

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE  
Faculté de génie  
Département de génie mécanique

# Modélisation et asservissement du décollage vertical d'un drone aquatique à voilure fixe

Mémoire de maîtrise  
Spécialité : génie mécanique

Étienne TÉTREAU

Sherbrooke (Québec) Canada

Juillet 2020



# MEMBRES DU JURY

Alexis LUSSIER DESBIENS

---

Directeur

Jean-Sébastien PLANTE

---

Évaluateur

David RANCOURT

---

Évaluateur



# RÉSUMÉ

Les nouvelles applications des petits drones volants prolifèrent grâce à leur récent gain de popularité. Un désavantage majeur de ces appareils est leur court temps de vol. Il est possible d'allonger la durée d'une mission d'un petit drone en effectuant une série de vols intermittents, possibles si l'appareil se pose sur un plan d'eau pour se recharger grâce à l'énergie solaire. La capacité de fonctionner dans les airs et sur l'eau ouvre également de nouveaux champs d'application, comme les patrouilles maritimes et des suivis écologiques. L'appareil développé à l'Université de Sherbrooke, le SUWAVE, vise à combiner les avantages des petits drones volants à ceux des modèles hybrides, aquatiques et aériens. Contrairement à d'autres avions aquatiques, le SUWAVE effectue un décollage vertical à partir de l'eau. Le présent projet de recherche vise à mieux comprendre la dynamique d'une telle manœuvre afin de concevoir le contrôle approprié pour garantir son succès, malgré les perturbations du vent et des vagues.

**Mots-clés :** drone, UAV, robot aquatique, robot aérien, décollage vertical



# TABLE DES MATIÈRES

<b>1</b>	<b>INTRODUCTION</b>	<b>1</b>
1.1	Mise en contexte et problématique . . . . .	1
1.2	Définition du projet de recherche . . . . .	2
1.3	Objectifs du projet de recherche . . . . .	2
1.4	Contributions originales . . . . .	3
1.5	Plan du document . . . . .	3
<b>2</b>	<b>REVUE DE LITTÉRATURE</b>	<b>5</b>
2.1	AquaUAVs militaires et commerciaux . . . . .	5
2.2	AquaUAVs en recherche . . . . .	7
2.3	Le SUWAVE de l'Université de Sherbrooke . . . . .	8
2.4	Conclusions tirées de l'état de l'art . . . . .	9
<b>3</b>	<b>DÉCOLLAGE ACTIF ET VERTICAL D'UN UAV AQUATIQUE</b>	<b>11</b>
3.1	Abstract . . . . .	13
3.2	Introduction . . . . .	13
3.3	Prototype Vehicle . . . . .	15
3.3.1	Airframe Configuration . . . . .	15
3.3.2	Electronics and Power Systems . . . . .	16
3.4	Takeoff Model . . . . .	17
3.4.1	Reference Frames, Bodies and Motion . . . . .	17
3.4.2	State Variables and Motion Equations . . . . .	18
3.4.3	Forces . . . . .	19
3.4.4	Model Validation and Analysis . . . . .	23
3.5	Takeoff Control Laws . . . . .	26
3.5.1	Control Laws . . . . .	27
3.5.2	Takeoff Phase 1 : Rising from the Water . . . . .	28
3.5.3	Takeoff Phase 2 : Transitioning to Climbing . . . . .	28
3.6	Results . . . . .	29
3.6.1	Indoor Takeoffs from Rigid Inclined Planes . . . . .	29
3.6.2	External Autonomous Takeoffs and Consecutive Flights . . . . .	31
3.7	Conclusion and Future Works . . . . .	32
<b>4</b>	<b>CONCLUSION</b>	<b>33</b>
	<b>LISTE DES RÉFÉRENCES</b>	<b>35</b>





# LISTE DES FIGURES

1.1	Représentation schématique du décollage vertical du SUWAVE . . . . .	2
2.1	Modèles d'AquaUAV développés pour l'armée américaine . . . . .	6
2.2	Le Aeromapper Talon Amphibious [2] . . . . .	7
2.3	Modèles d'AquaUAV issus la recherche, partie 1 . . . . .	8
2.4	Modèles d'AquaUAV issus la recherche, partie 2 . . . . .	8
2.5	Présentation du SUWAVE . . . . .	9
3.1	Proposed mission cycle (left), and time lapse of autonomous takeoff from lake (right). . . . .	14
3.2	Global view of the second-generation SUWAVE prototype. . . . .	16
3.3	Free body diagram used in the 3D dynamic takeoff model. . . . .	17
3.4	From the static propeller test : measured thrust and torque (left), measured angular velocity and first-order response modeled (right). . . . .	20
3.5	3D representation of takeoff, from experimental (pink) and simulated (green) results. Frames are spaced by 0.25 s. . . . .	24
3.6	Comparison of simulated and experimental results, with and without the rudder. . . . .	25
3.7	Simulated effect of motor torque and propeller spin on the induced yaw rate. . . . .	26
3.8	Indoor takeoffs from various surfaces. . . . .	30
3.9	Vertical takeoff from lake and transition to flight with three controller sequences : (1) rising, (2) climbing, and (3) PX4. . . . .	31
3.10	GPS tracking of three consecutive missions, with full autonomous takeoff and no physical intervention between flights. . . . .	32



# LISTE DES TABLEAUX

2.1	Applications d'un AquaUAV, par secteur . . . . .	5
3.1	SUWAVE's mass budget . . . . .	16
3.2	State variables of the flying wing . . . . .	18





# LISTE DES SYMBOLES

Symbole	Définition
$T/W$	<i>Thrust to Weight ratio</i> ou rapport poussée sur poids
$\omega$	Vitesse de rotation
$T$	<i>Thrust</i> ou poussé
$Q$	<i>Torque</i> ou couple
$J$	Paramètre d'avancement d'hélice ou <i>advance ratio</i>
$C_L$	Coefficient de portance
$C_D$	Coefficient de traînée
$S$	Surface
$\rho$	Masse volumique de l'air
$b_w$	Envergure de l'aile
$\bar{c}_w$	Corde moyenne de l'aile
$x$	Composante x de la position, exprimée dans le référentiel inertiel
$y$	Composante y de la position, exprimée dans le référentiel inertiel
$z$	Composante z de la position, exprimée dans le référentiel inertiel
$u$	Composante x de la vitesse relative à l'air, exprimée dans le référentiel du véhicule
$v$	Composante y de la vitesse relative à l'air, exprimée dans le référentiel du véhicule
$w$	Composante z de la vitesse relative à l'air, exprimée dans le référentiel du véhicule
$\psi$	Angle d'azimut, premier angle décrivant l'attitude du véhicule suite à une rotation Corps ZYX
$\theta$	Angle d'élévation, second angle décrivant l'attitude du véhicule suite à une rotation Corps ZYX
$\phi$	Angle de roulis, troisième angle décrivant l'attitude du véhicule suite à une rotation Corps ZYX
$p$	Composante x de la vitesse angulaire, exprimée dans le référentiel du véhicule (vitesse en roulis)
$q$	Composante y de la vitesse angulaire, exprimée dans le référentiel du véhicule (vitesse en tangage)
$r$	Composante z de la vitesse angulaire, exprimée dans le référentiel du véhicule (vitesse en lacet)
$\vec{r}$	Vecteur position
$\mathbf{q}$	Quaternion d'attitude
$\vec{v}$	Vecteur vitesse linéaire
$\vec{\omega}$	Vecteur vitesse angulaire
$\vec{F}$	Vecteur de la force résultante
$\vec{M}$	Vecteur du moment de force résultant
$\mathcal{N}$	Référentiel inertiel
$\mathcal{W}$	Référentiel de l'aile de l'avion
$\mathcal{P}$	Référentiel de l'hélice de l'avion

# LISTE DES ACRONYMES

---

<b>Acronyme</b>	<b>Définition</b>
3IT	Institut Interdisciplinaire d’Innovation Technologique
ACAT	Autonomous Cargo Amphibious Transport
AquaUAV	Aquatic Unmanned Aerial Vehicule
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
DOD	Department Of Defense
DOF	Degrees Of Freedom
ESC	Electronic Speed Controler
GPS	Global Positioning System
IMU	Inertial Measurement Unit
NASA	National Aeronautic and Space Administration
NED	North-East-Down
PD	Proportionnel-Dérivé
ONR	Office of Naval Research
SUAV	Small Unmanned Aerial Vehicule
SUWAVE	Sherbrooke University Water-Air VEhicule
UAV	Unmanned Aerial Vehicule
UdeS	Université de Sherbrooke
VTOL	Vertical Take-Off and Landing

---





# CHAPITRE 1

## INTRODUCTION

### 1.1 Mise en contexte et problématique

Depuis quelques années, les drones ou plus précisément les Small Unmanned Aerial Vehicles (SUAVs) gagnent en popularité. Cette croissance s'explique de par leur simplicité d'utilisation et leur faible coût. L'un des grands désavantages des SUAVs vis-à-vis les drones de grandes tailles est leur autonomie de vol réduite et leur rayon d'action limité. Une façon de palier à ces défauts est d'équiper un petit appareil aérien de panneaux solaires et d'ainsi allonger son temps d'utilisation. Malgré une efficacité croissante des panneaux solaires, il demeure impossible pour un appareil de petite taille d'effectuer un vol continu à l'aide de l'énergie solaire [22]. Il est donc impératif pour le drone d'atterrir et de se recharger. De nombreuses équipes de recherche travaillent sur des drones pouvant se poser en divers endroits tels des murs, des câbles et des véhicules en mouvement [6, 15, 38]. Par contre, ces types d'atterrissage sont souvent irréalistes en contexte de missions réelles en plus de demander de nombreux capteurs ainsi que d'intenses calculs, augmentant ainsi la complexité et le risque associé à la manoeuvre. Une alternative est d'utiliser les lacs et autres plans d'eau, qui forment une zone d'atterrissage sécuritaire et accessible. Il y donc de nombreux avantages à utiliser un SUAV aquatique afin de permettre la recharge solaire et donc, de prolonger la durée de mission de l'appareil.

En améliorant les capacités des petits drones qui sont déjà très accessibles, on permet de découvrir de nouvelles applications pour ces appareils. Par exemple, un SUAV à grande autonomie est idéal pour le suivi de feux de forêt. Le faible coût de l'avion permet l'utilisation de plusieurs drones simultanément et donc de couvrir une plus grande surface plus rapidement. De nombreux domaines de recherche reposant sur l'observation de phénomènes écologiques pourraient également bénéficier du projet présenté. L'étude des déplacements de populations animales ainsi que la santé des lacs en sont deux bons exemples. Le milieu des drones volants aquatiques aussi nommé AquaUAV fait déjà l'objet de nombreuses études [39].

## 1.2 Définition du projet de recherche

Le Sherbrooke University Water-Air VEHicule (SUWAVE) est un AquaUAV pesant 830 g et ayant un envergure de 1.4 m. Il combine les avantages des SUAVs aux capacités particulières des AquaUAVs. Sa capacité à se poser sur un plan d'eau afin d'effectuer de la recharge solaire vise à augmenter la durée possible de ses missions, qui est présentement d'une vingtaine de minutes. Pour les appareils hybrides, opérant sur l'eau et dans les airs, la transition entre les deux milieux représente un défi de taille. Le SUWAVE limite la durée de ces transitions en effectuant des décollages et amerrissages verticaux (*Vertical Take-Off and Landing*, VTOL). Au début de la manoeuvre de décollage, le SUWAVE flotte sur l'eau et redresse son unique hélice à la verticale, grâce à un pivot. L'activation de l'hélice et la poussée ainsi générée fait redresser le nez de l'avion et lui permet de quitter l'eau (voir Figure 1.1). Pour éviter que le drone bascule vers l'arrière, l'hélice doit être rabaisser vers son positionnement pour le vol standard. La première génération de SUWAVE effectuait cette correction de manière passive, l'hélice étant montée sur un pivot libre de basculer sous l'action d'un contrepoids. Cette méthode demandait un positionnement précis des diverses masses en plus d'être très sensible aux perturbations tel le vent et les vagues. De plus, cette première génération de drone ne pouvait décoller que d'une surface d'eau, afin d'avoir l'espace sous le drone pour permettre le basculement du contrepoids.

