf{w}} \rightarrow 0$. ■

La structure de l'observateur (4.86) permet l'expression de la dynamique des estimés directement dans les coordonnées d'origines¹¹. Cela a pour avantage de pouvoir utiliser le sens physique des variables à estimer, ce qui peut être très utile, notamment pour limiter l'estimation ou détecter d'éventuelles erreurs d'observation. Cette nouvelle solution, applicable au cas des points et des droites, permet donc l'expression d'un observateur dans les coordonnées initiales. La technique utilisée consiste à augmenter la taille de la matrice jacobienne en ajoutant des états afin de la rendre carrée et de permettre ainsi son inversion. Contrairement à la solution pseudo-inverse, cette solution possède une preuve formelle de stabilité développée dans [Bernard 15]. Cependant, la mise en oeuvre d'un tel estimateur est plus complexe que dans le cas de la pseudo-inverse. Les résultats obtenus avec cette nouvelle méthode d'observation sont comparés dans le Chapitre 5.

4.4.2 Estimation basée sur deux points dans l'image

Dans cette section est développée un observateur basé sur [Bernard 15] et appliqué au cas de deux points dans l'image. Rappelons que, dans le cas de l'utilisation des coordonnées \mathbf{y}'_v et \mathbf{y}''_v

¹⁰Durant toute la phase d'atterrissage, on souhaite que la valeur de ces états reste faible.

¹¹La dynamique des variables \mathbf{w} est sensé être nulle.

exprimées dans le repère virtuel \mathcal{F}_v , correspondant respectivement aux points P' et P'' dans l'espace 3D, le système dynamique exprimé dans le repère virtuel s'écrit (voir Section 3.3.2)

$$\begin{aligned}
\dot{y}'_{v1} &= (v_{v3}y'_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
\dot{y}'_{v2} &= (v_{v3}y'_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
\dot{y}''_{v1} &= (v_{v3}y''_{v1} - v_{v1})\eta = \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
\dot{y}''_{v2} &= (v_{v3}y''_{v2} - v_{v2})\eta = \Phi_2(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
\dot{\eta} &= v_{v3}\eta^2.
\end{aligned} \tag{4.87}$$

où $\mathbf{y}_v = [\mathbf{y}'_v{}^T \mathbf{y}''_v{}^T]^T$ est le vecteur de mesure et $\eta = \frac{1}{Z_v}$ la variable à estimer.

Pour pouvoir appliquer la solution de complétion proposée dans [Bernard 15], il est nécessaire que le vecteur de mesure soit de dimension impaire. En effet, la complétion, détaillée par la suite, utilise une méthode de combinaison des termes de la matrice jacobienne particulière. Dans le cas de deux points, lorsque les mesures sont exprimées dans le repère virtuel, les coordonnées y'_{v2} et y''_{v2} sont identiques bien qu'elles proviennent de mesures différentes ; il est donc possible de se passer d'une de ces deux mesures sans perdre la garantie d'une observabilité permanente tout au long de l'atterrissage. Il est donc possible de réduire le système (4.88) au système

$$\begin{aligned}
\dot{y}'_{v1} &= \Phi_1(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
\dot{y}'_{v2} &= \Phi_2(\mathbf{y}'_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
\dot{y}''_{v1} &= \Phi_1(\mathbf{y}''_v, \mathbf{v}_v)\eta \\
\dot{\eta} &= v_{v3}\eta^2.
\end{aligned} \tag{4.88}$$

Dans la suite nous utiliserons la notation $\mathbf{x} = [y'_{v1} \ y'_{v2} \ y''_{v1} \ \eta]^T$ pour noter l'état du système (4.88).

Proposition 4.4.2. [Bernard 15] *Un système de la forme de (4.86) est un observateur du système (4.88) avec \mathbf{A} une matrice de dimension 7×7 , $\boldsymbol{\Omega}$ un vecteur de 7 composantes et*

$$\kappa = \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_1 & 0 \\ K_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \tag{4.89}$$

avec K_1, K_2 et K_3 positifs et où $\boldsymbol{\tau}_e = [y'_{v1} \ y'_{v2} \ y''_{v1} \ y_f \ \omega]^T$ est l'immersion injective en utilisant la complétion

$$\gamma(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -\Phi_2 & -\Phi_3 & -\psi \\ \Phi_1 & \psi & -\Phi_3 \\ -\psi & \Phi_1 & \Phi_2 \\ \Phi_3 & \Phi_1 & \Phi_2 \end{bmatrix} \tag{4.90}$$

permettant d'obtenir la matrice jacobienne

$$\frac{\partial \tau_e}{\partial(\mathbf{x}, \mathbf{w})} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & \Phi_1 & -\Phi_2 & -\Phi_3 & -\psi & \\ * & * & * & \Phi_2 & \Phi_1 & \psi & -\Phi_3 & \\ * & * & * & \Phi_3 & -\psi & \Phi_1 & \Phi_2 & \\ * & * & * & \psi & \Phi_3 & \Phi_1 & \Phi_2 & \end{bmatrix}. \quad (4.91)$$

■

Cette solution d'estimation récente permet ainsi d'obtenir un observateur de η dans les coordonnées d'origine tout en offrant une robustesse à d'éventuelles singularités d'observabilité au travers la sortie fictive y_f . La complétion de la matrice jacobienne, proposée dans [Bernard 15], grâce au terme γ utilise une méthode de combinaison des termes de la dernière colonne permettant de rendre la matrice jacobienne carrée. Néanmoins, cette méthode de combinaison s'effectue sur 2 ou 4 termes à compléter, ne permettant que l'utilisation d'un nombre de mesures impaires.

4.4.3 Estimation basée sur deux droites dans l'image

Suite à une collaboration avec les auteurs de [Bernard 15], une méthode différente de complétion de jacobienne plus simple et non limitée à un nombre impair de mesure a été proposée ; il s'agit d'une extension de la Proposition 4.4.2. Cette méthode peut s'appliquer au cas précédent mais aussi au cas d'un nombre de mesure pair. Dans le cas des points, il était possible réduire le nombre de mesures à 3 sans perte de la garantie d'observabilité. Dans le cas des droites, toutes les mesures doivent être utilisées, c'est pourquoi la nouvelle méthode de complétion est utilisée. Dans la cas des droites, pour un vecteur de mesure de dimension 4 (il est cependant possible de l'étendre à un nombre plus important), en utilisant la complétion $\gamma(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ sous la forme

$$\gamma(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \\ \Phi_1 & \Phi_2 & \Phi_3 & \Phi_4 \end{bmatrix}, \quad (4.92)$$

on obtient une matrice Jacobienne de la transformation étendue τ_e telle que

$$\frac{\partial \tau_e}{\partial(\mathbf{x}, \mathbf{w})} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & \Phi_1 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & \Phi_2 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & \Phi_3 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ * & * & * & * & \Phi_4 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ * & * & * & * & \psi & \Phi_1 & \Phi_2 & \Phi_3 & \Phi_4 \end{bmatrix}. \quad (4.93)$$

Cette solution d'immersion utilisant la complétion peut ainsi être appliquée à tout type de système non linéaire. Les résultats obtenus avec cette méthode d'estimation seront présentés au Chapitre 5.

4.5 Conclusion

L'utilisation de points ou de droites dans l'image permet d'estimer la position 3D de la caméra par rapport à la piste. L'information de position 3D est entière (suivant les 3 axes) dans le cas des points ou partielle dans le cas des droites. En effet, à partir de points, il est possible d'extraire les 3 composantes de la pose alors que dans le cas des droites, la position dans l'axe des droites ne peut pas être extraite. Plusieurs solutions d'estimation sont proposées afin d'estimer ces informations de positions relatives. Elles sont basées sur trois grands principes : l'immersion et l'invariance, l'utilisation d'un changement de coordonnées et l'utilisation d'une complétion matricielle. En fonction des primitives utilisées, toutes les solutions présentées ne permettent pas la synthèse des estimateurs. En effet, en fonction de la nature des non linéarités, certains observateurs nécessitent la résolution d'une équation aux dérivées partielles difficile à résoudre. En plus des méthodes présentées dans ce chapitre, nous proposons une comparaison avec deux autres méthodes d'estimation ¹² : une méthode existante ayant déjà été appliquée au cas de points et de droites dans l'image [Jankovic 95] et une méthode d'estimation non linéaire couramment utilisée, le filtre de Kalman étendu [Kalman 61].

¹²Le détail sur la méthodes basée sur le filtre de Kalman est disponible en Annexe.

Chapitre 5

Simulations et expérimentation

Ce chapitre a pour but d'évaluer les méthodes de détection, de suivi, d'estimation et de commande dans le cas de l'atterrissage d'un avion sur une piste inconnue. Pour cela, il est nécessaire d'employer un environnement de simulation représentatif du comportement de l'avion et capable de fournir les coordonnées des primitives dans l'image. La Section 5.1 présente l'environnement de simulation utilisé en détaillant la dynamique de l'avion, les moyens d'obtention de l'information dans l'image et les différents scénarios et trajectoires sur lesquels les solutions sont testées. Ensuite, la Section 5.2 s'intéresse aux résultats de simulation obtenus en utilisant une modélisation du capteur visuel permettant d'obtenir les informations visuelles dans l'image. Afin d'éprouver les solutions d'estimation, des phénomènes (bruit de mesure, biais de vitesse ou erreur de calibration) sont ajoutés. Des simulations en boucle fermée sont ensuite menées à partir des estimations de position relative par rapport à la piste. Enfin, les résultats obtenus à partir d'un générateur d'images synthétiques associé à des algorithmes d'analyse d'images sont présentés en Section 5.3.

5.1 Outils de simulation

Des outils de simulation internes à Airbus ont été utilisés pour la modélisation de la dynamique de l'avion et une nouvelle plateforme a été développée afin d'y intégrer les solutions d'asservissement visuel. La mise en place de cet environnement de simulation s'est faite en parallèle des travaux de thèse. Plusieurs interlocuteurs, plusieurs compétences et plusieurs itérations ont été nécessaires pour le développement de cette plateforme.

5.1.1 Modélisation de la dynamique de l'avion

Modéliser la dynamique d'un avion de transport est un travail conséquent et laborieux. En effet, les effets aérodynamiques mis en jeu pendant le vol, les charges appliquées à la structure, les modes souples de l'avion, la dynamique des actionneurs ou l'efficacité des gouvernes sont des phénomènes complexes à modéliser. Dans un environnement industriel, une modélisation 3D de la géométrie de l'avion complétée par l'identification en vol des paramètres aérodynamiques permet d'obtenir un comportement de l'avion très fidèle de la réalité. La Figure 5.1 résume les différents éléments permettant de simuler la dynamique boucle fermée de l'avion. Pour l'étude proposée dans ces travaux, on peut scinder la boucle fermée en deux blocs : les lois de guidage et la dynamique de l'avion stabilisé.

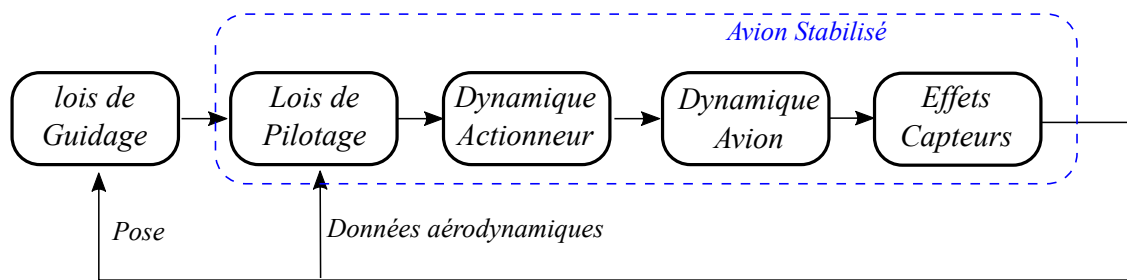


FIGURE 5.1 – Modélisation de la dynamique de l’avion.

Modélisation de l’avion stabilisé

Une modélisation très représentative de la dynamique de l’avion, exécutée à une fréquence de 50 Hz, est obtenue à l’aide d’un simulateur interne à Airbus appelé OSMA (Outils de simulation et de modélisation d’avion) [Goupil 14, Favre 94]. Ce simulateur permet d’intégrer tous les coefficients aérodynamiques de l’avion dans tout le domaine de vol (vitesse, altitude, position du centre de gravité...), les effets des braquages des différentes gouvernes, la dynamique des actionneurs, les effets capteurs et le couplage entre les dynamiques longitudinales et latérales. Cette modélisation est certifiée par les autorités chargées des réglementations et des contrôles concernant l’aviation civile. Les lois de pilotage utilisées pour la stabilisation de l’avion sont développées par Airbus pour chaque type d’avion (voir Chapitre 1). L’ensemble composé de la dynamique de l’avion et des lois de pilotage peut être vu comme la dynamique d’un avion stabilisé. Cet environnement est aujourd’hui utilisé à des fins de certification des lois de commande.

Lois de guidage

Les lois de guidage à l’atterrissage, propres à chaque type d’avion, sont synthétisées par les équipes de développement d’Airbus, et sont elles aussi certifiées par les autorités. Elles s’intéressent à la trajectoire et à l’attitude de l’avion par rapport au sol. À partir d’une information de pose, les lois de guidage calculent des ordres de commande qui sont envoyés aux lois de pilotage. Dans le cas des avions Airbus, les ordres de commandes utilisés sont le l’ordre en facteur de charge vertical (Nz_c) et l’ordre en taux de roulis ($\dot{\phi}_c$).

L’information de pose, utilisée dans les avions actuels, est obtenue grâce à des moyens extérieurs tels que l’ILS ou le GPS. Cette étude faisant l’hypothèse que ces moyens de positionnement ne sont pas disponibles, l’utilisation de l’image représente un moyen alternatif permettant d’estimer la position relative de l’avion par rapport à la piste.

5.1.2 Modélisation de l’information visuelle

Dans le but d’évaluer les solutions d’estimation proposées dans le Chapitre 4, il est nécessaire de créer l’information correspondant aux coordonnées des primitives (points ou droites) dans l’image, à partir de l’information de pose du simulateur.

L’image est utilisée dans le but d’estimer la position relative de l’avion par rapport à la piste. Cependant, cette dernière est disponible, dans l’environnement de simulation, sans recourir au traitement d’images. La pose relative sera donc utilisée de deux manières différentes :

- l’information de pose associée à une modélisation du capteur image permet de fournir les coordonnées des primitives (points de la piste, droites...) dans l’image. Il s’agit donc d’une mesure qui peut être considérée comme parfaite. Cela permet ainsi d’évaluer les

performances des solutions d'estimation proposées avec une information visuelle parfaite. Il est aussi possible de simuler différents phénomènes induits par l'analyse d'images. En effet, il est intéressant de bruitez volontairement les mesures et d'ajouter des erreurs de calibration de la caméra afin de confronter les observateurs à des mesures plus réalistes. Ces simulations permettent donc, d'une part de valider le fonctionnement des algorithmes d'estimation, et d'autre part, d'éprouver leur robustesse. De plus, ces mesures permettent de valider les solutions de guidage lors de simulation en boucle fermée ;

- L'information de pose peut être envoyée à un générateur d'images synthétiques. Cela permet d'avoir une séquence d'images de la phase d'atterrissage. Sur ces images synthétiques, des algorithmes d'analyse d'images sont appliqués afin d'obtenir les coordonnées des primitives dans l'image. Cela permet de tester les algorithmes d'analyse d'images et de valider les solutions d'estimation proposées dans un environnement réaliste. Grâce aux images synthétiques et à l'analyse d'images, les mesures sont affectées d'effets réalistes liés à l'analyse d'images. Le générateur d'images et les algorithmes d'analyse d'images sont détaillés en Section 5.3.1 et 5.3.2.

Ces deux solutions d'acquisition des coordonnées des primitives dans l'image permettent de valider les concepts d'estimation proposés et d'en tester la robustesse.

5.1.3 Définition des scénarios

Dans le Chapitre 1, différentes solutions d'atterrissage automatique existantes ont été présentées. Dans cette étude, on considère, soit que l'atterrissage se fait sur une piste non équipée d'émetteurs ILS, soit que les informations issues de la base de données des aéroports et du GPS ne sont pas disponibles dans l'avion. Sous ces hypothèses, les moyens existants ne permettent pas l'atterrissage automatique. En effet, dans un tel cas, l'avion serait donc guidé à partir d'informations de positionnement issues des VOR/DME¹ (on parle d'approche de non précision) ou à partir des ordres de cap et d'altitude donnés par les contrôleurs aériens. L'avion serait donc positionné par rapport à la piste avec une précision faible. Cependant, les écarts de position par rapport à la piste restent limités, ce qui permet d'assurer que la piste resteraient dans le champ de vision de la caméra. Donc, jusqu'à une distance d'environ 5 km de la piste, l'avion est guidé par ces systèmes. À partir de 5km de la piste, il convient de basculer sur une approche basée vision. Ainsi, une fois l'avion suffisamment proche de la piste pour qu'elle représente un nombre suffisant de pixel de l'image, le guidage se base sur les positions estimées par les observateurs proposés dans cette étude. La Table 5.1 donne les précisions que l'on peut attendre des moyens standard de positionnement, entre la position réelle et la position où pense être l'avion c'est-à-dire l'erreur de position initiale par rapport à la piste. Ces erreurs sont donc considérées au début de la phase d'atterrissage par asservissement visuel. Les précisions attendues sont généralement (pour 95% des cas) limitées, et correspondent à la colonne « Standard » de la Table 5.1 ; cependant, pour les cas « extrêmes », correspondant à de faibles probabilités d'occurrences, l'erreur de position peut être plus importante.

En fonction des erreurs de position initiale, cela conduit à des trajectoires plus ou moins délicates à réaliser. En effet, lorsque l'avion est dans des positions initiales fortement décalées par rapport à la piste et avec un cap divergent par rapport à la piste Δ_ψ , l'avion met plus de temps pour rejoindre la trajectoire d'approche nominale. Dans la suite, plusieurs trajectoires seront utilisées pour valider les solutions d'estimation proposées. Ces trajectoires ont été obtenues

¹VOR/DME (*VHF Omnidirectional Range/Distance Measuring Equipment*) est un système de positionnement radioélectrique utilisé en navigation aérienne. Ce système n'est pas suffisamment précis pour des tâches telles que le décollage ou l'atterrissage.

	Standard	Extrême
Δ_X	$\pm 500m$	$\pm 1000m$
Δ_Y	$\pm 200m$	$\pm 400m$
Δ_H	$\pm 25m$	$\pm 50m$
Δ_ψ	$\pm 8^\circ$	$\pm 15^\circ$

TABLE 5.1 – Position initiale de l’avion par rapport à la piste au début de la phase d’atterrissage gérée par l’asservissement visuel.

en utilisant la dynamique de l’avion stabilisé, les lois de guidage étant basées quant à elles sur l’information de pose pour différentes conditions initiales (voir Table 5.2). À partir d’une trajectoire standard (notée No.1 dans la Table 5.2), les autres trajectoires sont obtenues en faisant varier un seul des paramètres Δ_X , Δ_Y , Δ_H ou Δ_ψ . La Figure 5.2 montre l’évolution latérale et longitudinale des différentes trajectoires tout au long de l’atterrissage². On remarque que la trajectoire No.7 est celle qui rejoint le plus rapidement la trajectoire nominale alors que les trajectoires No.4 et No.8 pour le mouvement latéral, et No.6 pour le mouvement longitudinal semblent avoir plus de difficultés. Par souci de clarté, dans la suite de l’étude, les courbes concernant les résultats d’estimation seront présentés avec la trajectoire standard (No.1) et les détails avec les autres trajectoires seront données sous forme de tableaux.

No. de trajectoire	Δ_X	Δ_Y	Δ_H	Δ_ψ
1	$-5000m$	$200m$	$-25m$	0°
2	$-6000m$	$200m$	$-25m$	0°
3	$-4000m$	$200m$	$-25m$	0°
4	$-5000m$	$400m$	$-25m$	0°
5	$-5000m$	$200m$	$-50m$	0°
6	$-5000m$	$200m$	$+50m$	0°
7	$-5000m$	$200m$	$-25m$	-15°
8	$-5000m$	$200m$	$-25m$	$+15^\circ$

TABLE 5.2 – Conditions initiales pour différentes trajectoires.

5.2 Résultats avec analyse d’images simulée

Cette partie s’intéresse à la simulation des solutions d’estimation. L’évaluation des performances des observateurs se fait, dans un premier temps, à l’aide d’une information visuelle simulée (pouvant être qualifiée de « parfaite ») correspondant aux coordonnées des primitives dans l’image sans erreur ni bruit. Cela permet de valider le bon fonctionnement des observateurs dans des conditions dites parfaites. Ensuite, certains phénomènes propres à l’utilisation d’algorithmes d’analyse d’images, seront simulés afin d’évaluer la robustesse des observateurs face à d’éventuelles erreurs de calibration, des bruits de mesure ou des biais sur l’information de vitesse de l’avion.

