

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE
Faculté de génie
Département de génie mécanique

Utilisation de la poussée réversible pour
faciliter les atterrissage de quadrirotors sur
des surfaces inclinées

Mémoire de maîtrise
Spécialité : génie mécanique

John Bass

Sherbrooke (Québec) Canada

Mars 2020

MEMBRES DU JURY

Alexis LUSSIER DESBIENS

Directeur

David RANCOURT

Évaluateur

Alexandre GIRARD

Évaluateur

RÉSUMÉ

Les aéronefs télépilotés à voilure tournante, communément appelés multirotors, sont de plus en plus utilisés pour le loisir, mais aussi dans l'industrie. Leur fiabilité et leur performance ne cessent de s'accroître. Cependant, leur enveloppe d'atterrissage demeure limitée. Effectivement, les multirotors commerciaux ne peuvent atterrir que des surfaces horizontales fixes. L'ajout de suspensions et de dispositifs d'adhérence spécialisés est nécessaire pour atterrir sur des surfaces inclinées. Le développement de rotors bidirectionnels, développés initialement pour des multirotors omnidirectionnels, pourrait améliorer l'atterrissage de ces aéronefs. En effet, en utilisant l'inversion de la poussée pour augmenter la force normale et la friction, il serait possible d'augmenter l'inclinaison maximale permettant un atterrissage sécuritaire et de diminuer l'espace requis pour l'atterrissage. Le projet de recherche présenté dans ce mémoire a pour but de quantifier les avantages de la poussée réversible ainsi que d'identifier les limites des bénéfices. Ce mémoire présente un modèle conçu pour simuler la dynamique d'un quadrirotor sujet aux contacts intermittents entre son train d'atterrissage et la surface, ainsi que la dynamique du rotor. Le modèle a été validé en effectuant des essais expérimentaux sur des surfaces à faible et à haute friction, et en utilisant des algorithmes génétiques pour identifier certains paramètres du modèle. À l'aide du modèle, plusieurs algorithmes simples d'atterrissage ont été simulés et puis testés expérimentalement. L'utilisation d'une impulsion angulaire à l'aide de la poussée différentielle afin d'éliminer la vitesse angulaire du quadrirotor après l'impact a aussi été étudiée. Finalement, les simulations et les essais démontrent que la poussée réversible peut presque doubler l'inclinaison maximale sur laquelle un quadrirotor peut atterrir ainsi que la vitesse verticale d'approche, tout en diminuant la distance et la durée requise pour l'atterrissage.

Mots-clés : Véhicules aériens autonomes, Simulation dynamique, Asservissement, Atterrissage, Contrôle embarqué

TABLE DES MATIÈRES

1	INTRODUCTION	1
1.1	Mise en contexte et problématique	1
1.2	Plan du document	4
2	ÉTAT DE L'ART	7
2.1	Utilisation de rotors bidirectionnels	7
2.2	Atterrissage sur des surfaces inclinées	10
2.3	Atterrissage sur des surfaces mobiles	11
2.4	Mouvement des bateaux	12
3	QUESTION DE RECHERCHE	15
3.1	Objectifs du projet de recherche	15
3.2	Contributions originales	16
4	MODÈLE, VALIDATION ET RÉSULTATS	17
4.1	Introduction	19
4.2	Model	21
4.2.1	Forces	21
4.2.2	Contact Model	25
4.2.3	Equations of Motion (EOM)	27
4.2.4	Validation	28
4.3	Control Design and Results	30
4.3.1	Reverse Thrust	30
4.3.2	Experimental Results	32
4.3.3	Impulse Controller	34
4.4	Conclusion	36
5	CONCLUSION	37
A	ÉQUATIONS DU MOUVEMENT	39
	LISTE DES RÉFÉRENCES	41

LISTE DES FIGURES

1.1	Atterrissage d'un quadrirotor conventionnel sur une surface inclinée (échec et succès)	2
1.2	Exemple de manœuvre dynamique permettant l'atterrissage de multirotors sur une surface inclinée	3
1.3	Atterrissage d'un hélicoptère sur une surface inclinée.	3
2.1	Drone développé par Cutler et al.	8
2.2	Poussée générée par un rotor et son RPM pour un changement d'angle d'incidence (rouge) ou de vitesse de rotation (bleu).	8
2.3	Délais dans l'inversion de poussée d'un rotor de petit quadrirotor.	9
2.4	Courbe de poussée par rapport à la puissance mécanique d'une hélice 5" normale et d'une hélice 5" 3D.	9
2.5	Le ODAR-8 utilisant des rotors bidirectionnels pour dessiner sur un tableau.	10
2.6	Trajectoire simulée pour l'atterrissage du drone de Dougherty et al. à des angles de 20° et 45°.	11
2.7	Véhicule doté d'un marqueur AprilTag et d'un cellulaire utilisé par Borowczyk et al.	12
2.8	Un hélicoptère Lynx tentant d'atterrir sur une frégate.	13
4.1	Conventional quadrotor flipping over during landing on a 25° plane (top left), failing to land due to indefinite bouncing (top right), and successfully landing using the reverse thrust strategy presented in this paper (bottom).	19
4.2	Diagram of the simplified quadrotor (\mathcal{B}), the rear and front legs (\mathcal{C} and \mathcal{D} , respectively), the surface (\mathcal{A}), the reference frames and the forces included in the dynamic model. Unit vectors $\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{N},\mathcal{A},\mathcal{B},\mathcal{C},\mathcal{D}}$ are all oriented into the XZ plane.	22
4.3	Measured static thrust response to a reversal command, for different ESCs.	22
4.4	Measured static thrust as a function of time, responding to different commands every 0.5 s, compared with the model.	24
4.5	Transitions of the hybrid model used to simulate contacts with HF surfaces and transition conditions for the rear leg \mathcal{C}	27
4.6	Experimental setup for dropping the UAV on an inclined surface.	28
4.7	UAV position (x_B, z_B), pitch (q_B), and velocity (\dot{x}_B, \dot{z}_B) during landing obtained from experiments and simulation on the LF surface.	29
4.8	Simulated landing maps for LF and HF surfaces.	33
4.9	Simulated landing maps for LF (top) and HF (bottom) surfaces for landings using impulse control.	35
4.10	Average pulse delay and its standard deviation (σ) between the five sets of simulations (top) ; average pulse duration and its standard deviation for the HF surface (bottom), for the LF surface (left) and HF surface (right).	35

- 4.11 Simulated landing maps for LF (top) and HF (bottom) surfaces for landings using impulse control and faster motors. 36
-

LISTE DES TABLEAUX

4.1	Motor Model Parameters	24
4.2	DJI F450 Physical Parameters	31

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

Depuis quelques années, l'utilisation d'aéronefs télépilotés (UAV) a vu une croissance. Beaucoup les utilisent pour de la photographie et pour se divertir, mais les drones sont de plus en plus utilisés par des entreprises pour remplacer les humains dans diverses situations complexes ou dangereuses. Ceux-ci peuvent effectuer des tâches d'inspection [1, 2, 3], de surveillance [4], d'arpentage [5] ou de prélèvements de données. Ces UAVs, souvent des drones à voilure tournante (ou multirotor), deviennent de moins en moins coûteux et de plus en plus polyvalents et conviviaux grâce aux progrès récents dans les capteurs, le contrôle, la propulsion électrique et la fabrication. Malgré ces progrès technologiques pour améliorer leur facilité d'utilisation en vol, l'enveloppe d'atterrissage des multirotors demeure restreinte. Effectivement, ceux-ci doivent atterrir sur des surfaces horizontales et immobiles. L'atterrissage sur des surfaces inclinées est déconseillé, puisque la redirection de la poussée après le contact initiale cause des accidents liés au renversement du multirotor.

1.1 Mise en contexte et problématique

Les multirotors possèdent plusieurs assemblages de moteurs/hélices pour contrôler leur mouvement. Chacun de ces assemblages tourne à des vitesses différentes pour générer une force de poussée dans l'axe du rotor et un couple autour de l'axe. L'ensemble de ces forces crée une force de poussée résultante et des moments dans les trois axes principaux du drone. Il devient alors évident que les multirotors conventionnels sont des machines sous-actionnées : ils possèdent six degrés de liberté, mais seulement quatre parmi ceux-ci sont actionnés. De plus, la force des rotors ne peut pas être «négative» (vers le bas du drone) puisque les contrôleurs moteurs (ESC) ne permettent la rotation des rotors que selon une direction.

Les technologies existantes sur les multirotors ne permettent à ceux-ci d'atterrir que sur des surfaces horizontales stables. En effet, ils sont incapables d'atterrir sur des surfaces inclinées, et c'est partiellement dû à la redirection de la poussée après l'impact initial (une limitation mécanique des multicoptères) et au fait que leur contrôleur de vol empêche l'arrêt des moteurs des rotors jusqu'à ce que le drone arrête de bouger (une limitation logicielle), comme présenté à la Figure 1.1.

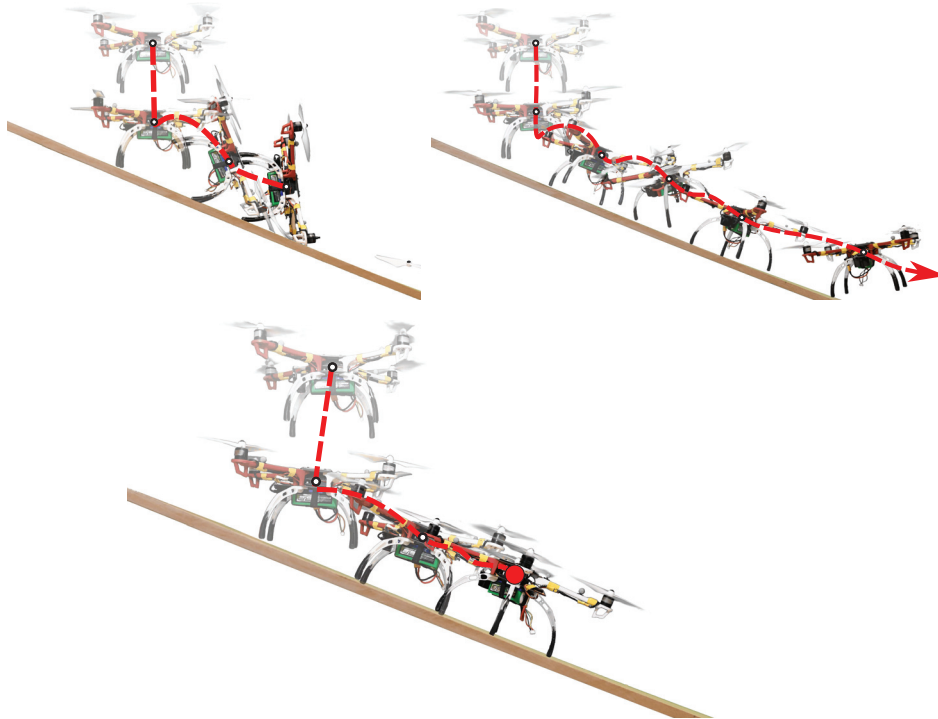


Figure 1.1 Un quadrirotor conventionnel se renversant à l’atterrissage sur une surface inclinée à 25° (haut-gauche), échouant un atterrissage dû aux rebonds intermittents (haut-droit), réussissant un atterrissage en utilisant la stratégie de poussée réversible présentée dans ce mémoire (bas).

Pour atterrir sur des surfaces inclinées, les multirotors doivent donc s’engager dans une manœuvre hautement dynamique [6]. Comme présenté à la Figure 1.2, le drone doit se pencher et diriger son vecteur de poussée vers la pente pour s’y approcher. Mais dans cette orientation, le drone s’écrasera sur la pente. Il doit changer son orientation en créant un moment grâce à la poussée différentielle des rotors et aligner son vecteur de poussée presque perpendiculairement à la pente afin de réduire sa vitesse avant l’impact. Si le contact se fait trop brusquement, alors le drone rebondira.

Pour bien réussir cette manœuvre, le drone doit connaître la position et l’angle de la pente, ainsi que sa position par rapport à cette surface. Il nécessite donc un système de localisation et de guidage spécialisé pour cette tâche. De plus, la manœuvre elle-même est susceptible aux perturbations externes et au déclenchement des différentes phases de la manœuvre. À ce moment, si le drone doit corriger sa vitesse et «pousser» dans une direction qui n’est pas celle de l’axe des rotors à cet instant, il doit d’abord se réorienter, augmentant alors les chances d’atterrir sur la surface avec une mauvaise orientation ou trop rapidement. Il y a donc un compromis à faire entre l’alignement du drone et sa vitesse d’approche.

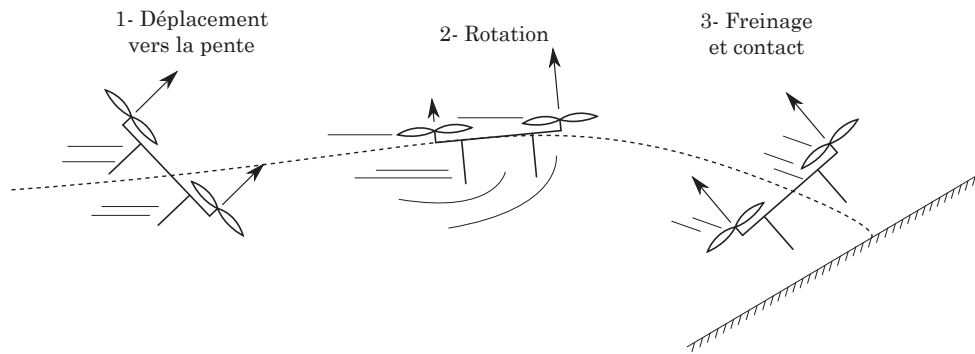


Figure 1.2 Exemple de manœuvre dynamique permettant l'atterrissage de multicopters sur une surface inclinée

D'un autre côté, l'approche utilisée par les pilotes d'hélicoptères traditionnels et plus lente et sécuritaire. Comme présenté à la Figure 1.3, l'hélicoptère qui atterrit de travers à la pente utilise la commande cyclique pour générer une force au rotor vers l'amont de la pente lorsque son train d'atterrissage touche le sol. En diminuant tranquillement le collectif, le pilote est en mesure de mettre le deuxième bord de son train d'atterrissage fermement au sol. Cependant, cette technique ne permet des atterrissages que sur des surfaces légèrement inclinées, par exemple, de 10° avec un Bell 412 [7].