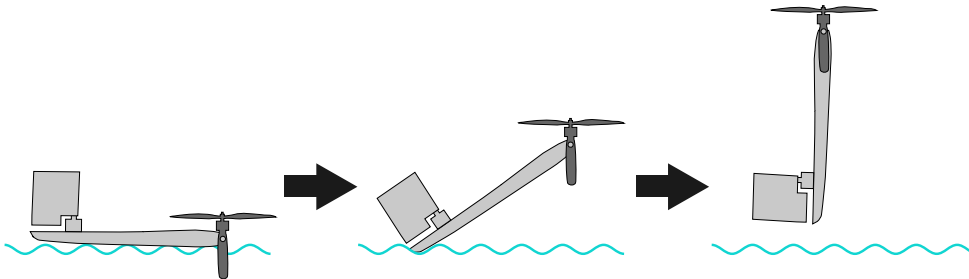


Figure 1.1 Représentation schématique du décollage vertical du SUWAVE

Le projet vise à développer une seconde génération de SUWAVE où l'orientation de l'hélice est actionnée par un servomoteur et asservi à l'aide d'une boucle de contrôle. Ces modifications permettront d'élargir la plage de décollages possibles du drone.

## 1.3 Objectifs du projet de recherche

La système de pivot passif du SUWAVE rend le décollage vertical très sensible aux perturbations extérieures puisqu'il ne s'adapte pas. De cette problématique découle l'objectif principal du projet :

*Augmenter la plage de décollage à l'aide d'un système de pivot actif et d'une boucle de rétroaction*

Il est possible de diviser ce dernier en sous-objectifs :

1. Créer et valider un modèle numérique 3D du décollage.
2. Développer une boucle de contrôle pour le décollage vertical.
3. Effectuer des décollages autonomes menant à des vols.
4. Effectuer en série des cycles de vol complet et ce, sans contact physique avec le drone.

L'atteinte de ces objectifs secondaires permet de réaliser le but global de la maîtrise tout en faisant progresser le projet SUWAVE dans son ensemble.

## 1.4 Contributions originales

Ce projet propose trois contributions originales :

1. Un aquaUAV à recharge solaire et effectuant du VTOL, capable d'effectuer des cycles de vol complet sans contact physique.
2. Un simulateur en 3D du décollage vertical effectué à partir d'un plan d'eau
3. Une boucle de contrôle permettant le décollage autonome vertical d'un drone

## 1.5 Plan du document

Ce document se divise en deux parties. Le chapitre 2 est une revue de la littérature sur les AquaUAVs et effectue l'analyse de divers modèles existants. Le chapitre 3 présente un article soumis pour publication. Il décrit un modèle numérique 3D analysant le dynamique du décollage (Chap. 3.4) ainsi que la boucle de contrôle implémentée dans la nouvelle version actionnée du SUWAVE (Chap. 3.5). Les résultats de décollages effectués à l'intérieur et à l'extérieur y sont également présentés (Chap. 3.6).

---



# CHAPITRE 2

## REVUE DE LITTÉRATURE

L'intérêt pour les véhicules aériens autopilotés ne fait que croître, et ce, dans plusieurs sphères de la société. Historiquement, la demande pour ce genre de système provenait fortement du milieu militaire. Le besoin persiste encore à ce jour, au point de figurer au sein de rapports produits par des instances militaires telles que le département de la défense des États-Unis (*United States Department of Defense*, DOD) et l'*Office of Naval Research* (ONR) [7, 8, 23]. Aujourd'hui, avec la démocratisation des UAVs, la demande pour des drones déborde largement du cadre militaire et de nombreuses utilisations civiles existent. La croissance du milieu des appareils autopilotés a mis en évidence les applications potentielles d'un appareil hybride, capable de performer dans les airs et sur l'eau [31]. Une liste de ces utilisations possibles est présentée dans le Tableau 2.1. Les avantages d'un appareil amphibien ainsi que les défis associés à son développement sont bien étudiés par la littérature, mais peu de prototypes fonctionnels sont présents [39].

Tableau 2.1 Applications d'un AquaUAV, par secteur

Militaire	Environnementale	Premiers secours
Patrouille maritime	Analyse d'eau	Reconnaissance
Détection de sous-marins	Suivi de faune et flore	Relais de communication
Support aérien	Capture d'images sous-marines	

Selon la présente étude, le premier AquaUAV fonctionnel est l'Autonomous Cargo Amphibious Transport (ACAT), développé par la NASA en 2002 [27]. L'appareil est ici considéré comme fonctionnel puisqu'il fut capable de décoller d'un plan d'eau, effectuer un vol autonome et atterrir manuellement à nouveau sur l'eau. Si le projet fut abandonné par la NASA après le premier prototype de démonstration, l'ACAT ouvrit la porte au développement d'autres appareils hybride.

### 2.1 AquaUAVs militaires et commerciaux

L'armée américaine est parmi les premiers à reconnaître l'utilité d'un drone aérien et aquatique. En 2002, la U.S. Navy offrit un contrat de production d'un « UAV maritime » à la compagnie DRS Technologies. C'est en 2007 que l'appareil fut officiellement renommé

RQ-15 Neptune. Il est l'un des premiers appareils hybrides à quitter le rang des prototypes et à être produit en plusieurs exemplaires [33]. En 2006, la compagnie Oregon Iron Works annonce la production du Sea Scout pour la US State Navy. Comme ses prédécesseurs, le Sea Scout atterrit sur l'eau à la façon d'un hydravion. Cette manoeuvre est difficile à cause de l'interaction nuisible des vagues avec l'appareil. À l'aide de capteurs de distance laser, le Sea Scout est capable de mesurer la hauteur et la position des vagues lors de son approche d'amerrissage. Grâce à cela, il devient le premier AquaUAV à effectuer une séquence de vol complètement autonome, incluant le décollage et l'amerrissage [39]. Le RQ-15 Neptune et le Sea Scout sont des appareils commerciaux produits pour le compte de l'armée américaine. Ils sont illustrés à la Figure 2.1.



(a) RQ-15 Neptune [33]



(b) Sea Scout [5]

Figure 2.1 Modèles d'AquaUAV développés pour l'armée américaine

Plus récemment, la demande en UAV à usage commercial a supporté la création de multiples entreprises fabricantes de drones pour le secteur civil. On compte parmi ceux-ci la compagnie canadienne Aeromao, spécialisée en reconnaissance et photographie aérienne par drone. Ce fabricant a converti l'un de ses drones en aquaUAV pour devenir le Aeromapper Talon Amphibious [2], présenté à la Figure 2.2. En 2019, ce modèle commercial a effectué une douzaine de journées de mission au dessus d'îles au Belize, dans le cadre d'un projet pilote entre la Société Zoologique de Londres et le parc local, le *Turneffe Atoll Sustainability Association* [30]. Le drone permettrait d'effectuer efficacement la prise de photos aériennes pour le recensement d'espèces marines et la surveillance de la pêche illégale. Lors de ces missions, le Aeromapper était lancé à la main d'un bateau en mouvement. Les vols étaient effectués de manière autonome et le drone atterrissait sur le ventre à la manière d'un hydravion. Une équipe en bateau devait alors le récupérer et changer ses batteries pour effectuer une nouvelle mission.



Figure 2.2 Le Aeromapper Talon Amphibious [2]

## 2.2 AquaUAVs en recherche

Parmi les AquaUAVs issus du milieu de la recherche, on compte d'abord le Flying Fish, développé à partir de 2007 par l'Université du Michigan en collaboration avec DARPA [9, 10, 17]. L'appareil combine la capacité de décoller, voler et atterrir sur l'eau de façon pleinement autonome. Son objectif étant de permettre la « surveillance continue de l'océan », le Flying Fish est spécifiquement conçu pour des périodes prolongées sur l'eau. L'autopilote est capable de changer de mode, effectuant la transition entre le vol et la dérive sur l'eau. L'appareil est également équipé de panneaux solaires afin de prolonger la durée utile de ses missions. Entre 2007 et 2012, les chercheurs de l'Université du Michigan ont publié de nombreux articles sur les différentes fonctionnalités de leur AquaUAV.

Entre 2014 et 2016, l'Université d'État de Caroline du Nord a développé le EagleRay XAV [35]. Cet appareil, capable d'effectuer des séquences de vol complètes de façon autonome, ne se contente pas de se poser sur l'eau. Il est en mesure de se propulser à la surface et sous la surface de l'eau, en plus de voler comme un avion à voilure fixe conventionnel. De plus, sa manœuvre de décollage se démarque des autres AquaUAVs puisqu'il n'utilise pas l'eau comme piste de décollage. Le EagleRay va plutôt se submerger et une fois sous l'eau, orienter son nez vers le ciel. De cette position, l'activation de l'hélice le propulse hors de l'eau et permet un décollage vertical. Ces deux derniers drones sont représentés à la Figure 2.3.

En 2019, l'*Imperial College London* présente le SailMAV, un drone aérien capable de se mouvoir sur l'eau tel un voilier [41]. Son aile fixe utilisée pour le vol standard peut se reconfigurer à la verticale et servir de voile lorsque l'appareil est posé sur l'eau. Le



(a) Flying Fish, University of Michigan [9]

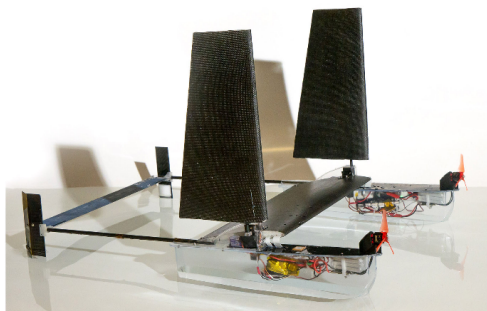


(b) Eagle Ray, North Carolina State University [35]

Figure 2.3 Modèles d'AquaUAV issus la recherche, partie 1

laboratoire planifie équiper leur drone de panneaux solaire pour permettre la recharge solaire sur l'eau et ainsi effectuer des missions consécutives sans devoir changer de batteries. Tout comme le Flying Fish, l'appareil est monté sur des pontons, en plus d'atterrir et d'amerrir à la façon d'un hydravion.

Toujours en 2019, l'Université Jiao-tong de Shanghai présente leur propre aquaUAV, le NEZHA [14]. Ce dernier est un quadrirotor, qui suite au décollage vertical, transitionne vers une position horizontale pour voler à l'aide d'une aile fixe. En plus de ces deux modes de fonctionnement, le NEZHA est équipé d'une poche gonflable. En modifiant le volume de cette dernière, le drone modifie sa flottabilité et parvient à se mouvoir sous l'eau. Le SailMAV et le NEZHA sont tous deux présentés à la Figure 2.4.



(a) Le SailMAV, *Imperial College London* [41]



(b) Le NEZHA, Université Jiao-tong de Shanghai [14]

Figure 2.4 Modèles d'AquaUAV issus la recherche, partie 2

## 2.3 Le SUWAVE de l'Université de Sherbrooke

Depuis 2016, des chercheurs du laboratoire Créatek de l'Université de Sherbrooke développent leur propre modèle d'aquaUAV, le Sherbrooke University Water-Air VEHicule (SUWAVE). Ce dernier se démarque des autres appareils par ses manoeuvres particu-



lières d'atterrissage et de décollage de l'eau. Le SUWAVE est une aile volante en mesure de pivoter son moteur verticalement pour permettre le décollage vertical. Sa méthode d'amerrissage se distingue également puisqu'il plonge directement vers la surface de l'eau. Ces deux manoeuvres de type VTOL, éliminent les nombreux dangers provoqués par la proximité de l'eau lors du décollage et de l'atterrissage [25]. De plus, la plateforme de l'Université de Sherbrooke avec une masse totale de 0.83 kg est parmi les plus légères présentées. À titre de comparaison, la masse du Aeromapper est de 3.6 kg, celle du Eagle-Ray XAV est de 6 kg et celle du Flying Fish de 30 kg. Afin de prolonger la durée de ses missions, le SUWAVE est équipé de panneaux solaires afin de se recharger lors d'arrêts planifiés sur des lacs. Des photos de la première génération de l'appareil ainsi que de l'un de ses décollages sont présentées à la Figure 2.5.

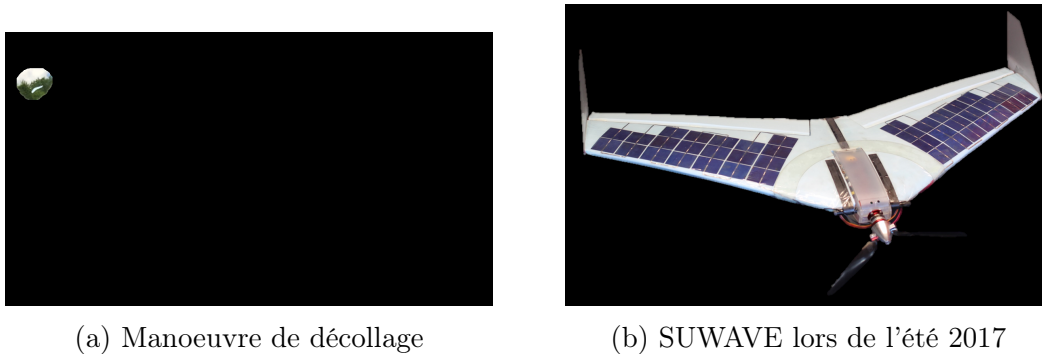


Figure 2.5 Présentation du SUWAVE

Cette première génération de SUWAVE effectue sa manoeuvre de décollage vertical passivement, l'orientation de l'hélice étant entraînée par un contrepois. Cette approche demande un placement précis des masses dans l'appareil en plus d'être sensible aux perturbations comme le vent et les vagues. Cette méthode oblige également l'appareil à décoller de l'eau, afin d'avoir l'espace sous l'avion pour permettre la rotation du contrepois. De plus, cette première version de SUWAVE effectuait l'ensemble de ses manoeuvres de façon manuelle, à l'aide d'une radiocommande. L'appareil n'avait donc aucun autopilote ni élément d'avionique ce qui simplifiait fortement son design, mais l'empêchait d'effectuer des missions autonomes.