²Les guidages longitudinal et latéral étant découplés, lorsque les conditions initiales suivant un plan sont identiques, les trajectoires le sont aussi. Par souci de clarté sur la Figure 5.2, toutes les courbes ayant la même trajectoire sont représentées par un trait plein noir. Dans ce cas, la trajectoire dans l’autre plan est représentée par une couleur différente.

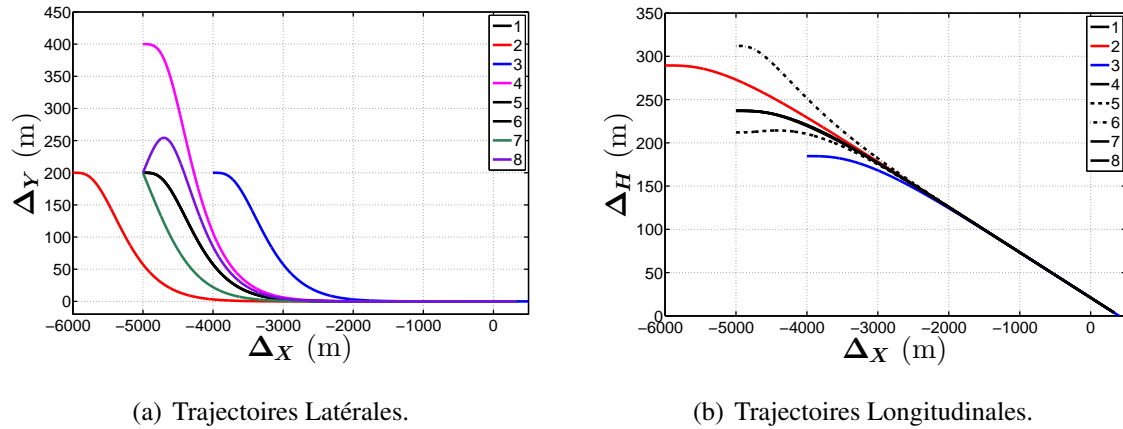


FIGURE 5.2 – Trajectoires latérales et longitudinales en fonction des conditions initiales.

Le Chapitre 3 a montré que l'utilisation, comme primitive, d'un seul point ou d'une seule droite induit des singularités d'observabilité. Par conséquent, l'étude se limitera à l'utilisation de deux points (les deux coins de piste au niveau du seuil), puis des deux droites de bord de piste.

Parmi les observateurs présentés, certains ne s'appliquent qu'à certains types de primitives. **Dans le cas des points**, il est possible d'utiliser :

- l'observateur défini dans [Jankovic 95], noté dans la suite OJ_{2P} ;
- l'observateur basé sur l'Immersion et l'Invariance, étendu à l'utilisation de 2 points (Section 4.2.1), noté dans la suite II_{2P} ;
- l'observateur par Changement de Coordonnées avec Combinaison de Sortie (Section 4.3.1.2), noté dans la suite $CCCS_{2P}$;
- l'observateur par Changement de Coordonnées avec Pseudo-Inverse (Section 4.3.1.3), noté dans la suite $CCPI_{2P}$;
- un filtre de Kalman étendu, noté dans la suite EKF_{2P} .

Pour rappel, lors de l'estimation basée sur les points, il est possible d'extraire les trois composantes de position entre la caméra et la piste. En effet, une fois l'une des trois composantes estimée (ici l'altitude Δ_H), il est alors possible de reconstruire les deux autres positions (Δ_X et Δ_Y) directement à l'aide des mesures des points dans l'image. Par conséquent, pour les observateurs basés sur les points, les résultats présentés par la suite se limiteront à l'estimation d'altitude.

Dans le cas des droites, le problème d'estimation fait intervenir des non-linéarités supplémentaires dues au couplage important entre les mesures. Les observateurs suivants peuvent être utilisés :

- l'observateur défini dans [Jankovic 95], noté dans la suite OJ_{2D} ;
- l'observateur par Changement de Coordonnées avec Pseudo-Inverse (Section 4.3.2), noté dans la suite $CCPI_{2D}$;

- l'observateur par Changement de Coordonnées avec Complétion de la matrice Jacobienne (Section 4.4), noté dans la suite $CCCS_{2D}$;
- l'observateur basé sur l'Immersion et l'Invariance avec filtre de mesures et facteur d'échelle dynamique (Section 4.2.2), noté dans la suite II_{2D} ;
- un filtre de Kalman étendu, noté dans la suite EKF_{2D} ;

Les observateurs basés sur les droites ne permettent l'estimation que d'une partie des positions de la caméra par rapport à la piste. En effet, la composante selon l'axe des droites n'est pas observable. On se limitera donc à l'estimation de l'altitude par rapport au plan piste défini par les droites.

Dans le cas des points et des droites, les solutions d'estimation ont été évaluées sur les 8 trajectoires définies précédemment. Seuls les résultats présentant la réponse temporelle des estimateurs pour la trajectoire N°1 seront par la suite détaillés. En effet, **les résultats d'estimation ne dépendent que très peu de la trajectoire à suivre**. Pour chaque simulation, les résultats obtenus pour l'ensemble des trajectoires seront synthétisés dans des tableaux. De plus, les tableaux présenteront l'erreur entre l'estimation et la valeur réelle pour différentes altitudes (400, 200 et 100 pieds), ces altitudes correspondant aux altitudes standards pour les différentes catégories de la technologie ILS.

5.2.1 Résultats d'estimation avec analyse d'images parfaite

Les résultats obtenus avec l'analyse d'images parfaite (c'est-à-dire simulée, sans erreur ni bruit) sont présentés sur la Figure 5.3 dans le cas de deux points, et sur la Figure 5.4 dans le cas de deux droites.

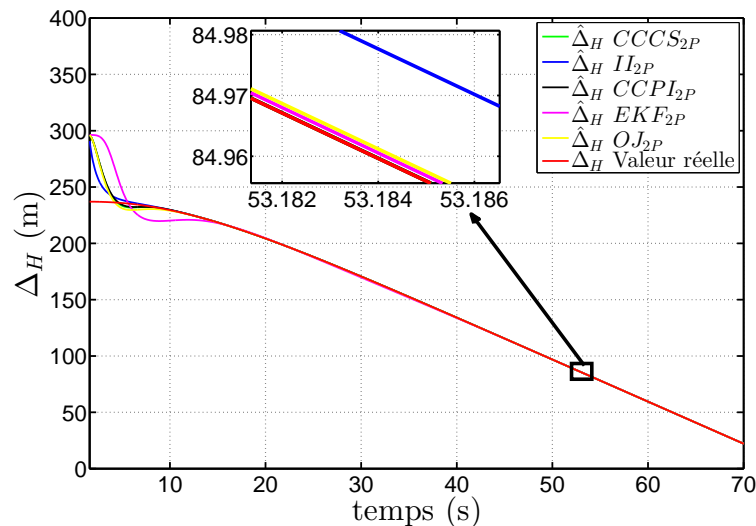


FIGURE 5.3 – Analyse d'images simulée - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage.

La Figure 5.3 montre que l'utilisation de mesures d'images parfaites donne un bon comportement des observateurs. À partir d'une erreur initiale de 50 mètres par rapport à la valeur à estimer, correspondant à l'erreur maximum de positionnement, la convergence vers l'altitude réelle est respectée bien que la dynamique des observateurs soit différente. En effet, dans le cas

des observateurs par changement de variable (Pseudo-inverse $CCPI_{2P}$ et Combinaison de sortie $CCCS_{2P}$), il est possible (via la matrice κ de l'équation (4.44) de fixer la réponse temporelle en maîtrisant l'amortissement et la pulsation (ces 2 paramètres ayant été fixés pour un temps de réponse souhaité de 6 secondes et un amortissement de 0.8). Par contre, dans les cas des estimateurs basés sur l'immersion et l'invariance (II_{2P}), du Filtre de Kalman étendu (EKF_{2P}) et de l'estimateur de [Jankovic 95] (OJ_{2P}), le réglage d'une dynamique précise est plus délicat. En effet, plusieurs itérations sur le réglage des gains sont nécessaires afin d'obtenir un comportement équivalent aux solutions basées sur un changement de coordonnées. La Table 5.3 résume les résultats obtenus pour chacun des observateurs au travers des critères suivants

- temps de convergence à 5% : cela correspond au temps que met l'observateur pour converger vers la valeur réelle avec une erreur d'estimation inférieure à 5% de manière prolongée le long de la trajectoire d'atterrissage No. 1 ;
- erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$: il s'agit de l'erreur d'estimation lorsque l'altitude réelle est de 100, 200 et 400 pieds³ le long de la trajectoire d'atterrissage No. 1 ;
- moyenne de l'erreur à 100 pieds : il s'agit de la moyenne des erreurs $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ pour l'ensemble des trajectoires lorsque l'altitude réelle est de 100 pieds ;
- écart-type de l'erreur à 100 pieds : cela correspond à l'écart type des erreurs à une altitude de 100 pieds pour toutes les trajectoires de la Table 5.2).

On remarque que les solutions d'estimation donnent une précision importante lorsque les mesures dans l'image utilisées sont parfaites. En effet, l'erreur maximum relevée à 100 pieds est de 7 mm pour l'observateur basé sur l'immersion et l'invariance II_{2P} .

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
Temps de convergence à 5%(s)	5.64	4.62	5.83	8.88	4.51
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	0.00002	0.0304	0.00001	-0.0376	0.0025
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	0.00002	0.0122	0.00001	0.0027	0.0010
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	0.00002	0.002	0.00001	0.00005	0.0002
Moyenne de l'erreur à 100 pieds (m)	0.000091	0.0070	0.000059	0.00052	0.00293
Écart type de l'erreur à 100 pieds (m)	0.000034	0.00254	0.000022	0.000261	0.00105

TABLE 5.3 – Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.

Dans le cas des droites, le Chapitre 4 a montré que certains estimateurs basés sur les points ne pouvaient pas être utilisés : c'est notamment le cas pour l'observateur $CCCS_{2P}$ et II_{2P} qui sont remplacés par les observateurs $CCCO_{2D}$ et II_{2D} . Le comportement d'observateurs utilisant des droites est présenté sur la Figure 5.4. Le comportement transitoire est légèrement différent de celui avec des points. Ce phénomène est sans doute dû aux non-linéarités plus importantes dans le cas des droites que dans le cas des points. De plus, on remarque que l'estimateur basé sur l'immersion et l'invariance présente une erreur croissante dans les premiers instants. Ce

³Les altitudes de 100, 200 et 400 pieds correspondent à des altitudes de référence utilisées dans des opérations aéronautique lors de l'atterrissage. Il s'agit notamment des « hauteurs de décision » utilisées pour la technologie ILS.

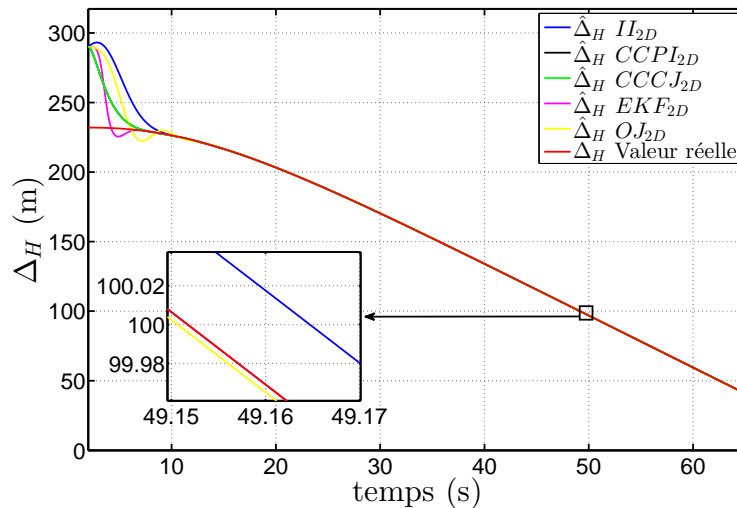


FIGURE 5.4 – Analyse d’images simulée - Trajectoire No.1 - Résultats d’estimation de l’altitude Δ_H obtenus avec 2 droites lors d’un atterrissage.

comportement est intimement lié à la condition d’observabilité qui est proche des singularités au début de la simulation. En effet, l’avion vole en palier et dans la même direction 3D que les droites de la piste. Une fois la manoeuvre d’alignement commencée, l’observabilité est retrouvée et tous les estimateurs convergent vers l’altitude réelle.

Le temps de convergence est ici aussi réglable facilement pour les solutions basées sur le changement de coordonnées ($CCCJ_{2D}$ et $CCPI_{2D}$) et nécessite plusieurs itérations pour les autres solutions (II_{2D} , EKF_{2D} et OJ_{2D}).

La Table 5.4 fournit l’erreur d’estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ pour différentes altitudes le long de la trajectoire No.1. On remarque que les 5 observateurs convergent vers un voisinage de la valeur réelle. La précision est meilleure pour les solutions basées sur le changement de coordonnées ($CCCJ_{2D}$ et $CCPI_{2D}$) et pour EKF_{2D} mais reste cependant acceptable pour l’observateur II_{2D} et OJ_{2D} . On remarque également que les moyennes des erreurs (et les écarts-types obtenus) de toutes les trajectoires sont proches de celles obtenues sur le trajectoire No.1. Comparé

	$CCCJ_{2D}$	II_{2D}	$CCPI_{2D}$	EKF_{2D}	OJ_{2D}
Temps de convergence à 5%(s)	2.04	6	2.04	3.4	5.52
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	-0.00007	-0.0651	-0.00007	0.0000006	0.0044
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	-0.00007	-0.0510	-0.00006	-0.00001	0.0030
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	-0.00043	-0.0381	-0.00045	-0.00001	0.0019
Moyenne de l’erreur à 100 pieds (m)	-0.00064	-0.0422	-0.00054	-0.00002	0.00512
Écart type de l’erreur à 100 pieds(m)	0.00042	0.0119	0.00032	0.000051	0.0042

TABLE 5.4 – Analyse d’images simulée - Résultats d’estimation avec 2 droites le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d’estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d’estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l’erreur d’estimation à 100 pieds et écart type de l’erreur à 100 pieds.

au cas des points, on note que les estimations sont légèrement moins précises. En effet, on retrouve des erreurs plus importantes dans le cas des droites alors que le temps de convergence

est réduit pour 3 observateurs sur les 5. Les systèmes étudiés dans les deux cas ne sont pas identiques ; l'amplitude des mesures est différente ainsi que la condition d'observabilité. Il est donc naturel que les résultats soient différents. La dynamique des observateurs EKF_{2D} , II_{2D} et OJ_{2D} étant délicate à régler de manière exacte, une nouvelle dynamique a été proposée pour les observateurs basés sur le changement de coordonnées ($CCPI_{2D}$ et $CCCJ_{2D}$). Il s'avère que l'observateur EKF_{2D} présente des résultats de meilleure qualité que dans le cas des points alors que ce n'est pas le cas pour les autres observateurs. Cela est dû au principe même du filtre de Kalman dont le gain de correction dépend de la matrice de covariance et s'adapte donc au cours du temps.

À la vue de ces premiers résultats, aucune solution d'estimation ne se démarque totalement des autres. La Table 5.5 synthétise les points forts et inconvénients de chaque technique. On notera que le réglage de la dynamique est plus aisé dans le cas des observateurs basés sur un changement de coordonnées ($CCPI_{2D}$ et $CCCJ_{2D}$). De plus, la précision des observateurs $CCPI_{2D}$, $CCCJ_{2D}$ et EKF_{2D} est meilleure que celles obtenues avec les autres méthodes (II_{2D} et OJ_{2D}).

Observateur	Mesures	Réglage	Temps de convergence	Précision
$CCCS$	2 points	++	++	+
	2 droites	/	/	/
$CCCJ$	2 droites	/	/	/
	2 droites	++	++	+
II	2 points	-	+	-
	2 droites	--	--	-
$CCPI$	2 points	++	++	+
	2 droites	++	++	+
EKF	2 points	-	-	++
	2 droites	-	+	++
OJ	2 points	-	++	-
	2 droites	-	-	-

TABLE 5.5 – Analyse d'images simulée - Toutes Trajectoires - Évaluation qualitative des performances statiques et dynamiques des différentes solutions d'estimation, en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence et de la précision des observateurs.

5.2.2 Évaluation de l'estimation en présence d'erreurs, de bruits de mesure ou de biais de vitesse

Les informations visuelles simulées précédemment (pouvant être qualifiée de « parfaites ») permettent de valider le fonctionnement des observateurs. Cependant, les mesures d'analyse d'images réelles sont généralement entachées de bruits ou d'erreurs de calibration. De plus, les vitesses utilisées dans les observateurs peuvent présenter des biais. Cette section propose l'évaluation des performances des observateurs en présence de ces incertitudes. Les résultats présentés se limitent au cas des points, étant donné qu'un comportement sensiblement identique a été observé dans le cas des droites. En réalité, les résultats obtenus avec les droites

³Le terme « / » signifie que la solution d'observation n'a pas été testée.

sont légèrement meilleurs, cela est dû au « moment », défini dans [Chaumette 04], de degré supérieur des droites par rapport aux points. Par la suite, on utilise les mêmes trajectoires que précédemment, et on introduit les « imperfections » suivantes

- un bruit de mesure correspondant à un bruit blanc gaussien de 1 pixel puis de 5 pixels ;
- une erreur de calibration sur les angles de 0.5 degré, puis de 1 degré ;
- une information de vitesse biaisée de 1%, puis de 5%.

5.2.2.1 Influence du bruit de mesure

Il est naturel que tout signal mesuré soit entaché d'un bruit de mesure, l'analyse d'images n'y faisant pas exception. En fonction du type d'algorithme utilisé et des distance mises en jeu, l'amplitude du bruit de mesure peut varier. De plus, comme l'analyse d'images est basée sur les pixels, elle fournit nécessairement une information échantillonnée (au pixel près). Plus l'image possède une haute définition, moins ce phénomène est important. On propose ici de simuler les solutions d'estimation en utilisant des mesures bruitées par deux bruits blancs gaussien d'amplitude 1 pixel ou 5 pixels. Ces valeurs correspondent à une condition « normale » dans le cas du bruit de 1 pixel, et à une condition difficile dans le cas du bruit de 5 pixel. Dans la suite, ces conditions seront validées au regard des résultats obtenus avec de vrais algorithmes d'analyse d'images.

La Figure 5.5 fournit l'évolution des coordonnées $[y'_1 \ y'_2]^T$ et $[y''_1 \ y''_2]^T$ (définies en Section 3.3) non bruitées des deux points dans l'image le long de la trajectoire No.1 ainsi que la valeur bruitée avec les deux amplitudes de bruit considérées (Figures 5.5(a) pour un bruit de 1 pixel, et Figure 5.5(b) pour un bruit de 5 pixels). En regardant l'évolution des mesures dans le repère

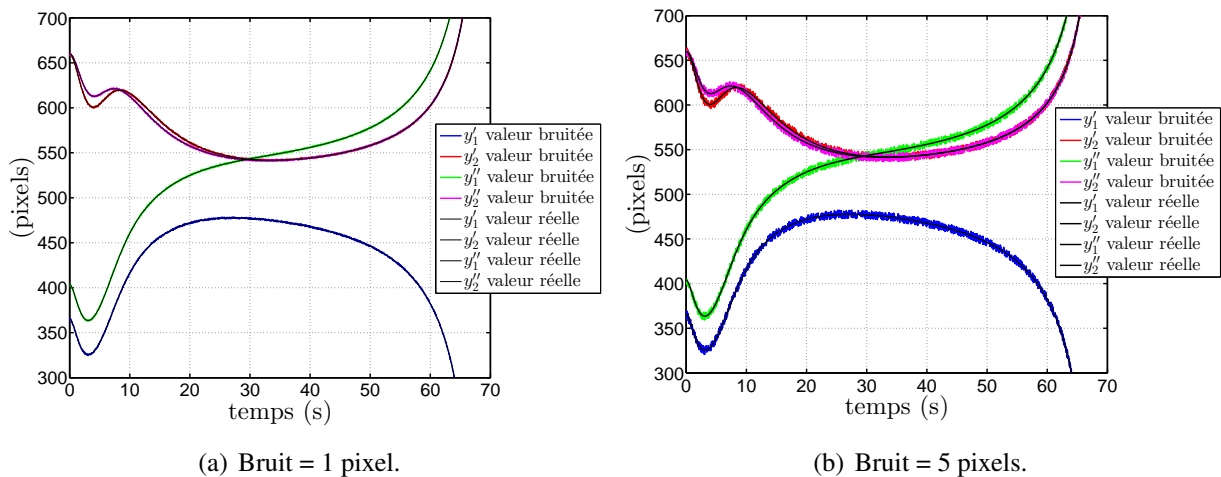


FIGURE 5.5 – Analyse d'images simulée bruitée - Trajectoire No.1 - Coordonnées $(y'_1, y'_2, y''_1, y''_2)$ réelles et bruitées obtenues pour les points P' et P'' lors d'un atterrissage.

image, on remarque que les coordonnées verticales y'_2 et y''_2 sont très proches et que leur évolution tend vers la même valeur. Ce comportement était attendu : en effet, une fois l'avion aligné avec la piste et sachant que l'avion est alors stabilisé, la hauteur dans l'image est la même pour les deux points de bord de piste. On remarque aussi que les coordonnées y'_1 et y''_1 ont une évolution identique pendant la phase d'alignement de l'avion. Une fois l'avion aligné, chacun des deux points tend à s'éloigner du centre vers les bords de l'image dans des directions opposées.