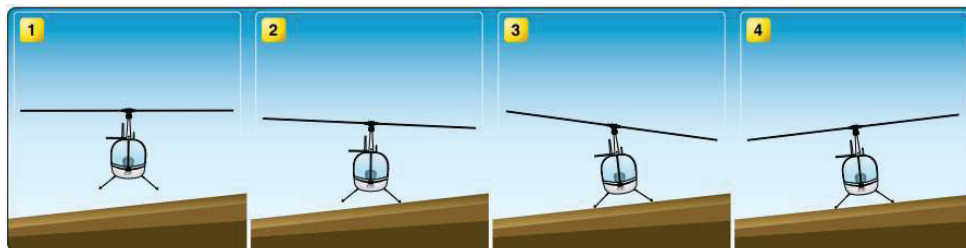


Figure 1.3 Atterrissage d'un hélicoptère sur une surface inclinée [8].

La performance d'atterrissage peut être quantifiée par l'angle maximal et la vitesse d'impact maximale permettant un atterrissage, ainsi que la durée et la distance requise pour exécuter cet atterrissage. Il est possible de rapidement imaginer plusieurs pistes de solutions pour améliorer l'atterrissage dans ces diverses situations.

1. Dans un premier temps, en descendant le centre de masse d'un multicopteur (en réduisant la hauteur de son train d'atterrissage par exemple), celui-ci devient moins susceptible au renversement dû aux pentes. Par contre, l'espace disponible pour ajouter une charge utile diminue.
2. Il serait possible de concevoir une suspension qui s'intégrerait aux pattes du drone. Il pourrait s'agir d'une suspension passive, mais probablement plus d'une suspension semi-active ou active, incorporant un ou plusieurs moteurs et des embrayages.

Cependant, cela requiert l'ajout d'une masse non-négligeable sur le drone, réduisant ainsi sa charge utile et sa portée.

3. Le drone pourrait être doté de pattes adhésives qui colleraient à la surface d'atterrissage. Plusieurs options existent : l'adhésion par « dry adhesives », électroadhésion, aimants, en utilisant des griffes [9, 10, 11, 12]. Ces solutions, ainsi que celles au point 2, requièrent cependant des modifications mécaniques et électriques, ce qui complique leur implémentation dans le marché actuel.
4. Un développement récent fut l'apparition de contrôleurs moteurs (ESC) permettant la réversibilité des moteurs. Cela permet de générer rapidement une poussée négative.

Cette dernière idée amène plusieurs possibilités pouvant améliorer l'atterrissage de drones, entre autres parce que cela pourrait permettre une approche plus rapide vers la surface, rendant le drone moins susceptible aux perturbations environnantes. La poussée réversible peut aussi être utilisée pour augmenter la force normale sur la surface, ainsi que la friction servant à dissiper l'énergie du système. Les mouvements angulaires dû aux rebonds pourront aussi être réduits, permettant donc de réduire la durée de l'atterrissage et la distance requise.

La poussée réversible est déjà un mécanisme utilisé pour améliorer la manoeuvrabilité de différents véhicules, tels que des navires approchant les quais. Certains avions utilisent aussi la poussée réversible pour freiner plus rapidement et réduire la distance requise à l'atterrissage.

De plus, l'utilisation de la poussée réversible ne nécessite aucune modification mécanique au multirotoir. Bref, la poussée réversible pourrait donc offrir une solution implémentable dans tous les drones à voilures tournantes disponibles sur le marché. Bien que cela ne soit possiblement pas la meilleure solution pour un enjeu spécifique, c'est une solution versatile pouvant améliorer l'atterrissage dans plusieurs conditions de vols différentes et demandant peu de modifications.

En améliorant l'enveloppe d'atterrissage de multirotoirs afin de permettre l'atterrissage sur des surfaces inclinées, le nombre de zones propices à l'atterrissage augmenterait, ouvrant ainsi des opportunités d'application encore inexplorées. L'atterrissage sur les toits de maisons serait possible, pour la livraison de courrier et de colis par exemple.

1.2 Plan du document

Ce mémoire débute avec une revue de littérature, discutant de la recherche effectuée sur les rotors bidirectionnels ainsi que leur utilisation dans les multirotoirs omnidirectionnels.

Différentes études sur l'atterrissage de quadrirotors (multirotors à quatre rotors) sur des surfaces inclinées seront analysés, et les enjeux des atterrissages sur les véhicules en mouvements et les bateaux seront explorés, dans le but de préparer des recherches succédantes. Le contenu principale de la recherche effectué sera présenté sous la forme d'un article soumis à la revue *IEEE Robotics and Automation Letters*. Dans cette article, une courte revue de littérature est présentée, le modèle dynamique conçu est présenté en détail. Ce modèle a servi à bien simuler l'interaction du train d'atterrissage d'un quadrirotor avec une surface à bas coefficient de friction et une surface à haut coefficient de friction. Ce modèle est ensuite validé avec des essais et puis utilisé pour simuler l'atterrissage sous diverses conditions de vitesse d'impact et d'inclinaison de surface dans le but de développer différentes stratégies de contrôle de la poussée.

CHAPITRE 2

ÉTAT DE L'ART

Les défis associés à l'atterrissage de petits drones en utilisant la poussée réversible seront abordés dans la présente revue de littérature. D'abord, quelques drones qui utilisent la poussée réversible seront présentés. Par la suite, il y aura une revue des différents drones qui peuvent atterrir et décoller sur des plateformes inclinées et sur des surfaces en mouvement. Finalement, le mouvement des bateaux sera rapidement abordé.

2.1 Utilisation de rotors bidirectionnels

Depuis longtemps, les amateurs d'hélicoptères télécommandés (à un seul rotor) possèdent une méthode pour changer la direction de la poussée de leur rotor : des pales à angle d'incidence variable. Le rotor possède trois actionneurs servant à varier l'angle collectif et les deux angles cycliques du rotor. Des quadrirotors, comme celui présenté à la Figure 2.1, ont cependant été développés en utilisant un actionneur par rotor pour faire varier l'angle collectif de leurs pales [13, 14]. Il existe aussi des quadrirotors qui utilisent qu'un moteur lié mécaniquement aux rotors ainsi que quatre servomoteurs [15]. Cette méthode pour faire varier la force d'un rotor est plus rapide qu'un rotor de quadrirotor conventionnel (les résultats de Cutler et al. [14] sont présentés à la Figure 2.2) et permet une poussée négative aussi efficace qu'une poussée positive (si la pale possède un profil symétrique). Ceci permet d'augmenter la bande-passante des moteurs et d'avoir une réponse plus rapide aux commandes générées par l'autopilote, rendant le quadrirotor plus réactif et stable contre les perturbations.

Une méthode plus récente pour générer une poussée négative a été développée par le monde amateur. Il s'agit d'inverser le sens de rotation du rotor en vol, ce qui a été possible grâce à la miniaturisation de contrôleurs moteurs (ESC) à quatre quadrants. Ce type de ESC permet au moteur d'appliquer un torque dans le sens inverse de la rotation du moteur, permettant de décélérer le rotor rapidement et ainsi accélérer l'inversion de la poussée. Cette technique ne nécessite aucune modification mécanique extensive du drone ; l'utilisateur doit simplement posséder ce type de ESC (facilement disponible) et puis modifier des paramètres dans leur « firmware ». Plusieurs amateurs de drones de course ont transitionné vers ces ESC bidirectionnels pour effectuer des vols acrobatiques. Par contre, l'inversion du sens de rotation du rotor requiert plus de temps (environ 450 ms) que le

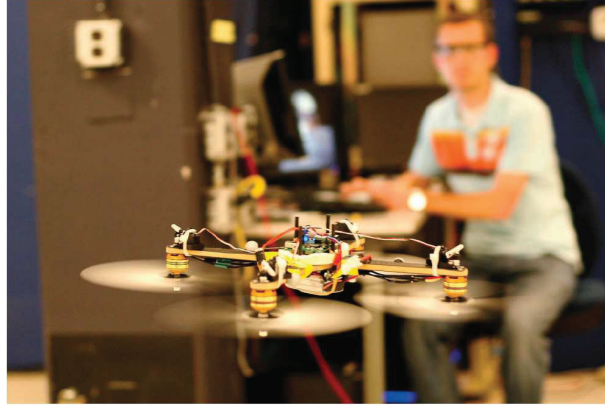


Figure 2.1 Drone développé par Cutler et al.. Photographié ici en vol à l'envers [14].

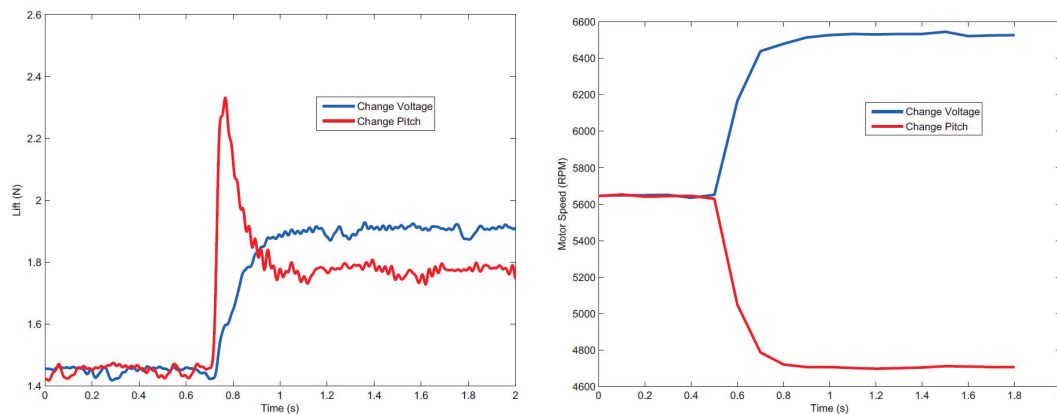


Figure 2.2 Poussée générée par un rotor et son RPM pour un changement d'angle d'incidence (rouge) ou de vitesse de rotation (bleu) [14].

changement d'angle des pales [16]. De plus, lorsque le moteur décélère jusqu'à 0 RPM, l'ESC a de la difficulté à ré-acclérer le moteur dans le nouveau sens de rotation. Pour une petite période de temps (environ 200 ms), la poussée exercée par le rotor est nulle, observé durant des essais préliminaires, dont les résultats sont présentés à la Figure 2.3. Cela cause un problème au niveau du contrôle puisque cela ajoute un délai dans la transmission des commandes.

De plus, les pales de rotor ne sont "efficaces" (ratio poussée sur puissance élevé) que dans un seul sens de rotation. Il existe cependant des pales «3D» qui produisent la même poussée et le même torque peu importe leur sens de rotation, mais leur efficacité est moindre qu'une pale normale. La Figure 2.4 présente les résultats d'un essai comparant deux hélices, tournant dans leur direction normale et inverse. Les deux hélices mesurent 5" de diamètre et une d'entre elles est une pale "3D".

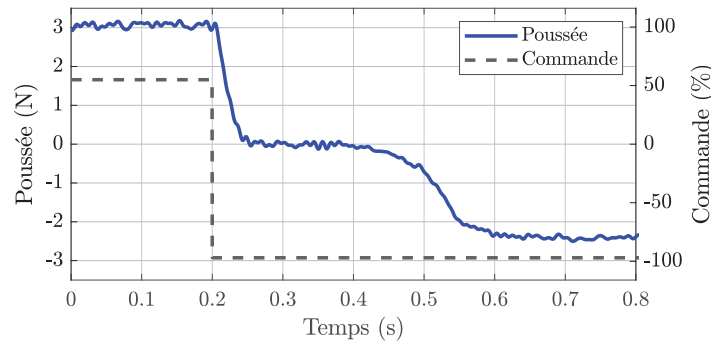


Figure 2.3 Délais dans l'inversion de poussée d'un rotor de petit quadrirotor.

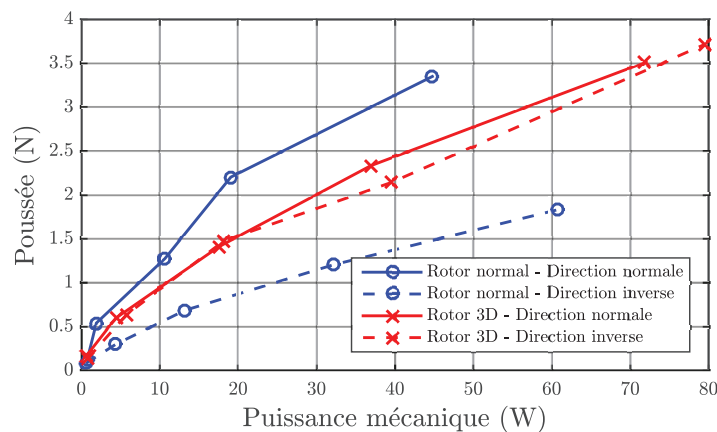


Figure 2.4 Courbe de poussée par rapport à la puissance mécanique d'une hélice 5" normale et d'une hélice 5" 3D.

Plusieurs chercheurs ont déjà utilisé des ESC et des moteurs bidirectionnels dans leurs projets de drones omnidirectionnels [17, 16, 18]. Pour développer un drone capable d'interagir avec son environnement et de manipuler des objets, Park et al. [17] ont créé le ODAR, un robot aérien possédant six rotors alignés asymétriquement, contrôlés chaque par un ESC réversible et le ODAR-8, un drone similaire avec 8 rotors, présenté à la Figure 2.5.

Ces drones sont capables de se déplacer, tourner et appliquer des forces et moments dans toutes les directions de l'espace Euclidien. Pour rendre la poussée de chaque moteur réellement bidirectionnel, l'équipe a superposé deux hélices unidirectionnelles par rotor dans des directions opposées (voir Figure 2.5). Ces deux hélices tournent dans le même sens et produisent une poussée dans la même direction, mais selon le sens de rotation, l'une est efficace et l'autre est inefficace. Cette configuration permet d'obtenir des forces de poussée aussi grandes peu importe le sens de rotation du rotor.

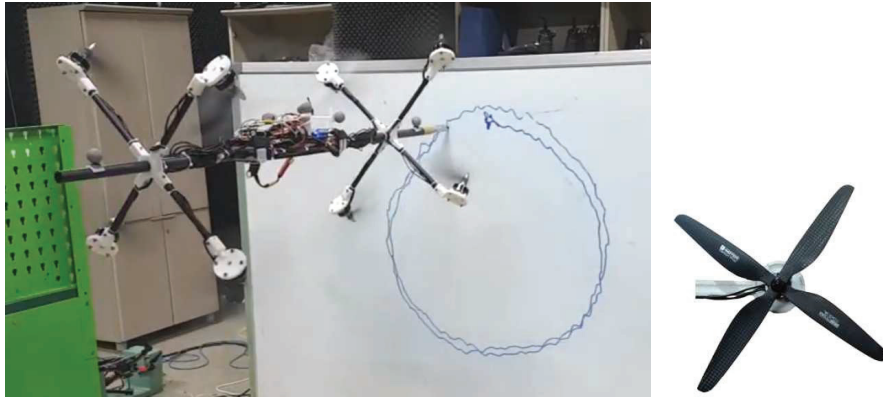


Figure 2.5 Le ODAR-8 utilisant des rotors bidirectionnels pour dessiner sur un tableau [19].