## 2.4 Conclusions tirées de l'état de l'art

La revue de littérature souligne l'intérêt pour les drones volants aquatiques. De nombreux prototypes y sont présentés ainsi que certaines applications, militaires et civiles. L'idée d'utiliser des points d'eau comme piste d'atterrissage sécuritaire est exploitée par l'ensemble des aquaUAVs. Certains d'entre eux s'en servent même pour effectuer de la re-

charge solaire et étendre leur capacité. Les défis associés à l'interaction avec l'eau lors du décollage et de l'atterrissage sont également soulignés. Certains aquaUAVs fonctionnent comme des hydravions, d'autres doivent être catapultés du sol pour décoller et certains utilisent des manoeuvre de type VTOL. Par contre, aucun prototype ne combine le VTOL et la recharge solaire comme le fait le SUWAVE.

Le SUWAVE a pour but d'exploiter la recharge solaire sur des lacs afin d'étendre l'autonomie des petits drones et ainsi agrandir leur champ d'utilisation. Afin de permettre au SUWAVE d'atteindre son plein potentiel, la méthode de décollage du premier prototype devra être retravaillée. De nouveaux actionneurs ainsi qu'une boucle de contrôle doivent être intégrer au drone pour effectuer la manoeuvre de décollage vertical de façon active et contrôlée. Ceci remplacerait la méthode passive par contrepoids et permettrait d'élargir l'enveloppe de décollage possible de l'appareil.

---

# CHAPITRE 3

## DÉCOLLAGE ACTIF ET VERTICAL D'UN UAV AQUATIQUE

### Avant-propos

#### Auteurs et affiliations :

- Étienne Tétreault : étudiant à la maîtrise, Université de Sherbrooke, Département de génie mécanique
- David Rancourt : professeur, Université de Sherbrooke, Département de génie mécanique
- Alexis Lussier Desbiens : professeur, Université de Sherbrooke, Département de génie mécanique

**Date d'acceptation :** 31 mai 2020

**État de l'acceptation :** Version finale publiée

**Revue :** IEEE Robotics and Automation Letters

**Référence :** [32]

**Titre en français :** Décollage actif et vertical d'un UAV aquatique

**Contribution au document :** Cet article contribue au mémoire en présentant un modèle dynamique 3D du décollage vertical, les lois de contrôle utilisées par l'autopilote ainsi que les mesures expérimentales prises lors de décollages intérieurs et extérieurs

**Résumé français :** Afin d'allonger la durée des missions des petits aéronefs sans pilote, cet article présente une approche exploitant la recharge solaire et utilisant les lacs comme point d'amerrissage et de recharge. Le *Sherbrooke University Water-Air VEhicle* (SUWAVE) est un petit avion capable de décoller verticalement d'une surface et d'y atterrir en plongeant. Un prototype de seconde génération a été développé avec de nouvelles aptitudes : recharge solaire, vol autonome et enveloppe de décollage élargie grâce à une stratégie de décollage actif. Un modèle dynamique 3D décrivant la nouvelle manoeuvre de décollage a été développé afin de mieux comprendre le rôle des forces en présence lors de cette phase critique. Les simulations numériques sont validées à l'aide de résultats expéri-

mentaux tirés de décollages réels effectués en laboratoire et sur des lacs. Le prototype final a effectué plusieurs séquences de décollage autonome, suivi d'un vol et d'un atterrissage télécommandé, sans contact humain entre les séquences.

# Active Vertical Takeoff of an Aquatic UAV

Étienne Tétreault, David Rancourt and Alexis Lussier Desbiens

## 3.1 Abstract

To extend the mission duration of smaller unmanned aerial vehicles, this paper presents a solar recharge approach that uses lakes as landing, charging, and standby areas. The Sherbrooke University Water-Air VEHICLE (SUWAVE) is a small aircraft capable of vertical takeoff and landing on water. A second-generation prototype has been developed with new capabilities : solar recharging, autonomous flight, and a larger takeoff envelope using an actuated takeoff strategy. A 3D dynamic model of the new takeoff maneuver is conceived to understand the major forces present during this critical phase. Numerical simulations are validated with experimental results from real takeoffs made in the laboratory and on lakes. The final prototype is shown to have accomplished repeated cycles of autonomous takeoff, followed by assisted flight and landing, without any human physical intervention between cycles.

*Index Term* - Aerials System : Mechanics and Control, Marine Robotics, Aquatic UAV, VTOL

## 3.2 Introduction

**T**HE many advantages of bigger unmanned aerial vehicles (UAVs) are not always enough to compensate for their high price and complexity of use. On the other hand, one of the main drawbacks of smaller platforms is their short flight duration. Solar panels may mitigate this issue, but at a small scale they are not sufficient to enable continuous flight [3], so there is still the need to land and recharge. Numerous laboratories have developed diverse landing approaches, such as using vertical walls [6, 13, 15, 18], electric power lines [19], and moving platforms [11]. Another interesting solution is the use of bodies of water, which offer some unique advantages : they form a large flat surface with no obstacle, their location is known, and they are quite common in places like Canada.

An aquatic unmanned aerial vehicle (aquaUAV) can use water as a safe landing spot, but also has its own set of challenges [40]. Seaplanes are the traditional aquatic-aerial platforms. The Oregon Ironworks "SeaScout", Warrior Aeromarine's "Gull" and the University of Michigan's "Flying Fish" are aquaUAVs with autonomous takeoff and landing capabi-

lities [1, 10, 36]. Those are large aircraft, the lightest having a mass of 18 kg. Numerous problems arise as standard seaplane configurations are scaled down. Waves are a concern for runway takeoff and shallow descent landing [31]. The risk of capsizing while resting on water also increases with smaller size [24]. Multicopters have also been adapted to aquatic operation [16, 21], using vertical takeoff and landing (VTOL) to leave water. However, their range remains shorter than that of their fixed-wing counterpart, though some new designs may mitigate that [14].

The Sherbrooke University Water-Air VEHICLE (SUWAVE) is an aquaUAV with autonomous VTOL and flight capabilities, able to perform a solar recharge between mission cycles (Fig 3.1). The flying wing design makes for a low profile on water, which prevents capsizing while retaining the endurance characteristic of fixed-wing aircraft. The single propeller can reorient itself to execute vertical takeoff, and water re-entry is done by diving nose-first [24]. Both these maneuvers were implemented to circumvent undesired wave interactions associated with traditional runway takeoffs and landings on water.

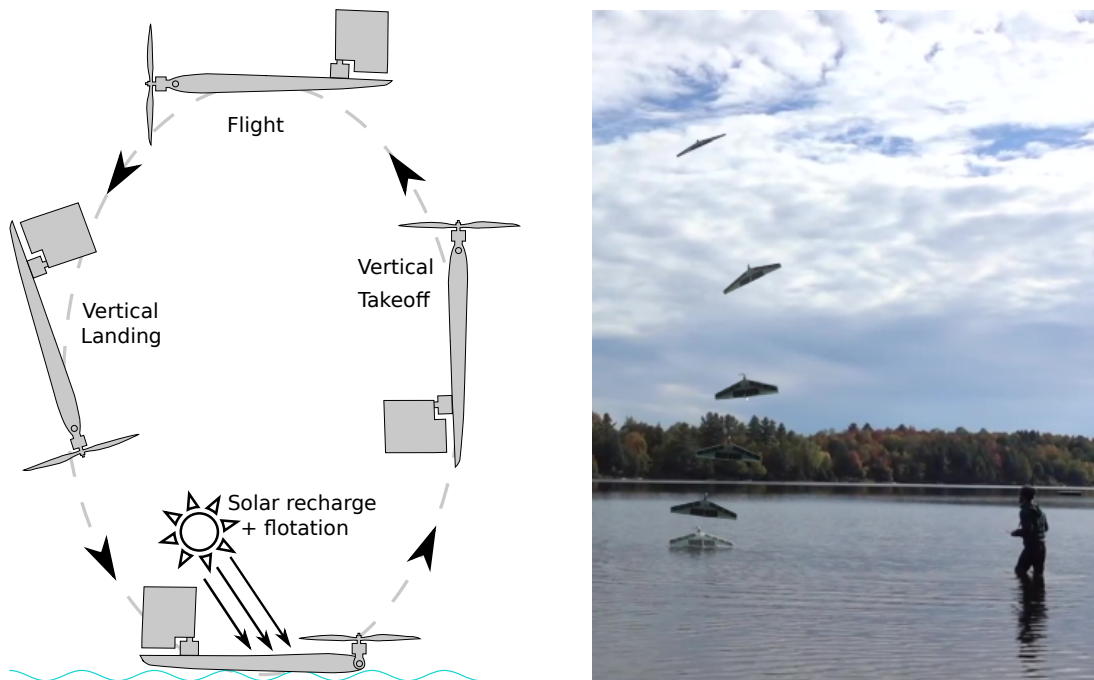


Figure 3.1 Proposed mission cycle (left), and time lapse of autonomous takeoff from lake (right).

SUWAVE's vertical takeoff starts by tilting the propulsion system vertically and applying full thrust so that the nose rapidly rises from the water. This pulls the whole wing out before aligning the two bodies for normal flight. In the earlier prototype, this alignment was performed passively using counterweight and latches. This required a fine balance of gravity, buoyancy and inertial forces for successful takeoffs [24]. This passive strategy was

sensitive to wave perturbations and strong wind could prevent the latching of both bodies. This version of the SUWAVE could also only takeoff from water as it needed free space under the wing to allow for the counterweight motion.

The new SUWAVE presented in this paper uses an actuated joint to tilt the propeller. It also includes a rudder and a controller that takes advantage of these two new actuators to orient the SUWAVE during takeoff. Takeoff in wind and from solid ground are now possible with these actuators that are effective even in the first few seconds of takeoff at low airspeed [34]. The propeller tilt and the rudder immersed in the prop wash control pitch and yaw movement respectively, leaving roll rate unchecked. During vertical takeoffs, the spin of the plane around itself does not affect the trajectory and the thrust is aligned to fight gravity without the need for aerodynamical lift. This vertical trajectory is maintained until sufficient airspeed and altitude are reached. Then, a transition phase smoothly brings the nose down to transition to normal level flight.

The main contribution of this paper consists in the new SUWAVE prototype and actuated takeoff strategy to perform robust vertical takeoffs, as opposed to the preceding passive approach. The new configuration allows the SUWAVE to takeoff vertically from water or land. Another contribution of this paper is the extension of the 2D takeoff model presented in [24] to explain the undesirable gyroscopic effects caused by the rapid tilt actuation. The structure of this paper reflects those novelties. Section 3.3 presents the new aircraft, with the avionics and the actuators required for autonomous active takeoff. The Section 3.4 describe the 3D numeric model used to represent the new takeoff sequence while the controller for this maneuver is explained in Section 3.5. Lastly, the paper presents some experimental results demonstrating the new autonomous vertical capabilities of the prototype in Section 3.6.

## 3.3 Prototype Vehicle

Compared to the first generation of SUWAVE, the new model is larger and heavier, mostly due to the added solar panels, protective fiberglass and avionics required for autonomous flight. Fig. 3.2 depicts the aircraft, and Table 3.1 presents its mass budget.

### 3.3.1 Airframe Configuration

The aircraft has a total mass of 865 g and a wingspan of 1240 mm. Its main feature is the tilt mechanism on the nose, which is activated by an RC servomotor and used to tilt the propeller up or down. In the previous generation, this pivot was a free hinge that passively

---



Figure 3.2 Global view of the second-generation SUWAVE prototype.

