

Université Fédérale



Toulouse Midi-Pyrénées

THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ FÉDÉRALE TOULOUSE MIDI-PYRÉNÉES

Délivré par :

l'école nationale de l'aviation civile (ENAC)

Présentée et soutenue le *jj/mm/aaaa* par :

Florian SANSOU

Titre de la thèse

JURY

PREMIER MEMBRE

SECOND MEMBRE

TROISIÈME MEMBRE

QUATRIÈME MEMBRE

CINQUIÈME MEMBRE

Professeur des universités

Ingénieur de recherche

Chargé de recherche

Maître de conférences

Directeur de recherche

Président du jury

Rapporteur

Examineur

Co-directeur de thèse

Directeur de thèse

École doctorale et spécialité :

EDSYS : Automatique 4200046

Unité de Recherche :

Ecole Nationale d'Aviation Civile

Directeur(s) de Thèse :

Premier DIRECTEUR et Second DIRECTEUR

Rapporteurs :

Premier RAPPORTEUR et Second RAPPORTEUR

Remerciements

A faire en dernier :-)

Table des matières

Liste des figures	v
Liste des tableaux	vii
Introduction	1
1 Généralité sur les drones convertible	3
1.1 Model of the DarkO UAV	3
2 Objectif de commande	5
2.1 section1	5
2.1.1 subsection1a	5
3 Modélisation d'un drone convertible : DarkO	7
3.1 Modèle du drone DarkO	7
3.1.1 Modèle non-linéaire complet	9
Conclusion	15
A Exemple d'annexe	17
A.1 Exemple d'annexe	17
Bibliographie	19

Liste des figures

3.1	Vue de dessus d'un autopilote Apogee v1.00.	7
3.2	Repère de référence de DarkO avec une représentation schématique des actionneurs.	8
3.3	Input-output response of an Esc-Motor-Propeller assembly.	12
3.4	Bifilar pendulum mounting for the identification of \mathbf{J}	13

Liste des tableaux

3.1	Identified numerical parameters of the DarkO model.	9
-----	---	---

Introduction

A faire

Généralité sur les drones convertible

Sommaire

2.1	section1	5
2.1.1	subsection1a	5

1.1 Model of the DarkO UAV

Objectif de commande

Sommaire

3.1	Modèle du drone DarkO	7
3.1.1	Modèle non-linéaire complet	9

2.1 section1

2.1.1 subsection1a

Modélisation d'un drone convertible : DarkO

3.1 Modèle du drone DarkO

DarkO est un drone conçu et développé à l'École Nationale de l'Aviation Civile (ENAC) de Toulouse (France), est un exemple clair de drone convertible avec une architecture dite *tail-sitter*. DarkO est assemblé à partir de plusieurs pièces d'Onyx imprimées en 3D (un matériau très robuste composé de fibres de carbone omnidirectionnelles). Toutes les pièces sont emboîtées sur un seul axe, de sorte que le drone puisse facilement être démonté pour remplacer des pièces ou accéder à l'électronique embarquée.

L'autopilote embarqué est une carte Apogee¹ fabriquée à l'ENAC, voir Fig. 3.1.

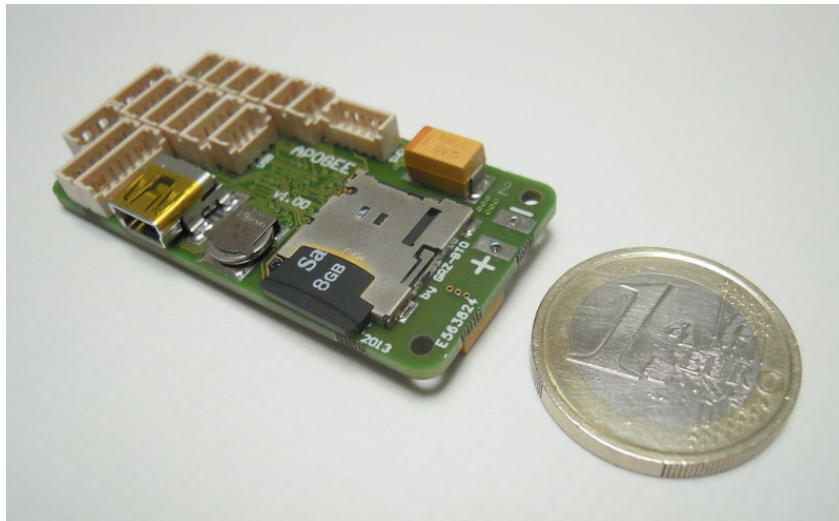


FIGURE 3.1 – Vue de dessus d'un autopilote Apogee v1.00.