À noter que les dynamiques des coordonnées dans l'image sont plus importantes au début de la simulation (jusqu'à 20 secondes de simulation), ainsi qu'à partir de 45 secondes. Cela a pour conséquence de réduire l'observabilité entre 20 et 45 secondes comme vue au Chapitre 3.

Concernant l'amplitude des bruits, on remarque qu'un bruit de 1 pixel semble ne pas corrompre les signaux de manière significative, contrairement au bruit d'amplitude 5 pixels. En effet, avec ce dernier, l'influence du bruit de mesure peut localement présenter une différence importante entre la valeur attendue de la dérivée de la mesure et la valeur réellement mesurée.

Les résultats d'estimation utilisant les signaux bruités sont présentés sur la Figure 5.6. On

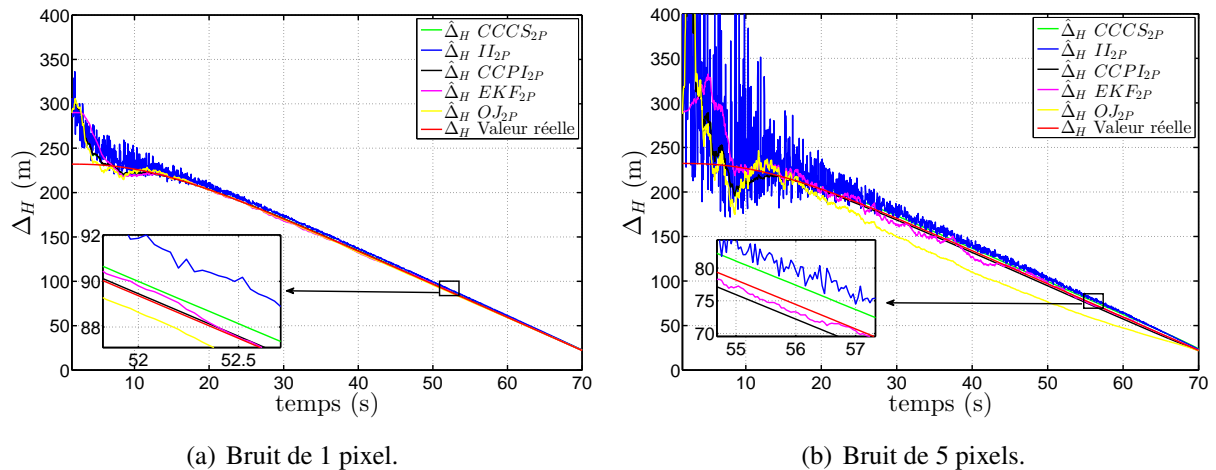


FIGURE 5.6 – Analyse d'images simulée bruitée - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage en présence de différents bruit de mesure.

observe que le bruit de mesure dégrade l'estimation de l'altitude de manière significative. En particulier, l'estimateur basé sur l'immersion et l'invariance (II_{2P} en Section 4.2.1) et l'observateur déduit de [Jankovic 95] (OJ_{2P}) sont fortement impactés durant la phase transitoire, contrairement aux estimateurs basés sur le changement de variable ($CCPI_{2P}$, $CCCS_{2P}$ et $CCCS_{2P}$, voir Section 4.3) et le filtre de Kalman étendu (EKF) dont la dynamique est moins sensible au bruit de mesure. Dans les derniers instants de la phase d'atterrissage, tous les observateurs fournissent une altitude estimée précise peu bruitée, les estimateurs jouant le rôle de filtre.

Dans le cas d'un bruit de mesure de 5 pixels, il est nécessaire de réduire la dynamique de correction des observateurs afin de limiter les oscillations. Malgré cette réduction de dynamique, les résultats d'estimation restent bruités. La Figure 5.6(b) montre que l'observateur OJ_{2P} proposé dans [Jankovic 95] souffre des mesures bruitées. En effet, la phase transitoire est fortement bruitée malgré une dynamique réduite. De plus, le temps de convergence est beaucoup plus long que celui obtenu avec les autres solutions d'estimation. L'observateur II_{2P} est lui, plus fortement bruitée pendant la phase transitoire malgré une dynamique réduite mais une fois le régime établi, l'erreur d'estimation reste cependant assez réduite comparé à l'erreur d'estimation de l'observateur OJ_{2P} . Les solutions basées sur changement de coordonnées ($CCPI_{2P}$ et $CCCS_{2P}$) ainsi que l'observateur EKF_{2P} sont moins sensibles au bruit de mesure ; la phase transitoire est légèrement bruitée et permet une convergence rapide de l'observateur. En effet, le filtre de Kalman étendu dispose d'un terme de correction variable dépendant de la matrice de covariance, cela permet d'offrir une robustesse au bruit de mesure au filtre de Kalman étendu. Dans le cas des observateurs basés sur un changement de coordonnées d'état, le terme de correction peut synthétiser pour obtenir un amortissement important, ce qui permet de réduire l'influence du bruit

de mesure. Une fois le régime établi, l'erreur d'estimation reste faible et peu bruitée comparé aux solutions précédentes. Les Tables 5.6 et 5.7 fournissent des informations sur l'erreur d'estimation pour différentes altitudes respectivement avec un bruit de 1 et 5 pixels. Avec un bruit de

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
Temps de convergence à 5%(s)	5.64	4.62	5.83	8.88	4.51
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	-4.5497	-2.0658	-6.1689	-1.7701	-5.1983
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	0.1456	-0.6692	0.0905	0.0152	-2.6657
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	0.1068	-0.1466	0.1262	0.0866	-0.3659
Moyenne de l'erreur à 100 pieds (m)	0.1874	-0.2413	0.0991	0.0969	-0.6772
Écart type de l'erreur à 100 pieds (m)	0.061	0.2135	0.0456	0.0451	0.499

TABLE 5.6 – Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et une mesure bruitée de 1 pixel le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
Temps de convergence à 5%(s)	11.04	12.12	11.08	16.12	56.56
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	2.8025	-1.2481	-1.975	-7.4605	-36.26
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	3.0019	0.90507	-2.2112	-0.29642	-1.7786
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	2.9137	1.0192	-1.1976	0.11233	0.70278
Moyenne de l'erreur à 100 pieds (m)	4.124	3.418	-3.7854	1.0213	2.7541
Écart type de l'erreur à 100 pieds (m)	2.7541	3.2212	2.6548	1.002	1.7849

TABLE 5.7 – Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et une mesure bruitée de 5 pixels le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.

mesure de 1 pixel, les solutions d'observation permettent une estimation de l'altitude avec des précisions moyennes inférieures à 20 cm. De plus, il est possible de garder un même réglage de la dynamique des observateurs que dans le cas des mesures non bruitées, ce qui permet un temps de convergence faible. Dans le cas d'un bruit de mesure important (amplitude ± 5 pixels), la précision des observateurs est moins bonne et le temps de convergence est augmenté.

Dans les Tables 5.6 et 5.7, les erreurs présentées ne reflètent pas le caractère fortement bruité de l'estimation. En effet, il s'agit de mesures effectuée en des positions particulières (400, 200 et 100 pieds). Il est intéressant d'évaluer le caractère oscillant de l'estimation. Pour cela, il est possible d'utiliser l'écart type de l'erreur d'estimation tout le long de l'atterrissage. La Table 5.8 fournit l'écart-type de l'erreur d'estimation pour chacun des observateurs le long de la trajectoire No.1.

On remarque que ce paramètre d'évaluation reflète le caractère oscillant des estimations.

Dans une stratégie de commande, l'utilisation d'une valeur estimée très bruitée n'est pas conseillée. D'une part, la valeur de l'estimation est faussée par le bruit trop important, cela pouvant conduire à des commandes trop importantes conduisant à des saturations mécaniques ou de sécurité. D'autre part, un fréquence du bruit supérieur à 1Hz et l'effet de « chattering » sont

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
1 pixel : écart-type (m)	12.86	21.21	12.94	14.05	13.08
5 pixels : écart-type (m)	30.49	80.89	31.17	22.04	39.22

TABLE 5.8 – **Analyse d'images simulée bruitée - Trajectoire No.1** - Écart-type de l'erreur d'estimation le long de la trajectoire No.1 pour chacun des observateurs dans le cas d'un bruit de mesure de 1 ou 5 pixels.

à proscrire afin de maintenir la longévité des actionneurs et de ne pas exciter les modes souples de l'avion. Il n'est donc pas réaliste d'imaginer injecter les estimations issues des observateurs II_{2P} et OJ_{2P} dans la commande. En effet, Cependant, comme montré ci-après, la commande accepte un léger retard de l'information de position ; il est alors possible d'imaginer un filtrage de ces estimations afin d'atténuer les effets du bruit de mesure. La position estimée avec les autres observateurs ($CCPI_{2P}$, $CCCS_{2P}$ et EKF_{2P}) semble acceptable pour être directement utilisée dans la boucle de commande.

Pour conclure, la robustesse aux bruit de mesure est plus importante pour les solutions basées sur le changement de coordonnées ($CCPI_{2P}$, $CCPI_{2D}$, $CCCS_{2P}$, $CCPJ_{2D}$) et sur le filtre de Kalman (EKF_{2P}), que pour les solutions basées sur l'immersion et l'invariance (II_{2P} et II_{2D}) et sur (OJ_{2P} et OJ_{2D}) [Jankovic 95] dont les estimés sont très bruités. En effet, pour un bruit d'amplitude de 5 pixels, ces dernières ne sont pas acceptables. Notons qu'en fonction du bruit de mesure, il est nécessaire d'adapter la dynamique des observateurs sous peine d'obtenir des estimés totalement inutilisables pour le guidage.

Observateur	Mesures	Réglage	Temps de convergence	Précision	Robustesse au bruit
$CCCS$	2 points	++	++	+	+
	2 droites	/	/	/	/
$CCPJ$	2 droites	/	/	/	/
	2 droites	++	++	+	+
II	2 points	-	+	-	-
	2 droites	--	--	-	--
$CCPI$	2 points	++	++	+	+
	2 droites	++	++	+	+
EKF	2 points	-	-	++	+
	2 droites	-	+	++	+
OJ	2 points	-	++	-	--
	2 droites	-	-	-	--

TABLE 5.9 – **Analyse d'images simulée bruitée - Toutes Trajectoires** - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs et de la précision des estimés.

5.2.2.2 Influence des erreurs de calibration

La caméra est fixée sur l'avion à une position précise afin de garantir la présence de la piste dans l'image au moment de la phase d'atterrissage. Lors de l'installation de l'équipement, il est nécessaire de calibrer la pose exacte de la caméra par rapport à l'avion. En effet, l'information

de position et d'orientation de la caméra est utilisée afin d'effectuer le changement de repère entre le repère avion (utilisé pour le guidage) et le repère caméra (utilisé pour la mesure). Devant les distances mises en jeu dans cette étude, une erreur de calibration sur la position de la caméra n'a que très peu d'influence sur le résultat de l'estimation. Cependant, une faible erreur angulaire implique des erreurs importantes lors des changements de repères. C'est pourquoi seule la variation des erreurs de calibration angulaire sera étudiée par la suite. Dans le cadre de l'installation de la caméra sur l'avion, en phase industrielle, la calibration d'équipement vidéo peut être effectuée de manière réaliste avec une précision de

- 0.3 degré pour l'orientation de la caméra ;
- 20 cm pour la position de la caméra.

La Figure 5.7 et la Table 5.10 présentent les résultats d'estimation obtenus en présence d'erreur de calibration sur l'orientation de la caméra avec des erreurs d'angles de 0.5° , puis de 1° . Les résultats montrent que la convergence des observateurs est altérée, l'erreur de calibration engendrant une erreur qui, même si elle se réduit avec le rapprochement de l'avion de la piste, demeure néanmoins plus importante, plus longtemps. Ce comportement est normal étant donné que les effets de l'erreur de calibration angulaires s'estompent lorsqu'on se rapproche de la piste car les distances mises en jeu diminuent. Notons que les estimateurs basés sur un changement de coordonnées ($CCPI_{2P}$ et $CCCS_{2P}$) réduisent cette erreur d'estimation plus rapidement que les autres solutions. Dans les derniers instants, cette erreur d'estimation due aux erreurs de calibration s'annule.

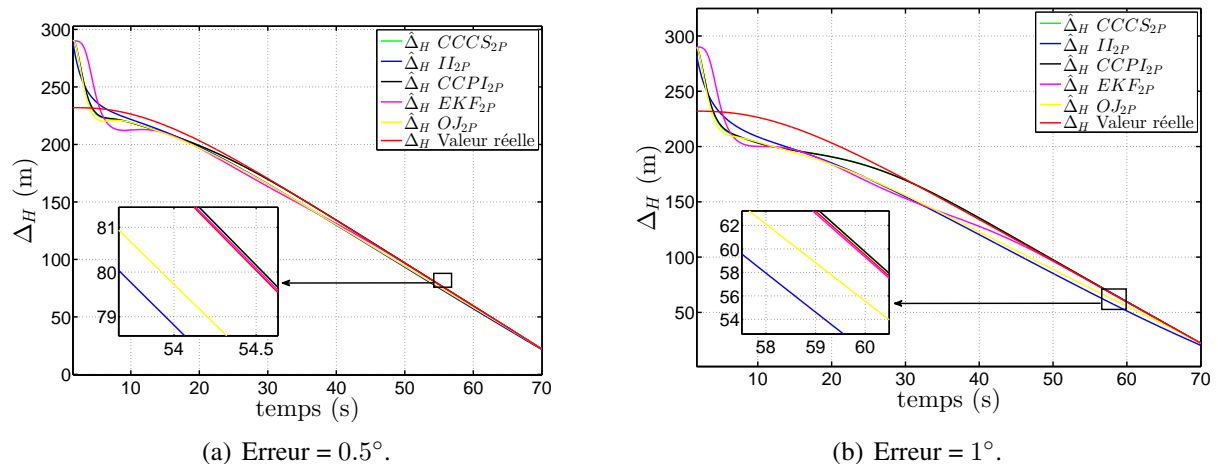


FIGURE 5.7 – Analyse d'images simulée avec erreur de calibration - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage en présence d'erreur de calibration.

5.2.2.3 Influence de biais sur les vitesses

Les observateurs reposent sur la dynamique des primitives dans l'image, ces dynamiques étant dues au déplacement de la caméra. L'information de vitesse de la caméra est donc aussi importante que les mesures issues de l'image. Bien que les centrales inertielles soient de très bonne qualité, la vitesse de la caméra est calculée par intégration des données issues des accéléromètres. Par conséquent, il se peut que les vitesses soient biaisées. Ces biais ont cependant une faible évolution dans le temps. On peut donc considérer que les vitesses peuvent être entachées d'un biais constant. La Figure 5.8 présente la réponse des observateurs en présence de deux biais

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
Temps de convergence à 5%(s)	14.88	37	8.2	19.32	12.24
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	0.1457	-4.0984	0.1445	-2.7846	-3.7847
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	0.1053	-2.6341	0.1035	0.0681	-1.5785
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	0.08035	-1.1621	0.08152	0.0679	-0.2217
Moyenne de l'erreur à 100 pieds (m)	0.1044	-1.4254	0.1474	0.0844	-0.3548
écart type de l'erreur à 100 pieds (m)	0.02145	0.3545	0.7146	0.0371	0.2842

TABLE 5.10 – Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et une erreur de calibration de 0.5° le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.

Observateur	Mesures	Réglage	Temps de convergence	Précision
$CCCS$	2 points	++	+	++
	2 droites	/	/	/
$CCCJ$	2 droites	/	/	/
	2 droites	++	++	+
II	2 points	-	--	--
	2 droites	--	--	--
$CCPI$	2 points	++	+	++
	2 droites	++	+	++
EKF	2 points	-	-	+
	2 droites	-	-	+
OJ	2 points	-	--	--
	2 droites	-	--	--

TABLE 5.11 – Analyse d'images simulée avec erreur de calibration - Toutes Trajectoires - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs et de la précision des estimés.

différents (1% et 5%) sur les vitesses. Les résultats obtenus montrent que les solutions d'estimations les plus robustes à la présence d'un biais de vitesse sont le filtre de Kalman étendu (EKF) et l'observateur $CCPI_{2P}$ (voir Section 4.3.1.3). L'estimation basée sur l'immersion et l'invariance (II_{2P} voir Section 4.2.1) ne permet pas de converger vers la valeur d'altitude réelle. En effet, le terme de correction étant dans ce cas fortement dépendant des valeurs de vitesse de l'avion, le biais de vitesse ne peut donc pas être corrigé par les mesures dans l'image.

5.2.2.4 Conclusion

Bien que toutes les solutions d'observation permettent d'estimer l'altitude (et donc la position 3D de l'avion par rapport à la piste), certaines méthodes semblent plus robustes aux différentes incertitudes. En effet, les solutions basées sur le changement de coordonnées d'état ($CCPI_{2P}$ et $CCCS_{2P}$) et sur le filtre de Kalman étendu semblent plus robustes à la présence de bruits sur le signal de mesure contrairement à la solution basée sur l'immersion et l'invariance (II_{2P}) et à la solution proposée dans [Jankovic 95] (OJ_{2P}). En effet, ces dernières solutions présentent

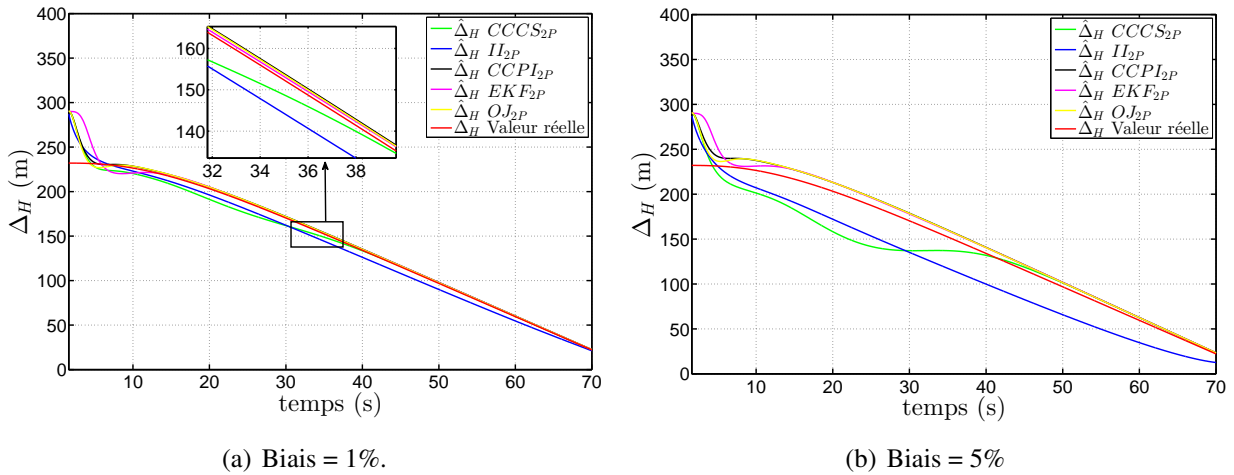


FIGURE 5.8 – Analyse d'images simulée - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage en présence de biais sur les vitesses.

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
Temps de convergence à 5%(s)	37.72	67.02	5.96	7.84	9.04
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	-1.8137	-34.128	6.7214	6.3987	6.2249
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	3.3942	-26.396	3.4194	3.4136	3.0836
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	1.7493	-16.0845	1.7485	1.7466	1.6076
Moyenne de l'erreur à 100 pieds (m)	4.5781	-22.7844	5.1488	8.7841	5.6448
Écart type de l'erreur à 100 pieds (m)	5.5441	15.4886	4.1558	7.1548	6.7844

TABLE 5.12 – Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et un biais sur l'information de vitesse de 5% le long de la trajectoire No.1 : Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.

des estimations fortement bruitées. Concernant les erreurs de calibration, toutes les solutions d'observation proposées sont en mesure de fournir une estimation de l'altitude Δ_H ; cependant, certaines d'entre elles, comme $CCPI_{2P}$ et $CCCS_{2P}$, convergent plus rapidement vers la valeur réelle. La dernière incertitude traitée porte sur la présence d'un biais sur les vitesses de l'avion. Dans ce cas, plus le biais est important, moins la précision des estimations est bonne. En se basant sur les tableaux 5.9, 5.11 et 5.13, il est possible de classer les observateurs du plus performant au moins performant avec une **information visuelle de type point** :

1. solution basée sur un changement de coordonnée $CCPI_{2P}$;
2. solution basée sur un changement de coordonnée $CCCS_{2P}$;
3. solution basée sur le filtre de Kalman EKF_{2P} ;
4. solution basée sur l'observateur de [Jankovic 95] OJ_{2P} ;
5. solution basée sur l'immersion et l'invariance II_{2P} .