Tableau 3.1 SUWAVE's mass budget

<b>Empty aircraft</b> : Foam, solar panels, fiberglass, epoxy, 4 x RC servomotors	404 g
<b>Propulsion</b> : Motor 300 W, and folding propeller 12 x 6	117 g
<b>Battery</b> : 3S-1000 mAh	90 g
<b>Avionic</b> : Autopilot board, ESC 30 A, RC receiver, Telemetry and GPS antenna	129 g
<b>Other</b>	125 g
<b>Total mass, solar SUWAVE</b>	<b>865 g</b>

rotated under its own weight [24]. The new actuated version enables control of the thrust orientation in order to generate the pitching moment and correct the aircraft's attitude. We also added a rudder to the flying wing. By being immersed in the air flow induced by the propeller (prop wash), the rudder can effectively control yaw movement during the initial low airspeed of takeoff.

### 3.3.2 Electronics and Power Systems

SUWAVE has its own custom autopilot board, derived from the Pixhawk® open standards autopilot[28] with added solar recharge capabilities. With good solar exposure, the charging current is 1.5 A. The flight stack is the open-source PX4 [4], which was also modified to include solar recharge, VTOL from water, and control of the new actuators. The autopilot includes an inertial measurement unit (IMU) and the software performs the necessary sensor fusion to estimate the attitude, position, and velocity of the aircraft. The autopilot and all other sensitive electronics are coated in a waterproof conformal coating.



### 3.4 Takeoff Model

The new generation of SUWAVE is almost 50% heavier than its predecessor, with a very different mass distribution. This causes the two versions to have very distinct trajectories while using a similar takeoff strategy. The takeoffs of the new active and solar version are much more tridimensional, and the path taken is no longer held in a single plane. One of the main challenges is the high positive yaw rate occurring once the aircraft fully elevates its nose. Without a rudder, this uncontrolled movement leads to takeoff failure. To understand the origin of this dynamic phenomenon, we developed a 3D model which we used to validate the effectiveness of the rudder to counter this undesired movement. The various bodies, forces, and points of interest of the model are shown in Fig. 3.3.

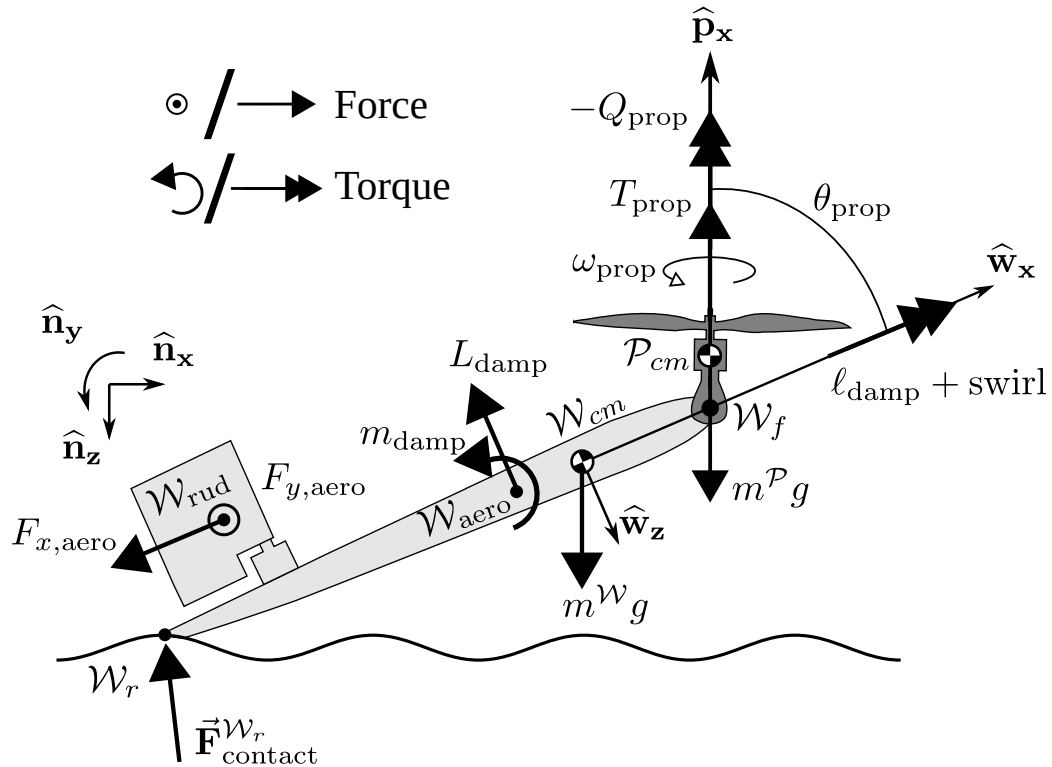


Figure 3.3 Free body diagram used in the 3D dynamic takeoff model.

#### 3.4.1 Reference Frames, Bodies and Motion

The various frames and their orientation follow aeronautical standards [26]. The model uses three of them : the inertial frame  $\mathcal{N}$ , and two others affixed to the rigid bodies of the flying wing  $\mathcal{W}$  and thruster  $\mathcal{P}$  respectively. The inertial frame  $\mathcal{N}$  is of type north-east-down (NED), meaning that its  $x$  axis points north,  $y$  points east, and  $z$  points vertically downward. Its origin is named  $\mathcal{N}_0$ . The flying wing  $\mathcal{W}$  rigid body has its origin at its center

of mass,  $\mathcal{W}_{cm}$ . From there, the body  $x$  axis points toward the nose of the aircraft, the  $y$  points toward the starboard wing (the right-hand wing when viewed from the rear), and the  $z$  exits the plane through its belly. This body is free to move in the 3D space and has then 6 degrees of freedom (DOF). The thruster, composed of the brushless motor and the propeller, forms the second massive body  $\mathcal{P}$ . Its  $x$  axis is aligned with the spin axis of the motor. The propeller is approximated as a rotating disc that spins along that axis with an angular rate of  $\omega_{prop}$ . The thruster  $\mathcal{P}$  can tilt by an angle  $\theta_{prop}$  around the  $y$  axis of the plane. Both  $\omega_{prop}$  and  $\theta_{prop}$  are imposed in simulation.

### 3.4.2 State Variables and Motion Equations

The choice of state variables also follows the aeronautical norm. There are 13 of them, split into four groups as follows. 1) The position states  $\vec{\mathbf{r}}^{\mathcal{W}_{cm}/\mathcal{N}_0} = x\hat{\mathbf{n}}_x + y\hat{\mathbf{n}}_y + z\hat{\mathbf{n}}_z$  relate the wing's center of mass to the inertial origin and are expressed in inertial components. 2) The angular position states  ${}^{\mathcal{N}}\mathbf{q}^{\mathcal{W}} = q_0 + q_1\hat{\mathbf{n}}_x + q_2\hat{\mathbf{n}}_y + q_3\hat{\mathbf{n}}_z$  are in the quaternion that describes the rotation of the  $\mathcal{P}$  frame in the inertial frame  $\mathcal{N}$ . The quaternion representation is favored over the usual Euler angles for multiple reasons : it does not have a singularity for  $90^\circ$  elevation ; it does not rely on trigonometric functions, which is computationally efficient ; and it is readily available in the Px4 firmware. 3) The translation velocity states  ${}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{v}}^{\mathcal{W}_{cm}} = u\hat{\mathbf{w}}_x + v\hat{\mathbf{w}}_y + w\hat{\mathbf{w}}_z$  are the velocity of the wing center of mass in the inertial frame, expressed along the wing's axis. Because there is no wind in the current model, this velocity is equivalent to the airspeed. 4) The angular velocity states  ${}^{\mathcal{N}}\vec{\boldsymbol{\omega}}^{\mathcal{W}} = p\hat{\mathbf{w}}_x + q\hat{\mathbf{w}}_y + r\hat{\mathbf{w}}_z$  are also expressed in the wing frame  $\mathcal{P}$ . Those three last variables are respectively called the roll, pitch, and yaw rates of the aircraft. Together, the thirteen state variables are used to describe the vehicle motion and form the unknowns solved by the equations of motion. Table 3.2 summarizes them.

Tableau 3.2 State variables of the flying wing

Position	$\vec{\mathbf{r}}^{\mathcal{W}_{cm}/\mathcal{N}_0} = x\hat{\mathbf{n}}_x + y\hat{\mathbf{n}}_y + z\hat{\mathbf{n}}_z$
Attitude	${}^{\mathcal{N}}\mathbf{q}^{\mathcal{W}} = q_0 + q_1\hat{\mathbf{n}}_x + q_2\hat{\mathbf{n}}_y + q_3\hat{\mathbf{n}}_z$
Translation velocity	${}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{v}}^{\mathcal{W}_{cm}} = u\hat{\mathbf{w}}_x + v\hat{\mathbf{w}}_y + w\hat{\mathbf{w}}_z$
Angular velocity	${}^{\mathcal{N}}\vec{\boldsymbol{\omega}}^{\mathcal{W}} = p\hat{\mathbf{w}}_x + q\hat{\mathbf{w}}_y + r\hat{\mathbf{w}}_z$

For the system of 13 states and 6 DOF, 13 differential equations are required. Seven equations come from the classic kinematic equations [26] as follows

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \quad (3.1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}. \quad (3.2)$$

Six remaining equations are obtained from the dynamic equations. Because the thruster  $\mathcal{P}$  moves about the wing  $\mathcal{W}$  with a predetermined motion, and the reaction forces are not needed, D'Alembert's principle is used. For a system  $\mathcal{S}$  composed of the bodies  $\mathcal{W}$  and  $\mathcal{P}$ , the resultant forces  $\vec{\mathbf{F}}^{\mathcal{S}}$  and moments  $\vec{\mathbf{M}}^{\mathcal{S}/\mathcal{W}_{cm}}$  about  $\mathcal{W}_{cm}$  are equal to the corresponding effective forces  ${}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{F}}^{\mathcal{S}}$  and moments  ${}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{M}}^{\mathcal{S}/\mathcal{W}_{cm}}$ . The equations thus formed are

$$\vec{\mathbf{F}}^{\mathcal{S}} = m^{\mathcal{W}} * {}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{a}}^{\mathcal{W}_{cm}} + m^{\mathcal{P}} * {}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{a}}^{\mathcal{P}_{cm}}, \quad (3.3)$$

$$\vec{\mathbf{M}}^{\mathcal{S}/\mathcal{W}_{cm}} = \frac{{}^{\mathcal{N}}d{}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{H}}^{\mathcal{S}/\mathcal{W}_{cm}}}{dt} + {}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{v}}^{\mathcal{W}_{cm}} \times {}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{L}}^{\mathcal{S}}, \quad (3.4)$$

where  ${}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{H}}^{\mathcal{S}/\mathcal{W}_{cm}}$  and  ${}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{L}}^{\mathcal{S}}$  are respectively the angular and linear momentum of the system, while  ${}^{\mathcal{N}}\vec{\mathbf{v}}^{\mathcal{W}_{cm}}$  is the velocity of  $\mathcal{W}_{cm}$ . The six scalar equations needed are produced by extracting the  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}}$ ,  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{y}}$ , and  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{z}}$  components of each of these two vectorial equations. These equations are generated automatically using MotionGenesis™ [20]. Equations (3.1-3.4) are solved for in Matlab™.

### 3.4.3 Forces

The various forces modeled are described below.

#### Gravity

The force of gravity is applied to the center of mass of the two bodies and points directly downward, in the  $\hat{\mathbf{n}}_{\mathbf{z}}$  direction. The values used for  $m^{\mathcal{W}}$  and  $m^{\mathcal{P}}$  were 730 g and 135 g respectively.

### Motor thrust, torque and angular speed

The static thrust, torque, and angular speed of the motor and propeller duo were measured experimentally using a dynamometer [29] and are presented in Fig. 3.4. Those measurements are directly used as inputs in the numerical model as the forward velocity  $u$  remains low throughout takeoff simulations (i.e., the advance ratio  $J$  remains below 0.05). Ground effects with the water surface are also neglected, with limited effects on the simulated trajectories, because of the limited time spent in close proximity to the water. The thrust  $T_{\text{Prop}}$  is applied through the propeller's center of mass, and the motor torque  $Q_{\text{Prop}}$  is applied directly to the flying wing. The angular rate of the propeller  $\omega_{\text{Prop}}$  is modeled as a first-order step response. This rotation, when combined with the propeller's inertia calculated from CAD software, generates the undesirable gyroscopic effects. The quantities  $T_{\text{Prop}}$ ,  $Q_{\text{Prop}}$ , and  $\omega_{\text{Prop}}$  are all oriented along the thruster spin axis  $\hat{\mathbf{p}}_{\mathbf{x}}$ .