L'autopilote offre la possibilité d'enregistrer les données de bord sur une carte mémoire SD, à la fréquence de contrôle de 500 Hz, ce qui permet un post-traitement

1. <https://wiki.paparazziuav.org/wiki/Apogee/v1.00>

efficace des données acquises. Le protocole de communication utilisé entre l'autopilote et les contrôleurs électroniques de vitesse (ESC) est le Dshot 600. Les ESC sont des AIKON AK32 35A flasher avec un firmware AM32. La communication sol-bord est réalisée via un canal bidirectionnel basé sur des modules XBee-PRO S1.

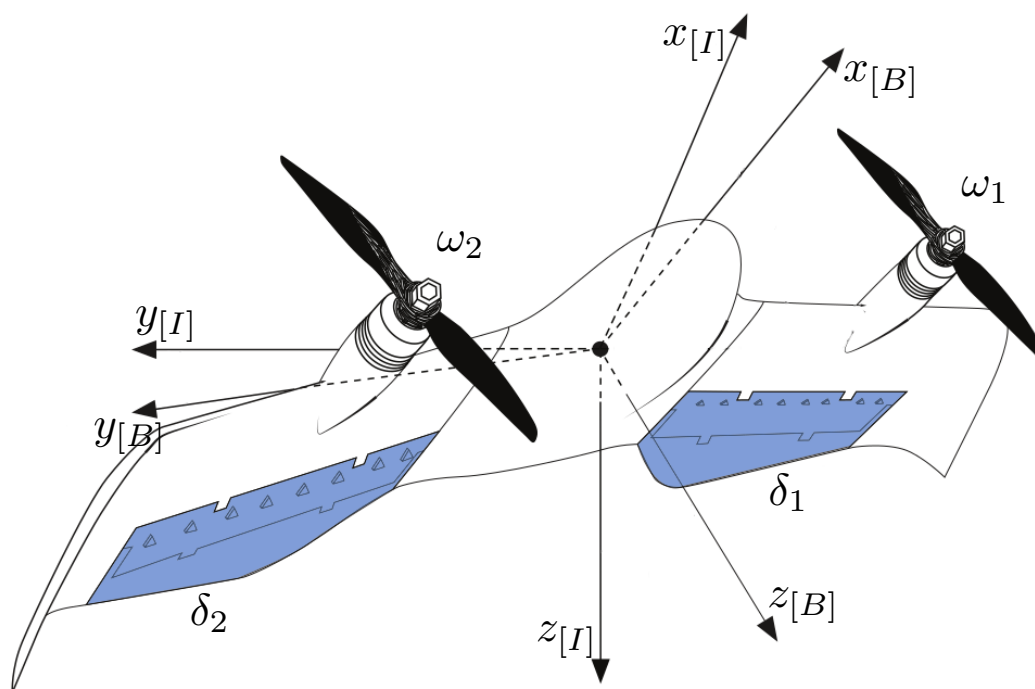


FIGURE 3.2 – Repère de référence de DarkO avec une représentation schématique des actionneurs.

Les actionneurs de DarkO peuvent être décomposés en deux catégories. La première est composée de deux hélices (T-Motor T5147) placées symétriquement à l'avant de l'aile (illustrées en **noir** dans la Fig. 3.2) alimentées par deux moteurs électriques (T-Motor F30 2300kv) générant une traction selon l'axe x_b . La seconde catégorie est relative aux actionneurs aérodynamiques ainsi le drone possède deux élévons, placés à l'arrière de l'aile (illustrés en **bleu** dans la Fig. 3.2), agissant en tant que surfaces de contrôle. Les élévons génèrent des forces et des moments en modifiant leurs incidences relativement au flux d'air dans lequel ils sont placés. Ce flux d'air peut être généré par le vent relatif (liée à la vitesse du drone), le vent extérieur, mais aussi par le souffle des hélices. Les élévons sont commandés par deux servomoteurs MKS DS65K. La figure 3.2 montre le modèle de DarkO, ainsi qu'un repère de référence inertiel NED (ou repère terrestre) "i" lié à la surface de la Terre, et un repère corps "b" attaché au drone, avec x_b correspondant à l'axe de rou-