Dans le cas des droites, cela donne le classement suivant :

Observateur	Mesures	Réglage	Temps de convergence	Précision
<i>CCCS</i>	2 points	++	-	-
	2 droites	/	/	/
<i>CCCJ</i>	2 droites	/	/	/
	2 droites	++	+	-
<i>II</i>	2 points	-	--	--
	2 droites	--	--	--
<i>CCPI</i>	2 points	++	+	-
	2 droites	++	+	-
<i>EKF</i>	2 points	-	+	-
	2 droites	-	+	-
<i>OJ</i>	2 points	-	+	-
	2 droites	-	+	-

TABLE 5.13 – **Analyse d'images simulée et erreur de vitesse - Toutes Trajectoires** - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs et de la précision des estimés.

1. solution basée sur un changement de coordonnée $CCPI_{2D}$;
1. solution basée sur un changement de coordonnée $CCCJ_{2D}$;
3. solution basée sur le filtre de Kalman EKF_{2D} ;
4. solution basée sur l'observateur de [Jankovic 95] OJ_{2D} ;
5. solution basée sur l'immersion et l'invariance II_{2D} .

5.2.3 Simulations en boucle fermée

Cette thèse s'est intéressée aux solutions d'estimation de position dans le cadre de l'atterrissage d'un avion civil. Une fois l'estimation effectuée, les algorithmes de guidage prennent le relais afin d'asservir l'avion tout au long de l'atterrissage. Les travaux se sont focalisés sur la difficulté majeure en asservissement visuel 3D (PBVS) qu'est l'estimation de position. En effet, le guidage d'un avion se fait avec des dynamiques relativement faibles. De plus, une fois l'estimation de position effectuée, l'asservissement consiste en un contrôleur linéaire : ici les lois de guidage certifiées d'un avion civil Airbus. Dans cette section, certains points liés au guidage sont abordés de manière à souligner le caractère robuste des lois de guidage. D'un point de vue opérationnel, les lois de guidage nécessitent une précision de 35 mètres en vertical et de 25 mètres en latéral lorsque l'avion est à une altitude de 100 pieds.

Afin de valider les solutions en boucle fermée, les lois de guidage développées par Airbus ont été utilisées. Ces lois utilisent l'information de position relative de l'avion par rapport à la piste. Dans les simulations, l'information de position relative est issue, non pas des mesures de l'avion, mais des observateurs proposés. Il a été montré précédemment que plusieurs solutions d'estimation sont envisageables. Cependant, certaines de ces solutions permettent d'obtenir des résultats plus précis et plus robustes aux différentes incertitudes ou bruit de mesure. Étant donné que les meilleures performances ont été obtenues avec l'observateur basé sur changement de coordonnées d'état et utilisant la pseudo-inverse ($CCPI_{2P}$) de la matrice jacobienne (voir Section 4.3.1.3), on propose ici de l'utiliser afin de fournir aux lois de guidages la position estimée

de l'avion par rapport à la piste. Des simulations en boucle fermée sont réalisées à partir de 3 conditions initiales différentes, correspondant à une trajectoire standard (trajectoire No.6) et à deux trajectoires difficiles (trajectoires No.4 et No.8). La Figure 5.9 compare les trajectoires obtenues en boucle fermée, selon les trois trajectoires de référence définies Section 5.1.3.

On remarque que les trajectoires suivies par l'avion sont proches des trajectoires de références.

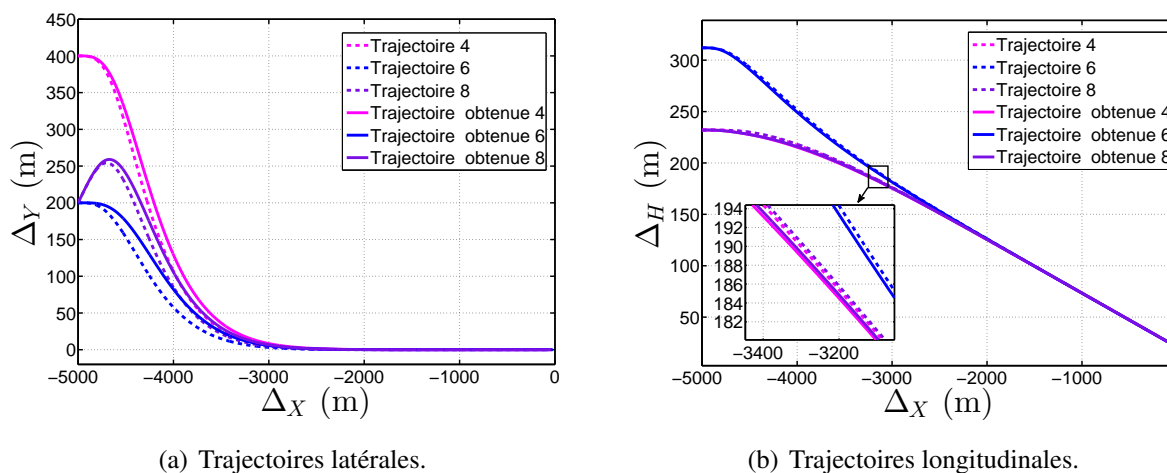


FIGURE 5.9 – Analyse d'images simulée - Trajectoires No. 4, 6 et 8 Trajectoires en boucle fermée comparées aux trajectoires de référence No. 4, 6 et 8.

Bien que la différence entre la trajectoire suivie et la trajectoire de référence soit par endroit de 20 mètres, cela n'est aucunement gênant à partir du moment où la commande, couplée à l'estimateur, assure l'alignement et le suivi de la trajectoire de référence à une distance suffisamment importante du seuil de la piste. Les trajectoires issues des mesures estimées sont cependant légèrement décalées : étant donné que l'erreur initiale de l'estimateur est 20% plus faible que la valeur réelle, l'ordre de guidage étant directement lié à la valeur de l'altitude estimée Δ_H , c'est à dire plus faible, et par conséquent une dynamique de l'avion moins importante. Pour une condition initiale supérieure à la valeur réelle, cela aurait produit une trajectoire plus rapide que la trajectoire de référence. Ce comportement est tout à fait acceptable afin de réaliser un atterrissage en toute sécurité. En effet, dans tous les cas, l'avion est aligné à près de 3 km de la piste et suit parfaitement la trajectoire de descente depuis une altitude supérieure à 400 pieds.

Au niveau des contraintes relatives au guidage, des signaux bruités ou biaisés peuvent réduire la qualité de l'asservissement. Cependant, plus l'avion se rapproche de la piste, moins ces phénomènes ont d'importance car leur effet est réduit étant donné la place que prend la piste dans l'image. Un effet qui peut éventuellement poser problème lorsque l'on utilise des solutions à base d'analyse d'images, est le retard induit par la chaîne d'analyse d'images. En effet, en fonction de la définition des images et des techniques utilisées, il se peut que le temps de calcul de certains algorithmes soit élevé. Les algorithmes de guidage ont une fréquence de 25 Hz, l'influence d'un retard, plus ou moins important de l'information de position estimée, sur la chaîne de commande a été testée. La Figure 5.10 montre les trajectoires de l'avion dans les plans (Δ_X, Δ_Y) et (Δ_X, Δ_H) pour différents retards (1 et 2 secondes de retard) sur l'information de position relative. La valeur de ces retards simulés est importante par rapport aux algorithmes utilisés bien que la définition de l'image soit importante. L'objectif est de vérifier si les solutions de guidage peuvent accepter de tels retards sur l'information de position ; le cas échéant, ce phénomène ne présenterait plus un éventuel problème pour le guidage.

On remarque que la phase transitoire est retardée par rapport à la trajectoire sans retard,

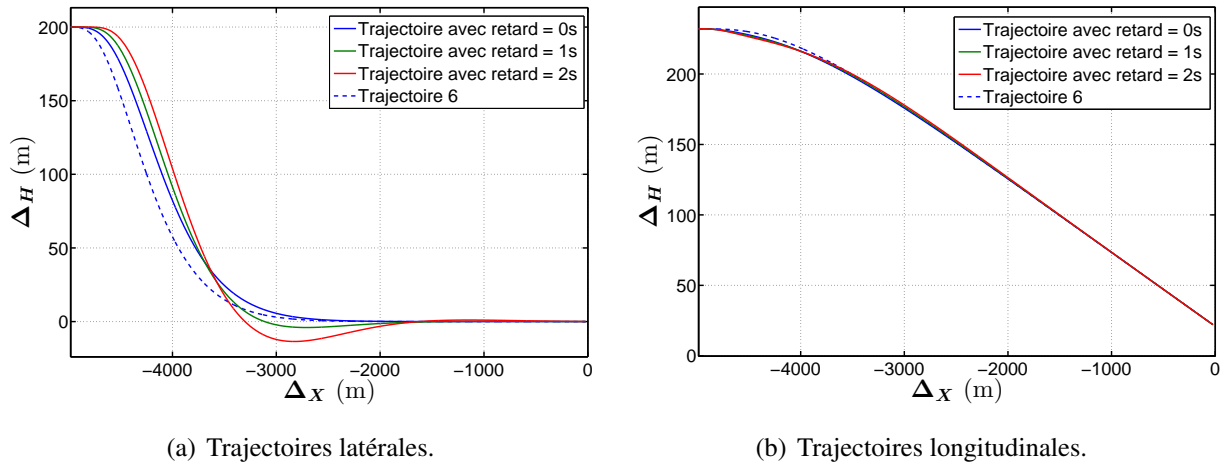


FIGURE 5.10 – **Analyse d’images simulée - Trajectoire No.6.** Trajectoires à partir des conditions initiales de la trajectoire No.6 en boucle fermée, utilisant une information de position retardée dans le temps.

de manière proportionnelle au retard de l’information visuelle ; on remarque aussi la présence d’un dépassement, ce qui n’était pas le cas en ne considérant aucun retard. Cependant, le dépassement ne dépasse pas de plus de 25 mètres, ce qui est tout à fait acceptable dans la rejoinde de l’axe de la piste. De plus, les retards considérés sont relativement importants. En effet, très peu d’algorithmes d’analyse d’images fournissent des résultats à des périodes inférieures à la seconde. L’asservissement sera alors proche de la trajectoire sans retard, ce qui est tout à fait acceptable d’un point de vue opérationnel. De plus, dans cette thèse, les algorithmes utilisés ne présentent pas ce type de retard étant donné qu’un cycle de simulation (25 ms) suffit aux algorithmes pour délivrer les coordonnées des primitives dans l’image. Dans le cas d’un retard d’un cycle, nous avons observé que cela ne réduirait pas les performance de guidage.

Dans le but de s’assurer de la robustesse des lois de guidage, des simulations en boucle fermée ont été menées en présence d’incertitudes. Il s’agit d’utiliser l’estimation de position à partir d’une mesure image bruitée de 1 pixels, présentant une erreur de calibration de 0,3 degré et utilisant une vitesse biaisée de 1%. De plus, cette information de position estimée est retardée de 4 cycles de calcul, soit 0.12 ms. La trajectoire obtenue à partir de l’estimation de position de l’observateur $CCPI_{2P}$ est présentée sur la Figure 5.11.

On remarque que la trajectoire obtenue (notée « 6 PBVS + incertitudes ») à partir des conditions initiales No.6 est légèrement moins dynamique par rapport à la trajectoire obtenue avec une estimation de position sans bruits et incertitudes. Ce comportement est tout à fait acceptable étant donné que l’avion est aligné à une distance suffisante de la piste et suit la trajectoire de descente depuis une altitude supérieure à 400 pieds. Cela confirme la robustesse des lois de guidage à une position estimée entachée de bruits et d’incertitudes.

5.3 Résultats avec génération d’images synthétiques et utilisation d’algorithmes d’analyse d’images

Afin de confronter les solutions d’estimation à des mesures plus représentatives de la réalité, un générateur d’images synthétiques et des algorithmes d’analyse d’images sont maintenant utilisés. Deux algorithmes d’analyse d’images sont proposés : un premier basé sur les points,

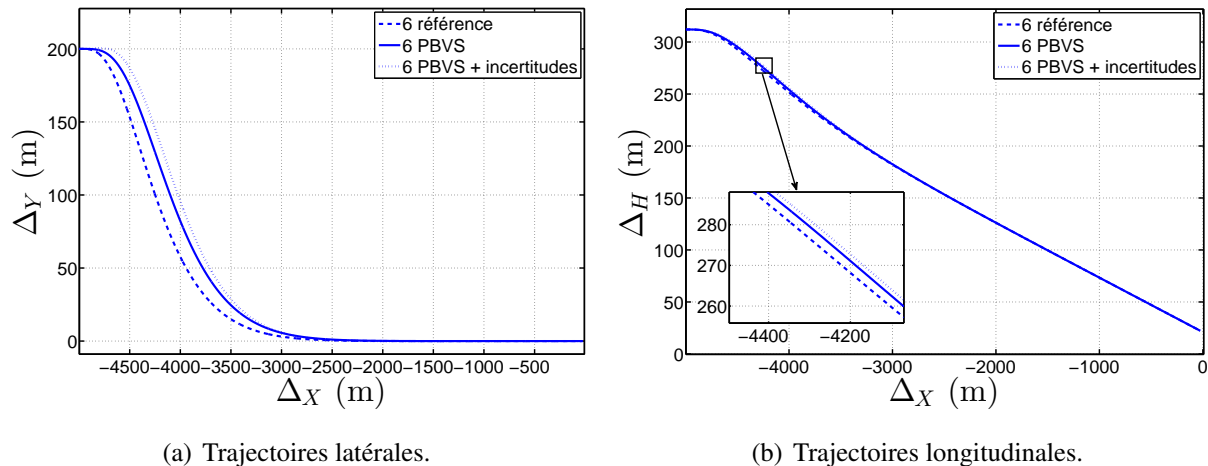


FIGURE 5.11 – **Analyse d’images simulée - Trajectoire No.6.** Trajectoires à partir des conditions initiales de la trajectoire No.6 en boucle fermée, utilisant une information dans l’image bruitée, avec des erreurs de calibration, un biais de vitesse et une estimation retardée.

et un autre basé sur les droites. Avant de présenter les résultats d’estimation obtenus avec ces algorithmes d’analyse d’images, une présentation du générateur d’images synthétiques est proposée.

5.3.1 Générateur d’images synthétiques

Plusieurs sources d’images (synthétiques ou réelles) peuvent être utilisées pour valider les solutions d’asservissement visuel. Lorsqu’on souhaite effectuer un nombre important de trajectoires ou tester le fonctionnement en boucle fermée des solutions d’asservissement visuel (PBVS ou IBVS), il est nécessaire d’utiliser un générateur d’images synthétiques. Cela fournit plusieurs images correspondant à la vue de la caméra le long de la trajectoire suivie par l’avion.

L’utilisation d’images synthétiques nécessite d’avoir à disposition une base de données de l’aéroport afin de créer une vue de la piste durant la phase d’atterrissage. Il est ainsi possible de créer une image représentative de l’aéroport en tout point de l’espace. Pour chaque image, l’objectif est d’estimer la position qui a été utilisée pour la création de cette image.

Un grand nombre de logiciels convient à la génération d’images représentatives lors de l’atterrissage. Parmi ces derniers, ont été retenus ceux étant les plus représentatifs graphiquement :

- FlightGear⁴ est un simulateur de vol *open-source* déjà utilisé dans le cadre du projet européen Pégase [Patin 11], qui était dédié à l’étude de l’atterrissage par vision ;
- X-Plane⁵ est un simulateur de vol reconnu comme très réaliste, qui est très utilisé par la recherche scientifique, notamment dans les travaux de thèse [Coutard 12] ;
- OKTAL-SE⁶ est un logiciel de génération d’images par calcul physique dans les domaines visible, infrarouge et radar.

Le générateur d’image utilisé est celui d’OKTAL-SE (voir Figure 5.12) car il a pour avantage de modéliser les effets capteurs (éblouissement du soleil, pixels morts, etc.) et de pouvoir simuler

⁴<http://www.flightgear.org>

⁵<http://www.x-plane.com>

⁶<http://www.oktal-se.fr>

différentes conditions météorologiques. De plus, une base de données de plusieurs aéroports est disponible, permettant ainsi de confronter les algorithmes d'analyse d'images pour plusieurs aéroports.

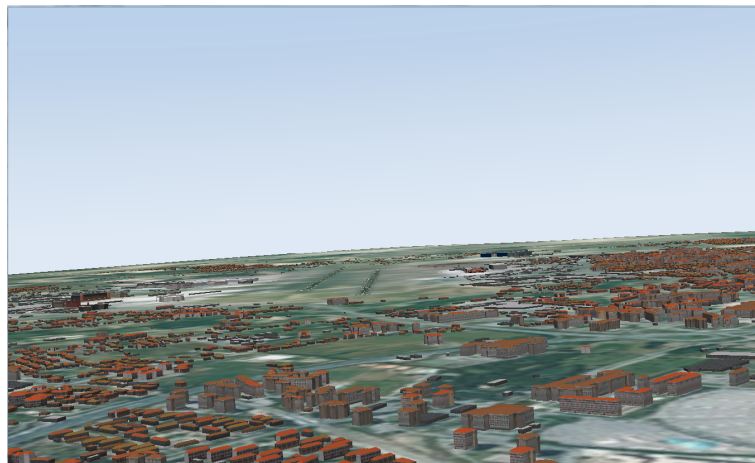


FIGURE 5.12 – Image synthétique Oktal-SE de l'aéroport de Toulouse.

5.3.2 Algorithmes d'analyse d'images

Parmi les précédentes études portant sur l'atterrissage d'engins volant basé sur des mesures visuelles, l'analyse d'images est généralement modélisée [Bourquardez 08][Le Bras 09]. Dans cette thèse, la validation des solutions d'estimation ne s'est pas limitée à l'utilisation de mesures simulées. En effet, l'effort a été fait de proposer l'utilisation de vrais algorithmes d'analyse d'images afin d'obtenir des mesures réalistes en terme de bruit ou d'erreur d'extraction dans l'image.

L'analyse d'images est un élément clé dans l'asservissement visuel. En effet, les mesures issues de l'analyse d'images sont la base des estimations et du guidage. Une mesure de mauvaise qualité, trop bruitée voire fautive (c'est à dire suivre le mauvais pixel), peut à elle seule empêcher le bon fonctionnement de l'asservissement visuel. Les algorithmes d'analyse d'images utilisés dans ces travaux de thèse ont été développés par *Airbus Group Innovation*, entité d'*Airbus Group*. Ils ne sont pas basés sur la couleur des pixels ; l'information utilisée sera donc une image en noir et blanc dont le taux de gris correspondra aux différentes couleurs. La particularité de ces algorithmes est qu'ils n'utilisent aucune information des caractéristiques de la piste, ni de la position de l'avion. Ces algorithmes ont pour particularité de ne pas nécessiter d'informations de dimension de la piste ou de l'aéroport, et sont capables de fonctionner en temps réel sur des images de définition 2048x2048 pixels et sur un ordinateur de bureau. Deux types d'algorithmes ont été utilisés et sont détaillés ci-après : un algorithme de suivi de points et un algorithme de détection de lignes.

5.3.2.1 Algorithme de suivi de point

Un algorithme de suivi permet de retrouver sur chaque image, un pixel ou un ensemble de pixels de l'image précédente [Gong 06]. Généralement, ces algorithmes ne nécessitent aucune connaissance sur l'environnement présent dans l'image. En effet, seule l'information dans l'image est utilisée afin de faire correspondre certains pixels d'images successives. Cependant,

une initialisation de ces algorithmes de suivi est nécessaire afin de définir le ou les pixels à suivre.

L'algorithme de suivi utilisé ne sera pas détaillé pour des raisons de confidentialité. Il est appelé « Memo » et permet de fournir à chaque instant la position d'un pixel dans l'image à partir de la position du pixel dans l'image précédente. Cela permet de suivre dans l'image un point défini. Dans le cas d'une piste, cela peut être un point caractéristique sur la piste tel que le point d'impact ou les bords de pistes. Dans le cas d'une piste connue, il est envisageable d'utiliser une séquence d'images pour l'initialisation. Par contre, lorsque la piste est inconnue, l'hypothèse envisagée par Airbus est de demander au pilote de désigner ce point au début de la phase d'atterrissage.

Avec ce type d'algorithme, certains phénomènes non souhaitables peuvent se présenter :

- dans le cas d'une image de faible définition, il peut être difficile de faire correspondre les pixels entre eux, c'est pourquoi une image de haute définition est utilisée ;
- un phénomène de dérive lié généralement aux images synthétiques apparaît lorsque les surfaces sont trop parfaites. En effet, plusieurs pixels et leur voisinage ont plusieurs correspondances dans l'image suivante. Il est donc nécessaire d'utiliser des points aux limites des surfaces afin d'éviter ce phénomène ;
- un autre phénomène est l'apparition d'une dérive : l'algorithme d'analyse d'images n'arrive pas à suivre exactement le point initialement désigné, on observe alors un décalage progressif qui se fait à vitesse lente. Ce phénomène de dérive est souvent caractéristique des algorithmes de suivi [Mantooth 02]. Étant donné que l'algorithme fait correspondre deux pixels qui sont les plus ressemblants, ils ne sont néanmoins pas exactement identiques. Cette corrélation répercutée plusieurs cycles peut engendrer une dérive du point suivi. Pour éviter ce phénomène de dérive, il est possible d'utiliser un nombre important de points suivis dans l'image. Cela permet de détecter la dérive de l'un d'entre eux. Une autre solution est d'utiliser un algorithme de détection permettant de recalculer le point à suivre. Cette solution a été utilisée dans cette étude et les résultats sont détaillés par la suite.