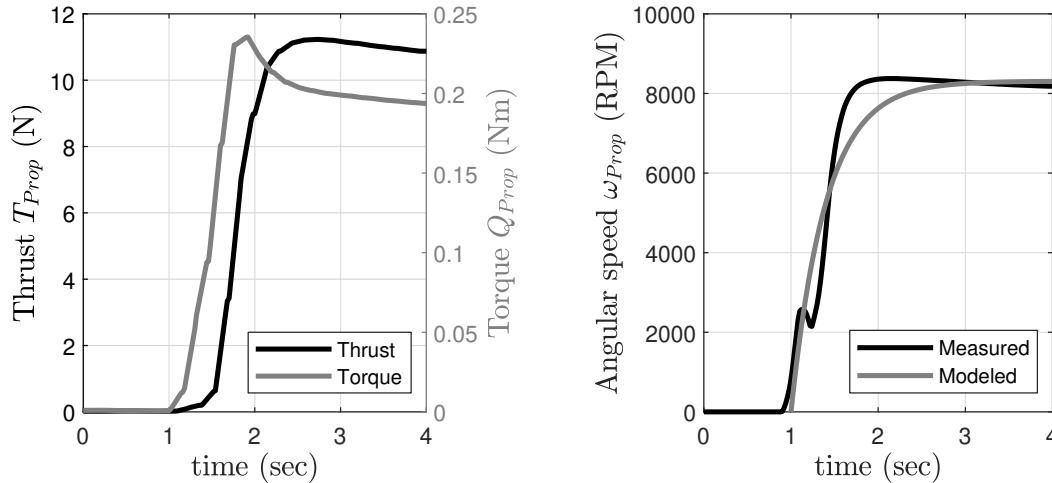


Figure 3.4 From the static propeller test : measured thrust and torque (left), measured angular velocity and first-order response modeled (right).

### Contact with water

The interactions of the wing with water are simplified as contact forces on three points of the wing  $\mathcal{W}$  : the front  $\mathcal{W}_f$ , the trailing edge right corner  $\mathcal{W}_r$ , and its counterpart on the left  $\mathcal{W}_l$ . On each of these points, three contact forces are combined to form  $\vec{\mathbf{F}}_{\text{contact}}$  when they are in contact with the surface. First, the buoyancy is modeled as a variable stiffness spring in the  $\hat{\mathbf{n}}_{\mathbf{z}}$  direction. Its force varies linearly with the depth of the application point. As the plane leaves the water, the portion of immersed wing decreases, as does the buoyancy force. To represent this, the ratio of submerged root chord  $n_{\text{chord}}$ , ranging from 0 to 1, is calculated and used to reduce the stiffness of the spring. The stiffness is maximum when the plane lies flat, its chord being fully immersed ( $n_{\text{chord}} = 1$ ). It diminishes once the nose

risers and tends toward zero as the trailing edge leaves the water ( $n_{\text{chord}} = 0$ ). Buoyancy keeps the aircraft on the water's surface before takeoff. To model the drag produced by water on the wing, two more contact forces proportional and opposed to the velocity of their application point are added. These damping forces are set along the aircraft's axes  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{z}}$  and  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}}$ . The force about  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{z}}$  has the highest damping coefficient and represents the penetration of the wing into the water. It stabilizes the initial oscillations of the aircraft while it rests on water. The damping about  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}}$  is the skin friction between the water and the wing. It counters the motor torque, reducing the initial yaw rotation while the plane is still in the water. The resulting force is applied on each of the three contact points and its equation for a generic point  $\mathcal{W}_i$  is

$$\begin{aligned} \vec{\mathbf{F}}_{\text{contact}}^{\mathcal{W}_i} = & -n_{\text{chord}}k_{\text{water}}(\vec{\mathbf{r}}^{\mathcal{W}_i/\mathcal{N}_0} \cdot \hat{\mathbf{n}}_{\mathbf{z}})\hat{\mathbf{n}}_{\mathbf{z}} \\ & -c_{\text{pen}}(\mathcal{N}\vec{\mathbf{v}}^{\mathcal{W}_i} \cdot \hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{z}})\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{z}} - c_{\text{skin}}(\mathcal{N}\vec{\mathbf{v}}^{\mathcal{W}_i} \cdot \hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}})\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}}. \end{aligned} \quad (3.5)$$

where  $c_{\text{skin}}$  and  $c_{\text{pen}}$  are the damping coefficients while  $k_{\text{water}}$  is the maximum spring stiffness. They are the only coefficients adjusted empirically to fit experimental data and are related to the airplane geometry. The values used in the model are  $c_{\text{skin}} = 0.23$  Ns/m,  $c_{\text{pen}} = 2.7$  Ns/m and  $k_{\text{water}} = 100$  N/m.

### Aerodynamic Forces

The model developed is interested only in the first few seconds of takeoff, characterized by low airspeed. By the end of the simulation, the advance velocity  $u$  of the aircraft is about 2 m/s, compared to its cruising speed of 10 m/s. Aerodynamic forces such as lift, drag, and those produced by the elevons are thus not included. However, simulations with only the thruster forces and gravity showed three important differences with experimental results : the motor's torque continuously increased the roll rate, the rudder's stabilising effect on yaw was absent, and there was a lack of pitch rate damping. Three aerodynamic effects were thus added to the model to resolve these issues.

First, the swirl of the propeller slipstream was added to counteract the motor torque and limit the roll rate. As per [12], the swirl is not modeled explicitly. It is rather represented as a positive rolling moment that opposes the torque applied by the thruster on the airframe. The value of this moment is about 60% of the  $\hat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}}$  component of the motor torque.

---

Second, to represent the yaw correction of the rudder, the lift and drag due to the prop wash were included. To do so, the rudder is considered as a flat plate immersed in a purely axial slipstream from the propeller [12]. The airspeed perceived by this surface is then

$$\vec{\mathbf{v}}_{\text{rel}} = \mathcal{N} \vec{\mathbf{v}}^{\mathcal{W}_{cm}} + \mathcal{N} \vec{\boldsymbol{\omega}}^{\mathcal{W}} \times \vec{\mathbf{r}}^{\text{Rud}/\mathcal{W}_{cm}} + V_{\text{prop}} \widehat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}}, \quad (3.6)$$

where  $V_{\text{prop}}$  is the airspeed induced by the prop wash on the rudder and has been measured to be 10 m/s with an anemometer in static conditions. The prop wash airspeed is considered constant throughout the simulation because the advance ratio of the propeller remains near zero. The lift and drag coefficients of the rudder are those from the flat-plate theory [6] and are written as

$$\beta_{\text{rel}} = \text{atan2}(\vec{\mathbf{v}}_{\text{rel}} \cdot \widehat{\mathbf{w}}_{\mathbf{y}}, \vec{\mathbf{v}}_{\text{rel}} \cdot \widehat{\mathbf{w}}_{\mathbf{x}}), \quad (3.7)$$

$$\alpha = \beta_{\text{rel}} - \delta_{\text{rud}}, \quad (3.8)$$

$$C_L = 2 \sin(\alpha) \cos(\alpha), \quad (3.9)$$

$$C_D = 2 \sin^2(\alpha), \quad (3.10)$$

where  $\beta_{\text{rel}}$  is the sideslip angle at the rudder,  $\delta_{\text{rud}}$  is the rudder's deflection as commanded by the controller, and  $\alpha$  is the resulting angle of attack. The standard lift and drag formulas are converted to  $x$  and  $y$  forces along the aircraft's axis for convenience, using

$$F_{y,\text{aero}} = \frac{1}{2} \rho S_{\text{rud}} |\vec{\mathbf{v}}_{\text{rel}}|^2 (C_L \sin \beta_{\text{rel}} - C_D \cos \beta_{\text{rel}}), \quad (3.11)$$

$$F_{x,\text{aero}} = \frac{1}{2} \rho S_{\text{rud}} |\vec{\mathbf{v}}_{\text{rel}}|^2 (-C_L \cos \beta_{\text{rel}} - C_D \sin \beta_{\text{rel}}), \quad (3.12)$$

where  $\rho$  is the air density and  $S_{\text{rud}} = 0.013 \text{ m}^2$  is the rudder's area. Those forces are applied at the aerodynamic center of the rudder located at its quarter-chord and allow the controller to correct the yaw error. They also stabilize the yaw and roll rates of the aircraft.

Third, aerodynamic pitch and roll damping were added. To keep the simulation as simple as possible, only the stability coefficients related to the aircraft's angular speed that also

oppose the roll and pitch movement were selected. They are the roll-damping derivative  $C_{\ell,\bar{p}}$ , the pitch-damping derivative  $C_{m,\bar{q}}$ , and the lift-to-pitch-rate derivative  $C_{L,\bar{q}}$ . The force and moments produced by these coefficients are proportional to the pitch and roll rates they oppose. They are important in this simulation, because of the high angular rates experienced at the start of vertical takeoff. By definition, the chosen derivative coefficients multiply the traditional dimensionless roll rate and pitch rate, respectively defined as

$$\bar{p} = \frac{pb_w}{2V} \quad \text{and} \quad \bar{q} = \frac{q\bar{c}_w}{2V}, \quad (3.13)$$

where  $b_w$  is the wingspan (1.2 m),  $\bar{c}_w$  is the mean chord of the wing (0.25 m) and  $V$  is the airspeed magnitude. The aerodynamic force and moments produced by the coefficients are the damping components of the roll moment  $l$ , pitch moment  $m$ , and lift  $L$ . Substituting the dimensionless angular rates (3.13), the formulas for the selected aerodynamic effects become

$$\ell_{\text{damp}} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_w b_w C_{\ell,\bar{p}} \bar{p} = \frac{1}{4}\rho V S_w b_w^2 C_{\ell,\bar{p}} p, \quad (3.14)$$

$$m_{\text{damp}} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_w \bar{c}_w C_{m,\bar{q}} \bar{q} = \frac{1}{4}\rho V S_w \bar{c}_w^2 C_{m,\bar{q}} q, \quad (3.15)$$

$$L_{\text{damp}} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_w C_{L,\bar{q}} \bar{q} = \frac{1}{4}\rho V S_w \bar{c}_w C_{L,\bar{q}} q, \quad (3.16)$$

where  $S_w$  is the wing area (0.298 m<sup>2</sup>). The arrangement of these equations highlights the lesser role played by airspeed  $V$  and the importance of the wingspan  $b_w$  and the mean chord  $\bar{c}_w$ . The values of the three required coefficients were derived from a 3D model of the aircraft in the XFRLR5 plane analysis software [37]. They are  $C_{\ell,\bar{p}} = -0.4$ ,  $C_{m,\bar{q}} = -1.2$  and  $C_{L,\bar{q}} = 5$ .

### 3.4.4 Model Validation and Analysis

To validate the model, vertical takeoffs with a physical prototype were conducted. A 3-m diameter pool was installed in a room equipped with Vicon motion-capture cameras. The ceiling height was 6 m above the starting point, limiting recording to the first seconds of the vertical rising sequence. Nets suspended from the ceiling surrounded the pool and served to catch the aircraft. At the end of the vertical manoeuvre, the aircraft stopped its motor and rapidly lowered its nose to fall into the nets. Data acquired by six cameras at a frequency of 200 Hz was analysed to extract the motion of the main wing of the aircraft. Takeoffs from water, hard surfaces, and inclined planes were conducted and recorded. A 3D representation of water takeoff, comparing recorded results to simulated ones is found

in Fig. 3.5. The altitude, orientation and timing are very similar in each case, but there is a slight offset in the  $x$  position.