lis (l'axe des hélices dans le plan $z_b = 0$), y_b l'axe de tangage (la direction des ailes), z_b l'axe de lacet. En utilisant la même notation que dans [Lustosa 2019], le couple hélice/élevateur gauche et droit sont désignés par les indices $i = 1$ (gauche) et $i = 2$ (droite). La convention de signe sera définie comme positive pour les positions des élevons δ_1, δ_2 lorsqu'ils créent un moment à cabrer avec les hélices tournant dans des directions opposées avec des vitesses angulaires $\omega_1 > 0$ et $\omega_2 < 0$, respectivement.

traduire la table

Parameter or coefficient	Value	Units
m (drone mass)	0.519	kg
b (wingspan)	0.542	m
c (aerodynamic cord)	0.13	m
$\mathbf{B} = \text{diag}(b, c, b)$	$\text{diag}(0.542, 0.13, 0.542)$	m
S (wing area)	0.026936	m ²
S_{wet} (wet area)	0.0180	m ²
S_p (propeller area)	0.0127	m ²
$\mathbf{J} = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$	$\text{diag}(0.0072, 0.0004, 0.0086)$	kg m ²
k_f (propeller thrust)	1.7800e-8	kg m
k_m (propeller torque)	2.1065e-10	kg m ²
p_x (propeller x location)	0.065	m
p_y (propeller y location)	0.162	m
a_y (lift y position)	0.1504	m
ξ_f (elevons lift)	0.2	–
ξ_m (elevons torque)	1.4	–
ρ (air density)	1.225	kg m ⁻³
C_d (drag coefficient)	0.1644	–
C_y (lateral coefficient)	0	–
C_ℓ (lift coefficient)	5.4001	–
Δ_r (UAV centering)	-0.0145	m

TABLE 3.1 – Identified numerical parameters of the DarkO model.

3.1.1 Modèle non-linéaire complet

En exploitant la modélisation présentée dans [Lustosa 2019] et [Olszanecki Barth 2020], un modèle précis de la dynamique de DarkO décrit la position $\mathbf{p} \in \mathbb{R}^3$ du centre de gravité et sa vitesse $\mathbf{v} = \dot{\mathbf{p}} \in \mathbb{R}^3$, en plus de son orientation, bien représentée par un quaternion $\mathbf{q} \in \mathbb{S}^3 := \{\mathbf{q} \in \mathbb{R}^4 : |\mathbf{q}| = 1\}$ et de sa vitesse angulaire $\boldsymbol{\omega}_b$ représentée dans le repère du corps, qui satisfait $\boldsymbol{\omega}_b = \frac{1}{2}\mathbf{q} \otimes [\dot{\mathbf{q}}]$, où \otimes représente le produit de Hamilton (voir [Lustosa 2019, Olszanecki Barth 2020] ou le tutoriel [Hua 2013] pour plus de détails). En choisissant l'état global comme $\mathbf{x} := (\mathbf{p}, \mathbf{v}, \mathbf{q}, \boldsymbol{\omega}_b)$, le modèle mathématique dérivé dans [Lustosa 2019], dépendent d'un ensemble de paramètres

énumérés dans le tableau 3.1, où nous indiquons également la valeur obtenue à partir d'une identification du système [Sansou 2022]. Le modèle dynamique peut être écrit comme ci-dessous :

$$\begin{cases} m\dot{\mathbf{v}} = -m\mathbf{g} + \mathbf{R}(\mathbf{q})\mathbf{F}_b, \\ \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b = -[\boldsymbol{\omega}_b]_{\times} \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_b + \mathbf{M}_b, \end{cases} \quad (3.1a)$$

$$(3.1b)$$

où $\mathbf{g} := [0 \ 0 \ 9.81]^\top$ désigne le vecteur de gravité, $m \in \mathbb{R}$ est la masse, $\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ est le moment d'inertie diagonal (voir Tableau 3.1) et en partitionnant le quaternion $\mathbf{q} \in \mathbb{S}^3$ comme $\mathbf{q} := [\eta \ \boldsymbol{\epsilon}^\top]^\top$, la matrice de rotation correspondante est $\mathbf{R}(\mathbf{q}) \in SO(3) := \{\mathbf{R} \in \mathbb{R}^{3 \times 3} : \mathbf{R}^\top \mathbf{R} = \mathbb{I}_3, \det(\mathbf{R}) = 1\}$ est défini comme (voir [Hua 2013])

$$\mathbf{R}(\mathbf{q}) := \mathbb{I}_3 + 2\eta[\boldsymbol{\epsilon}]_{\times} + 2[\boldsymbol{\epsilon}]_{\times}^2. \quad (3.2)$$