2.2 Atterrissage sur des surfaces inclinées

Les atterrissages de drones ont aussi été étudiés dans le but de les rendre plus agressifs, rapides et fiables. Ghadiok et al. [6] ont développé un quadrirotor hautement manœuvrable, utilisant un algorithme SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) pour se stabiliser et se déplacer. Ce drone est entre autres capable d'atterrir agressivement sur les surfaces inclinées d'au plus de 30° . Les chercheurs voulaient reproduire les manœuvres qu'utilisent plusieurs oiseaux pour atterrir, c'est-à-dire une approche rapide suivie d'une réduction rapide de vitesse causée par un angle d'attaque élevé permettant ainsi un atterrissage sur un point. Ce type de manœuvre a déjà été réalisé pour des drones à voilure fixe, où un angle d'attaque élevé cause un décrochage de l'avion [20, 12]. Pour un quadrirotor, plusieurs autres phénomènes peuvent devenir significatifs à la réussite de l'atterrissage, tels que le « blade flapping », la portance translationnelle et les vortex de bout de pales. Dans la manœuvre décrite dans l'article, le drone connaissait préalablement la position et l'angle de la plateforme d'atterrissage qui était munie d'un coussin de mousse à haute densité d'un pouce d'épais, pour augmenter le coefficient de friction et pour amortir l'impact.

D'autres chercheurs travaillent principalement sur les moyens de détection de pentes et sur la planification de la trajectoire d'atterrissage. Dougherty et al. [21] ont développé une technique utilisant des lasers et une petite camera CMOS pour atterrir sur les surfaces inclinées. Quelques points des lasers illuminent la surface et la caméra observe ces points. Le traitement embarqué des images permet de déterminer la distance et l'orientation de la pente par rapport au drone en analysant la distorsion du motif émis par les lasers. Par la suite, une manœuvre spéciale et sécuritaire doit être planifiée, puisque les quadrirotors conventionnels sont sous-actionnés et ne peuvent pas atterrir précisément sur des surfaces inclinées. Initialement, le drone ne connaît que la position horizontale de la pente et doit

déterminer son orientation et sa hauteur en la survolant pendant quelques secondes. En situations réelles, le drone pourrait être sujet à des perturbations durant ce temps. Le contrôleur de vol du drone planifie alors sa trajectoire, comme présentée à la Figure 2.6.

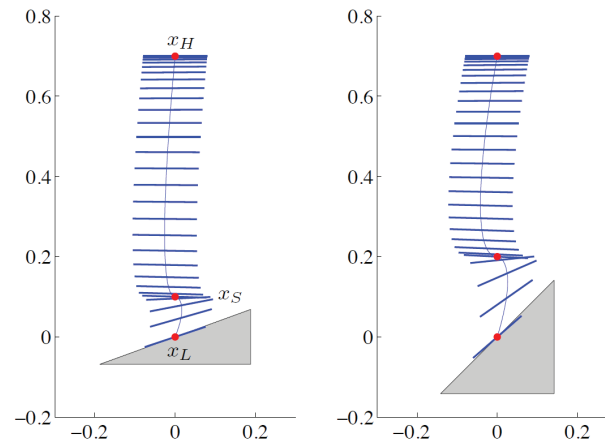


Figure 2.6 Trajectoire simulée pour l’atterrissage du drone de Dougherty et al. à des angles de 20° et 45° . On peut remarquer que la vitesse d’impact sera plus grande pour des atterrissages à des angles plus élevés [21].

Le drone se rapproche verticalement de la pente, se pousse vers son amont, puis rapidement s’oriente avec le même angle que celle-ci. Les rotors arrêtent de tourner et le drone tombe les quelques centimètres restants. Sur la vidéo disponible sur Youtube [22], il est possible d’observer que pour les essais sur des pentes de 10° , 20° et 30° , le drone possède une grande vitesse tangente à la surface à l’impact. Ce n’est que grâce à son empatement large et son centre de masse bas que le drone demeure stable à l’atterrissage.

2.3 Atterrissage sur des surfaces mobiles

Quelques chercheurs se sont attaqués à l’atterrissage de drones sur des surfaces en mouvement, comme sur des toits de véhicules. Borowczyk et al. [23] utilisent un quadrirotor conventionnel, un DJI Matrice 100, doté d’une caméra sur un «gimbal» et d’une caméra pointant vers le bas. En utilisant les caméras pour visuellement suivre un marqueur de type AprilTag installé sur le toit d’une voiture, comme présenté à la Figure 2.7.

Initialement, le drone débute son vol sans avoir un repère visuel avec le véhicule. Les informations d’accélération et de position GPS du cellulaire sur le véhicule sont transmises au drone et un algorithme «Proportional Navigation» (PN) utilise ces données et celles du GPS du drone pour créer une trajectoire de «rendez-vous». Le GPS possède une fréquence d’acquisition de 1 Hz, ce qui n’est pas assez rapide pour l’utiliser pour la phase finale de l’atterrissage. La caméra du drone, qui possède une fréquence de rafraîchissement de

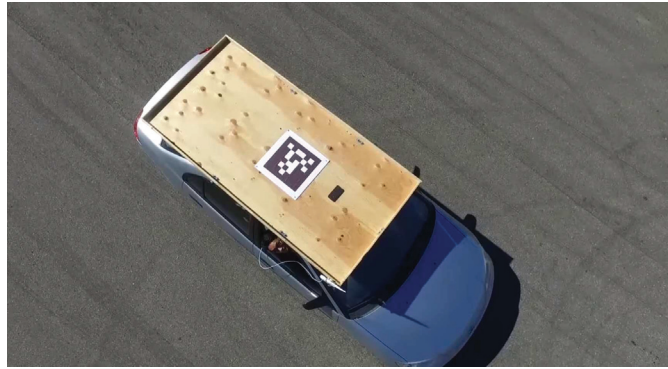


Figure 2.7 Véhicule doté d'un marqueur AprilTag et d'un cellulaire utilisé par Borowczyk et al. [24].

30 Hz, s'oriente vers le marqueur AprilTag et un contrôleur PID est utilisé pour finaliser l'approche à une altitude constante. Lorsque le drone stabilise sa vitesse avec celle du véhicule et se trouve directement au-dessus de la plateforme, une descente à une vitesse constante est initiée jusqu'à ce que le drone atteigne une hauteur de 0.2 m au-dessus de la plateforme. À ce moment, les moteurs du drone sont arrêtés et celui-ci atterrit. Borowczyk et al. [23] ont réussi à atterrir leur quadrirotor sur un véhicule allant à 30 km/h, 40 km/h et 50 km/h. Une vidéo de leurs essais est disponible sur Youtube [24], et il est possible de remarquer que l'atterrissage à 50 km/h n'était pas très stable à cause de la traînée présente à cette vitesse et la présence de rebonds après l'impact. Il y a une opportunité d'améliorer cette situation dans un futur projet, puisque peu de véhicules circulent à moins de 50 km/h.

2.4 Mouvement des bateaux

Lorsqu'un bateau navigue sur l'eau, il est sujet aux forces des vagues et des vents, ce qui engendre des perturbations au mouvement désiré du bateau. Un bateau possède six degrés de liberté, soit le roulis, le tangage et le lacet, qui définissent sa rotation, et le cavement (mouvement de translation suivant l'axe longitudinal), l'embarquée (mouvement de translation suivant l'axe transversal) et le pilonnement (mouvement de translation suivant l'axe vertical). Souvent, ces mouvements deviennent non-négligeables et les tâches à effectuer sur les bateaux se compliquent. Par exemple, l'atterrissage d'hélicoptère sur le pont de bateaux, comme illustré à la Figure 2.8, devient une manœuvre très dangereuse dans des eaux agitées puisqu'une frégate peut rouler à $\pm 20^\circ$ à des vitesses de $\pm 20^\circ/\text{s}$ et bouger verticalement de ± 5 m à des vitesses de ± 3 m/s. Ces chiffres ont été obtenus en utilisant le logiciel ShipMo3D [25, 26] et en modélisant une frégate dans des vagues de 5 m de haut. ShipMo3D est un logiciel qui est capable de modéliser l'interaction entre

les bateaux et les vagues en utilisant une méthode par panneaux et en évaluant le « hull radiation » de la coque et les « diffraction forces » dans le domaine fréquentiel. Cet outil sera utile pour définir les objectifs d'atterrissage sur une surface oscillante.



Figure 2.8 Un hélicoptère Lynx tentant d'atterrir sur une frégate [27].

Chaque combinaison d'hélicoptère/navire possède des limites opérationnelles (SHOL) qui définissent les valeurs maximales des angles et des vitesses de roulis et de tangage, ainsi que les valeurs maximales d'amplitude et de vitesse du pilonnement. Un système de guidage a été développé pour assister l'atterrissage, le Flight Deck Motion System (FDMS) [28]. Ce système mesure le mouvement du bateau et détermine lorsqu'il est dans les limites du SHOL et prédit la durée de cette tranquillité. Le pilote peut alors procéder à l'atterrissage.

CHAPITRE 3

QUESTION DE RECHERCHE

L'étude de la littérature nous révèle que l'effet de la poussée réversible en utilisant des rotors bidirectionnels sur les manoeuvres d'atterrissage et ses bénéfices n'ont pas encore été analysés et quantifiés. Cette technologie pourrait rendre les multirotors existants beaucoup plus versatiles et robustes à l'atterrissage sans trop de modifications. Les drones pouvant atterrir sur des surfaces inclinées présentés dans la revue de littérature fonctionnent principalement en boucle ouverte durant l'approche finale, une méthode simple et efficace, mais susceptible aux perturbations si la manoeuvre est lente. Pour un drone suivant un véhicule à haute vitesse, comme un camion ou un bateau, des coups de vent et des vagues peuvent affecter le succès de l'atterrissage. Le drone de Borowczyk et al. [23] coupait ses moteurs à 20 cm de la plateforme mobile, le moment le plus crucial où il faut garder le contrôle du drone afin d'éviter un incident. Les rebonds étaient non-contrôlés et le drone s'est presque écrasé. Avec la poussée inverse, il sera possible d'accélérer la manoeuvre, la rendant ainsi plus robuste contre les perturbations, en plus de minimiser les rebonds en dissipant l'énergie du système. L'implémentation mécanique de cette technologie demeure relativement simple, le défi technologique se trouve au niveau de la sélection des composantes et de l'implémentation d'un contrôle robuste.

Ce projet vise à étudier la poussée inverse et de déterminer si cette technologie peut augmenter la fiabilité de la phase d'atterrissage de multirotors, principalement pour des surfaces inclinées. Cependant, la revue de littérature couvre aussi l'atterrissage sur des surfaces mobiles et oscillantes dans le but de démarrer l'exploration pour des prochains projets qui bénéficieraient des résultats de l'étude présentés dans ce mémoire. La poussée réversible serait possiblement une solution qui pourrait améliorer les performances d'atterrissage sur des surfaces en mouvement, expliquant pourquoi cet enjeu est présenté. La question suivante se pose :

Dans quelle mesure est-il possible d'utiliser la poussée réversible pour faciliter l'atterrissage de drones à voilures tournantes sur des surfaces inclinées ?

3.1 Objectifs du projet de recherche

Après s'être posé cette question, il est possible de former l'objectif principal suivant :

Développer un drone qui utilise la poussée réversible pour atterrir sur des surfaces inclinées à plus de 30°.

Idéalement, le drone développé ne devra pas trop dévier des concepts conventionnels de drones à voilure tournante : 4, 6 ou 8 rotors indépendants et une centrale inertielle (IMU), sans ajouter de suspension ou de capteurs supplémentaires. De cette façon, les technologies développées dans ce projet pourront être appliquées à tous les drones disponibles sur le marché, avec une simple mise à jour.

Pour atteindre l'objectif principal, plusieurs objectifs secondaires ont été déterminés pour assurer la réussite du projet :

- Créer un modèle dynamique fiable pouvant :
 - simuler la dynamique des rotors (le temps de réponse et le délai présent) lors de l'inversion du sens de rotation des moteurs,
 - simuler le comportement du train d'atterrissage du multirotor soumis aux contacts intermittents lors de l'atterrissage.
- Valider expérimentalement ce modèle.
- Utiliser l'environnement de simulation conçu pour développer des algorithmes simples d'atterrissage.
- Valider ces algorithmes en effectuant des atterrissage expérimentaux.

3.2 Contributions originales

Les travaux de recherche présentés dans ce mémoire discutent de l'utilisation de la poussée réversible pour faciliter l'atterrissage de multirotors conventionnels sur des surfaces inclinées et augmenter la plage de conditions initiales permettant atterrissage sécuritaire. Bien que la poussée réversible a été étudiée auparavant pour le vol de multirotors omnidirectionnels, elle n'a jamais été utilisée dans des manoeuvres d'atterrissage. Cette technologie a le potentiel d'améliorer la performance d'atterrissage pour la majorité des multirotors sur le marché, puisqu'elle nécessite aucune modification mécanique à la structure du multirotor. De plus, il n'y a pas de perte de performance et de manoeuvrabilité en vol pour ces UAVs. Les résultats de cette recherche démontrent les bienfaits de cette technologies, mais aussi les limites. La recherche présentée dans ce mémoire pourrait servir comme base pour des projets futurs incorporant la poussée réversible. Par exemple, le développement de technologies et de méthodes d'atterrissage sur des bateaux en mer houleuse ainsi que sur des voitures en mouvement pourrait par la suite être envisagé.

CHAPITRE 4

MODÈLE, VALIDATION ET RÉSULTATS

Avant-propos

Auteurs et affiliation :

J. Bass : étudiant à la maîtrise, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.

A. Lussier Desbiens : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.

Date de soumission : 24 février 2020

Revue : IEEE Robotics and Automation Letters (avec l'option IROS)

Titre anglais : Improving Multirotor Landing Performance on Inclined Surfaces Using Reverse Thrust

Titre français : Amélioration de la performance d'atterrissage de multirotors sur des surfaces inclinées en utilisant la poussée réversible

Contribution au document :

Cet article représente le contenu principale de ce mémoire. Il présente le modèle conçu pour simuler les atterrissages sur des surfaces inclinées, avec une attention spéciale au comportement de la suspension relativement rigide et non amortissante du quadrirotor choisi, et à la dynamique de renversement des rotors. La validation de ce modèle y est aussi présenté. Finalement, les résultats des simulations et des essais expérimentaux montrent que la poussée réversible permet de doubler l'inclinaison maximale sur laquelle le drone peut atterrir et d'augmenter la vitesse verticale maximale d'impact.