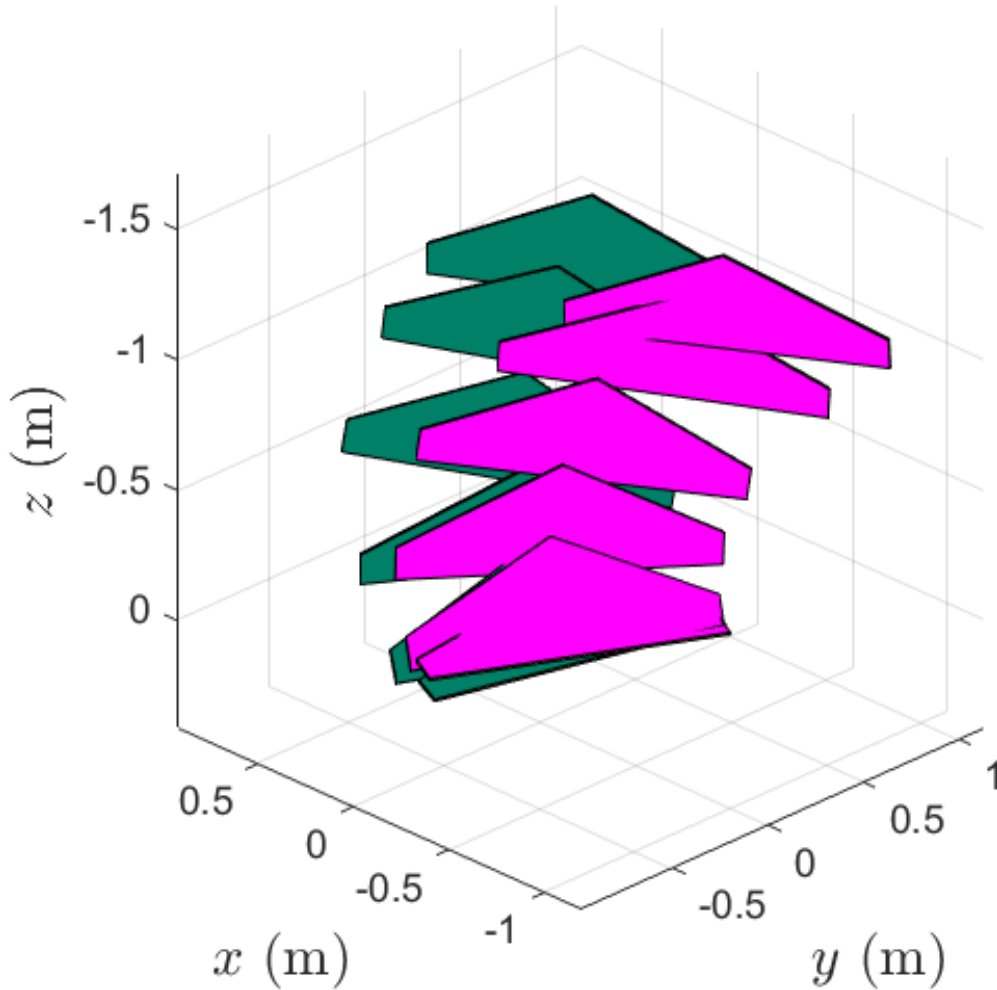


Figure 3.5 3D representation of takeoff, from experimental (pink) and simulated (green) results. Frames are spaced by 0.25 s.

To ensure the validity of the model over different cases, takeoffs from water were performed with and without the use of the controlled rudder. Kinematic measurements from these two trials and their comparison to simulations are presented in Fig. 3.6. The error angles  $\Delta\text{pitch}_{y_{zx}}$  and  $\Delta\text{yaw}_{y_{zx}}$  are the angular movements the aircraft must execute to reach a perfectly vertical state, as explained in Section 3.5.

Good agreement between the model and reality can be observed from these results. The rudder's importance in keeping the aircraft's nose vertical is made clear by looking at the graphics of yaw error  $\Delta\text{yaw}_{y_{zx}}$  and yaw rate  $r$ . Without the rudder (in gray), large swings in yaw rate occur as the aircraft tilts its nose to control pitch, which become ultimately uncontrollable. In outdoor takeoffs, this leads to the plane executing a complete



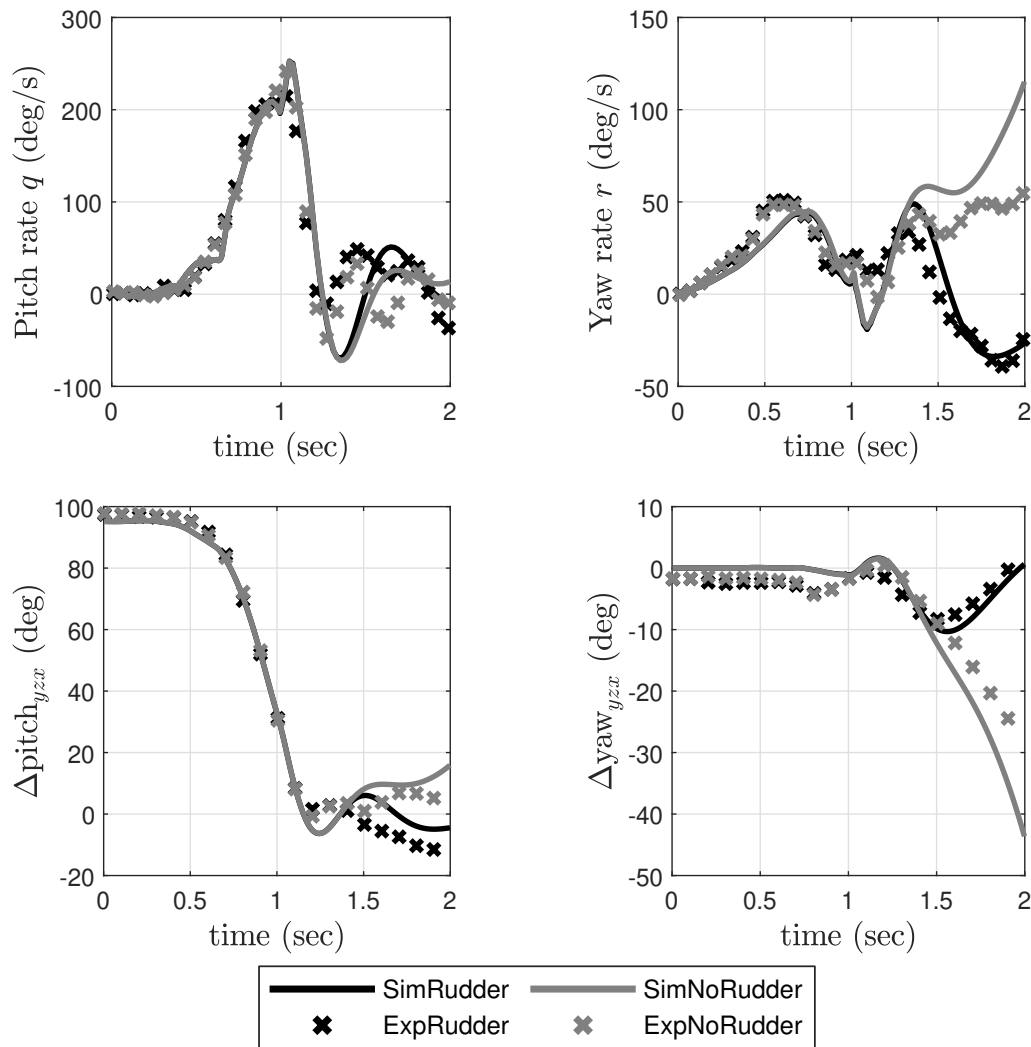


Figure 3.6 Comparison of simulated and experimental results, with and without the rudder.

arc trajectory on its side and diving back down into the lake. The rudder has enough control authority to impose a negative yaw movement and keep the yaw error low. The pitch rate and pitch error are not strongly affected by the rudder, and the latter remains within an acceptable range.

The model helps to understand the dynamics behind the strong positive yaw rate occurring during the vertical takeoff. Two sources of gyroscopic perturbation are included in the model : the spinning propeller and the initial yaw movement caused by the motor torque. Fig. 3.7 illustrates results from simulations made by switching off one or both of these effects, to isolate the main contributor to the undesired yaw. In those simulations, yaw correction from the rudder is also excluded, to emphasize the natural motion of the aircraft.

The case with both effects omitted leads to an ideal takeoff, where the aircraft rises perfectly vertically without momentum being transferred between its axes. With only the motor torque and the initial yaw movement, the plane ends up with a negative yaw rate. With only the spinning propeller and no initial yaw movement, the plane ends with positive yaw rate. The realistic case, combining both these effects, ends up with the observed positive yaw movement, implying that the gyroscopic effects of the propeller are dominant.

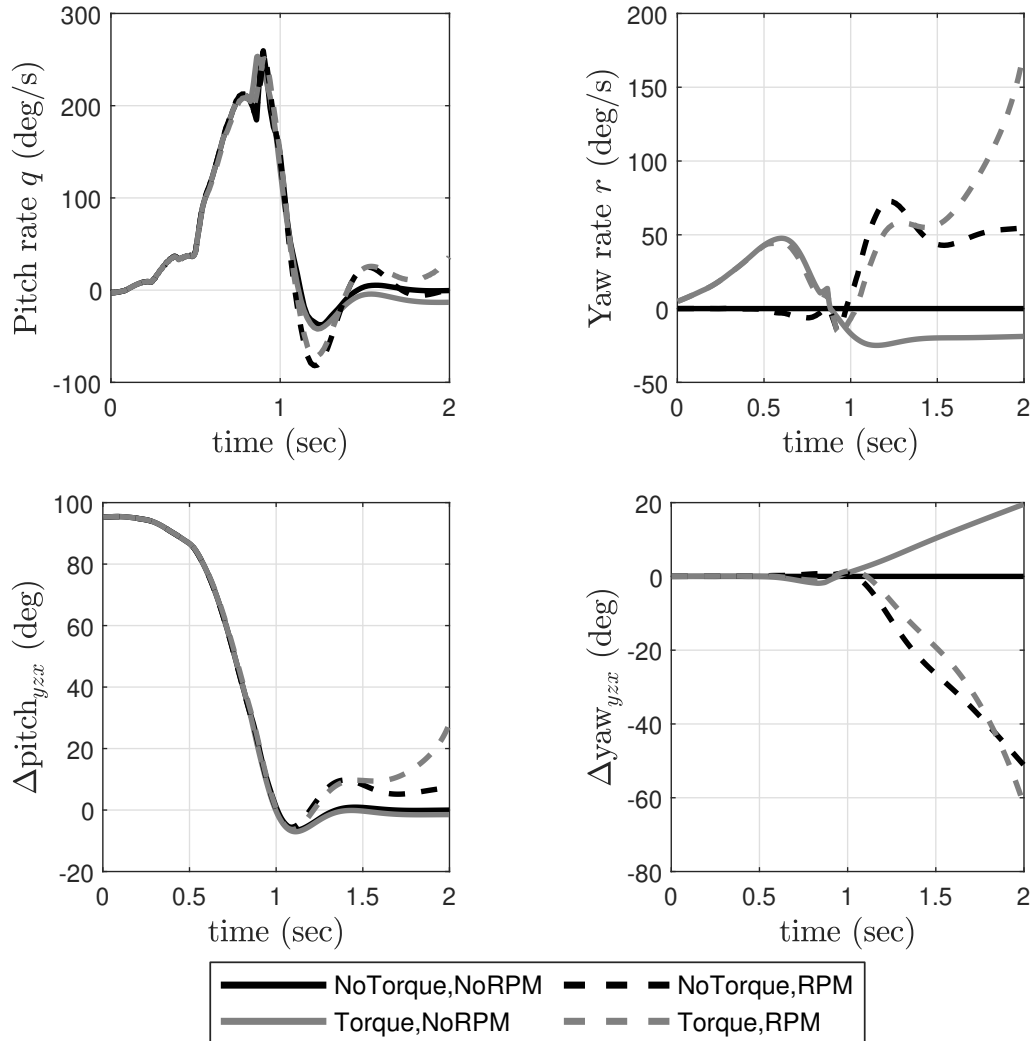


Figure 3.7 Simulated effect of motor torque and propeller spin on the induced yaw rate.

### 3.5 Takeoff Control Laws

The takeoff is split into two phases : a purely vertical climb, and then a smooth lowering of the nose to level flight. For simplicity, the duration of each phase is fixed with a simple

delay, but the airspeed or altitude measurements could be used in future revisions. The control laws are similar for both phases. What differentiates each phase is the desired attitude. The value of their respective control gains are also different, reflecting the specific requirements of each phase and the choice of actuators used.