D'après [Lustosa 2019] le vecteur de force et de moment \mathbf{F}_b et \mathbf{M}_b dans (3.1) dépendent (i) de l'état du système \mathbf{x} , (ii) de la perturbation $\mathbf{w} \in \mathbb{R}^3$, représentant la vitesse du vent dans le référentiel inertiel, et (iii) de la commande des actionneurs (voir Figure 3.2), comprenant la vitesse de rotation des deux hélices $\omega_1, \omega_2 \in \mathbb{R}$ et la déflexion des élevons $\delta_1, \delta_2 \in \mathbb{R}$. Considérons d'abord l'effet des commandes des actionneurs. Chaque hélice génère une poussée \mathbf{T}_i orienté dans la direction x du repère corps et un moment \mathbf{N}_i selon le même axe :

$$\mathbf{T}_i := \begin{bmatrix} \tau_i \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} := \begin{bmatrix} k_f \omega_i^2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{N}_i := (-1)^i \frac{k_m}{k_f} \mathbf{T}_i, \quad i = 1, 2. \quad (3.3)$$

La position de chaque élevon $\delta_i \in \mathbb{R}$ est assignée par un servomoteur qui impose un niveau d'efficacité (en termes de déviation du courant d'air) quantifié par deux matrices antisymétriques :

$$\boldsymbol{\Delta}_i^f := \begin{bmatrix} 0 & 0 & \xi_f \delta_i \\ 0 & 0 & 0 \\ -\xi_f \delta_i & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\Delta}_i^m := \begin{bmatrix} 0 & 0 & \xi_m \delta_i \\ 0 & 0 & 0 \\ -\xi_m \delta_i & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.4)$$

$i = 1, 2$. Les paramètres constants k_f , k_m , ξ_f , ξ_m apparaissant dans (3.3) et (3.4) sont listés dans la Table 3.1.

Avec les quantités ci-dessus, nous pouvons réarranger la dynamique donnée dans le tableau suivant [Lustosa 2019, eqns (97), (98)] (voir aussi [Sansou 2022]) et exprimer

F_b et M_b dans (3.1) comme

$$\begin{aligned} F_b := & T_1 + T_2 + \frac{S_{\text{wet}}}{4S_p} \Phi^{(\text{fv})} \left((\Delta_1^f - \mathbb{I}_3) T_1 + (\Delta_2^f - \mathbb{I}_3) T_2 \right) \\ & + \frac{1}{4} \rho S \Phi^{(\text{fv})} \left(\Delta_1^f + \Delta_2^f - 2\mathbb{I}_3 \right) \|v_b\| v_b \\ & + \frac{1}{4} \rho S \Phi^{(\text{mv})} \left(\Delta_1^f + \Delta_2^f - 2\mathbb{I}_3 \right) B \|v_b\| \omega_b, \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} M_b := & N_1 + N_2 + \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} T_1 + \begin{bmatrix} p_x \\ -p_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} T_2 \\ & - \frac{S_{\text{wet}}}{4S_p} \left(B \Phi^{(\text{mv})} (\Delta_1^m - \mathbb{I}_3) + \begin{bmatrix} 0 \\ a_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} \Phi^{(\text{fv})} (\Delta_1^m + \mathbb{I}_3) \right) T_1 \\ & - \frac{S_{\text{wet}}}{4S_p} \left(B \Phi^{(\text{mv})} (\Delta_2^m - \mathbb{I}_3) + \begin{bmatrix} 0 \\ -a_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} \Phi^{(\text{fv})} (\Delta_2^m + \mathbb{I}_3) \right) T_2 \\ & + \frac{1}{4} \rho S \left(\left(\begin{bmatrix} 0 \\ a_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} \Phi^{(\text{fv})} + B \Phi^{(\text{mv})} \right) \Delta_1^m \right. \\ & + \left. \left(\begin{bmatrix} 0 \\ -a_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} \Phi^{(\text{fv})} + B \Phi^{(\text{mv})} \right) \Delta_2^m - 2B \Phi^{(\text{mv})} \right) \|v_b\| v_b \\ & + \frac{1}{4} \rho S \left(\left(\begin{bmatrix} 0 \\ a_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} \Phi^{(\text{mv})} + B \Phi^{(\text{m}\omega)} \right) \Delta_1^m \right. \\ & + \left. \left(\begin{bmatrix} 0 \\ -a_y \\ 0 \end{bmatrix}_{\times} \Phi^{(\text{mv})} + B \Phi^{(\text{m}\omega)} \right) \Delta_2^m - 2B \Phi^{(\text{m}\omega)} \right) B \|v_b\| \omega_b, \end{aligned} \quad (3.6)$$