Résumé français :

Les multirotors conventionnels ne peuvent pas atterrir sur des surfaces inclinées sans suspensions et dispositifs d'adhérence spécialisés. Avec le développement d'un rotor bidirectionnel, les manœuvres d'atterrissage pourraient bénéficier d'une inversion de poussée rapide, ce qui augmenterait l'enveloppe d'atterrissage sans impliquer l'ajout de trains d'atterrissage lourds et complexes ou la réduction de la capacité

de charge utile. Cet article présente un modèle conçu pour simuler avec précision les atterrissages des quadrirotors, le comportement de leur train d'atterrissage rigide et les limites des rotors bidirectionnels. Le modèle a été validé à l'aide de résultats expérimentaux sur des surfaces à faible friction et à haute friction, puis a été utilisé pour tester plusieurs algorithmes d'atterrissage sur une large gamme de vitesses de toucher et d'inclinaisons de pente pour explorer les avantages de la poussée inverse. Il est démontré que l'inversion de poussée peut presque doubler l'inclinaison maximale sur laquelle un quadrirotor peut atterrir et peut permettre des atterrissages à vitesse verticale élevée.

4.1 Introduction

The use of uninhabited aerial vehicles (UAVs) for civil applications has increased in recent years, as they are becoming more available, versatile, and safer to fly. However, the vast majority of commercial multirotors have limited landing envelopes and are recommended for landing only on flat horizontal surfaces. Inclined surfaces are likely to cause the UAV to flip over because of the thrust redirection and the UAV's stiff suspension, as shown in Fig. 4.1. Furthermore, typical flight controllers are programmed to leave their motors running as long as motion is detected, which could lead to continuous motion down small inclines. Newer multirotors are equipped with downward-facing vision sensors, which help them find suitable landing areas during automated landings [29]. Increasing the landing envelope of multirotors could open the door to new applications by increasing the number of possible landing zones or situations; in residential areas, for example, it could allow landing on slanted roofs.

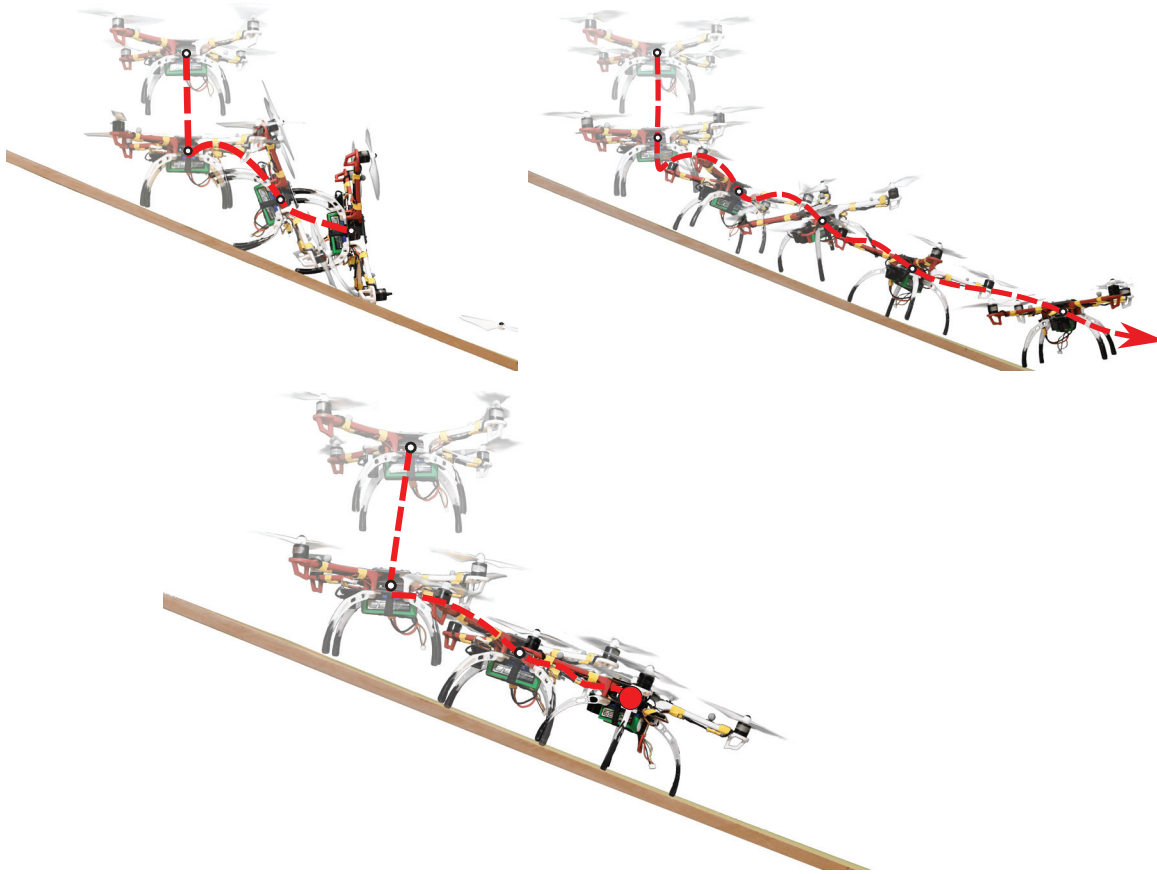


Figure 4.1 Conventional quadrotor flipping over during landing on a 25° plane (top left), failing to land due to indefinite bouncing (top right), and successfully landing using the reverse thrust strategy presented in this paper (bottom).

Recent work has focused on developing perching strategies for small aerial robots, as seen in [30]. To remain perched on steeply inclined and vertical surfaces, these use passive methods of adhesion like microspines [12, 31] and dry adhesives [9]. Researchers have also explored using multirotor’s agility to create highly dynamic maneuvers for landing and sticking on inclined surfaces [32, 33]. In another study, small onboard lasers and cameras were used to measure a landing area’s inclination [21] and a slow (~ 0.3 m/s) approach trajectory was generated to land. However, most of these multirotors used in this area of research have a relatively low center of gravity, which facilitates the landing maneuver, but reduces payload capacity and geometry. Moreover, slow approaches (< 0.4 m/s) have the further disadvantage of making the multirotor more susceptible to disturbances during the final approach, such as gusts of wind. Others have installed additional rotors to actuate the horizontal axes [34]. Such a drone is capable of hovering while inclined at 15° and can land on 30° inclinations. In another approach, the development of bidirectional motor controllers has encouraged investigation of omni-directional multirotors [16, 17]. These UAVs use sets of orthogonally-placed bidirectional rotors to actuate every degree of freedom, enabling them to fly in any orientation—at the expense of reduced propulsive efficiency, payload capacity, flight time and a high empty weight fraction.

Designing complex landing gears, maneuvers, and multirotor architectures can allow a multirotor to land on slopes and even vertical surfaces, as shown in the literature. Yet there is no example of a simple design that would allow multirotors to land on lightly inclined surfaces (i.e., $< 45^\circ$). This article proposes an approach to landing on inclined surfaces that consists in using bidirectional motors to generate reverse thrust. Bidirectional motors could potentially allow for faster approaches, while reverse thrust could “dampen” the system’s rebounds after impact and increase the normal contact force and friction. Such a system would push the limits of existing designs while requiring minimal mechanical modifications, minimal added complexity, and minimal weight changes.

Improvements to landing performance can be characterized by the increase in maximum allowable surface inclination and maximum vertical touchdown velocity, as well by the decrease in the distance and time required for a multirotor to come to rest. In this article, a common DJI F450 quadrotor is chosen to evaluate these potential improvements. To evaluate the effectiveness of reverse-thrust landing strategies, we need a model that can accurately predict the behavior of this quadrotor and its stiff landing gear as it comes into intermittent contact with inclined surfaces. Such a model must allow different landing algorithms to be tested on a wide range of initial conditions. Furthermore, the model must be able to accurately represent the limitations of bidirectional motors, including

thrust reversal asymmetry and delays. The different aspects of this model are presented in Section 4.2. Section 4.3 then details the designed landing maneuvers and presents the simulated and experimental results.

4.2 Model

A dynamic model was designed to simulate quadrotor landings on a number of inclined surfaces and allow the development of multiple landing strategies. If one assumes the quadrotor is well oriented with the surface prior to the landing maneuver, its movement can be considered to remain generally in a 2D plane (i.e., roll and yaw remain under 10°), which simplifies the model by reducing the number of equations of motion and the number of contact calculations. A multi-body model is used to simulate the behavior of the quadrotor’s landing gear that flexes under the landing loads. The model is comprised of three rigid bodies : one quadrotor (\mathcal{B}), and two “legs” (\mathcal{C} and \mathcal{D}), as presented in Fig. 4.2. The quadrotor’s position in the inertial frame \mathcal{N} is $x_B\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{N}} + z_B\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}}$. To approximate the large deformation of the landing gear, even at reasonable touchdown velocities (~ 0.6 m/s), these rigid segments are connected to the body through both a linear and a torsional spring-damper system. Frames \mathcal{C} and \mathcal{D} are rotated by angles $q_C\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{N}}$ and $-q_D\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{N}}$ respectively relative to frame \mathcal{B} to align the $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{C}}$ and $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{D}}$ vectors with the long axis of the legs. At rest, q_C and q_D are equal to q_n . The legs extend at their joint by variable amounts h_{Cj} and h_{Dj} . Using a 2D models also cancels out the rotors’ angular momentum, which simplifies the problem. This section details the motor thrust model and its validation, as well as the model used at the joints to approximate the landing gear deflection and the contact/friction models. We then derive the equations of motion, before tuning the model to represent a wide array of landing conditions and validating them through experimental trials.

4.2.1 Forces

The various forces modeled are described below.

Gravity

The forces of gravity are applied at each body’s center of mass ($m^{\mathcal{B}}g$, $m^{\mathcal{C}}g$, $m^{\mathcal{D}}g$).

Motor thrust

The sensorless electronic speed controller (ESC) used to control the brushless DC (BLDC) motors involves starting/reversing delays that are critical to the performance and model. Different ESCs were thus compared to select the one with the shortest thrust reversal delay. Transient thrust and torque measurements were acquired using an ATI Mini40 6-axis load-cell at a frequency of 10 kHz. An optical tachometer was also used to measure the angular velocity of the motor. The selected propulsion system consists of four DJI

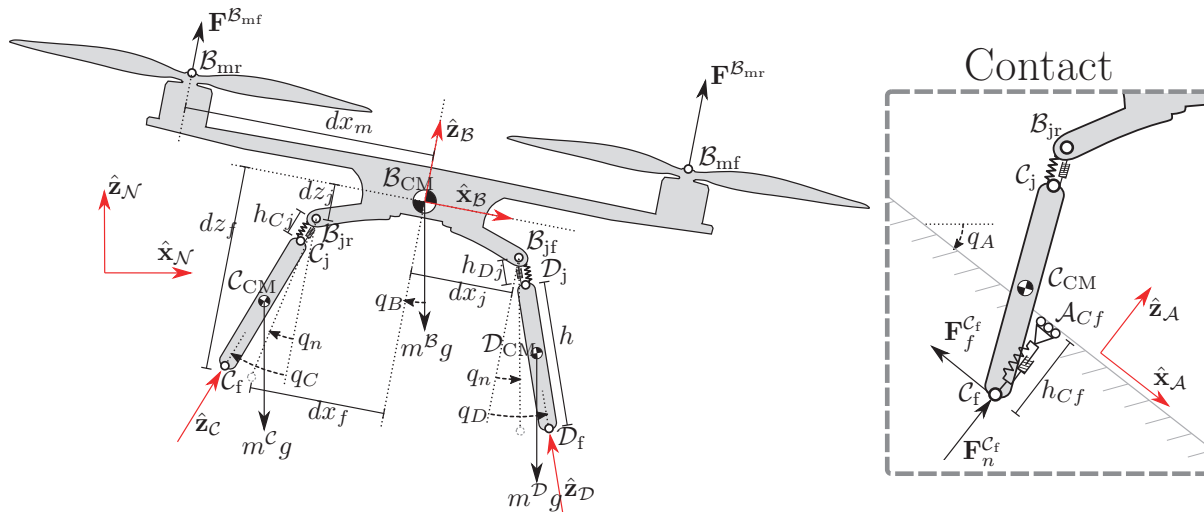


Figure 4.2 Diagram of the simplified quadrotor (\mathcal{B}), the rear and front legs (\mathcal{C} and \mathcal{D} , respectively), the surface (\mathcal{A}), the reference frames and the forces included in the dynamic model. Unit vectors $\hat{y}_{N,A,B,C,D}$ are all oriented into the XZ plane.

2312 960Kv motors and 9045 propellers. Fig. 4.3 compares these ESCs. The DYS XM20A ESC can reverse the rotor thrust (3 to -3 N) in about 400 ms. This ESC runs open-source BLHeli firmware, and by optimizing the parameters, the reversal delay can be reduced to 250 ms. Texas Instruments' Field-Oriented Control ESC, also known as Instaspin [35], was also tested and resulted in some reversals of only 220 ms. However, this ESC's performance was inconsistent, requiring up to 750 ms over 50% of the time. The modified DYS ESC was therefore selected for its reliability.

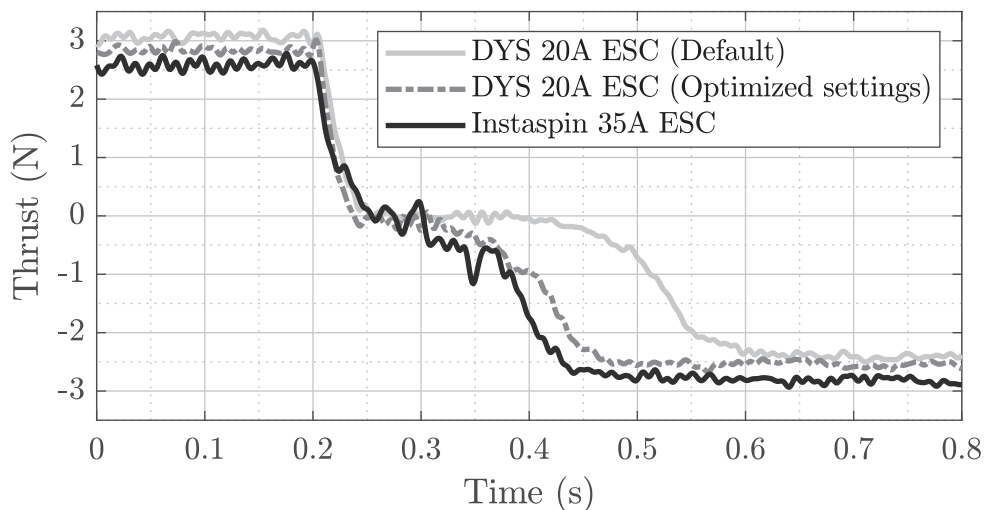


Figure 4.3 Measured static thrust response to a reversal command, for different ESCs.