5.3.2.2 Algorithme de détection de lignes

Les algorithmes de détection sont généralement basés sur la connaissance de l'objet à détecter. Dans notre cas, les caractéristiques de la piste n'étant pas connues, l'étude d'observabilité menée Chapitre 3 a permis de définir les exigences pour le traitement d'image. En effet, il a été montré qu'avec certaines primitives de type points ou droites, il était possible d'estimer l'information nécessaire au guidage, donnant ainsi les données minimales dont on doit disposer. En définitive, La propriété de symétrie de la piste a été utilisée et les algorithmes doivent trouver dans l'image un trapèze, correspondant au rectangle formé par la piste. Depuis une grande distance, les marquages de la piste ne sont pas suffisamment définis pour pouvoir être utilisés. Par contre, plus l'avion se rapproche de la piste, plus des marquages particuliers (axe central, point d'impact, seuil de piste...) pourront être exploités [Dickmanns 15].

Contrairement à un algorithme de suivi, un algorithme de détection ne nécessite pas l'utilisation d'images antérieures. Pour pouvoir trouver, dans l'image, l'objet dont on souhaite extraire les positions, il est nécessaire de connaître ses propriétés. Généralement, un modèle décrivant les caractéristiques de l'objet est utilisé. Cela permet d'utiliser plusieurs pixels particuliers dont les relations dans le monde 3D sont connues afin de déterminer à chaque instant la position de la caméra par rapport à l'objet. Il est toutefois souvent nécessaire de connaître une position 3D approximative de l'objet à l'état initial afin de faire correspondre les points au modèle 3D.

Dans le cas d'une piste connue, un modèle 3D de cette dernière est donc disponible ; il est alors possible de faire correspondre l'image à une base de données de l'aéroport et ainsi d'estimer la position de la caméra par rapport à la piste [Coutard 12]. Cependant, comme indiqué précédemment, l'étude proposée ici considère l'atterrissage sur piste inconnue. Dans ce cas, les propriétés utilisables de la piste sont très limitées.

L'algorithme de détection utilisé a donc pour but d'extraire les lignes de la piste (ligne centrale ou bord de piste). Cet algorithme se base sur les propriétés de symétrie de la piste. En effet, toute piste, dont les deux droites 3D sont parallèles, est un trapèze dans l'image. Cette solution de détection ne nécessite donc aucune connaissance *a priori* de la piste. La Figure 5.13 montre sur une image sans base de données de l'aéroport, la détection des droites obtenues par cet algorithme.

En général, les solutions de détection sont plus coûteuses en temps de calcul que les solutions

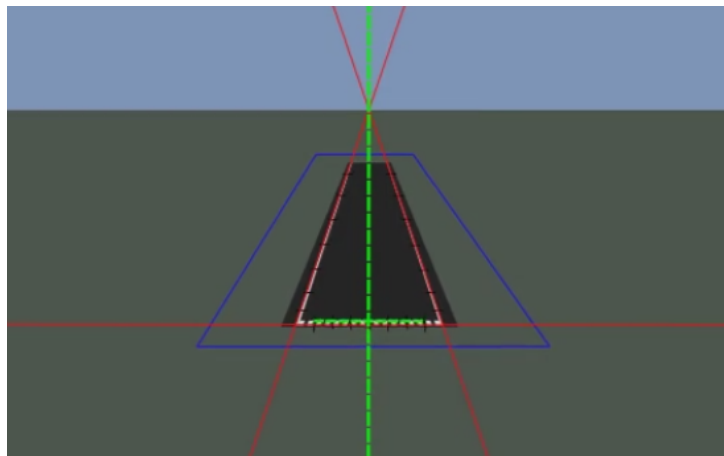


FIGURE 5.13 – Détection de la ligne centrale (vert) et des bords de piste (rouge) dans une zone d'intérêt (bleue).

de suivi. Par conséquent, il peut être intéressant de limiter la zone de l'image dans laquelle on cherche ces éléments de symétrie. Une région d'intérêt éventuellement définie par le pilote peut donc être utilisée. De plus, à grande distance de la piste, la capacité à détecter précisément les bords de piste est délicate. Lorsqu'on se situe à une distance supérieure à 5 km du seuil de piste, il est préférable d'utiliser des algorithmes de suivi, qui seront suppléés par les algorithmes de détection lorsque la distance sera réduite.

Remarque 5.3.1. *Il faut noter qu'avec la détection des droites de bord de piste, il est possible d'obtenir les coordonnées dans l'image des points des coins de la piste.* ■

5.3.3 Résultats d'estimation

Cette section confronte les solutions d'estimation proposées à des mesures issues d'algorithmes d'analyse d'images. La création d'images synthétiques utilisées par les algorithmes d'analyse d'images permet de se rapprocher des conditions réelles d'utilisation. Ici, une mesure des coordonnées de primitives est disponible à chaque pas de calcul (et donc sur chacune des images). Étant donné que la position de l'avion et les connaissances de la piste ont été utilisées pour la création de l'image synthétique, les coordonnées issues de l'analyse d'images dans le cas de l'utilisation de deux points, et dans le cas de deux droites, sont comparées avec les coordonnées vraies (*i.e.* parfaites).

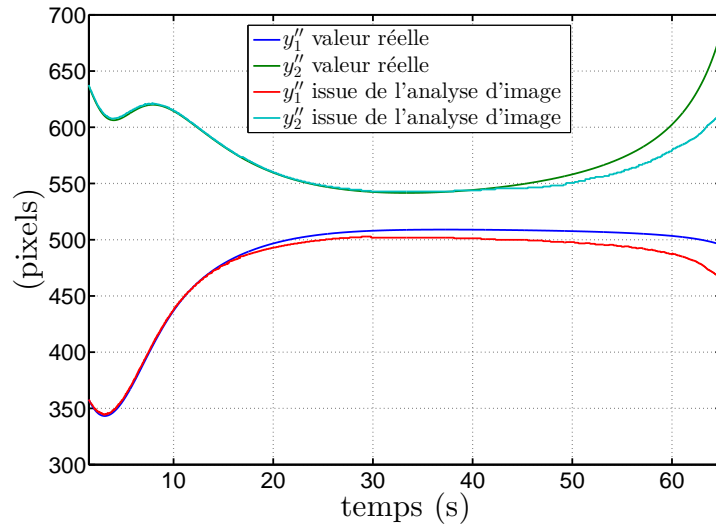


FIGURE 5.14 – **Analyse d'images - Trajectoire No.1** - Coordonnées (y_1'' , y_2'') réelles et issues de l'analyse d'image pour le point P'' lors d'un atterrissage.

La Figure 5.14 montre l'évolution du point P'' (voir Figure 3.5) le long de l'atterrissage. On remarque que les signaux issus de l'analyse d'images sont peu bruités, avec cependant un phénomène de dérive important au fur et à mesure du rapprochement avec la piste. Ce phénomène correspond à un comportement couramment rencontré avec les algorithmes de suivi [Mantooth 02]. Ce comportement revient à s'éloigner progressivement du point initialement suivi dans l'image et peut s'avérer gênant pour une estimation ou un positionnement précis.

La Figure 5.15 et la Table 5.14 montrent les résultats d'estimation de l'altitude obtenus par les différents observateurs à l'aide de deux points dans l'image, issus de l'algorithme de suivi (voir Figure 5.14).

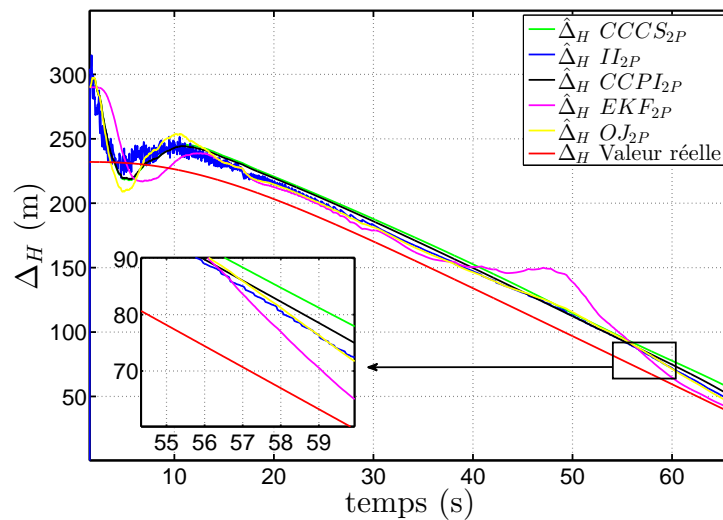


FIGURE 5.15 – **Analyse d'images (algorithme de suivi) - Trajectoire No.1** - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H (en boucle ouverte) obtenus avec un algorithme de suivi des 2 points P' et P'' lors d'un atterrissage.

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
Temps de convergence à 5%(s)	4.68	4.64	4.92	7.68	6.16
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	19.63	13.24	15.51	17.19	12.53
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	17.84	13.34	15.71	9.78	14.90
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	15.67	13.41	14.84	1.57	12.02
Moyenne de l'erreur à 100 pieds (m)	16.74	13.87	15.05	4.25	15.47
Écart type de l'erreur à 100 pieds (m)	4.14	1.12	2.78	5.77	3.40

TABLE 5.14 – **Analyse d'images (algorithme de suivi)** - Résultats d'estimation avec 2 points le long de la **trajectoire No.1** : Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.

On remarque que le bruit de mesure a un faible impact et que l'estimateur II_{2P} est celui qui est le plus impacté par le bruit de mesure. Cependant, les valeurs estimées ne convergent pas exactement vers la valeur réelle. Ce phénomène est lié au point suivi qui a tendance à dériver dans l'image. La position estimée ne correspond pas à la position 3D du point initialement suivi. Dans ce cas, la mesure est « fausse », ce qui empêche le bon fonctionnement de l'estimation. Cette dernière n'est alors pas suffisamment précise pour pouvoir être utilisée.

L'utilisation de l'algorithme de détection permet d'extraire les coordonnées des droites de bord de piste dans l'image. La Figure 5.16 présente les mesures obtenues. On remarque que ces mesures sont elles aussi peu bruitées en comparaison avec les mesures des points présentées Figure 5.14. On observe le long de l'atterrissage un maximum d'erreur de 5% et une moyenne d'erreur de 1.97%. Ce type de mesures est obtenu à l'aide de l'algorithme de détection présenté précédemment. Dans ce cas, aucun phénomène de dérive n'apparaît ; on peut donc s'attendre à de meilleures performances des algorithmes d'estimation. Afin d'éviter ces phénomènes causés

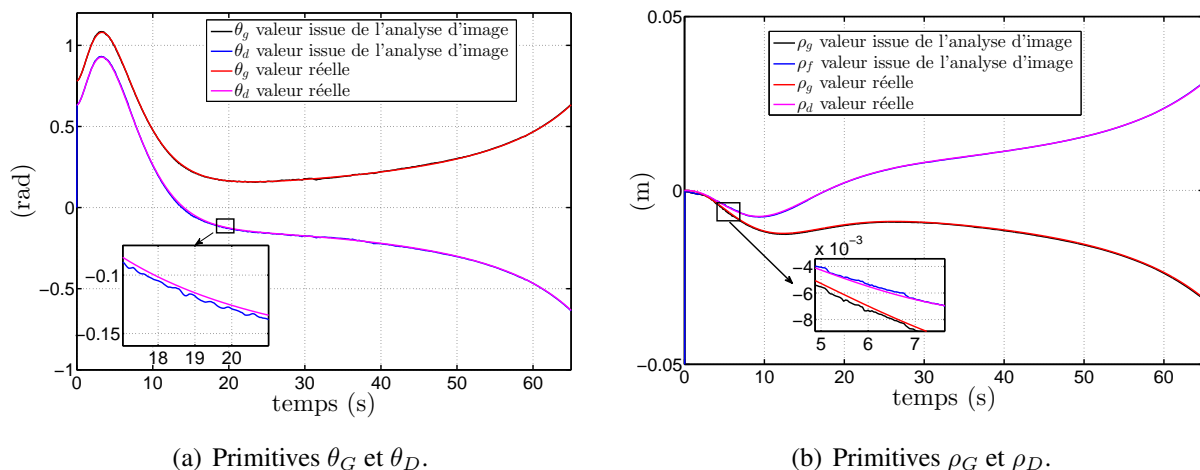


FIGURE 5.16 – **Analyse d'images - Trajectoire No.1** - Coordonnées (θ_d , ρ_d , θ_g et ρ_g) réelles et issues de l'analyse d'image s pour les deux droites de bord de piste lors d'un atterrissage.

par la dérive propre à l'algorithme de suivi, il est préférable d'utiliser des algorithmes de détection. La Figure 5.16 a montré que l'algorithme de détection des droites fournit des mesures de meilleure qualité tout le long de l'atterrissage. La Figure 5.17 et la Table 5.15 montrent les résultats d'estimation de l'altitude obtenue à l'aide de deux droites dans l'image, les mesures

étant issues de l'analyse d'images. Dans ce cas, la convergence est bien établie ; cependant, entre les secondes 25 et 45, lorsque l'observabilité est proche des singularités (voir Figure 3.10), certaines solutions d'estimation ($CCPI_{2D}$, $CCCJ_{2D}$ et EKF_{2D}) ne permettent pas une estimation précise de l'altitude. De plus, il a été nécessaire de réduire la dynamique des observateurs afin d'éviter des comportements non désirés dans les premiers instants. En effet, dans le cas des droites, au début de la simulation, la condition d'observabilité est très proche des singularités, ce qui peut entraîner un transitoire très important.

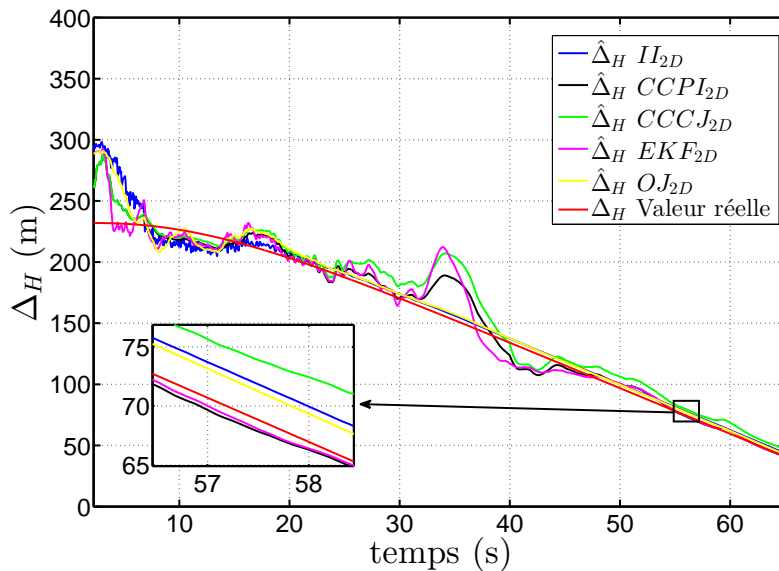


FIGURE 5.17 – Analyse d'images (algorithme de détection) - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H (en boucle ouverte) obtenus avec un algorithme de détection des **2 droites** de bord de piste lors d'un atterrissage.

	$CCCJ_{2D}$	II_{2D}	$CCPI_{2D}$	EKF_{2D}	OJ_{2D}
Temps de convergence à 5%(s)	3.22	4.92	3.18	2.36	3.97
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	6.64	-3.32	14.18	17.44	-3.45
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	-5.54	-2.99	0.61	0.47	-2.36
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	-6.05	-2.60	-0.10	0.47	-2.36
Moyenne de l'erreur à 100 pieds (m)	-7.45	-3.21	1.32	0.78	-3.04
Écart type de l'erreur à 100 pieds (m)	2.45	0.87	3.41	0.91	1.74

TABLE 5.15 – Analyse d'images (algorithme de détection) - Résultats d'estimation avec **2 droites** le long de la **trajectoire No.1** : Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.

Les observateurs basés sur les droites sont plus complexes à mettre en oeuvre et sont appliqués à des primitives dont la dynamique est fortement non-linéaire. Cependant, les mesures des coordonnées des points P et P'' (voir Figure 3.5) fournies par l'analyse d'images de type « suivi », ne permettent pas une estimation correcte de l'altitude. L'idée est donc de reconstruire les coordonnées des points P' et P'' , non pas avec un algorithme de suivi mais à partir des

coordonnées des droites de bord de piste issus des algorithmes de détection. En effet, l'intersection des droites de bord de piste permet de retrouver les coordonnées des coins de la piste dans l'image. La Figure 5.18 montre l'évolution des points de bord de piste P' et P'' (voir Figure 3.5) le long de l'atterrissage. On remarque que les signaux suivent parfaitement la valeur réelle attendue et que le bruit de mesure est faible. Cependant, on peut noter un léger décalage entre la mesure issue de l'analyse d'images et la mesure réelle entre 30 et 40 secondes pour les deux composantes y'_2 et y''_2 des deux points. Ce comportement est directement lié à l'algorithme d'analyse d'image qui, sur cette période, s'est « attaché » à une primitive de type droite n'étant pas le bord de piste. Lorsqu'on reconstruit les coordonnées des points, on retrouve ce décalage. Durant tout l'atterrissage, l'erreur maximale entre la valeur réelle et la valeur issue de l'analyse d'image, pour l'ensemble des composantes, est de 4 pixels et se situe en moyenne à 1,54 pixel.

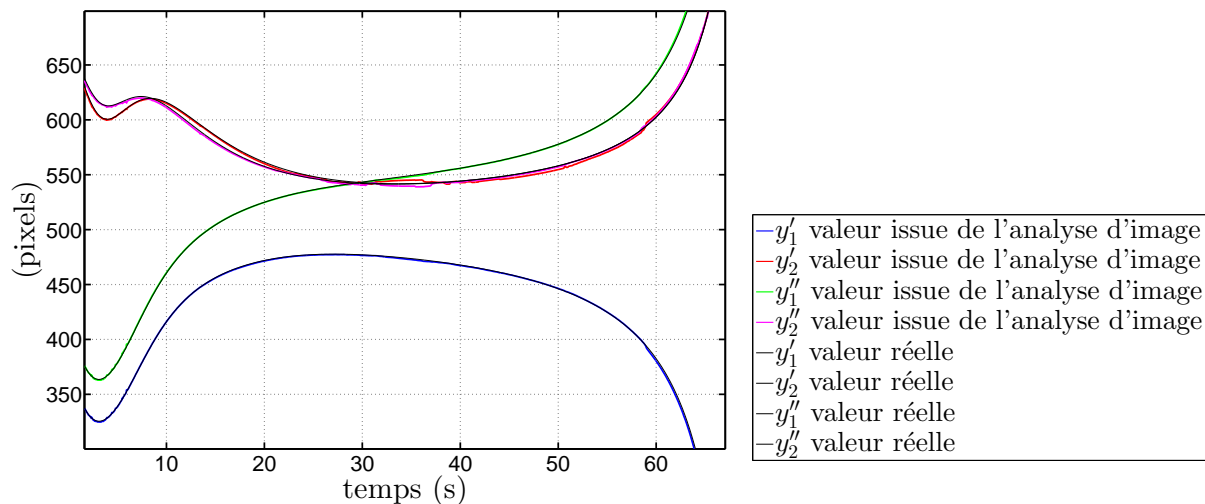


FIGURE 5.18 – Analyse d'images - Trajectoire No.1 - Coordonnées (y'_1 , y'_2 , y''_1 , y''_2) réelles et issues de l'analyse d'image pour les points P' et P'' lors d'un atterrissage.

Les résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus en utilisant, comme primitive, les 2 coins de la piste reconstruit à partir des droites dans l'image, sont présentés sur la Figure 5.19 et sur la Table 5.16. On remarque que les solutions d'estimation fonctionnent dans ce cas. La phase transitoire présente un dépassement plus ou moins important selon les observateurs utilisés. Une fois la convergence établie, les solutions basées sur le changement de coordonnées ($CCPI_{2P}$ et $CCCS_{2P}$) fournissent un résultat précis et peu bruité. La solution basée sur le filtre de Kalman étendu (EKF_{2P}) semble plus sensible à la faible observabilité entre 25 secondes et 40 secondes. Au final, à 50 mètres du sol, l'erreur d'estimation maximum est de 3 mètres pour l' EKF_{2P} et de moins d'un mètre pour les solutions basées sur le changement de variable. Les comportements observés sur les points sont sensiblement identiques pour chaque observateur dans le cas des droites (les résultats obtenus avec la complétion de la matrice jacobienne $CCCJ_{2D}$ étant proche de la solution basées sur la pseudo-inverse $CCPI_{2D}$).