où $v_b := R^\top(q)(v - w)$ représente la vitesse de l'air vu par le drone exprimé dans le repère du corps. Dans [Lustosa 2019], la valeur $\|v_b\|$ apparaissant dans les expressions de F_b et M_b est remplacé par la valeur $\eta = \sqrt{\|v_b\|^2 + \mu c^2 \|\omega_b\|^2}$, avec $\mu \in \mathbb{R}$ étant un paramètre lié à l'identification du modèle, mais dans le cas de DarkO [Sansou 2022], l'identification fournit $\mu = 0$, c'est pourquoi nous présentons ici une description simplifiée. La matrice des coefficients aérodynamiques constants

$\Phi := \begin{bmatrix} \Phi^{(\text{fv})} & \Phi^{(\text{mv})\top} \\ \Phi^{(\text{mv})} & \Phi^{(\text{m}\omega)} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$, est défini dans [Olszanecki Barth 2020, eqs. (6)–(9)] comme $\Phi^{(\text{fv})} := \text{diag}(C_d, C_y, C_\ell)$ et

$$\begin{bmatrix} \Phi^{(\text{mv})} & | & \Phi^{(\text{m}\omega)} \end{bmatrix} := \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & | & 0.1396 & 0 & 0.0573 \\ 0 & 0 & -\frac{\Delta_x}{c} C_\ell & | & 0 & 0.6358 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & | & 0.0405 & 0 & 0.0019 \end{bmatrix},$$

les valeurs numériques des constantes figurant dans le tableau 3.1 (ces valeurs nu-

mériques n'ont pas été indiquées dans [Lustosa 2019] et [Olszanecki Barth 2020] et sont données ici pour permettre de reproduire les résultats de nos simulations). Les valeurs numériques du tableau 3.1 ont été obtenues par une campagne d'identification du modèle [Sansou 2022]. En particulier, le coefficient k_f a été identifié à partir de l'équation (3.3), qui relie la vitesse de rotation du moteur ω_i à la traction générée, à la vitesse de rotation minimale et maximale et à la constante de temps de la chaîne d'actionnement du moteur. Les éléments diagonaux de l'inertie \mathbf{J} ont été mesurés à l'aide d'un système de pendule bifilaire. Cette méthode est largement utilisée dans le domaine des drones [Jardin 2012], et est basée sur la période d'oscillation autour de chacun des trois axes (x_b , y_{textb} , z_b) du drone suspendu par deux fils, ce qui forme un pendule de torsion comme le montre la Fig. 3.4. Il est intéressant de noter que la surface soufflée par les hélices représente 67 % de la surface totale du drone.