The thrust forces are applied at two points in the model, \mathcal{B}_{mf} and \mathcal{B}_{mr} , and are oriented in the $\hat{\mathbf{z}}_B$ direction. The motor dynamics are simulated using a modified model described by Khan [36]. This model is based on Kirchhoff's current law and Newton's second law. To model the reversal delay, the current I_{unsat} is saturated at low speeds in the simulation. The equations for the motor's current I and the motor's angular velocity Ω are thus expressed as

$$I_{unsat}(s) = \frac{V_c - K_v \Omega}{Ls + R}, \quad (4.1)$$

$$I(s) = \begin{cases} \min(I_{sat}, \max(-I_{sat}, I_{unsat})), & |\Omega| < \Omega_{min} \text{ and } \frac{d}{dt}|\Omega| > 0 \\ I_{unsat}, & \text{else} \end{cases} \quad (4.2)$$

$$\Omega(s) = \frac{K_t I - \tau_{aero}}{I^r s + K_d}, \quad (4.3)$$

where V_c is the command voltage, K_v is the speed constant, L is the motor's armature inductance, R is the armature's resistance, K_t is the torque constant, τ_{aero} is the aerodynamic torque, I^r is the rotor's mass moment of inertia about $\hat{\mathbf{z}}_B$, and K_d is a damping coefficient. The current I is saturated at I_{sat} when $|\Omega|$ is smaller than the value Ω_{min} and when $|\Omega|$ is increasing, as braking is not affected by the ESC's low-speed performance. The command voltage is obtained by using a function $\Omega_0(u)$ to express the relation between the motor's no-load speed and the pulse width modulation (PWM) command duty cycle u , as follows :

$$V_c = \Omega_0(u)/K_v. \quad (4.4)$$

The linear function $\Omega_0(u)$ is obtained experimentally using the RCbenchmark Series 1585 Thrust Stand. Functions for the rotor thrust $T(\Omega)$ and aerodynamic torque $\tau_{aero}(\Omega)$ were also obtained using this tool and were modeled using second-degree polynomial functions ($R^2 = 0.998$). The effects of axial and radial airspeed are neglected in the model for simplicity.

Because the motor's parameters are difficult to directly measure, a genetic algorithm (GA) was used to fit the model with experimental data, whereas Ω_{min} and I_{sat} were fitted manually afterwards. We measured the thrust and torque responses to multiple sequential commands. Separate measurements were conducted for the normal and reverse

Tableau 4.1 Motor Model Parameters

Parameter	Value	Method
k_v (V.s/rad) & k_t (Nm/A)	0.099	Specification
I^r (kg.m ²)	2.7e-5	Measured
R (Ohm)	0.299	GA
L (kg)	0.0038	GA
k_d (N.m.s/rad)	9.2e-9	GA
I_{sat} (A)	0.35	Manual
Ω_{min} (rad/s)	6.3	Manual

motor directions, to omit the effect of the reversal delay. The experimental data was filtered using a tenth-order 100-Hz low-pass Chebyshev Type II filter. The GA varied the selected parameters within a defined range, with the aim of minimizing the average normalized RMS error (NRMSE) between the simulated and measured motor torque and motor speed, over all the trials. Using a population of 200 individuals, Matlab's GA was set to stop after the NRMSE change over 4 generations was less than 0.01%. The GA converged to the values presented in Table 4.1, resulting in an NRMSE of 2.67%. The saturation parameters were then adjusted manually to match the observed reversal delay. A validation sequence containing thrust reversal is presented in Fig. 4.4.

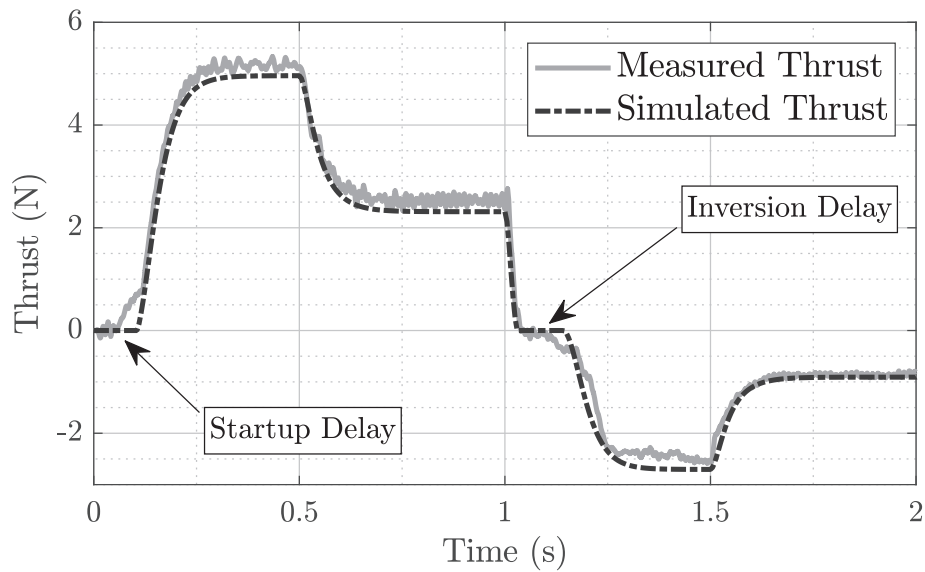


Figure 4.4 Measured static thrust as a function of time, responding to different commands every 0.5 s, compared with the model.

Body joints

To simulate the legs' deflection, the model includes a revolute joint and a linear prismatic joint between each leg and the body. Bending of a leg is represented with the revolute joint [37], whereas the linear joint is added to model buckling. This linear joint is critical to allow simulate the compression movement of the UAV body when both legs are touching the surface.

For example, the rear leg's frame \mathcal{C} rotates around the $\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{B}}$ axis at point \mathcal{B}_{jr} , while it can also translate in the $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{C}}$ direction. The position the leg's center of mass \mathcal{C}_{CM} is then given by the equation

$$\mathbf{r}^{\mathcal{C}_{CM}/\mathcal{N}_o} = (x_B \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{N}} + z_B \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}}) + (-dx_j \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{B}} + dz_j \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{B}}) - (h_C + h/2) \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{C}}, \quad (4.5)$$

where x_B and z_B are the position of the quadrotor's center of mass in the inertial frame \mathcal{N} along $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{N}}$ and $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}}$ respectively. Both joints are affected by a spring and a damper. The force and moment applied to the body \mathcal{B} by the leg \mathcal{C} generated by the joint's spring and damper is given by

$$\mathbf{F}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{C}_j} = - \left(k_h h_{Cj} + b_h \dot{h}_{Cj} \right) \cdot \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{C}}, \quad (4.6)$$

$$\mathbf{M}^{\mathcal{B}/\mathcal{C}} = (k_t (q_C - q_n) + b_t \dot{q}_C) \cdot \hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{C}}, \quad (4.7)$$

where k_h and b_h are, respectively, the spring constant and the damping constant of the linear prismatic joint; k_t and b_t are those of the revolute joint, respectively; and q_n is the leg's angle relative to \mathcal{B} at rest. Planar reaction forces between the two bodies are considered at points \mathcal{B}_{jr} and \mathcal{B}_{jf} and are solved with the other system states.

4.2.2 Contact Model

Contact between the legs and the ground is modeled using an intermittently activated spring-damper on each foot [38, 39]. The contact forces $\mathbf{F}_n^{\mathcal{C}_f}$ and $\mathbf{F}_n^{\mathcal{D}_f}$ act upon points \mathcal{C}_f and \mathcal{D}_f in the direction $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{A}}$. For example, the rear foot's contact force is given by the following equation :

$$\mathbf{F}_n^{\mathcal{C}_f} = \begin{cases} \left(k_s h_{Cf} + b_s \dot{h}_{Cf} \right) \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{A}}, & h_{Cf} > 0 \text{ and } \dot{h}_{Cf} > 0 \\ (k_s h_{Cf}) \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{A}}, & h_{Cf} > 0 \\ \mathbf{0}, & \text{else} \end{cases} \quad (4.8)$$

where k_s is the spring's coefficient, b_s is its damping coefficient, and h_{C_f} is C_f 's penetration in the surface plane. As described below, friction is calculated differently according to whether the surface possesses a low or high coefficient of friction.

Low-friction (LF) surfaces

A continuous friction law [40] is used to model friction between the ground and the landing gear to efficiently model both slipping and sticking states. The friction force applied to C_f in the $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}$ direction is given by

$$\mathbf{F}_f^{C_f} = \mu_k |\mathbf{F}_n^{C_f}| \frac{v^{C_f/A_{C_f}} \cdot \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}}{|v^{C_f/A_{C_f}} \cdot \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}| + \epsilon_v} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}, \quad (4.9)$$

where μ_k is the coefficient of kinetic friction, $v^{C_f/A_{C_f}}$ is the relative velocity between C_f and A_{C_f} (a point on \mathcal{A} adjacent to C_f), and ϵ_v is a small number compared to the characteristic value of $v^{C_f/A_{C_f}}$.

High-friction (HF) surfaces

The continuous friction law tends to be computationally slow for simulating sticking with higher friction coefficients. Hence, for surfaces with a friction coefficient closer to 1, a hybrid model was designed that let the simulation switch between different models depending on the state of both feet, as shown in Fig. 4.5. The simulation begins with both feet in flight (the same model as both feet slipping) and can transition to and from a sticking model for each foot and a sticking model for both of them.

For example, the rear foot C_f switches from a slipping state to sticking state when the velocity $|v^{C_f/A_{C_f}}|$ in the direction $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}$ is smaller than a small velocity e_v , and the available friction force f_{favail} is greater than the required friction force f_{freq} to respect the sticking constraint. The reverse transition is done when $f_{favail} < f_{freq}$. The available friction force is calculated differently between the two models :

$$f_{favail} = \begin{cases} \mu_k |\mathbf{F}_n^{C_f}| \frac{v^{C_f/A_{C_f}} \cdot \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}}{|v^{C_f/A_{C_f}} \cdot \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}|}, & \text{for slipping,} \\ \mu_s |\mathbf{F}_n^{C_f}|, & \text{for sticking.} \end{cases} \quad (4.10)$$

This equation includes a combination of Coulomb friction (μ_k) and stiction (μ_s) [41]. The sticking constraint only affects the feet's movement in the $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}}$ direction, because the ground remains compliant throughout the hybrid model, such that

$$v^{C_f/A_{C_f}} \cdot \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{A}} = 0. \quad (4.11)$$

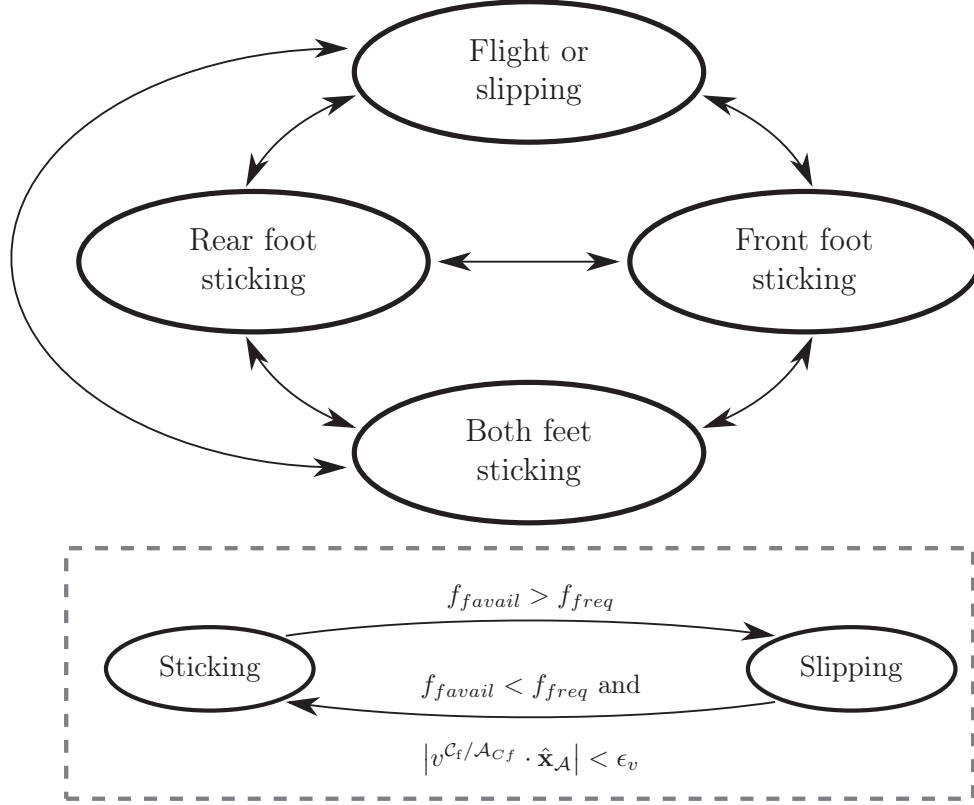


Figure 4.5 Transitions of the hybrid model used to simulate contacts with HF surfaces and transition conditions for the rear leg \mathcal{C} .

This equation is added to the equations of motion in order to solve for f_{freq} in the sticking model. In the slipping model, f_{favail} is used and f_{freq} is solved separately for the purpose of triggering the transition to sticking.

4.2.3 Equations of Motion (EOM)

The system's EOM are obtained to solve for the state variables $x_B, z_B, q_B, h_{Cj}, q_C, h_{Dj}, q_D$, and their time-derivatives, as well as for both joint reaction forces mentioned in Section 4.2.1. A classic Newton-Euler approach was used. Thus,

$$\mathbf{F}^i = m^i * \mathcal{N} \mathbf{a}^{i_{CM}}, \quad (4.12)$$

$$\mathbf{M}^{i/i_{CM}} = I_{yy}^{i/i_{CM}} * \mathcal{N} \boldsymbol{\alpha}^i, \quad (4.13)$$

where i is replaced by bodies \mathcal{B} , \mathcal{C} , and \mathcal{D} . These equations are further developed in Appendix A. Scalar equations can then be produced by extracting the $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{N}}$ and $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}}$ components of (4.12) and the $\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{N}}$ component of (4.13). The equations were generated using MotionGenesis [42] and solved in Matlab.