À partir des résultats obtenus avec des algorithmes d'analyse d'image (de suivi ou de détection), on peut voir que les résultats d'estimation sont plus précis lorsqu'on utilise des primitives de type points à partir d'algorithmes de détection, ici basés sur les droites. Par rapport au classement de performance des observateurs proposé précédemment, nous pouvons confirmer que les solutions basées sur le changement de coordonnées d'état ($CCPI_{2P}$, $CCCS_{2P}$ et $CCCJ_{2D}$) sont efficaces pour l'estimation de l'altitude Δ_H à partir de primitives de type point ou droite. Contrairement aux essais proposés sur une image simulée à laquelle des incertitudes ont été ajoutées, l'observateur basé sur le filtre de Kalman EKF_{2P} semble plus sensible à la

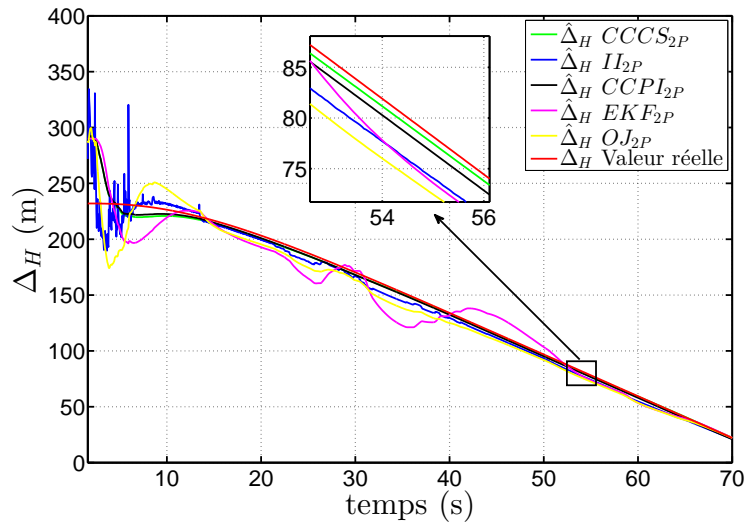


FIGURE 5.19 – Analyse d’images (algorithme de détection) - Trajectoire No.1 - Résultats d’estimation de l’altitude Δ_H (en boucle ouverte) obtenus avec un algorithme de détection des 2 points P' et P'' lors d’un atterrissage.

	$CCCS_{2P}$	II_{2P}	$CCPI_{2P}$	EKF_{2P}	OJ_{2P}
Temps de convergence à 5%(s)	5.92	6.52	5.47	9.04	7.68
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 400 pieds (m)	-0.74	-4.42	-1.66	7.51	-5.68
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 200 pieds (m)	-0.54	-3.81	-1.54	-3.50	-4.23
Erreur $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à 100 pieds (m)	0.11	-1.93	-1.37	0.26	-3.35
Moyenne de l’erreur à 100 pieds (m)	0.74	-3.14	-1.67	1.21	-5.46
Écart type de l’erreur à 100 pieds (m)	0.64	2.18	0.87	3.66	4.05

TABLE 5.16 – Analyse d’images (algorithme de détection) - Résultats d’estimation avec 2 points le long de la trajectoire No.1 : Temps de convergence et erreur d’estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d’estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l’erreur d’estimation à 100 pieds et écart type de l’erreur à 100 pieds.

condition d’observabilité faible. En effet, on remarque sur la Figure 5.19 que entre 25 et 45 secondes (correspondant à une faible observabilité), les estimations oscillent autour de la valeur réelle. Par ailleurs, comparé au cas des points issus des algorithmes de suivi, les résultats obtenus avec l’observateur basé sur l’immersion et l’invariance (II_{2P}) se révèlent plus précis bien que le transitoire soit le plus important des solutions d’estimation. L’observateur basé sur [Jankovic 95] (OJ_{2P}) présente quant à lui une estimation moins précise que les précédentes mais avec des valeurs acceptables pour le guidage de l’avion jusqu’à la piste. La Table 5.17 propose une évaluation des différentes solutions d’estimation de position.

5.4 Conclusion

Plusieurs solutions d’estimation ont été évaluées le long d’une trajectoire d’atterrissage. Une validation des observateurs, utilisant soit des points, soit des droites dans l’image a été faite en utilisant des mesures simulées « parfaites ». À partir de ces dernières, plusieurs phénomènes

Observateur	Mesures	Réglage	Temps de convergence	Précision	Complexité d'implémentation
<i>CCCS</i>	2 points	++	-	-	+ (23)
	2 droites	/	/	/	/
<i>CCCJ</i>	2 points	/	/	/	/
	2 droites	++	+	-	- (64)
<i>II</i>	2 points	-	--	--	+ (21)
	2 droites	--	--	--	-- (64)
<i>CCPI</i>	2 points	++	+	-	++ (25)
	2 droites	++	+	-	++ (28)
<i>EKF</i>	2 points	-	+	-	++ (30)
	2 droites	-	+	-	++ (35)
<i>OJ</i>	2 points	-	+	-	++ (24)
	2 droites	-	+	-	++ (24)

TABLE 5.17 – **Analyse d'images - Toutes Trajectoires** - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs, de la précision des estimés et de la complexité d'implémentation (le nombre en parenthèse correspond au nombre de lignes de code de l'observateur).

tels que le bruit de mesure, les erreurs de calibration ou la présence de biais sur les informations de vitesse ont été simulés et ont permis d'évaluer les limites acceptables par les solutions d'estimation. Des essais en boucle fermée ont montré que les aspects de guidage sont robustes et ne soulèvent que très peu de difficulté. En effet, l'estimation non linéaire de position, est la partie délicate de ce type d'asservissement visuel 3D. Enfin, les observateurs ont également été évalués, en utilisant des mesures issues d'algorithmes d'analyse d'images basés sur des images synthétiques. Les résultats obtenus montrent qu'une estimation de la position de la caméra par rapport à la piste est possible avec des performances tout à fait acceptables pour être utilisées par les algorithmes de guidage. Il a été montré que le type d'algorithme d'analyse d'images utilisé (suivi ou détection) influence fortement les solutions d'estimation, les algorithmes de détection offrant de meilleurs résultats.

Conclusion et perspectives

L'étude présentée dans ce document s'intéresse à l'atterrissage automatique basé vision d'avions en adoptant les techniques d'asservissement visuel. L'objectif est d'obtenir un système le plus autonome possible, en minimisant le besoin d'informations provenant de l'extérieur (GPS, ILS) et en s'affranchissant de la connaissance des caractéristiques de la piste. **À notre connaissance, ce travail est le premier à aborder la tâche d'estimation de position par rapport à une piste inconnue et sans l'aide d'équipement dédié.**

Tout d'abord, un travail important a été mené sur l'analyse d'observabilité, permettant de définir les primitives « génériques » utilisables et sur la synthèse et la comparaison d'observateurs basés sur ces primitives dans le cas de l'atterrissage. Enfin, l'utilisation d'algorithmes d'analyse d'images sur des vues fournies par un générateur d'images synthétiques permet de confronter les observateurs à des mesures réalistes.

Plusieurs informations visuelles génériques à tout type de pistes ont été utilisées. Elles sont de type « droite » ou de type « point » et permettent d'extraire l'information de position par rapport au point d'aboutissement de la trajectoire standard d'atterrissage. Pour chacune de ces primitives issues de l'image, l'analyse de l'observabilité le long de l'atterrissage a montré que certaines informations dans l'image ne garantissent pas l'observabilité tout au long de la phase d'atterrissage. Basées sur les primitives offrant de l'observabilité tout au long de l'atterrissage, plusieurs solutions d'estimation ont été proposées. Elles sont basées sur les principes d'immersion et d'invariance, de changement de coordonnées d'état (avec combinaison de sorties, pseudo-inverse ou complétion jacobienne), ou sur le filtre de Kalman. Dans un premier temps, les différentes solutions d'estimation ont été validées avec des mesures simulées et soumises à différents type de signaux (bruités, biaisés ou présentant des erreur de calibration). L'utilisation d'images synthétiques et d'algorithmes d'analyse d'images a permis une comparaison des différentes solutions d'estimation de la chaîne complète. Cette chaîne permet d'obtenir des résultats proches de ceux qu'on obtiendrait en conditions réelles. En effet, a été utilisé un modèle à des fins de certification pour la dynamique de l'avion ; des images synthétiques (proches d'images réelles) et les algorithmes d'analyse d'images fournissent aussi des mesures tout à fait réalistes. En amont de la synthèse des observateurs, une étude d'observabilité a montré les limites liées aux informations visuelles utilisables. Deux types de primitives ont été étudiées, à savoir des informations visuelles de type point et de type droite. Cette étude d'observabilité a permis de définir les primitives garantissant l'observabilité tout au long de l'atterrissage : il s'agit des coins de piste, au niveau du seuil de piste dans le cas des points et les deux bords de la piste dans le cas des droites. Ces informations sont « génériques » et ne nécessitent pas de connaissance des caractéristiques de la piste. Cependant, l'étude d'observabilité a montré qu'à une distance importante de la piste et une fois l'avion aligné, l'observabilité est faible. En effet, le vecteur vitesse de l'avion étant pointé vers la piste, les primitives proches de la pistes (telles que les droites de bord de piste, la ligne centrale ou les coins de la piste) évoluent peu dans l'image. Ceci rend l'estimation difficile et sensible aux différentes incertitudes ou aux bruits de mesure. Avec l'utilisation de primitives basées sur les bords de piste, une observabilité importante est apportée dans les derniers instants de l'atterrissage (c'est à dire au moment le plus important),

cependant, à une distance importante de la piste et l'avion aligné avec cette dernière, une faible observabilité peut réduire les performances des observateurs. Les résultats obtenus montrent que les solutions d'observation proposées permettent une estimation de position relative en utilisant l'information de l'image. La comparaison entre les différentes techniques d'observation fait apparaître les avantages et inconvénients de ces méthodes. Parmi les trois familles d'observateurs utilisées, les observateurs basés sur un changement de coordonnées d'état semblent les plus performants en terme de précision et de robustesse aux différents phénomènes rencontrés (bruit de mesure, erreur de calibration et biais de vitesse). Les solutions basées sur l'immersion et l'invariance ont de bonnes performances mais sont néanmoins sensibles aux bruits de mesure. L'observateur basé sur le filtre de Kalman fournit, dans la majorité des cas, une estimation de qualité. Par contre, avec des mesures issues d'algorithmes d'analyse d'images, on remarque une sensibilité importante en cas d'observabilité réduite du système.

Perspectives

Même si certains verrous scientifiques ont été levés, il reste néanmoins plusieurs axes d'investigation à mener. Tout d'abord, les solutions proposées méritent d'être confrontées à des conditions réelles. Dans un premier temps, l'utilisation d'images réelles et de mesures issues de la capture de la séquence vidéo devrait permettre de présenter des mesures correspondant à l'utilisation finale de ces solutions. Puis, l'implémentation sur un ordinateur embarqué doit permettre au travers d'expérimentations de valider que ces solutions peuvent être bel et bien embarquées ; il s'agira notamment d'évaluer le besoin en puissance de calcul⁷. Enfin, la validation en boucle fermée de manière à utiliser les estimations dans les lois de guidage existantes, serait l'aboutissement de tels travaux.

D'autres pistes d'amélioration plus techniques peuvent aussi être envisagées. En effet, il paraît possible d'étendre les solutions d'observation proposées afin d'estimer des données inconnues jusqu'alors, comme par exemple les erreurs de calibrations, les biais de vitesse ou les dimensions de la piste. En effet, ces valeurs étant constantes (ou quasiment constantes dans le cas des biais de vitesse), cela permettrait de rendre les solutions plus robustes et ainsi d'améliorer les performances des observateurs.

D'autres types d'informations sont utilisables dans l'image. La surface de la piste peut en effet permettre d'avoir une mesure moins bruitée et d'extraire la pose complète de la caméra par rapport à la piste.

Les solutions d'estimation proposées dans ces travaux utilisent la dynamique des informations visuelles entre deux images ; il est envisageable d'utiliser plusieurs pas de calcul et ainsi profiter de la continuité des mesures pour l'estimation. Cela permettrait de réduire l'influence des bruits. Cette solution engendrerait un certain retard dans l'estimation des positions ; cependant, les algorithmes de guidage, fonctionnant avec des dynamiques assez lentes (de l'ordre de la seconde) acceptent une information légèrement retardée.

Parmi les solutions que nous avons proposées, la solution d'estimation basée sur un changement de coordonnées et la pseudo-inverse de Moore-Penrose est l'une des plus performantes. Cependant, la preuve de stabilité de cette solution n'a pas été effectuée et il serait donc intéressant de définir les limites d'une telle méthode. Nous pensons que celle-ci se prête bien au cas de l'atterrissage d'un avion de ligne.

Certaines hypothèses de cette étude peuvent limiter les solutions techniques envisagées. En effet, l'utilisation d'autres types de capteurs (à distance focale variable ou à orientation va-

⁷En parallèle de cette étude, le projet ANR « VisioLand » a pour but d'intégrer notamment ces solutions sur le drone « Avion Jaune » de l'ONERA.

riable/tiltée) ou dans des conditions météorologiques différentes peut être intéressante à étudier. Dans le premier cas, elle peut permettre d'obtenir une piste de taille importante dans l'image et ainsi d'améliorer les résultats issus de l'analyse d'images. Dans le deuxième cas, le développement d'algorithmes d'analyse d'images basée sur les lampes de la piste ou sur des images hors du spectre visible (infrarouge ou millimétrique) peut permettre d'étendre la disponibilité des solutions d'estimation proposées.

Enfin, on pourra élargir l'utilisation des solutions proposées au cas de la phase d'arrondi, de freinage et de taxi. Pour cela, certaines primitives images sont utilisables. Il est intéressant de regarder les contraintes de champs de vision afin de garder l'information utile dans l'image [Metni 03, Burlion 13]. Il est aussi envisageable de fusionner les informations issues de l'image avec celles délivrées par les capteurs embarqués tels que le radio-altimètre ou la centrale inertielle.

Annexes

Notations

Les données anémométriques sont décrites dans le tableau ci-dessous.

Notation	Paramètre
V ou V_a	vitesse vraie avion (en m/s)
V_c	vitesse conventionnelle avion (en m/s)
Mach	nombre de Mach de l'avion
ρ	masse volumique de l'air (en kg/m ³)
$\frac{1}{2}\rho V^2$	pression cinétique ⁸ (en Pa)

On retrouvera sur la figure 1.4 l'ensemble des notations conformément à [Boiffier 98].

On précise aussi d'autres notations relatives à l'avion utiles par la suite.

Notation	Paramètre
m	masse de l'avion
x_G	position du centre de gravité
x_F	position du foyer aérodynamique
I_{yy}	inertie de l'avion en tangage
I_{xx}	inertie de l'avion en roulis
I_{zz}	inertie de l'avion en lacet
S	surface aérodynamique de référence (l'aile)
ℓ	corde aérodynamique moyenne de la voilure

Enfin, les coefficients *linéarisés* des moments et forces applicables à l'avion sont détaillés ci-dessous.

Notation	Paramètre
Cm_x	moment de tangage linéarisé par rapport à x
Cl_x	moment de roulis linéarisé par rapport à x
Cn_x	moment de lacet linéarisé par rapport à x
Cz_x	portance longitudinale linéarisée par rapport à x
Cy_x	portance latérale linéarisée par rapport à x
Cx_x	trainée linéarisée par rapport à x

Compléments aux équations de la dynamique du vol

En longitudinal, le détail de certains coefficients utiles dans l'expression de l'équation 1.2 page 21 est donné ci-dessous :

$$\begin{aligned}
 p_\alpha &= -\frac{1}{mV_e} \frac{1}{2} \rho S V_e^2 C_{z_\alpha}(\text{mach}, \text{conf}) \\
 p_{\delta q} &= \frac{1}{mV_e} \frac{1}{2} \rho S V_e^2 C_{z_{\delta q}}(\text{mach}) \\
 m_\alpha &= \frac{1}{I_{yy}} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C m_\alpha(x_G, \text{mach}, \text{conf}) \\
 m_q &= \frac{\ell}{I_{yy} V_e} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C m_q(x_G, \text{mach}, \text{conf}) \\
 m_{\delta q} &= \frac{1}{I_{yy}} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C m_{\delta q}(x_G, \text{mach})
 \end{aligned}$$

Le calcul approché [Boiffier 98] de la pulsation du mode d'oscillation d'incidence $(\bar{\alpha}, q)$ est le suivant :

$$\omega_{OI}^2 = -m_\alpha + m_q p_\alpha \approx -\frac{1}{2} \rho S V_e^2 \frac{\ell}{I_{yy}} C m_\alpha. \quad (5.1)$$

En latéral, le détail de certains coefficients utiles dans l'expression de l'équation 1.5 page 22 est donné ci-dessous :

$$\begin{aligned}
 C_p &= \sin \alpha \\
 C_r &= -\cos \alpha \\
 C_\phi &= \frac{g}{V} \cos \theta \\
 l_\beta &= \frac{1}{I_{xx}} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C l_\beta(x_G, \text{Mach}, \text{Conf}) \\
 l_p &= \frac{\ell}{I_{xx} V} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C l_p(x_G, \text{Mach}, \text{Conf}) \\
 l_{\delta p} &= \frac{1}{I_{xx}} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C l_{\delta p}(x_G, \text{Mach}) \\
 n_\beta &= \frac{1}{I_{zz}} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C n_\beta(x_G, \text{Mach}, \text{Conf}) \\
 n_p &= \frac{\ell}{I_{zz} V} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C n_p(x_G, \text{Mach}, \text{Conf}) \\
 n_{\delta r} &= \frac{1}{I_{zz}} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C n_{\delta r}(x_G, \text{Mach}) \\
 n_{\delta p} &= \frac{1}{I_{zz}} \frac{1}{2} \rho S \ell V_e^2 C n_{\delta p}(x_G, \text{Mach}) \\
 D_r &= \tan \theta
 \end{aligned}$$

Le calcul approché [Boiffier 98] de la pulsation du mode d'oscillation de dérapage (appelé aussi *roulis hollandais*) (β, r) est le suivant :

$$\omega_{RH}^2 \approx n_r C_\beta + n_\beta \approx \frac{1}{2I_{zz}} \rho S \ell V_e^2 C n_\beta. \quad (5.2)$$

Le calcul approché du mode de *roulis pur* (réponse en roulis p) est le suivant :

$$\lambda_{RP} \approx l_p = \frac{1}{2I_{xx}} \rho S V_e \ell^2 C l_p \quad (5.3)$$

Filtre de Kalman

Le filtre de Kalman [Kalman 61] est une méthode classique d'estimation visant à estimer des paramètres d'un système évoluant dans le temps à partir de mesures bruitées. On retrouve ce filtre dans bon nombre de domaines relatifs au traitement du signal, à la navigation ou au traitement d'images.

La force de ce filtre est sa capacité de prédiction des paramètres et de rectification des erreurs, non seulement des capteurs, mais aussi du modèle lui-même. En effet, pour appliquer un filtre de Kalman, il faut avant tout modéliser le système pour lequel on veut estimer les paramètres, de manière linéaire. Dans une méthode d'estimation classique, une simple erreur dans la modélisation du système entraîne inévitablement une erreur au niveau de l'estimation. La force du filtre de Kalman est d'intégrer un terme d'imprécision sur le modèle lui-même, ce qui lui permet de donner des estimations correctes malgré les erreurs de modélisation.

Un autre point fort du filtre de Kalman est sa capacité à déterminer l'erreur moyenne de son estimation. En effet, il fournit un vecteur contenant les paramètres estimés, mais aussi une matrice de covariance de l'erreur. Cette matrice nous renseigne donc sur la précision de l'estimation, ce qui peut être utile dans de nombreuses applications.

Le fonctionnement du filtre de Kalman peut se diviser en deux étapes

- Une première étape de prédiction de l'estimation selon le modèle du système. Pour ce faire, le filtre de Kalman reprend l'estimation précédente des paramètres et de l'erreur et prédit les nouveaux paramètres et la nouvelle erreur en fonction de la modélisation du système ;
- La seconde étape va faire la mise à jour de cette prédiction grâce aux nouvelles mesures. Ces mesures vont permettre d'obtenir une estimation des paramètres et de l'erreur à partir de la prédiction faite. Si jamais le modèle comporte des erreurs, cette étape de mise à jour permettra de les rectifier.

Remarque 5.4.1. *Contrairement au filtre de Kalman discret, l'étape de prédiction et de mise à jour sont couplées dans le cas du filtre de Kalman continu.* ■

Utilisation du filtre de Kalman continu grâce aux pseudo-mesures

Dans le cas de la modélisation (y, η) utilisée pour la représentation des informations visuelles, un filtre de Kalman classique ne peut pas être utilisé car la modélisation du système est non-linéaire. Afin de pouvoir réaliser l'estimation, deux solutions sont possibles et dépendent de la forme des non-linéarités. L'utilisation de la forme d'état linéaire (3.8) définie en Section 3 et de pseudo-mesures permet l'utilisation du filtre de Kalman classique, c'est le cas des primitives de type point. Dans le cas de droites, il est nécessaire d'utiliser la version non-linéaire du filtre de Kalman [McElhoe 66], appelée filtre de Kalman étendu.