### 3.5.1 Control Laws

Quaternion representation is used for the attitude of the aircraft to avoid singularities. Three frames are used in the controller : the inertial frame  $\mathcal{N}$ , the current frame of the flying wing  $\mathcal{W}$ , and the desired frame  $\mathcal{D}$ . With that in mind, an error quaternion  ${}^{\mathcal{W}}\mathbf{q}^{\mathcal{D}}$  linking the current attitude to the desired one is calculated by

$${}^{\mathcal{W}}\mathbf{q}^{\mathcal{D}} = {}^{\mathcal{W}}\mathbf{q}^{\mathcal{N}} \otimes {}^{\mathcal{N}}\mathbf{q}^{\mathcal{D}} = ({}^{\mathcal{N}}\mathbf{q}^{\mathcal{W}})^{-1} \otimes {}^{\mathcal{N}}\mathbf{q}^{\mathcal{D}}, \quad (3.17)$$

where the symbol  $\otimes$  is for the quaternion multiplication while the inverse of a quaternion  ${}^{\mathcal{N}}\mathbf{q}^{\mathcal{W}}$  is denoted  $({}^{\mathcal{N}}\mathbf{q}^{\mathcal{W}})^{-1}$  and is equivalent to  ${}^{\mathcal{W}}\mathbf{q}^{\mathcal{N}}$ . The convention of placing the frames as superscript on either side of the quaternion is a notation borrowed from rotation matrices and is used in the same manner. The controller then transforms the quaternion error into three Euler angle errors, which represent the successive rotations required by the aircraft to reach the desired attitude. Mathematically, this requires first converting the quaternion to the unique equivalent rotation matrix represented by the operator  $R_q(\mathbf{q})$ , defined by

$$\begin{aligned} {}^{\mathcal{W}}R^{\mathcal{D}} &= R_q({}^{\mathcal{W}}\mathbf{q}^{\mathcal{D}}) \\ &= \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (3.18)$$

The error angles are then extracted from the rotation matrix with the operator  $\mathbf{u}_{yzx}(R)$ , where the subscript  $yzx$  represents the choice of sequence and may change. The specific formula for a  $\mathbf{u}_{yzx}(R)$  transform from the error quaternion  ${}^{\mathcal{W}}\mathbf{q}^{\mathcal{D}}$  is

$$\begin{bmatrix} \Delta\text{pitch}_{y zx} \\ \Delta\text{yaw}_{y zx} \\ \Delta\text{roll}_{y zx} \end{bmatrix} = \mathbf{u}_{y zx}(R_q({}^W\mathbf{q}^D)) = \begin{bmatrix} \text{atan2}(-r_{31}, r_{11}) \\ \text{asin}(r_{21}) \\ \text{atan2}(-r_{23}, r_{22}) \end{bmatrix}, \quad (3.19)$$

where  $r_{ij}$  indicates a single element of the matrix in eq. 3.18. Each error is used in three independent decoupled control laws controlling the elevons, the propeller tilting and the rudder respectively. A typical control law, with pitch error used as example is

$$\mu_{\text{pitch}} = K_{\text{p,pitch}}\Delta\text{pitch}_{y zx} - K_{\text{d,pitch}}q, \quad (3.20)$$

where  $\mu_{\text{pitch}}$  is the command,  $K_{\text{p,pitch}}$  and  $K_{\text{d,pitch}}$  are controller gains for this specific loop, and  $q$  is the angular rate associated with this axis to damp the motion. The same controller structure is used for the other two error angles and the first two custom control phases at takeoff, with modifications to the gains to reflect changing aerodynamics conditions. The angular rates are direct measurements from the IMU to avoid numerical differentiation. This simple controller is easy to implement in the PX4 software while being sufficient to make successful takeoffs. The gains were easily tuned empirically, with a trial and error approach. Takeoffs were conducted with all  $K_{\text{d}}$  gains set to zero, to adjust the  $K_{\text{p}}$  gains for a satisfactory response. The  $K_{\text{d}}$  gains were then introduced to add damping and reduce overshoot.

### 3.5.2 Takeoff Phase 1 : Rising from the Water

This phase marks the transition between the standby state on the water and vertical takeoff. The attitude commanded is an elevation of  $90^\circ$  without consideration for heading. The transformation to Euler angle errors is based on the  $y zx$  sequence presented in eq. 3.19. It allows for  $\Delta\text{pitch}_{y zx} > 90^\circ$ , and because the  $\Delta\text{roll}_{y zx}$  is the last angle corrected, it can be excluded and the controller will still keep the nose of the aircraft fully vertical.

### 3.5.3 Takeoff Phase 2 : Transitioning to Climbing

This phase marks the transition between the vertical rise and the climbing state. The attitude commanded is an exponential decrease in elevation from straight up ( $90^\circ$ ) to steady climb ( $15^\circ$ ), with zero bank angle and using the heading at the start of this phase. For smooth transition between controllers, the starting desired attitude of the second

phase is the same as in the first phase. The transformation to Euler angle errors is based on the  $yxz$  sequence. Because the desired attitude has the same heading as the current one, it is essentially a nose-down movement and once again, the last angle error  $\Delta y_{aw}_{yxz}$  is not used. This phase ends with the aircraft in standard climbing attitude before the Px4 controller takes over.

## 3.6 Results

Experiments have been conducted to confirm some of the new capabilities of SUWAVE's controlled vertical takeoff.

### 3.6.1 Indoor Takeoffs from Rigid Inclined Planes

The previous generation of SUWAVE required free space under the aircraft to allow for the counterweight's movement at takeoff. Takeoff was then only possible from water. The present model, with its thruster mounted on a servomotor, can orient its propeller and takeoff even from a flat surface. Tests were conducted indoors with the same motion-capture environment used to validate the numeric model. Instead of a pool, the airplane's initial position was flat on a hard surface, with various inclinations used to test the controller's limits. In that spirit, the controller gains used for those tests were the same as the aquatic ones even if it is possible to adjust the controller for better ground takeoff performance. Experimental results comparing takeoffs from various surfaces are shown in Fig. 3.8, which highlights two types of controller response : converging (gray) and oscillating (black).

One of the main differences during takeoff from hard surfaces is the high pitch rate observed in the first nose-up movement. The cases starting from a  $-30^\circ$  and  $0^\circ$  inclined plane reached a peak of almost 400 deg/s, and the controller, adjusted for a lower velocity, had difficulty dampening the pitch oscillations that followed. Those same oscillations were also transferred in yaw. In the case starting from a  $+30^\circ$  inclined plane, the initial pitch error was far smaller, leading to lower pitch rate with a maximum of 200 deg/s. In fact, despite the difference in initial elevation, the pitch rate in this situation was almost identical to the one from aquatic takeoff. Consequently, the controller gains for water usage were appropriate and both takeoffs had good controller response. The angular velocities and the attitude errors were smaller than their equivalents from the  $-30^\circ$  and  $0^\circ$  inclined plane.

The cases with high pitch rate exhibited greater overshoot and longer settling time, but these did not necessarily mean failed takeoffs. The pitch is still converging to the desired value while the yaw error is reasonable. Furthermore, forward speed and climbing rate

---

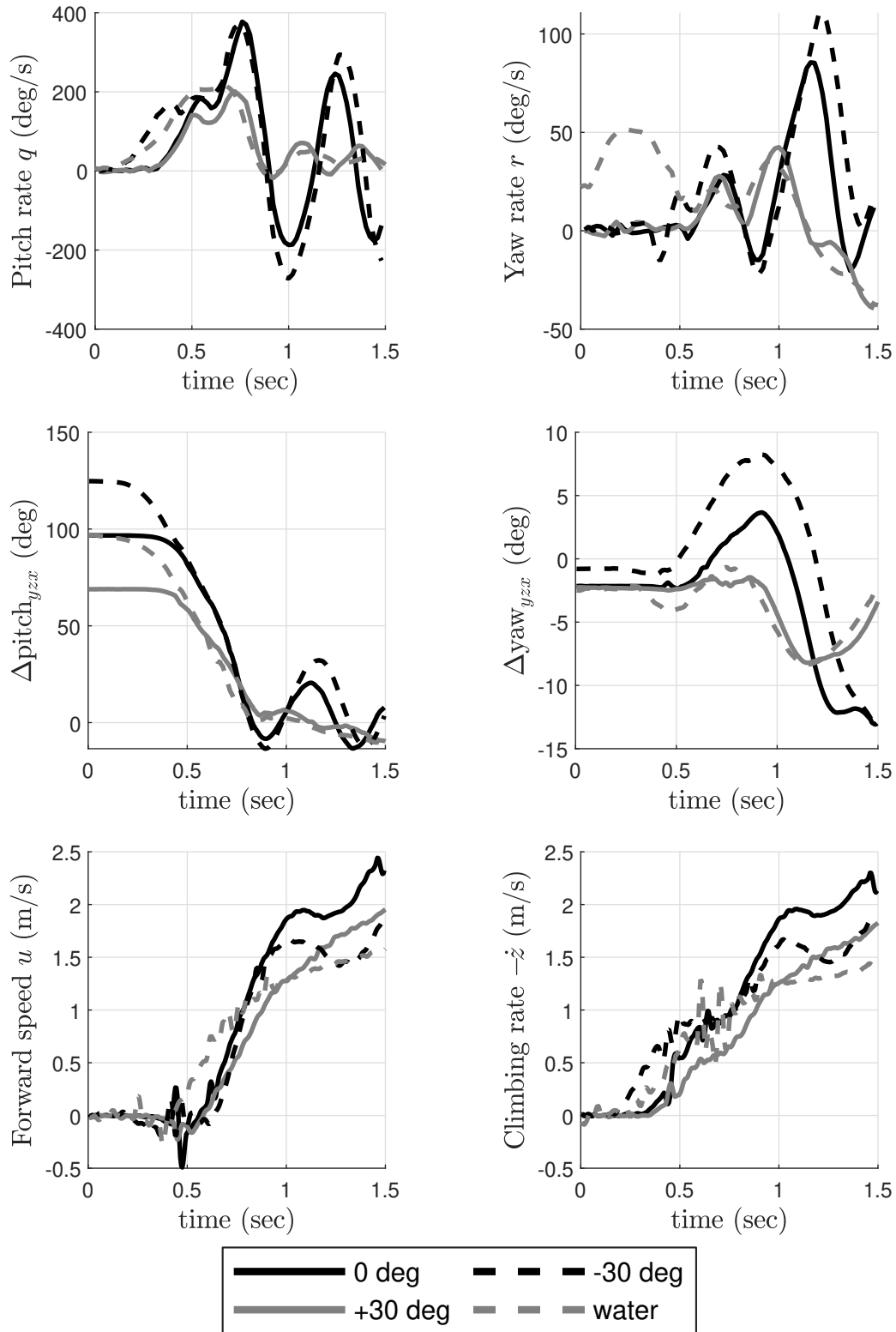


Figure 3.8 Indoor takeoffs from various surfaces.

never ceased to increase, augmenting control authority and bringing the aircraft closer to flight. Outside takeoffs, with enough space to switch to flight will have to be conducted. Nevertheless, the varying controller responses to the initial pitch and pitch rate highlights the sensitivity of the simple controller used with fixed gains.

### 3.6.2 External Autonomous Takeoffs and Consecutive Flights

Multiple sequential autonomous takeoffs and short flights were conducted on an outdoor lake. This kind of extended takeoff was impossible in an indoor setting due to lack of space. The external tests validated the second phase of the custom controller and the transition to the standard PX4 control for flight. Data acquired by the autopilot during a complete external takeoff are shown in Fig. 3.9, with the two phases of the custom controller identified. Agreement between the real and the commanded elevation angle can be observed. The steady increase in altitude followed by its stabilization for flight is also presented.

A sequence of three consecutive missions was conducted without human physical contact with the drone. Each mission was composed of an aquatic autonomous takeoff followed by brief loitering and a dive landing in water, both performed through manual control with a radio transmitter. After a short rest on water, SUWAVE would repeat the takeoff and flight. GPS recordings of the three flights are presented in Fig. 3.10.

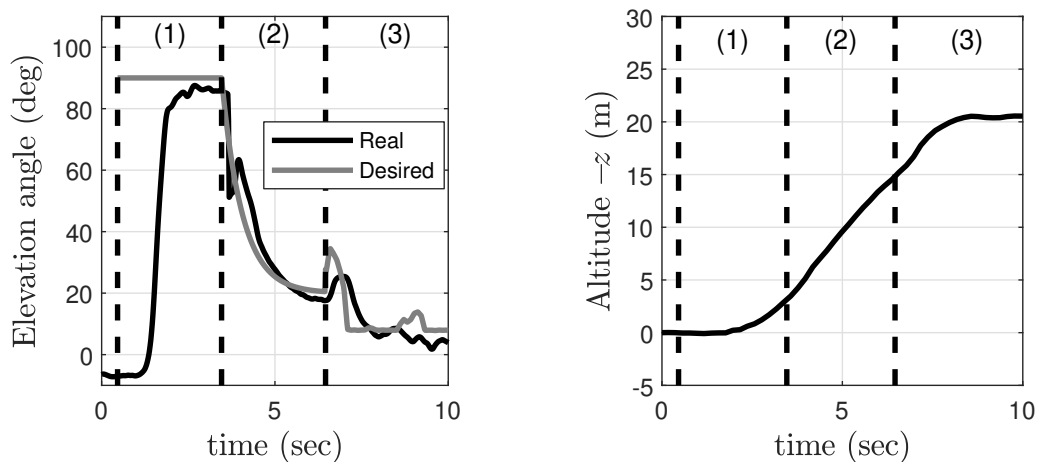


Figure 3.9 Vertical takeoff from lake and transition to flight with three controller sequences : (1) rising, (2) climbing, and (3) PX4.



Figure 3.10 GPS tracking of three consecutive missions, with full autonomous takeoff and no physical intervention between flights.

### 3.7 Conclusion and Future Works

The main contribution of this project is a new version of SUWAVE with added capabilities. The aircraft itself was reworked to include the avionics required for autonomous flight and solar recharge. More importantly, the developed version now executes an autonomous and active vertical takeoff using new actuators with their associated control law. The new active version has a larger takeoff envelope compared to the previous passive approach, driven by gravity. Another contribution of this project was the creation of a numerical 3D model of the vertical takeoff from water. It was used to identify the gyroscopic effect from the spinning propeller as the source of the undesired yaw rate occurring at takeoff.