4.2.4 Validation

To confirm that the proposed model can accurately simulate the quadcopter’s dynamics, the selected UAV, an unpowered DJI F450, was dropped six times on both a low-friction (UHMW polyethylene) and high-friction surface (roofing shingles), as shown in Fig 4.6. The quadrotor was dropped from different heights on slopes ranging from 5° to 35° . Impact velocities were kept between 0.4 m/s and 1 m/s. The polycarbonate landing gear of the F450 was coated with Plasti-Dip. An electromagnet held the F450 horizontal before each drop. The drone’s movements were recorded at 200 Hz using a motion capture system and filtered using a zero-phase 65-Hz low-pass Kaiser filter. GAs were used to identify eight parameters of the low-friction (LF) model using six drops, and to identify twelve parameters of the high-friction (HF) model using another six drops, as detailed in Table 4.2. The leg weight ($m^C g$ and $m^D g$) and friction coefficient (μ_k) were measured in the LF model while the leg moment of inertia ($I_{yy}^{C/C_{CM}}$ and $I_{yy}^{D/D_{CM}}$) was calculated. The HF model was more sensitive to these parameters due to the rapid motion of the legs, so a better fit was obtained by adding these parameters to the GA.

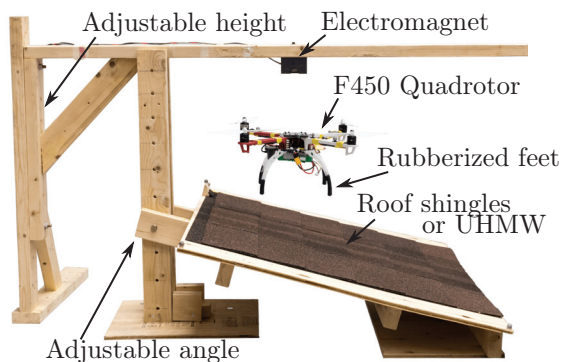


Figure 4.6 Experimental setup for dropping the UAV on an inclined surface.

To fit the parameters, the GA minimizes the average NRMSE between five of the simulated and measured states (i.e., x_B , z_B , \dot{x}_B , \dot{z}_B and q_B) over the six drops for each surface type. Both GAs were run five times to validate the convergence. They were run with the same parameters as the GA used for the propulsion model, but with populations ranging from 400 to 800 individuals. For the LF surface, the five resulting NRMSEs varied between 8.3% and 12.1%. For the HF surface, they varied between 13.3% and 13.8%. Fig. 4.7 presents an example of the fitted states for the LF surface, and Table 4.2 lists the measured quadcopter’s parameters and those obtained through the GAs. Slight differences between both models are possibly due to the plastic landing gears dynamically reacting differently to the different surfaces and to the asperities present in the roofing shingles.

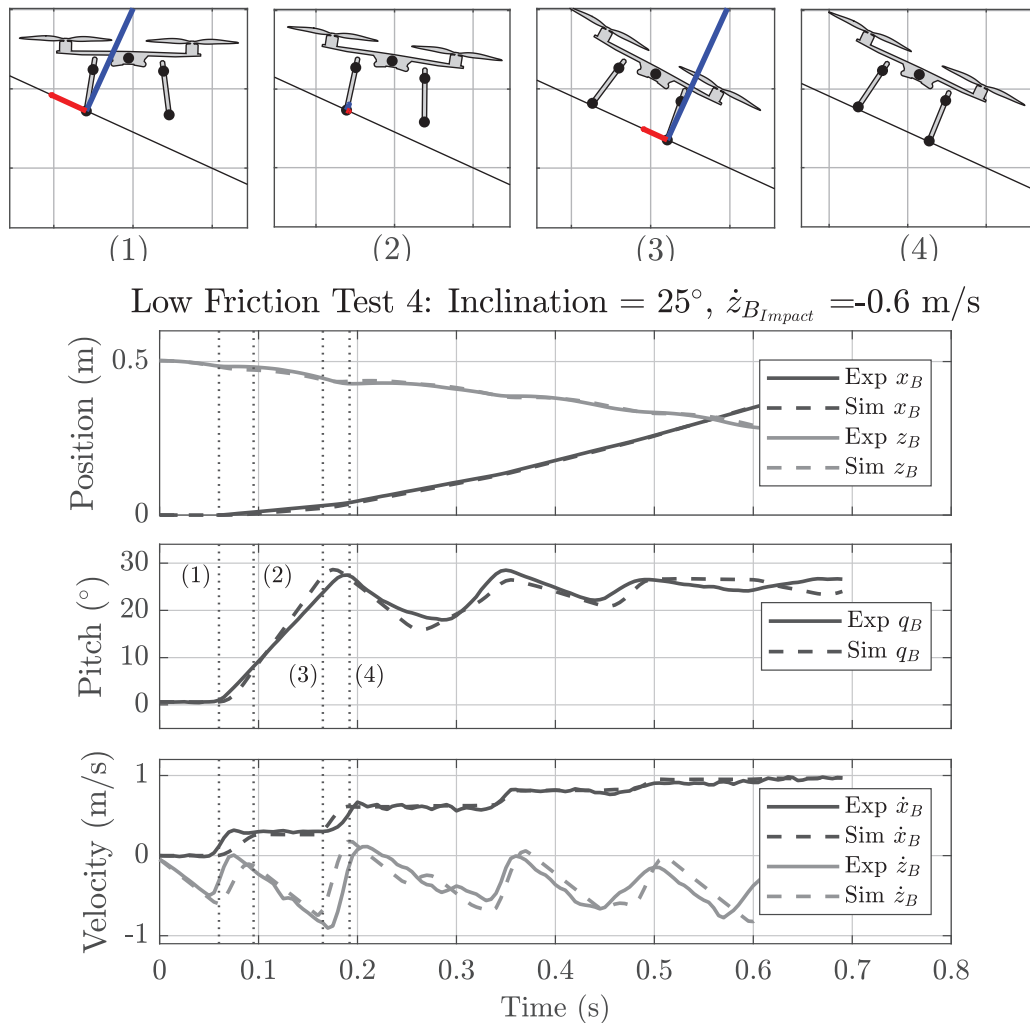


Figure 4.7 UAV position (x_B, z_B), pitch (q_B), and velocity (\dot{x}_B, \dot{z}_B) during landing obtained from experiments and simulation on the LF surface (bottom), and simulated visual of four instances near the start of the drop (top). The normal contact force (blue) and the tangent friction force (red) are shown in the top figure. At (1), the rear leg contacts the ground and angular velocity rapidly augments. At (2), the rear leg leaves the ground and angular velocity remains high. At (3), the front leg impacts the ground, which acts to reduce the angular velocity of the UAV. At (4), the front leg leaves the ground. In this case, the quadrotor continues to bounce down the slope.

These results demonstrate that the model is capable of accurately predicting the rotor and drone’s behavior, allowing it to be used to develop different quadrotor landing control strategies.

4.3 Control Design and Results

Using the validated simulation environment, multiple simple control algorithms were tested. Traditional multirotors try to remain horizontal during landing, which does not allow for landing on inclined surfaces. This section presents a basic landing control sequence that does not require prior knowledge of the slope inclination or the drone’s touchdown velocity, in order to demonstrate the effectiveness of reverse thrust. Experimental trials were conducted to validate simulations. Observations made during this process helped us then design an angular impulse controller to minimize bouncing on the surface after touchdown.

4.3.1 Reverse Thrust

To illustrate the benefits of reverse thrust, two landing methods were compared. For the baseline method, the autopilot shuts off all of its motors when its inertial measurement unit (IMU) detected an impact. The other method was to simply apply maximum reverse thrust on all motors at impact, which increased friction and reduced the amplitude of the bounces, helping the quadrotor to quickly come to a stop.

These simple control sequences were tested in simulations over a range of slope angles (0° to 45°) and vertical impact speeds (0 to 2 m/s), on both the LF and HF surfaces. Instead of using the average parameters from Table 4.2, these simulations were conducted five separate times using the five best sets of parameters from the GA for each surface type. These sets of parameters are those providing the lowest NRMSE of the last generation of each GA. Fig. 4.8 presents the average results as landing maps. The color gradient represents the probability of a certain outcome. The areas in green indicate successful landings within 45 cm of the initial impact location, equivalent to the landing distance provided by the experimental setup. In orange are the conditions where the quadrotor landed within 1 m. Two failure types were differentiated in the simulations. The gray area marked “**A**” represents the impact conditions leading to the drone flipping over within 1 m of the impact zone, whereas the white area marked “**B**” defines a failure type where the multirotor remained in motion beyond 1 m of the impact location.

As can be seen from the increase in the maximum slope inclination at which the drone can land, there are significant gains to using reverse thrust in the landing algorithm. Reverse thrust also allows for faster landing over a large range of possible inclinations. However,

Tableau 4.2 DJI F450 Physical Parameters

Parameter	Measured	Low-friction GA mean ($\bar{x} \pm \sigma$)	High-friction GA mean ($\bar{x} \pm \sigma$)
m^B (kg)	1.242	—	—
$I_{yy}^{B/B_{CM}}$ (kg.m ²)	0.0137	—	—
dx_j (mm)	—	88±5	67±1
dz_j (mm)	—	24±8	19±7
dx_f (mm) ^a	105	—	—
dz_f (mm) ^a	151	—	—
k_h (N/m)	5600-6600 ^c	6440±599	6670±350
b_h (N.s/m)	3.6-8.9 ^c	14.3±4.6	20.3±1.3
k_t (N.m/rad)	14-16 ^c	10.5±0.3	3.44±0.4
b_t (N.m.s/rad)	0.009-0.037 ^c	0.056±0.045	0.017±0.005
k_s (N/m)	0.4e5-2.5e5 ^c	1.10e5±0.07e5	1.49e5±0.1e5
b_s (N.s/m)	—	0.042±0.01	0.058±0.036
m^C (kg) ^b	0.02	—	0.015±0.004
$I_{yy}^{C/C_{CM}}$ (kg.m ²) ^b	2.0e-4	—	2.1e-4±1.7e-4
μ_k ^b	0.44	—	0.87±0.11
$\mu_s - \mu_k$	—	N/A	0.08±0.07

^a Leg length h and “at rest” angle of legs q_n are calculated using the measured foot position and the joint position obtained through the GA.

^b These parameters were measured for the LF model, but were obtained using the GA for the HF model.

^c These measured values were only obtained for validation of the GA results, using FEA modeling [37], contact modeling [43] and damping coefficient calculations [44].

even if the maximum slope inclination is nearly doubled, landing on an HF surface is more challenging. On this type of surface, the drone is subject to contacts of short duration in rapid succession instead of longer sliding contacts, resulting in less energy dissipation through friction. As shown in Fig. 4.8, the average time required for the drone to land and immobilize itself is twice as high for the HF surface than the LF surface. At high-impact velocities, the HF surfaces make the drone more likely to flip over, which explains the larger **A** zone. In Fig. 4.8's landing maps, the black dashed line indicates the natural static limits of the quadrotor. Effectively, on the LF surface, the quadrotor will slide from rest if the surface inclination is over 22° . On the HF surface, the limit represents the inclination at which the quadrotor will tip over from rest (35°), which happens before sliding occurs. With reverse thrust, these limits are increased to 48° and 67° respectively. Further improvements are required to allow the UAV to land dynamically at such high limits. In addition, low power adhesion mechanisms, such as electroadhesion, switchable magnets, grippers or dry adhesives, could be activated after landing to remain on the surface after terminating reverse thrust.

4.3.2 Experimental Results

Over 240 validation landings were performed using the same experimental setup as for the model validation. The DJI F450 quadcopter was controlled using an Arduino Zero, an Adafruit Servo Shield, a Sparkfun Razor IMU (collecting data at 1 kHz and filtered using a third-order 30 Hz low-pass Butterworth filter), and an Xbee S1 to transmit data. The Arduino was programmed with a simple attitude control [45] to keep the quadcopter level during the descent. A 2g threshold, measured by the accelerometer, activates the chosen landing control when an impact occurs. The impact velocity was recorded using a motion capture system. Landing successes and failures were added to the landing maps of Fig. 4.8. The drops were kept at under 1.2 m/s, because greater impact velocities would have likely broken the plastic landing gears. These experiments can be viewed in a supplementary video.¹

The experimental results confirm the simulated performance of the controllers, as well as the accuracy of the dynamic model with the propulsion system. Furthermore, after the initial impact, the F450 went through roll and yaw rotations averaging about 19° and 27° respectively. This demonstrates that the simple model used remains valid to predict the quadrotor's landing envelope even under significant excursions from pure 2D conditions. Through simulation and experimental testing, it was observed that the rigid and undamped nature of the F450's landing gear limits the landing envelope. The suspension causes short