Dans le cas du point, l'expression de sa dynamique dans le repère caméra, définie en Section 3.2.1, peut être exprimée par

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B} \\ \mathbf{y} &= \begin{bmatrix} x_1 & x_2 \\ x_3 & x_3 \end{bmatrix}^T. \end{aligned} \quad (5.4)$$

L'utilisation d'un filtre de Kalman classique afin d'estimer l'état x est rendue possible en utilisant un vecteur de pseudo-mesures. Cela revient à modifier le vecteur de sortie par des sorties fictives nulle. En effet, en prenant le vecteur de mesure y_f tel que

$$y_f = C_f x = \begin{bmatrix} -1 & 0 & y_1 \\ 0 & -1 & y_2 \end{bmatrix} x = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (5.5)$$

on obtient une représentation d'état linéaire par rapport à l'état. Un filtre de Kalman continu [Alazard 06] peut être utilisé. L'estimateur se présente sous la forme

$$\begin{aligned} K &= PC_f^T R^{-1} \\ \dot{P} &= AP + PA^T - KC_f P + Q \\ \dot{\hat{x}} &= A\hat{x} + B + K(y_f - C_f \hat{x}) \end{aligned} \quad (5.6)$$

avec $P \in \mathcal{M}_{3,3}(\mathbb{R})$ la matrice de covariance de l'erreur d'estimation, $Q \in \mathcal{M}_{3,3}(\mathbb{R})$ la confiance que l'on a dans l'équation d'état et $R \in \mathcal{M}_{2,2}(\mathbb{R})$ la confiance que l'on a dans la mesure.

Filtre de Kalman étendu pour l'estimation basée sur les droites.

Dans le cas des droites, l'équation d'état ne peut pas se présenter sous une forme linéaire. La solution précédente ne peut donc pas être utilisée. Posons $z = [y^T \ \eta]$ et le système de la forme non linéaire suivante

$$\begin{aligned} \dot{y} &= f(y, u) + \Phi(y, u)\eta \\ \dot{\eta} &= g(y, u, \eta)\eta \end{aligned} \quad (5.7)$$

Le filtre de Kalman étendu (EKF) [McElhoe 66] est de la forme

$$\begin{aligned} K &= PHR^{-1} \\ \dot{P} &= FP + PF^T - KHP + Q \\ \dot{\hat{y}} &= f(\hat{y}, u) + \Phi(\hat{y}, u)\hat{\eta} + K(y - \hat{y}) \end{aligned} \quad (5.8)$$

avec

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & \cdots & 0 \\ 0 & \ddots & \ddots & & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{et} \quad F = \frac{\partial \dot{z}}{\partial z}(\hat{z}, u) \quad (5.9)$$

La théorie du filtre de Kalman basée sur la résolution des équations de Riccati peut donc être utilisée au cas des primitives proposées dans ces travaux.

Les filtres de Kalman sont couramment utilisés dans l'industrie et offrent l'avantage majeur de fournir une confiance dans la valeur des estimés au travers de la matrice de covariance P . Son implémentation est aisée et le réglage s'effectue sur les matrices Q , R et $P(t=0)$ en fonction des incertitudes sur les mesures, sur l'état ou sur l'erreur de position initiale. Les solutions basées sur le filtre de Kalman sont appliquées au cas des points et des droites et comparées aux autres solutions d'estimation dans le Chapitre 5.

Table des figures

1.1	Les différentes gouvernes de l'avion de transport.	18
1.2	Repères terrestres et repère piste.	19
1.3	Déviations Δ_X , Δ_Y , Δ_H et Δ_ψ exprimées dans le repère piste \mathcal{F}_o	19
1.4	Conventions aéronautiques Airbus.	20
1.5	Les différentes boucles de contrôle d'un avion.	22
1.6	Les différentes étapes de l'atterrissage : de la croisière au freinage.	24
1.7	Emetteurs LOC et GS de l'ILS (source wikipedia.fr)	24
1.8	Formes des ondes ILS.	25
1.9	Hauteur radio-altimétrique.	27
1.10	Les marquages de piste obligatoires.	27
1.11	Différentes orientation du vents.	28
2.1	Projection perspective d'un point P dans le plan image.	34
2.2	Principe général de l'asservissement visuel appliqué à la commande d'un aéronef.	37
2.3	Principe général de l'asservissement visuel 2D (PBVS).	38
2.4	Image courante et image désirée dans le plan image.	38
2.5	Principe de l'asservissement visuel 3D (PBVS).	40
2.6	Différentes solutions d'utilisation de la vision en PBVS.	41
3.1	Trajectoires classiques lors d'une phase d'atterrissage.	47
3.2	Repère virtuel.	51
3.3	Point d'aboutissement P de la pente de descente sur la piste.	53
3.4	Évolution du terme $(v_{v3}y_{v1} - v_{v1})^2 + (v_{v3}y_{v2} - v_{v2})^2$ (3.26) le long d'un atterrissage standard.	54
3.5	Deux points P' et P'' utilisables dans l'image : Bords de piste.	55
3.6	Evolution du terme \mathcal{O} (3.30) lors d'un atterrissage standard.	57
3.7	Les trois droites (d_g , d_c et d_d) caractéristiques de la piste dans l'image.	59
3.8	Formation d'une droite à partir de deux plans.	59
3.9	Représentation d'une droite dans l'image par les coordonnées (ρ, θ) avec π_0 le centre de l'image.	60
3.10	Trait discontinu - Evolution du terme $\Phi_1^2 + \Phi_2^2$ (3.38) en fonction du temps lors d'un atterrissage standard. Trait plein - Evolution du terme $\Phi_1^2 + \Phi_2^2 + \Phi_3^2 + \Phi_4^2$ (3.40) en fonction du temps lors d'un atterrissage standard.	63
5.1	Modélisation de la dynamique de l'avion.	90
5.2	Trajectoires latérales et longitudinales en fonction des conditions initiales.	93
5.3	Analyse d'images simulée - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage.	94
5.4	Analyse d'images simulée - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 droites lors d'un atterrissage.	96

5.5	Analyse d'images simulée bruitée - Trajectoire No.1 - Coordonnées $(y'_1, y'_2, y''_1, y''_2)$ réelles et bruitées obtenues pour les points P' et P'' lors d'un atterrissage.	98
5.6	Analyse d'images simulée bruitée - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage en présence de différents bruit de mesure.	99
5.7	Analyse d'images simulée avec erreur de calibration - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage en présence d'erreur de calibration.	102
5.8	Analyse d'images simulée - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H obtenus avec 2 points lors d'un atterrissage en présence de biais sur les vitesses.	104
5.9	Analyse d'images simulée - Trajectoires No. 4,6 et 8 Trajectoires en boucle fermée comparées aux trajectoires de référence No. 4, 6 et 8.	106
5.10	Analyse d'images simulée - Trajectoire No.6. Trajectoires à partir des conditions initiales de la trajectoire No.6 en boucle fermée, utilisant une information de position retardée dans le temps.	107
5.11	Analyse d'images simulée - Trajectoire No.6. Trajectoires à partir des conditions initiales de la trajectoire No.6 en boucle fermée, utilisant une information dans l'image bruitée, avec des erreurs de calibration, un biais de vitesse et une estimation retardée.	108
5.12	Image synthétique Oktal-SE de l'aéroport de Toulouse.	109
5.13	Détection de la ligne centrale (vert) et des bords de piste (rouge) dans une zone d'intérêt (bleue).	111
5.14	Analyse d'images - Trajectoire No.1 - Coordonnées (y''_1, y''_2) réelles et issues de l'analyse d'image pour le point P'' lors d'un atterrissage.	112
5.15	Analyse d'images (algorithme de suivi) - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H (en boucle ouverte) obtenus avec un algorithme de suivi des 2 points P' et P'' lors d'un atterrissage.	112
5.16	Analyse d'images - Trajectoire No.1 - Coordonnées $(\theta_d, \rho_d, \theta_g$ et $\rho_g)$ réelles et issues de l'analyse d'images pour les deux droites de bord de piste lors d'un atterrissage.	113
5.17	Analyse d'images (algorithme de détection) - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H (en boucle ouverte) obtenus avec un algorithme de détection des 2 droites de bord de piste lors d'un atterrissage.	114
5.18	Analyse d'images - Trajectoire No.1 - Coordonnées $(y'_1, y'_2, y''_1, y''_2)$ réelles et issues de l'analyse d'image pour les points P' et P'' lors d'un atterrissage.	115
5.19	Analyse d'images (algorithme de détection) - Trajectoire No.1 - Résultats d'estimation de l'altitude Δ_H (en boucle ouverte) obtenus avec un algorithme de détection des 2 points P' et P'' lors d'un atterrissage.	116

Liste des tableaux

1.1	Notations aéronautiques	20
5.1	Position initiale de l'avion par rapport à la piste au début de la phase d'atterrissage gérée par l'asservissement visuel.	92
5.2	Conditions initiales pour différentes trajectoires.	92
5.3	Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	95
5.4	Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 droites le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	96
5.5	Analyse d'images simulée - Toutes Trajectoires - Évaluation qualitative des performances statiques et dynamiques des différentes solutions d'estimation, en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence et de la précision des observateurs.	97
5.6	Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et une mesure bruité de 1 pixel le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	100
5.7	Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et une mesure bruité de 5 pixels le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	100
5.8	Analyse d'images simulée bruitée - Trajectoire No.1 - Écart-type de l'erreur d'estimation le long de la trajectoire No.1 pour chacun des observateurs dans le cas d'un bruit de mesure de 1 ou 5 pixels.	101
5.9	Analyse d'images simulée bruitée - Toutes Trajectoires - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs et de la précision des estimés.	101
5.10	Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et une erreur de calibration de 0.5° le long de la trajectoire No.1. Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	103

5.11	Analyse d'images simulée avec erreur de calibration - Toutes Trajectoires - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs et de la précision des estimés.	103
5.12	Analyse d'images simulée - Résultats d'estimation avec 2 points et un biais sur l'information de vitesse de 5% le long de la trajectoire No.1 : Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	104
5.13	Analyse d'images simulée et erreur de vitesse - Toutes Trajectoires - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs et de la précision des estimés.	105
5.14	Analyse d'images (algorithme de suivi) - Résultats d'estimation avec 2 points le long de la trajectoire No.1 : Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	113
5.15	Analyse d'images (algorithme de détection) - Résultats d'estimation avec 2 droites le long de la trajectoire No.1 : Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	114
5.16	Analyse d'images (algorithme de détection) - Résultats d'estimation avec 2 points le long de la trajectoire No.1 : Temps de convergence et erreur d'estimation $\Delta_H - \hat{\Delta}_H$ à différentes altitudes. Résultats d'estimation le long de toutes les trajectoires : moyenne de l'erreur d'estimation à 100 pieds et écart type de l'erreur à 100 pieds.	116
5.17	Analyse d'images - Toutes Trajectoires - Évaluation des différentes solutions d'estimation en fonction de la facilité de réglage, du temps de convergence des observateurs, de la précision des estimés et de la complexité d'implémentation (le nombre en parenthèse correspond au nombre de lignes de code de l'observateur).	117

Bibliographie

- [Adolf 09] F. Adolf, F. Andert, L. Goormann & J. Dittrich. *Vision-Based Target Recognition and Autonomous Flights Through Obstacle Arches with a Small UAV*. In Proceedings of the 65th AHS Annual Forum, Grapevine, TX, USA, 2009. 42
- [Airbus 15] Airbus. Global market forecast. www.airbus.com/compagny/market/forecast, 2015. accès le 20/01/2016. 11
- [Alazard 06] D. Alazard. *Introduction au filtre de Kalman*. 2006. 126
- [Andert 06] F. Andert, G. Strickert & F. Thielecke. *Depth image processing for obstacle avoidance of an autonomous vtol uav*. In Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, pages 1327–1334, 2006. 41
- [Astolfi 03] A. Astolfi & R. Ortega. *Immersion and invariance : a new tool for stabilization and adaptive control of nonlinear systems*. Automatic Control, IEEE Transactions on, vol. 48, no. 4, pages 590–606, 2003. 66, 67
- [Ayache 88] N. Ayache. *Construction et fusion de représentations visuelles 3D - Application à la robotique mobile*. PhD thesis, Université Paris Sud, Centre d’Orsay, Mai 1988. 60
- [Azinheira 08] J. R. Azinheira & P. Rives. *Image-Based Visual Servoing for Vanishing Features and Ground Lines Tracking : Application to a UAV Automatic Landing*. International Journal of Optomechatronics, vol. 2, pages 275–295, 2008. 39
- [Bernard 15] P. Bernard, L. Praly & V. Andrieu. *Tools for observers based on coordinate augmentation*. In 2015 IEEE 54th Annual Conference on Decision and Control (CDC 2015), 2015. 65, 66, 84, 85, 86, 87
- [Beyeler 09] A. Beyeler, J.-C. Zufferey & D. Floreano. *Vision-based control of near-obstacle flight*. Autonomous robots, vol. 27, no. 3, pages 201–219, 2009. 39
- [Boiffier 98] J.-L. Boiffier. *The dynamics of flight : The equations*. Wiley, 1998. 18, 21, 22, 123, 124
- [Bourquardez 07] O. Bourquardez & F. Chaumette. *Visual servoing of an airplane for auto-landing*. In Intelligent Robots and Systems, 2007. IROS 2007. IEEE/RSJ International Conference on, pages 1314–1319, 2007. 38, 42

- [Bourquardez 08] O. Bourquardez. *Commande d'engins volants par asservissement visuel*. Mémoire de thèse, Université Rennes 1, 2008. 12, 39, 49, 50, 60, 109
- [Bourret 15] T. Bourret, J. Muller & M. Galy. *Automatic landing method and device for an aircraft on a strong slope runway*, June 2015. 24
- [Bunce 14] D. Bunce. *Wide Area Augmentation System (WAAS) Status and History*. www.gps.gov/multimedia/presentations/2014/09/ION/bunce.pdf, September 2014. accès le 19/01/2016. 11
- [Burlion 13] L. Burlion & H. de Plinval. *Keeping a ground point in the camera field of view of a landing uav*. In Robotics and Automation (ICRA), 2013 IEEE International Conference on, pages 5763–5768. IEEE, 2013. 39, 121
- [Campoy 09] P. Campoy, J. F. Correa, I. Mondragón, C. Martínez, M. Olivares, L. Mejías & J. Artieda. *Computer vision onboard UAVs for civilian tasks*. In Unmanned Aircraft Systems, pages 105–135. Springer, 2009. 41
- [Chahl 04] J. S Chahl, M. V Srinivasan & S.W. Zhang. *Landing strategies in honeybees and applications to uninhabited airborne vehicles*. The International Journal of Robotics Research, vol. 23, no. 2, pages 101–110, 2004. 39
- [Chaumette 90] F. Chaumette. *La relation vision-commande : théorie et application à des tâches robotiques*. Mémoire de thèse, Université Rennes 1, 1990. 39, 48, 49, 50, 60
- [Chaumette 01] F. Chaumette & E. Marchand. *A redundancy-based iterative approach for avoiding joint limits : Application to visual servoing*. Robotics and Automation, IEEE Transactions on, vol. 17, no. 5, pages 719–730, 2001. 41
- [Chaumette 04] F. Chaumette. *Image moments : a general and useful set of features for visual servoing*. IEEE Transaction on Robotics, vol. 20, no. 4, pages 713–723, 2004. 98
- [Chaumette 06] F. Chaumette & S. Hutchinson. *Visual servo control. I. Basic approaches*. IEEE Robotics Automation Magazine, vol. 13, no. 4, pages 82–90, 2006. 12, 33, 37, 38, 40
- [Chaumette 07] F. Chaumette & S. Hutchinson. *Visual servo control. II. Advanced approaches*. IEEE Robotics Automation Magazine, vol. 14, no. 1, pages 109–118, 2007. 12, 33, 37, 40
- [Chen 02] X. Chen & H. Kano. *A new state observer for perspective systems*. IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 47, no. 4, pages 658–663, 2002. 48, 66
- [Chitrakaran 06] V. Chitrakaran, D. Dawson & H. Kannan. *Vision Assisted Autonomous Path Following for Unmanned Aerial Vehicles*. In 45th IEEE Conference on Decision and Control, pages 63–68, 2006. 37

- [Chriette 03] A. Chriette, T. Hamel & R. Mahony. *Zero dynamics analysis for IBVS control of under-actuated rigid body dynamics*. In 7th IFAC Conference on Robot Control (Syroco), Wroclaw, Pologne, 2003. [34](#)
- [Corke 01] P.I. Corke & S.A. Hutchinson. *A new partitioned approach to image-based visual servo control*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 17, no. 4, pages 507–515, 2001. [38](#)
- [Coutard 12] L. Coutard. *Appontage automatique d'avions par asservissement visuel*. PhD thesis, Université Rennes 1, 2012. [12](#), [36](#), [40](#), [49](#), [108](#), [111](#)
- [Cretual 97] A. Cretual & F. Chaumette. *Positioning a camera parallel to a plane using dynamic visual servoing*. In Intelligent Robots and Systems, 1997. IROS '97., Proceedings of the 1997 IEEE/RSJ International Conference on, volume 1, pages 43–48 vol.1, Sep 1997. [39](#)
- [Curtis 31] Curtis. Popular mechanics magazine. February 1931. [11](#)
- [Dahl 05] O. Dahl, F. Nyberg, J. Holst & A. Heyden. *Linear Design of a Nonlinear Observer for Perspective Systems*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Barcelona, Spain, 2005. [48](#), [66](#)
- [De Luca 08] A. De Luca, G. Oriolo & P. R. Giordano. *Feature depth observation for image-based visual servoing : Theory and experiments*. The International Journal of Robotics Research, vol. 27, no. 10, pages 1093–1116, 2008. [66](#)
- [DePlinval 13] H. DePlinval, P. Morin, P. Mouyon & T. Hamel. *Visual Servoing for Underactuated VTOL UAVs : a Linear Homography-based framework*. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2013. [12](#), [40](#)
- [Desaraju 14] V. R. Desaraju, N. Michael, M. Humenberger, R. Brockers, S. Weiss & L. Matthies. *Vision-based landing site evaluation and trajectory generation toward rooftop landing*. In Proceedings of robotics : science and systems. Citeseer, 2014. [39](#)
- [Dickmanns 15] D. Dickmanns, J. Boada-Bauxell, V. Gibert & F. Schubert. *Vision based automatic landing for Commercial Aircraft*. In EUCASS, Krakow, 2015. [110](#)
- [Ding 15] Z. Ding, K. Li, Y. Meng & L. Wang. *FLIR/INS/RA Integrated Landing Guidance for Landing on Aircraft Carrier*. Int J Adv Robot Syst, vol. 12, page 60, 2015. [40](#)
- [Dixon 03] W. E. Dixon, D. Fang, D.M. Dawson & T. J. Flynn. *Range Identification for Perspective Vision Systems*. IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 48, no. 12, pages 2232–2238, 2003. [66](#)
- [El Tannoury 12] C. El Tannoury. *Développement d'outils de surveillance de la pression dans les pneumatiques d'un véhicule à l'aides des méthodes basées sur l'analyse spectrale et sur la synthèse d'observateurs*. PhD thesis, Ecole Centrale de Nantes (ECN), 2012. [46](#), [67](#)

- [Espiau 92] B. Espiau, F. Chaumette & P. Rives. *A new approach to visual servoing in robotics*. Robotics and Automation, IEEE Transactions on, vol. 8, no. 3, pages 313–326, Jun 1992. 33, 60, 61
- [Espiau 95] B. Espiau. *Asservissement visuel et commande de la distance focale*. Rapport technique, INRIA, 1995. 35
- [FAA 15] Federal Aviation Administration FAA. *Foreign Facilities Approved for Category II and Category III Operations*. https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/afs/afs400/afs410/status_lists/, November 2015. accès le 19/01/2016. 28
- [FAA 16] Federal Aviation Administration FAA. www.faa.gov/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/, 2016. accès le 19/01/2016. 11
- [Favre 94] C. Favre. *Fly-by-wire for commercial aircraft : the Airbus experience*. International Journal of Control, vol. 59, no. 1, pages 139–157, 1994. 90
- [Flores-Abad 14] A. Flores-Abad, O. Ma, K. Pham & S. Ulrich. *A review of space robotics technologies for on-orbit servicing*. Progress in Aerospace Sciences, vol. 68, pages 1–26, 2014. 41
- [Frew 04] E. Frew, T. McGee, ZuWhan K., Xiao X., S. Jackson, M. Morimoto, S. Rathinam, J. Padial & R. Sengupta. *Vision-based road-following using a small autonomous aircraft*. In Aerospace Conference, 2004. Proceedings. 2004 IEEE, volume 5, pages 3006–3015 Vol.5, 2004. 42
- [Frietsch 08] N. Frietsch, O. Meister, C. Schlaile, J. Seibold & G.F. Trommer. *Vision based hovering and landing system for a vtol-mav with geolocalization capabilities*. In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2008. 42
- [G. Conte 99] C.H. Moog G. Conte & A.M. Perdon. *Nonlinear control systems - an algebraic setting*. 1999. 46
- [Gangloff 02] J. A. Gangloff & M. F. de Mathelin. *Visual servoing of a 6-DOF manipulator for unknown 3-d profile following*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 18, no. 4, pages 511–520, Aug 2002. 41
- [Gauthier 92] J.P. Gauthier, H. Hammouri & S. Othman. *A simple observer for nonlinear systems applications to bioreactors*. IEEE Transactions on automatic control, vol. 37, no. 6, page I875, 1992. 66, 77
- [Georghiou 86] L. Georghiou, J.S. Metcalfe, M. Gibbons, T. Ray & J. Evans. *Smiths Industries : Aircraft Automatic Landing Equipment*. In Post-Innovation Performance, pages 279–284. Palgrave Macmillan UK, 1986. 11