Important results include the autonomous takeoff and the new ability to start missions from water, hard ground, or an inclined plane. We performed takeoff experiments in a motion capture room for data acquisition, and conducted successful external takeoffs that led to flight. The ability to execute consecutive sequences of takeoff, flight, landing, and rest—all without physical intervention—was also demonstrated.

The next steps of the project involve performing consecutive missions with solar recharging while resting on a lake between flights. It may also be advantageous to investigate using two sets of tilting propellers, because in such a configuration, the torque and gyroscopic effect from the propellers would cancel out.



# CHAPITRE 4

## CONCLUSION

En conclusion, ce mémoire a présenté les améliorations apportées au SUWAVE, un drone aquatique capable d'effectuer de la recharge solaire et des manoeuvres VTOL. L'enveloppe de décollages possibles est étendue grâce à l'ajout d'actionneurs efficaces au décollage et de leur boucle de contrôle associée. L'asservissement est divisé en deux phases : un décollage entièrement vertical suivi d'une lente descente d'une nez de l'avion pour transitionner vers le vol. Un modèle numérique des premières secondes du décollage a été développé et utilisé pour comprendre le mouvement de lacet indésirable survenant une fois le nez de l'avion redressé. La source de ce phénomène a été identifiée comme étant l'effet gyroscopique de l'hélice en rotation et une gouvernail de direction a été ajouté au prototype pour le corriger.

Le SUWAVE est maintenant capable de décoller de façon autonome en plus de pouvoir débiter ses missions d'une surface d'eau, du sol ou même d'un plan incliné. Des essais ont été effectués dans une salle de capture de mouvements pour obtenir des données fiables. Des décollage extérieurs menant à des vols complet ont également été exécutés. La capacité d'effectuer sans contact humain des missions consécutives, chacune composées du décollage, vol, atterrissage et repos, a également été démontré.

Les prochaines étapes pour le projet SUWAVE consistent à intégrer de la recharge solaire lors des phases de repos, entre les missions consécutives. Il serait également intéressant d'investiguer la possibilité d'utiliser deux hélices pivotantes plutôt qu'une, afin que les couples et les effets gyroscopiques de chacune se s'annulent.

En permettant à un petit drone de se poser sur l'eau afin de se recharger, il devient possible d'allonger la durée effective de ses missions grâce au vol intermittent. De plus, le SUWAVE offre les avantages propres aux plateformes hybrides, capable de performer dans les airs et sur l'eau. Ces nouvelles capacités ouvrent de nouveaux champs d'application aux SUAVs. Ces milieux pourront dès lors profiter des avantages inhérents à l'utilisation de petits UAVs, soit leur faible coût et leur simplicité d'utilisation. La recherche en écologie ainsi que les secours après une catastrophe naturelle pourrait profiter d'une telle technologie.



# LISTE DES RÉFÉRENCES

- [1] (Aero-Marine), W. (2018). *Gull UAV : Capabilities*. <http://www.warrioraero.com/GULL/capabilities.htm> (page consultée le 12 mars 2020).
- [2] Aeromao (2019). *Aeromapper Talon Amphibious*. <https://www.aeromao.com/products/aeromapper-talon-amphibious/> (page consultée le 12 mars 2020).
- [3] André, N. (2008). Design of solar powered airplanes for continuous flight. *DISS ETH*, volume 18010.
- [4] Autopilot, P. (2020). *PX4 Autopilot*. <https://px4.io/> (page consultée le 12 mars 2020).
- [5] Barnard Microsystems Ltd (2019). sea plane. *Barnard Microsystems Ltd*. [https://barnardmicrosystems.com/UAV/milestones/sea\\_plane.html](https://barnardmicrosystems.com/UAV/milestones/sea_plane.html) (page consultée le 5 avril 2020).
- [6] Cory, R. et Tedrake, R. (2008). Experiments in fixed-wing uav perching. Dans *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. AIAA, p. 7256.
- [7] Department of Defense (2007). Unmanned systems integrated roadmap : Fy2007 - 2032. *Global Security*. [https://www.globalsecurity.org/jhtml/jframe.html#https://www.globalsecurity.org/intell/library/reports/2007/dod-unmanned-systems-roadmap\\_2007-2032.pdf](https://www.globalsecurity.org/jhtml/jframe.html#https://www.globalsecurity.org/intell/library/reports/2007/dod-unmanned-systems-roadmap_2007-2032.pdf) |||Unmanned%20Systems%20Roadmap%20FY2007-2032 (page consultée le 3 avril 2018).
- [8] Department of Defense (2013). Unmanned systems integrated roadmap : Fy2013 - 2038. *Global Security*. [https://www.globalsecurity.org/jhtml/jframe.html#https://www.globalsecurity.org/intell/library/reports/2013/dod-unmanned-systems-roadmap\\_2013-2038.pdf](https://www.globalsecurity.org/jhtml/jframe.html#https://www.globalsecurity.org/intell/library/reports/2013/dod-unmanned-systems-roadmap_2013-2038.pdf) |||Unmanned%20Systems%20Integrated%20Roadmap%20FY2013-2038 (page consultée le 3 avril 2018).
- [9] Eubank, R., Atkins, E. et Meadows, G. (2010). Unattended operation of an autonomous seaplane for persistent surface and airborne ocean monitoring. Dans *OCEANS 2010*. IEEE, p. 1–8.
- [10] Eubank, R. D. (2012). *Autonomous flight, fault, and energy management of the flying fish solar-powered seaplane*. Thèse de doctorat, University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, USA, 219 p.
- [11] Huang, X., Xu, Q. et Wang, J. (2019). Vision-based autonomous landing of uav on moving platform using a new marker. Dans *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering*, IOP Publishing. Volume 646.
- [12] Khan, W. et Nahon, M. (2016). Modeling dynamics of agile fixed-wing uavs for real-time applications. Dans *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2016 International Conference on*, IEEE. p. 1303–1312.

- 
- [13] Kovač, M., Germann, J., Hürzeler, C., Siegwart, R. Y. et Floreano, D. (2009). A perching mechanism for micro aerial vehicles. *Journal of Micro-Nano Mechatronics*, volume 5, numéro 3-4.
- [14] Lu, D., Xiong, C., Zeng, Z. et Lian, L. (2019). A multimodal aerial underwater vehicle with extended endurance and capabilities. Dans *2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, IEEE. p. 4674–4680.
- [15] Lussier Desbiens, A., Asbeck, A. T. et Cutkosky, M. R. (2011). Landing, perching and taking off from vertical surfaces. *The International Journal of Robotics Research*, volume 30, numéro 3, p. 355–370.
- [16] Maia, M. M., Soni, P. et Diez, F. J. (2015). Demonstration of an aerial and submersible vehicle capable of flight and underwater navigation with seamless air-water transition. *arXiv preprint arXiv :1507.01932*.
- [17] Meadows, G., Atkins, E., Washabaugh, P., Meadows, L., Bernal, L., Gilchrist, B., Smith, D., VanSumeren, H., Macy, D., Eubank, R. *et coll.* (2009). The flying fish persistent ocean surveillance platform. Dans *AIAA Infotech@ Aerospace Conference and AIAA Unmanned Unlimited Conference*. AIAA, p. 1902.
- [18] Mehanovic, D., Rancourt, D. et Desbiens, A. L. (2018). Fast and efficient aerial climbing of vertical surfaces using fixed-wing uavs. *IEEE Robotics and Automation Letters*, volume 4, numéro 1.
- [19] Moore, J. et Tedrake, R. (2009). Powerline perching with a fixed-wing uav. Dans *AIAA Infotech@ Aerospace Conference and AIAA Unmanned... Unlimited Conference*.
- [20] MotionGenesis™ (2020). *MotionGenesis™*. <http://www.motiongenesis.com/> (page consultée le 12 mars 2020).
- [21] Neto, A. A., Mozelli, L. A., Drews, P. L. et Campos, M. F. (2015). Attitude control for an hybrid unmanned aerial underwater vehicle : A robust switched strategy with global stability. Dans *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, IEEE.
- [22] Noth, A. (2008). *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*. Thèse de doctorat, ETH Zurich, Zurich, Switzerland, 170 p.
- [23] Office of Naval Research (2011). Sea-based aviation : a national naval responsibility. *Office of Naval Research*. <https://www.onr.navy.mil/en/-/media/Files/35/NNR-Sea-Based-Aviation> (page consultée le 3 avril 2018).
- [24] Peloquin, R., Thibault, D. et Desbiens, A. L. (2017). Design of a Passive Vertical Takeoff and Landing Aquatic UAV. *IEEE Robotics and Automation Letters*, volume 2, numéro 2.
-

- [25] Peloquin, R.-A., Thibault, D. et Desbiens, A. L. (2017). Design of a passive vertical takeoff and landing aquatic uav. *IEEE Robotics and Automation Letters*, volume 2, numéro 2, p. 381–388.
- [26] Phillips, W. F. (2004). *Mechanics of flight*. John Wiley & Sons.
- [27] Pisanich, G. et Morris, S. (2002). Fielding an amphibious uav : development, results, and lessons learned. Dans *Digital Avionics Systems Conference, 2002. Proceedings. The 21st*, volume 2. IEEE, p. 8C4–8C4.
- [28] pixhawk® (2020). *pixhawk®*. <https://pixhawk.org/> (page consultée le 12 mars 2020).
- [29] RcBenchmark (January 2020). *Series 1580/1585 Thrust Stand and Dynamometer*. <https://www.rcbenchmark.com/pages/series-1580-thrust-stand-dynamometer> (page consultée le 12 mars 2020).
- [30] Schiele, M. et Letessier, T. (2019). *Amphibious Drone Field Report, Belize*. (Rapport technique). Turneffe Atoll Sustainability Association, Zoological Society of London, the Marine Management Organisation and the Bertarelli Foundation, 31 p.
- [31] Siddall, R. et Kovač, M. (2014). Launching the aquamav : bioinspired design for aerial–aquatic robotic platforms. *Bioinspiration & biomimetics*, volume 9, numéro 3, p. 031001.
- [32] Tetreault, E., Rancourt, D. et Desbiens, A. L. (2020). Active vertical takeoff of an aquatic uav. *IEEE Robotics and Automation Letters*, volume 5, numéro 3, p. 4844–4851.
- [33] University National Oceanographic Laboratory System (2009). Brief introduction on drs rq-15 neptune. *University National Oceanographic Laboratory System*. <http://www.unols.org/sites/default/files/Neptune%20UAV.pdf> (page consultée le 3 avril 2018).
- [34] Wang, W., Zhu, J. et Kuang, M. (2017). Design, modelling and hovering control of a tail-sitter with single thrust-vectorred propeller. Dans *2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. IEEE.
- [35] Weisler, W., Stewart, W., Anderson, M. B., Peters, K. J., Gopalarathnam, A. et Bryant, M. (2017). Testing and characterization of a fixed wing cross-domain unmanned vehicle operating in aerial and underwater environments. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, p. 1–14.
- [36] Wire, B. (2006). *Oregon Iron Works, Inc. Successfully Completes First Auto-Landing Test of Unmanned Seaplane*. <https://www.tmcnet.com/usubmit/2006/05/30/1662493.htm> (page consultée le 12 mars 2020).
- [37] XFLR5 (December 2019). *XFLR5*. <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm> (page consultée le 12 mars 2020).
-

- 
- [38] Xu, G., Zhang, Y., Ji, S., Cheng, Y. et Tian, Y. (2009). Research on computer vision-based for uav autonomous landing on a ship. *Pattern Recognition Letters*, volume 30, numéro 6, p. 600–605.
- [39] Yang, X., Wang, T., Liang, J., Yao, G. et Liu, M. (2015). Survey on the novel hybrid aquatic–aerial amphibious aircraft : Aquatic unmanned aerial vehicle (aquauav). *Progress in Aerospace Sciences*, volume 74, p. 131–151.
- [40] Yang, X., Wang, T., Liang, J., Yao, G. et Liu, M. (2015). Survey on the novel hybrid aquatic–aerial amphibious aircraft : Aquatic unmanned aerial vehicle (AquaUAV). *Progress in Aerospace Sciences*, volume 74.
- [41] Zufferey, R., Ancel, A. O., Raposo, C., Armanini, S. F., Farinha, A., Siddall, R., Berasaluce, I., Zhu, H. et Kovac, M. (2019). Sailmav : Design and implementation of a novel multi-modal flying sailing robot. *IEEE Robotics and Automation Letters*, volume 4, numéro 3, p. 2894–2901.
-