1. <https://youtu.be/kjT5mfyiT4c>

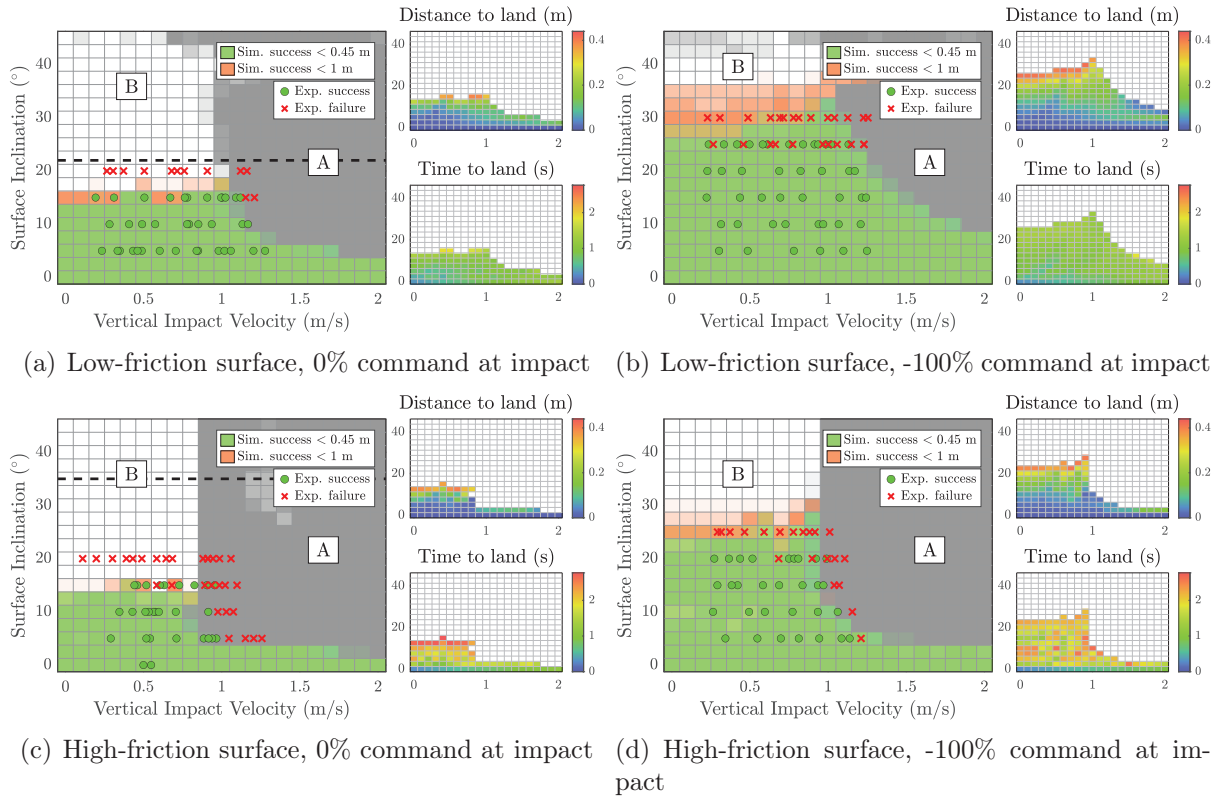


Figure 4.8 Simulated landing maps for LF and HF surfaces, when shutting off the motors (0% command) and using full reverse thrust at touchdown (-100% command). Experimental landings are added to the maps and validate the simulations. The green area corresponds to successful landings within 45 cm of the initial impact, whereas the orange area denotes the conditions for a successful landing within 1 m. The gray **A** area signifies that the quadrotor flipped within 1 m of the impact location, whereas the white zone **B** corresponds to a “tumbling” failure. To the right of the maps are figures showing the distance and time required in simulation for the F450 to come to a rest. The black dashed line represents the friction limit for the LF surface, whereas it represents the “tipping-over” limit for the HF surface.

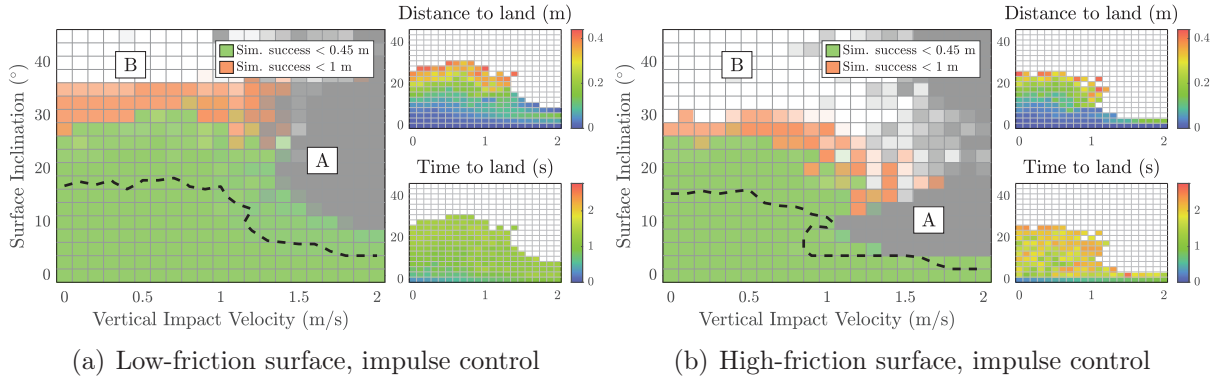
duration contacts, providing less overall friction and damping to dissipate the system's energy.

4.3.3 Impulse Controller

As can be seen in Fig. 4.7, the angular velocity of the quadrotor increases after the impact with the rear leg until the front leg touches the ground. The high angular velocity at the second impact causes the quadrotor to either continue bouncing afterwards or tip over. This phenomenon is accentuated by the quadrotor landing gear's high rigidity and low damping. However, by using differential thrust, an angular impulse can be generated to eliminate the angular velocity before the second impact. Using the knowledge of the surface's inclination and the predicted impact speed, a simple feedforward control can determine the delay and the duration of this angular impulse needed to eliminate the quadcopter's angular velocity and land parallel to the surface at the moment of the second impact (i.e., $q_B = q_A$ and $\dot{q}_B = 0$). Because the impulse requires precise timing, the motor commands are reduced to 10% at impact and the impulse is then generated at the right time by sending a command of 80% to the front motors. This strategy avoids reversal delays. After the impulse is completed, both rotors are commanded to generate maximum reverse thrust to facilitate adhesion to the surface.

This approach was tested in the simulation environment, with the same ranges of vertical impact speed and slope inclinations as the previous simulations, on both types of surface. To find the optimum command, multiple combinations of impulse delay (time between impact and start of the impulse) and duration—ranging from 0 to 260 ms and 0 to 160 ms, respectively—were simulated for each combination of speed and slope angle. The impulse combination that minimized the angular velocity at the moment of the second impact was chosen. This procedure was again conducted for each of the five best sets of the F450's parameters for each surface type. The resulting average landing maps are presented in Fig. 4.9. This technique slightly increases the maximum inclination on which the quadrotor can land within 1 m over a wider range of touchdown velocities. As expected, zone **A** is reduced, as tipping over occurs less frequently. Furthermore as shown by the black dashed boundary in Fig. 4.9, the use of reverse thrust is necessary to increase the landing envelope. Surprisingly, the impulse control alone only achieves comparable performance to the baseline control of Fig. 4.8(a) and 4.8(c). This could be explained by the linear impulse also created along the desired angular impulse to avoid thrust reversal. This pushes the drone away from the slope.

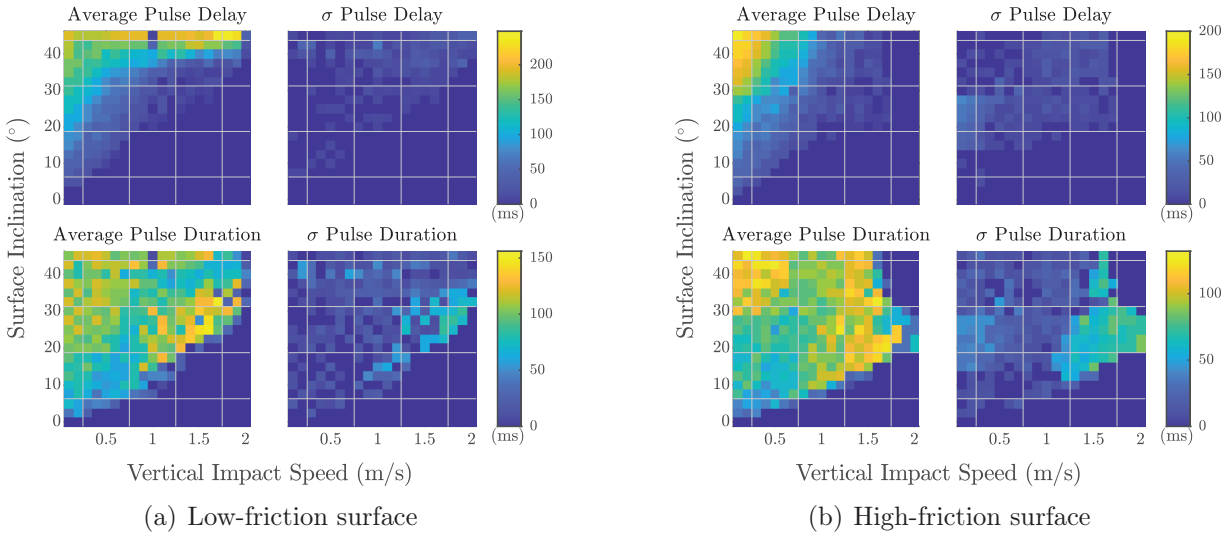
The obtained delay and duration of the impulse are displayed in Fig. 4.10. When landing on small inclinations at high speed, the controller chooses to omit the pulse and immediately



(a) Low-friction surface, impulse control (b) High-friction surface, impulse control

Figure 4.9 Simulated landing maps for LF (top) and HF (bottom) surfaces for landings using impulse control.

generates reverse thrust on both motors after the impact, as seen in Fig. 4.10. In this region, the second impact occurs before the impulse is able to create a significant counter moment.



(a) Low-friction surface (b) High-friction surface

Figure 4.10 Average pulse delay and its standard deviation (σ) between the five sets of simulations (top); average pulse duration and its standard deviation for the HF surface (bottom), for the LF surface (left) and HF surface (right).

The generated angular impulse also creates a linear impulse while the multirotor is tilted forwards to avoid reversal delay, pushing the drone away from the slope. With ideal motor reversal, a pure angular impulse could be generated rapidly using reverse thrust, providing a more effective landing maneuver. This was simulated by eliminating the reversal delay. The resulting landing maps are presented in Fig. 4.11. The faster thrust reversal extended the landing envelope considerably more than what the impulse with regular motors was able to achieve, while also shrinking the failure zone **A**. The time required to land

also decreased, most notably for the HF surface, demonstrating that better motor reversal can contribute substantially to landing performance. Faster motor reversal could be implemented using sensed motors or variable pitch rotors [13].

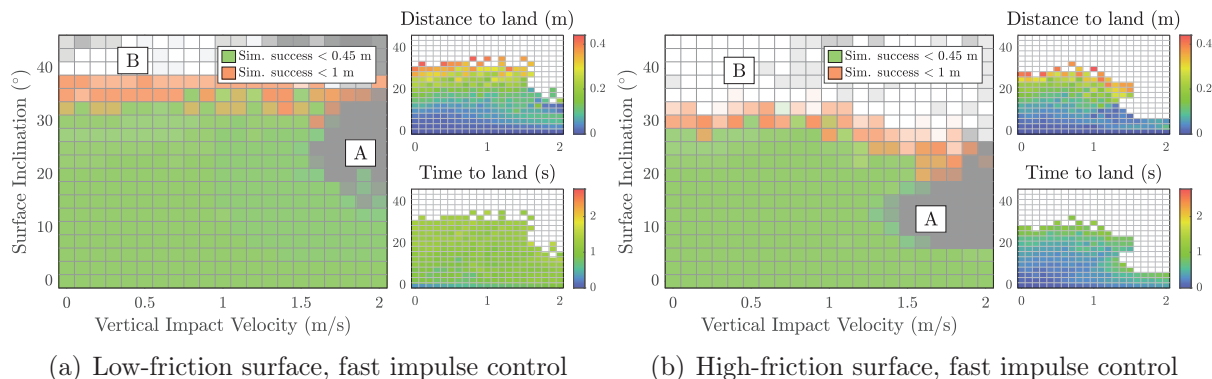


Figure 4.11 Simulated landing maps for LF (top) and HF (bottom) surfaces for landings using impulse control and faster motors.

4.4 Conclusion

This paper evaluates the effectiveness of the use of bidirectional motors and reverse thrust to improve small multirotors' ability to land on inclined surfaces. Through simulations and testing, we demonstrated that reverse thrust alone can increase the landing envelope of a small quadrotor by nearly doubling the maximum inclination on which it can land and by enabling high vertical velocity landings. This can be beneficial in situations where sudden disturbances are likely to occur (such as landing on roofs in the presence of wind). This result was achieved with a typical drone, and without adding any hardware. Using an angular impulse after the initial impact assisted the landing maneuver by eliminating undesired subsequent bounces. Furthermore, faster thrust reversal considerably increased the landing envelope.

Future work should include trials using the proposed solutions. The next steps involve implementing this landing strategy onto a small multirotor installed with a conventional autopilot and a sensor capable of measuring the inclination of a surface (such as an RGB-D camera). Outdoor trials could be conducted by landing the quadrotor on roofs. By using the designed model, parameters could also be adjusted to determine the rigidity and damping of ideal landing gears to minimize bouncing and tipping over. Finally, the proposed technique could be applied to landing on moving surfaces like the deck of a boat or a high-speed vehicle.

CHAPITRE 5

CONCLUSION

Pour conclure, l'efficacité de la poussée réversible utilisée pour les atterrissages de multirotors a été démontré dans ce mémoire. En premier lieu, le modèle dynamique créé permet de bien simuler les atterrissage du multirotor sélectionné, un DJI F450, incluant le comportement de son train d'atterrissage et de ses moteurs. Le modèle a été utile pour concevoir des algorithmes simples d'atterrissage. Deuxièmement, la poussée réversible a permis de presque doubler l'inclinaison maximale sur laquelle le F450 peut atterrir avec un simple contrôle à l'atterrissage. En créant une impulsion pour éliminer la vitesse angulaire causé par l'impact, il est possible d'atteindre des vitesses d'atterrissage de plus de 1 m/s. En augmentant la vitesse d'atterrissage, on est en mesure de diminuer la susceptibilité du quadrirotor aux perturbations. Cependant, plusieurs autres améliorations peuvent accroître les performances de la poussée réversible. Il a été discuté que l'inversion de sens de rotation de moteurs BLDC des multirotors souffre d'un délai causé par la méthode de contrôle de vitesse des ESCs. En utilisant des technologies pouvant éliminer ce délai (par exemple, des moteurs possédant des capteurs à effet Hall ou des rotors à angle d'incidence variable), l'enveloppe d'atterrissage agrandis encore. Il a été noté durant les simulations et les expérimentations que la nature rigide et non-amortissante du train d'atterrissage était l'une des causes des longues durées d'atterrissage, se manifestant par des impacts intermittents et des rebonds. Il est donc aussi envisagé qu'en ajoutant une suspension amortissante, les performances d'atterrissage s'amélioreront davantage. C'est-à-dire que l'inclinaison et la vitesse maximale d'atterrissage permises augmenteront. La durée et la distance nécessaire à l'atterrissage diminueront aussi.