- [Gibert 13] V. Gibert & G. Puyou. *Landing of a Transport Aircraft Using Image Based Visual Servoing*. In 9th IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems (NOLCOS), Toulouse, France, 2013. [43](#)
- [Gibert 15a] V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell & F. Plestan. *A New Observer for Range Identification in Perspective Vision System*. In *Advanced in Aerospace Guidance, Navigation and Control*, pages 401–412. Springer, 2015. [66](#)
- [Gibert 15b] V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell & F. Plestan. *New pose estimation scheme in perspective vision system during civil aircraft landing (soumis)*. In SYROCO, 2015. [54](#), [65](#), [66](#), [67](#), [68](#)
- [Gibert 15c] V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell & F. Plestan. *Non-linear observers in vision system : Application to civil aircraft landing*. In European Control Conference (ECC). IEEE, 2015. [54](#), [66](#), [82](#), [83](#)
- [Gibert 15d] V. Gibert, L. Burlion, A. Chriette, J. Boada-Bauxell & F. Plestan. *Vision based automatic landing of a civil aircraft by using nonlinear pose estimation*. In EUCASS, Krakow, 2015. [66](#)
- [Gonçalves 11] T.F. Gonçalves, J.R. Azinheira & P. Rives. *Vision-Based Automatic Approach and Landing of Fixed-Wing Aircraft Using a Dense Visual Tracking*. In *Informatics in Control Automation and Robotics*, volume 85 of *Lecture Notes in Electrical Engineering*, pages 269–282. Springer Berlin Heidelberg, 2011. [12](#)
- [Gonçalves 10] T.F. Gonçalves, J.R. Azinheira & P. Rives. *Homography-based visual servoing of an aircraft for automatic approach and landing*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, Anchorage, Alaska, USA, 2010. [39](#)
- [Gong 06] X. Gong, A.L. Abbott & G. Flemming. *A survey of techniques for detection and tracking of airport runways*. In 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, pages 9–12, Reno, Nevada, 2006. [109](#)
- [Goupil 09] P. Goupil. *Airbus state of the art and best practices on FDI and FTC*. In 7th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes Proceedings, Barcelona, Spain, 2009. [26](#)
- [Goupil 14] P. Goupil, J. Boada-Bauxell, A. Marcos, E. Cortet, M. Kerr & U. Costa. *AIRBUS efforts towards advanced real-time fault diagnosis and fault tolerant control*. In 19th IFAC World Congress, Cape Town, South Africa, pages 3470–3476, 2014. [90](#)
- [Guenard 08] N. Guenard, T. Hamel & R. Mahony. *A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle*. IEEE Transactions on Robotics, vol. 24, no. 2, pages 331–340, 2008. [39](#)
- [Gui 13] Y. Gui, P. Guo, H. Zhang, Z. Lei, X. Zhou, J. Du & Q. Yu. *Airborne Vision-Based Navigation Method for UAV Accuracy Landing Using Infrared Lamps*. Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 72, no. 2, pages 197–218, 2013. [42](#)

- [Hamel 02] T. Hamel & R. Mahony. *Visual servoing of an under-actuated dynamic rigid-body system : an image-based approach*. Robotics and Automation, IEEE Transactions on, vol. 18, no. 2, pages 187–198, 2002. [39](#)
- [Herissé 12] B. Herissé, T. Hamel, R. Mahony & F.-X. Russotto. *Landing a VTOL Unmanned Aerial Vehicle on a Moving Platform Using Optical Flow*. IEEE Transactions on Robotics, vol. 28, no. 1, pages 77–89, 2012. [12](#)
- [Herisse 08] B. Herisse, F.-X. Russotto, T. Hamel & R. Mahony. *Hovering flight and vertical landing control of a VTOL Unmanned Aerial Vehicle using optical flow*. In Intelligent Robots and Systems, 2008. IROS 2008. IEEE/RSJ International Conference on, pages 801–806, Sept 2008. [39](#)
- [Hermann 77] R. Hermann & A. J. Krener. *Nonlinear controllability and observability*. IEEE Transactions on Automatic Control, vol. AC-22(5), pages 728–740, October 1977. [45](#)
- [Hill 79] J. Hill & W. T. Park. *Real Time Control of a Robot with a Mobile Camera*. In 9th International Symposium on Industrial Robot, pages 233–246, Washington, DC, 1979. [33](#)
- [Hutchinson 96] S. Hutchinson, G.D. Hager & P.I. Corke. *A tutorial on visual servo control*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 12, no. 5, pages 651–670, 1996. [12](#), [33](#)
- [ICAO] ICAO. *Aerodromes Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation*. [27](#)
- [Jackson 73] A.J. Jackson. *British civil aircraft since 1919, volume 2*. 1973. [11](#)
- [Jankovic 95] M. Jankovic & B.K. Ghosh. *Visually guided ranging from observations of points, lines and curves via an identifier based nonlinear observer*. Systems and Control Letters, vol. 25, no. 1, pages 63 – 73, 1995. [13](#), [66](#), [88](#), [93](#), [95](#), [99](#), [101](#), [103](#), [104](#), [105](#), [116](#)
- [Kaiser 10] M. K. Kaiser, N.R. Gans & W.E. Dixon. *Vision-Based Estimation for Guidance, Navigation, and Control of an Aerial Vehicle*. Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on, vol. 46, no. 3, pages 1064–1077, 2010. [42](#)
- [Kalman 61] R.E. Kalman & R.S. Bucy. *New results in linear filtering and prediction theory*. Journal of basic engineering, vol. 83, no. 1, pages 95–108, 1961. [88](#), [125](#)
- [Karagiannis 05] D. Karagiannis & A. Astolfi. *A new solution to the problem of range identification in perspective vision systems*. IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 50, no. 12, pages 2074–2077, 2005. [13](#), [66](#), [67](#), [68](#)
- [Karagiannis 09] D. Karagiannis, M. Sassano & A. Astolfi. *Dynamic scaling and observer design with application to adaptive control*. Automatica, vol. 45, no. 12, pages 2883–2889, 2009. [65](#), [66](#), [67](#), [70](#), [73](#), [74](#)

- [Kendoul 09] F. Kendoul, K. Nonami, I. Fantoni & R. Lozano. *An adaptive vision-based autopilot for mini flying machines guidance, navigation and control*. *Autonomous Robots*, vol. 27, no. 3, pages 165–188, 2009. [42](#)
- [Kong 13] W. Kong, D. Zhang, X. Wang, Z. Xian & J. Zhang. *Autonomous landing of an UAV with a ground-based actuated infrared stereo vision system*. In *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2013 IEEE/RSJ International Conference on*, pages 2963–2970. IEEE, 2013. [42](#)
- [Krener 85] A. J. Krener & W. Respondek. *Nonlinear observers with linearizable error dynamics*. *SIAM Journal on Control and Optimization*, vol. 23, no. 2, pages 197–216, 1985. [76](#)
- [Krupa 03] A. Krupa, J. Gangloff, C. Doignon, M.F. De Mathelin, G. Morel, J. Leroy, L. Soler & J. Marescaux. *Autonomous 3-D positioning of surgical instruments in robotized laparoscopic surgery using visual servoing*. *Robotics and Automation, IEEE Transactions on*, vol. 19, no. 5, pages 842–853, 2003. [41](#)
- [Kuwahara 89] Y. Kuwahara. *Microwave landing system*, December 1989. US Patent 4,890,110. [25](#)
- [Le Bras 08] F. Le Bras, R. Mahony & T. Hamel. *Output based observation and control for visual servoing of VTOL UAVs*. In *Proceedings of the 17th World Congress of The International Federation of Automatic Control*, 2008. [39](#)
- [Le Bras 09] F. Le Bras, T. Hamel, C. Barat & R. Mahony. *Nonlinear Image-Based Visual Servo controller for automatic landing guidance of a fixed-wing Aircraft*. In *European Control Conference, Budapest, Hungary, 2009*. [12](#), [39](#), [43](#), [54](#), [109](#)
- [Le Bras 15] F. Le Bras, T. Hamel, R.E. Mahony & C. Samson. *Observer design for position and velocity bias estimation from a single direction output*. *CoRR*, vol. abs/1503.07680, 2015. [43](#)
- [Lebastard 11] V. Lebastard, Y. Aoustin & F. Plestan. *Estimation of absolute orientation for a bipedal robot : experimental results*. *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 27(1), pages 170–174, 2011. [47](#), [56](#), [78](#), [81](#)
- [Levant 03] A. Levant. *Higher-order sliding modes, differentiation and output-feedback control*. *International journal of Control*, vol. 76, no. 9-10, pages 924–941, 2003. [66](#), [77](#), [78](#)
- [Levant 12] A. Levant. *Finite-Time Stability and High Relative Degrees in Sliding-Mode Control*. In Leonid Fridman, Jaime Moreno & Rafael Iriarte, editeurs, *Sliding Modes after the First Decade of the 21st Century*, volume 412 of *Lecture Notes in Control and Information Sciences*, pages 59–92. Springer Berlin Heidelberg, 2012. [78](#)

- [Liu 13] Z. Liu, J. Wang, P. E. Kee & S. Sundaram. *Depth and normal vector identification of an unknown slope from a UAV using a single camera*. In Control Conference (ASCC), 2013 9th Asian, pages 1–6. IEEE, 2013. [42](#)
- [Lopez 01] M. Lopez, F. Plestan & A. Glumineau. *An algorithm for the structural analysis of state space : synthesis of nonlinear observers*. International Journal of Robust and Nonlinear Control, vol. 11, pages 1145–1160, 2001. [46](#)
- [Lucas 81] B. D Lucas, T. Kanade & al. *An iterative image registration technique with an application to stereo vision*. In IJCAI, volume 81, pages 674–679, 1981. [41](#)
- [Ma 03] Y. Ma, S. Soatto, J. Kosecka & S.S. Sastry. *An invitation to 3-d vision : From images to geometric models*. SpringerVerlag, 2003. [42](#)
- [Mahony 02] R. Mahony, T. Hamel & F. Chaumette. *A decoupled image space approach to visual servo control of a robotic manipulator*. In Robotics and Automation, 2002. Proceedings. ICRA'02. IEEE International Conference on, volume 4, pages 3781–3786. IEEE, 2002. [38](#)
- [Malis 98] E. Malis. *Contribution à la modélisation et à la commande en asservissement visuel*. 1998. [43](#)
- [Mantooth 02] B.A. Mantooth, Z.J. Donhauser, K.F. Kelly & P.S. Weiss. *Cross-correlation image tracking for drift correction and absorbate analysis*. Review of scientific instruments, 2002. [58](#), [110](#), [112](#)
- [Marino 95] R. Marino & P. Tomei. *Nonlinear control design : Geometric, adaptive and robust*. 1995. [66](#)
- [McElhoe 66] B.A. McElhoe. *An assessment of the navigation and course corrections for a manned flyby of mars or venus*. Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on, no. 4, pages 613–623, 1966. [125](#), [126](#)
- [Mejias 06] L. Mejias, S. Saripalli, P. Campoy & G Sukhatme. *Visual servoing of an autonomous helicopter in urban areas using feature tracking*. In Journal of Field Robotics, vol. 23, no. (3-4), pages 185–199, 2006. [39](#)
- [Metni 03] N. Metni, T. Hamel & I. Fantoni. *Visual servoing with orientation limits of a X4-flyer*. In In Proceedings of the 2003 European Control Conference, 2003. [39](#), [121](#)
- [Metni 07] Najib Metni & Tarek Hamel. *A UAV for bridge inspection : Visual servoing control law with orientation limits*. Automation in construction, vol. 17, no. 1, pages 3–10, 2007. [39](#)
- [Moore 20] E.H. Moore. *On the reciprocal of the general algebraic matrix*. Bull. American Mathematics Society, vol. 26, pages 394–395, 1920. [81](#)
- [Nelson 98] R.C. Nelson. *Flight stability and automatic control*, volume 2. WCB/McGraw Hill, 1998. [22](#)

- [Palmer 12] J. Palmer. *Wiley Post Airport in Oklahoma City receives new instrument landing system*. <http://newsok.com/wiley-post-airport-in-oklahoma-city-receives-new-instrument-article/3639250>, January 2012. accès le 19/01/2016. 25
- [Patin 11] B. Patin. *helicoPter and aEronef naviGation Airborne System Experimentations*. Rapport technique du projet pégase, Dassault Aviation, 2011. 39, 108
- [Penrose 55] R. Penrose. *A generalized inverse for matrices*. Mathematical Proceedings of the Cambridge Philosophical Society, vol. 51, pages 406–413, 1955. 81
- [Plestan 95] F. Plestan. *linéarisation par injection d'entrée-sortie généralisée et synthèse d'observateurs*. PhD thesis, Université de Nantes, France, 1995. 76
- [Plestan 97] F. Plestan & A. Glumineau. *Linearization by generalized input-output injection*. Systems and Control Letters, vol. 31(31), pages 115–128, 1997. 46
- [Plinval 15] Henry Plinval & Laurent Burlion. *Advances in aerospace guidance, navigation and control : Selected papers of the third ceas specialist conference on guidance, navigation and control held in toulouse, chapitre Nonlinear Visual Servoing Control for VTOL UAVs with Field of View Constraint*, pages 531–548. Springer International Publishing, 2015. 39
- [Rives 00] P. Rives. *Visual servoing based on epipolar geometry*. In Intelligent Robots and Systems, 2000. (IROS 2000). Proceedings. 2000 IEEE/RSJ International Conference on, volume 1, pages 602–607 vol.1, 2000. 38
- [Rives 02] P. Rives & Azinheira J.R. *Visual Auto-landing of an autonomous aircraft*. Rapport technique, INRIA-Sophia Antipolis, 2002. 60
- [Rives 04] P. Rives & J.R. Azinheira. *Linear structures following by an airship using vanishing point and horizon line in a visual servoing scheme*. In Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004 IEEE International Conference on, volume 1, pages 255–260. IEEE, 2004. 38, 39, 43
- [Ruffier 04] F. Ruffier & N. Franceschini. *Visually guided micro-aerial vehicle : automatic take off, terrain following, landing and wind reaction*. In Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on, volume 3, pages 2339–2346 Vol.3, 2004. 39
- [Sabiron 14] G. Sabiron. *Synthèse d'une Solution GNC basée sur des Capteurs de Flux Optique Bio-inspirés adaptés à la mesure des basses vitesses pour un Atterrissage Lunaire Autonome en Douceur*. PhD thesis, ISAE-Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, 2014. 34, 39

- [Schramm 04] F. Schramm, G. Morel, A. Micaelli & A. Lottin. *Extended-2d visual servoing*. In Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004 IEEE International Conference on, volume 1, pages 267–273. IEEE, 2004. [43](#)
- [Serra 14] P. Serra, R. Cunha, T. Hamel, D. Cabecinhas & C. Silvestre. *Landing on a moving target using image-based visual servo control*. In Decision and Control (CDC), 2014 IEEE 53rd Annual Conference on, pages 2179–2184. IEEE, 2014. [39](#)
- [Serra 15] P. Serra, R. Cunha, T. Hamel, C. Silvestre & F. Le Bras. *Nonlinear Image-Based Visual Servo Controller for the Flare Maneuver of Fixed-Wing Aircraft Using Optical Flow*. Control Systems Technology, IEEE Transactions on, vol. 23, no. 2, pages 570–583, 2015. [39](#), [43](#)
- [Shakernia 99] O. Shakernia, Yi M., T.J. Koo, J. Hespanha & S.S. Sastry. *Vision guided landing of an unmanned air vehicle*. In Decision and Control, 1999. Proceedings of the 38th IEEE Conference on, volume 4, pages 4143–4148 vol.4, 1999. [42](#)
- [Shirai 73] Y. Shirai & H. Inoue. *Guiding a Robot by Visual Feedback in Assembling Tasks*. Pattern Recognition, vol. 5, pages 99–108, 1973. [33](#)
- [Tachibana 08] K. Tachibana. *Front combination lamp for an automobile*, February 5 2008. US Patent D561,358. [41](#)
- [Theodorakopoulos 08] P. Theodorakopoulos & S. Lacroix. *A strategy for tracking a ground target with a UAV*. In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2008. [37](#)
- [Trisiripisal 06] P. Trisiripisal, M.R. Parks, A.L. Abbott, T. Liu & G.A. Fleming. *Stereo analysis for vision-based guidance and control of aircraft landing*. In 44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 2006. [41](#)
- [Trittler 13] M. Trittler, T. Rothermel & W. Fichter. *Visual Servoing Based Landing Approach Controller for Fixed-Wing MAVs*. In Automatic Control in Aerospace, volume 19, pages 200–205, 2013. [42](#)
- [Weg 05] Caravelle : La française de la jet set. 2005. 576 P. [11](#)
- [Weiss 87] L.E. Weiss, A.C. Sanderson & C.P. Neuman. *Dynamic sensor-based control of robots with visual feedback*. Robotics and Automation, IEEE Journal of, vol. 3, no. 5, pages 404–417, 1987. [33](#), [37](#)
- [Wilson 96] W.J. Wilson, C.C. Williams Hulls & G.S. Bell. *Relative end-effector control using Cartesian position based visual servoing*. Robotics and Automation, IEEE Transactions on, vol. 12, no. 5, pages 684–696, 1996. [40](#)
- [Yakimenko 02] O.A. Yakimenko, I.I. Kaminer, W.J. Lentz & P.A. Ghyzel. *Unmanned aircraft navigation for shipboard landing using infrared vision*. Rapport technique, DTIC Document, 2002. [41](#)

- [Yoshida 09] K. Yoshida. *Achievements in space robotics*. Robotics & Automation Magazine, IEEE, vol. 16, no. 4, pages 20–28, 2009. [41](#)
- [Zhang 99] H. Zhang & J.P. Ostrowski. *Visual servoing with dynamics : control of an unmanned blimp*. In Robotics and Automation, 1999. Proceedings. 1999 IEEE International Conference on, volume 1, pages 618–623, 1999. [42](#)

Thèse de Doctorat

Victor GIBERT

Analyse d'observabilité et synthèse d'observateurs robustes pour l'atterrissage basé vision d'avions de ligne sur des pistes inconnues

Observability analysis and robust observers design for vision based landing of airliners on unknown runways

Résumé

Dans le cadre de la génération des avions de transport du futur, Les constructeurs souhaitent développer une capacité d'atterrissage automatique permanente et ce, sur tout type de piste (voire sur des pistes inconnues). Dans ce but, la commande basée sur des capteurs visuels, appelée asservissement visuel, est envisagée afin de s'affranchir du besoin d'informations issues de systèmes extérieurs (ILS, GNSS). La vision, en fournissant une vue du monde extérieur, permet d'estimer la position relative de l'avion par rapport à la piste. La particularité de cette étude repose sur la méconnaissance des caractéristiques de la piste, ce qui réduit les possibilités d'utilisation de la vision. Des solutions d'estimation de position relative, basées sur des informations visuelles génériques à toute piste (points et droites de bord de piste), sont proposées. Le principe d'estimation repose sur l'utilisation de la dynamique des informations visuelles par rapport à la dynamique connue de l'avion grâce aux centrales inertielles. La validation de cette nouvelle approche est réalisée sur un simulateur complet incluant la chaîne de traitement d'image, utilisant des images synthétiques.

Mots clés

Asservissement visuel, Estimation de pose, Observateurs non linéaires, Application aéronautique, Atterrissage.

Abstract

In the frame of future airliner, manufacturers wish to develop the availability to perform automatic landing everytime, everywhere and on any kind of runway. For this purpose, the use of visual sensor in order to control the aircraft (visual servoing approach) is considered in order to overcome the need for external systems information (ILS, GNSS). By providing an external view, vision allows a relative pose estimation of the aircraft with respect to the runway. The originality of this study relies on the lack of knowledge of the runway characteristics that reduce the candidates vision based solutions. Relative position estimation solutions, based on generic visual features of a runway (*e.g.* side lines or corners), are proposed. The observers use dynamics of visual features in the image in association with the aircraft velocities, that are measured by inertial sensors. In order to validate these new approaches; simulations are performed with image processing algorithms supplied by synthetic images.

Key Words

Visual servoing, Pose estimation, Nonlinear observers, Aeronautical application, Landing.