Ces résultats prometteurs ouvrent la porte sur d'autres problèmes de recherche. Il serait intéressant de faire atterrir de tel multirotors sur des bateaux et des voitures en mouvement en prenant avantage de la poussée réversible. Des nouveaux enjeux apparaissent, tels les hauts vents, la résistance de l'air à haute vitesse, les impacts à haute vitesse horizontale et les inclinaison de surfaces changeantes. Pour réussir à surmonter ces enjeux, des travaux devront être effectués pour évaluer les alternatives pour renverser la poussée plus rapidement, comme celles mentionnées précédemment. De plus, la poussée réversible ne pourra pas atteindre ces nouveaux objectifs seule, donc une suspension devra être conçue. Différentes technologies devront être comparés et leur amortissement devra être évalué, en

tenant compte de minimiser la masse ajoutée. Ces développements permettront davantage d'agrandir l'enveloppe d'atterrissage de multirotors.

ANNEXE A

ÉQUATIONS DU MOUVEMENT

Les équations du mouvement du modèle conçu sont présentées en détail dans cette annexe. Les équations A.1, A.2 et A.3 représentent la première loi du mouvement d'Euler, et les équations A.4, A.5 et A.6 représentent la deuxième :

$$\mathbf{F}^{\mathcal{B}_{mr}} + \mathbf{F}^{\mathcal{B}_{mf}} + \mathbf{F}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{C}_j} + f_{react}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{C}_j} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{C}} + \mathbf{F}^{\mathcal{B}_{jf}/\mathcal{D}_j} + f_{react}^{\mathcal{B}_{jf}/\mathcal{D}_j} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{D}} + m^{\mathcal{B}} g \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}} = m^{\mathcal{B}} * \mathcal{N} \mathbf{a}^{\mathcal{B}_{CM}}, \quad (\text{A.1})$$

$$\mathbf{F}^{\mathcal{C}_j/\mathcal{B}_{jr}} + f_{react}^{\mathcal{C}_j/\mathcal{B}_{jr}} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{C}} + \mathbf{F}_n^{\mathcal{C}_f} + \mathbf{F}_f^{\mathcal{C}_f} + m^{\mathcal{C}} g \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}} = m^{\mathcal{C}} * \mathcal{N} \mathbf{a}^{\mathcal{C}_{CM}}, \quad (\text{A.2})$$

$$\mathbf{F}^{\mathcal{D}_j/\mathcal{B}_{jf}} + f_{react}^{\mathcal{D}_j/\mathcal{B}_{jf}} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{D}} + \mathbf{F}_n^{\mathcal{D}_f} + \mathbf{F}_f^{\mathcal{D}_f} + m^{\mathcal{D}} g \hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}} = m^{\mathcal{D}} * \mathcal{N} \mathbf{a}^{\mathcal{D}_{CM}}, \quad (\text{A.3})$$

$$\begin{aligned} \mathbf{r}^{\mathcal{B}_{mr}/\mathcal{B}_{CM}} \times \mathbf{F}^{\mathcal{B}_{mr}} + \mathbf{r}^{\mathcal{B}_{mf}/\mathcal{B}_{CM}} \times \mathbf{F}^{\mathcal{B}_{mf}} + \mathbf{M}^{\mathcal{B}/\mathcal{C}} + \mathbf{M}^{\mathcal{B}/\mathcal{D}} + \\ \mathbf{r}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{B}_{CM}} \times \left(\mathbf{F}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{C}_j} + f_{react}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{C}_j} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{C}} \right) + \\ \mathbf{r}^{\mathcal{B}_{jf}/\mathcal{B}_{CM}} \times \left(\mathbf{F}^{\mathcal{B}_{jf}/\mathcal{D}_j} + f_{react}^{\mathcal{B}_{jf}/\mathcal{D}_j} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{D}} \right) = I_{yy}^{\mathcal{B}/\mathcal{B}_{CM}} * \mathcal{N} \alpha^{\mathcal{B}}, \end{aligned} \quad (\text{A.4})$$

$$\mathbf{M}^{\mathcal{C}/\mathcal{B}} + \mathbf{r}^{\mathcal{C}_j/\mathcal{C}_{CM}} \times f_{react}^{\mathcal{C}_j/\mathcal{B}_{jr}} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{C}} + \mathbf{r}^{\mathcal{C}_f/\mathcal{C}_{CM}} \times \left(\mathbf{F}_n^{\mathcal{C}_f} + \mathbf{F}_f^{\mathcal{C}_f} \right) = I_{yy}^{\mathcal{C}/\mathcal{C}_{CM}} * \mathcal{N} \alpha^{\mathcal{C}}, \quad (\text{A.5})$$

$$\mathbf{M}^{\mathcal{D}/\mathcal{B}} + \mathbf{r}^{\mathcal{D}_j/\mathcal{D}_{CM}} \times f_{react}^{\mathcal{D}_j/\mathcal{B}_{jf}} \hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{C}} + \mathbf{r}^{\mathcal{D}_f/\mathcal{D}_{CM}} \times \left(\mathbf{F}_n^{\mathcal{D}_f} + \mathbf{F}_f^{\mathcal{D}_f} \right) = I_{yy}^{\mathcal{D}/\mathcal{D}_{CM}} * \mathcal{N} \alpha^{\mathcal{D}}, \quad (\text{A.6})$$

où $f_{react}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{C}_j}$ et $f_{react}^{\mathcal{B}_{jf}/\mathcal{D}_j}$ sont les forces de réactions en $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{C}}$ appliquées aux jointures (qui doivent être résolues), $f_{react}^{\mathcal{C}_j/\mathcal{B}_{jr}} = -f_{react}^{\mathcal{B}_{jr}/\mathcal{C}_j}$, $f_{react}^{\mathcal{D}_j/\mathcal{B}_{jf}} = -f_{react}^{\mathcal{B}_{jf}/\mathcal{D}_j}$, $\mathbf{M}^{\mathcal{C}/\mathcal{B}} = -\mathbf{M}^{\mathcal{B}/\mathcal{C}}$, $\mathbf{M}^{\mathcal{D}/\mathcal{B}} = -\mathbf{M}^{\mathcal{B}/\mathcal{D}}$ et $\mathbf{r}^{i/j}$ est le vecteur de position du point j au point i .

LISTE DES RÉFÉRENCES

- [1] K. Themistocleous, K. Neocleous, K. Pilakoutas, and D. G. Hadjimitsis, “Damage assessment using advanced non-intrusive inspection methods : integration of space, UAV, GPR, and field spectroscopy,” in *Second International Conference on Remote Sensing and Geoinformation of the Environment (RSCy2014)*, vol. 9229. International Society for Optics and Photonics, 2014, p. 92291O.
- [2] D. Mader, R. Blaskow, P. Westfeld, and C. Weller, “Potential of UAV-based laser scanner and multispectral camera data in building inspection.” *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing & Spatial Information Sciences*, vol. 41, 2016.
- [3] G. Morgenthal and N. Hallermann, “Quality assessment of unmanned aerial vehicle (UAV) based visual inspection of structures,” *Advances in Structural Engineering*, vol. 17, no. 3, pp. 289–302, 2014.
- [4] U.S. Air Force, “The us air force remotely piloted aircraft and unmanned aerial vehicle strategic vision,” U.S. Department of Defense, Tech. Rep., 2005.
- [5] S. Siebert and J. Teizer, “Mobile 3d mapping for surveying earthwork projects using an unmanned aerial vehicle (UAV) system,” *Automation in Construction*, vol. 41, pp. 1–14, 2014.
- [6] V. Ghadiok, J. Goldin, and W. Ren, “On the design and development of attitude stabilization, vision-based navigation, and aerial gripping for a low-cost quadrotor,” *Autonomous Robots*, vol. 33, no. 1-2, 2012.
- [7] Bell Helicopter Textron, *Bell 412 Rotorcraft Flight Manual (BHT-412-FM-2)*, 2002.
- [8] Federal Aviation Administration, *Helicopter Flying Handbook (FAA-H-8083-21B)*. United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Airman Testing Branch, 2019.
- [9] A. Kalantari, K. Mahajan, D. Ruffatto, and M. Spenko, “Autonomous perching and take-off on vertical walls for a quadrotor micro air vehicle,” in *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2015.
- [10] M. Graule, P. Chirarattananon, S. Fuller, N. Jafferis, K. Ma, M. Spenko, R. Kornbluh, and R. Wood, “Perching and takeoff of a robotic insect on overhangs using switchable electrostatic adhesion,” *Science*, vol. 352, no. 6288, pp. 978–982, 2016.
- [11] J. F. Roberts, J.-C. Zufferey, and D. Floreano, “Energy management for indoor hovering robots,” in *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE, 2008, pp. 1242–1247.
- [12] D. Mehanovic, J. Bass, T. Courteau, D. Rancourt, and A. L. Desbiens, “Autonomous thrust-assisted perching of a fixed-wing UAV on vertical surfaces,” in *Conference on Biomimetic and Biohybrid Systems*, 2017.
- [13] M. Cutler, N.-K. Ure, B. Michini, and J. How, “Comparison of fixed and variable pitch actuators for agile quadrotors,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2011.

-
- [14] M. J. Cutler, “Design and control of an autonomous variable-pitch quadrotor helicopter,” Ph.D. dissertation, Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [15] B. Benchoff, “A collective pitch quadcopter,” Hackaday, Dec 2013. [Online]. Available : <https://hackaday.com/2013/12/04/a-collective-pitch-quadcopter/>
- [16] D. Brescianini and R. D’Andrea, “Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle,” in *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2016.
- [17] S. Park, J. Her, J. Kim, and D. Lee, “Design, modeling and control of omni-directional aerial robot,” in *2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 2016.
- [18] R. Rashad, P. Kuipers, J. Engelen, and S. Stramigioli, “Design, modeling, and geometric control on se (3) of a fully-actuated hexarotor for aerial interaction,” *arXiv preprint arXiv :1709.05398*, 2017.
- [19] S. Park, J. Lee, J. Ann, and D. Lee, “Odar-8 (omni-directional aerial robot w/ 8 rotors),” Youtube, 2017. [Online]. Available : <https://youtu.be/qlfhYH-HcWU>
- [20] A. Lussier Desbiens, A. T. Asbeck, and M. R. Cutkosky, “Landing, perching and taking off from vertical surfaces,” *The International Journal of Robotics Research*, vol. 30, no. 3, pp. 355–370, 2011.
- [21] J. Dougherty, D. Lee, and T. Lee, “Laser-based guidance of a quadrotor UAV for precise landing on an inclined surface,” in *2014 American Control Conference*, 2014.
- [22] J. Dougherty, “Experimental validation of laser-vision estimation and landing trajectory design,” Youtube, 2014. [Online]. Available : https://youtu.be/Tx_WsYDYz7g
- [23] A. Borowczyk, D.-T. Nguyen, A. Phu-Van Nguyen, D. Q. Nguyen, D. Saussié, and J. Le Ny, “Autonomous landing of a quadcopter on a high-speed ground vehicle,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, pp. 1–8, 2017.
- [24] A. Borowczyk, “Autonomous landing of a multirotor aerial vehicle on a high velocity ground vehicle,” Youtube, 2016. [Online]. Available : <https://youtu.be/ILQqD2xQ4tg>
- [25] Dynamic Systems Analysis Ltd., “Shipmo3d,” DSA, 2018. [Online]. Available : <https://dsa-ltd.ca/shipmo3d/overview/>
- [26] K. A. McTaggart, “Verification and validation of shipmo3d ship motion predictions in the time and frequency domains,” *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, vol. 3, no. 1, pp. 86–94, 2011.
- [27] PrismDefence, “Lynx helicopter operating limit development,” Youtube, 2010. [Online]. Available : <https://youtu.be/bC2XIGMI2kM>
- [28] J. L. Colwell, “Flight deck motion system (fdms) : Operating concepts and system description,” DEFENCE RESEARCH AND DEVELOPMENT DARTMOUTH (CANADA), Tech. Rep., 2004.
- [29] DJI Support, “How to use DJI’s return to home (RTH) safely,” DJI, Aug 2017. [Online]. Available : <https://store.dji.com/guides/how-to-use-the-djis-return-to-home/>
-

-
- [30] W. R. Roderick, M. R. Cutkosky, and D. Lentink, "Touchdown to take-off : at the interface of flight and surface locomotion," *Interface focus*, vol. 7, no. 1, 2017.
- [31] M. T. Pope, C. W. Kimes, H. Jiang, E. W. Hawkes, M. A. Estrada, C. F. Kerst, W. R. Roderick, A. K. Han, D. L. Christensen, and M. R. Cutkosky, "A multimodal robot for perching and climbing on vertical outdoor surfaces," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 33, no. 1, 2016.
- [32] J. Thomas, M. Pope, G. Loianno, E. W. Hawkes, M. A. Estrada, H. Jiang, M. R. Cutkosky, and V. Kumar, "Aggressive flight with quadrotors for perching on inclined surfaces," *Journal of Mechanisms and Robotics*, vol. 8, no. 5, 2016.
- [33] W. C. Myeong, K. Y. Jung, S. W. Jung, Y. Jung, and H. Myung, "Development of a drone-type wall-sticking and climbing robot," in *2015 12th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI)*, 2015.
- [34] F. von Frankenberg and S. B. Nokleby, "Inclined landing testing of an omni-directional unmanned aerial vehicle," *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, vol. 42, no. 1, 2018.
- [35] K. N. Mogensen, "Motor-control considerations for electronic speed control in drones," *Analog Applications Journal [online]. Texas Instruments*, 2016.
- [36] W. Khan and M. Nahon, "Toward an accurate physics-based UAV thruster model," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 18, no. 4, 2013.
- [37] L. L. Howell, S. P. Magleby, and B. M. Olsen, *Handbook of compliant mechanisms*. John Wiley & Sons, 2013.
- [38] K. L. Johnson and K. L. Johnson, *Contact mechanics*. Cambridge University Press, 1987.
- [39] T. M. Wasfy, "Asperity spring friction model with application to belt-drives," in *ASME 2003 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, 2003.
- [40] P. C. Mitiguy and A. K. Banerjee, "Efficient simulation of motions involving coulomb friction," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 1, 1999.
- [41] H. Olsson, K. J. Åström, C. C. De Wit, M. Gäfvert, and P. Lischinsky, "Friction models and friction compensation," *Eur. J. Control*, vol. 4, no. 3, 1998.
- [42] P. Mitiguy, *Advanced Dynamics and Motion Simulation*. Prodigy Press, 2014.
- [43] L. Valentin and H. Popov, *Handbook of Contact Mechanics : Exact Solutions of Axisymmetric Contact Problems*. Springer-Verlag, 2019.
- [44] JPE, "Structural damping properties of mechanical systems," 2020. [Online]. Available : <https://www.jpe-innovations.com/page/precision-point/structural-damping-properties-mechanical-systems/>
- [45] D. Mellinger, N. Michael, and V. Kumar, "Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 31, no. 5, 2012.
-