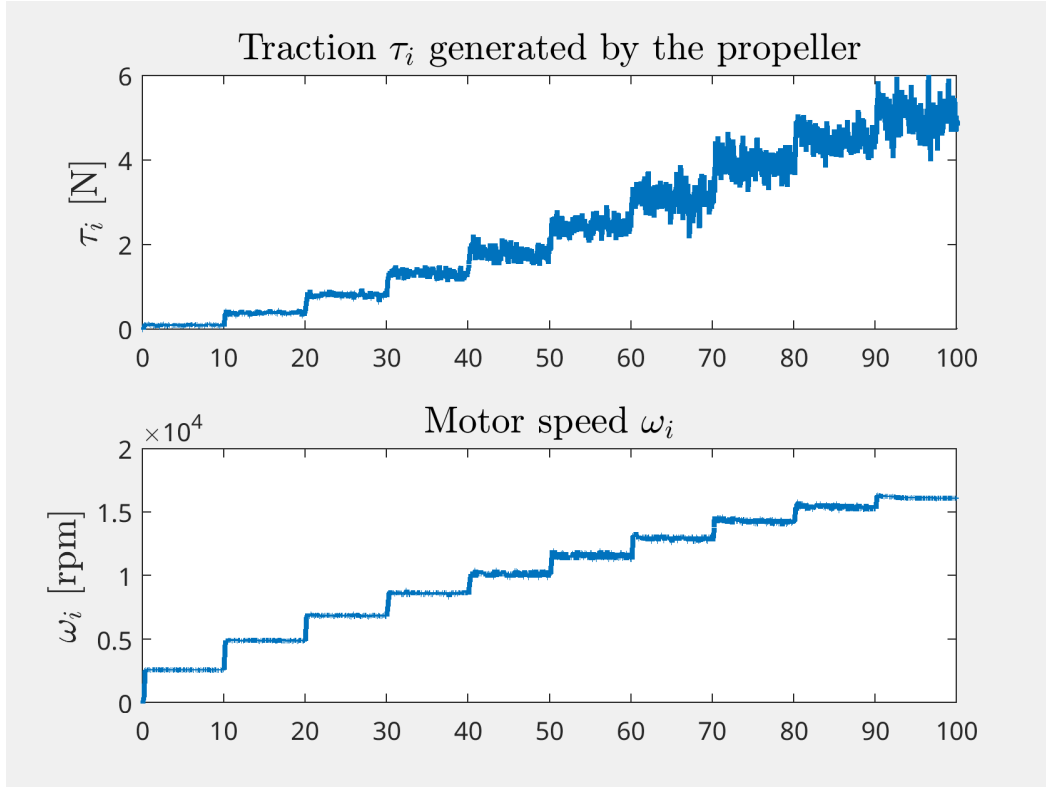


FIGURE 3.3 – Input-output response of an Esc-Motor-Propeller assembly.

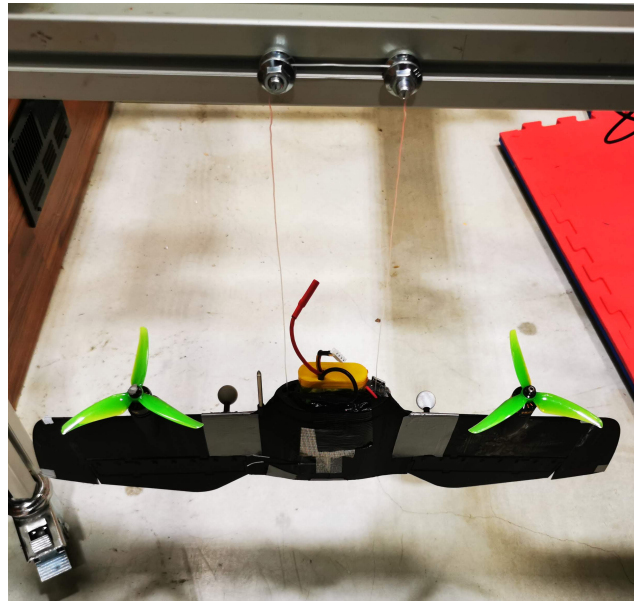


FIGURE 3.4 – Bifilar pendulum mounting for the identification of J .

Conclusion

Ce manuscrit de thèse rapporte

Exemple d'annexe

A.1 Exemple d'annexe

Bibliographie

- [Hua 2013] Hua, M.-D., Hamel, T., Morin, P. et Samson, C. *Introduction to feedback control of underactuated VTOL vehicles : A review of basic control design ideas and principles*. IEEE, Control Systems, vol. 33, pages 61–75, 02 2013. [En ligne]. Disponible : <http://dx.doi.org/10.1109/MCS.2012.2225931>. (Cité en pages 9 et 10.)
- [Jardin 2012] Jardin, M. et Mueller, E. *Optimized Measurements of UAV Mass Moment of Inertia with a Bifilar Pendulum*. Dans AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2012. (Cité en page 12.)
- [Lustosa 2019] Lustosa, L. R., Defaÿ, F. et Moschetta, J.-M. *Global Singularity-Free Aerodynamic Model for Algorithmic Flight Control of Tail Sitters*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 42, no. 2, pages 303–316, February 2019. [En ligne]. Disponible : <http://dx.doi.org/10.2514/1.G003374>. (Cité en pages 9, 10, 11 et 12.)
- [Olszanecki Barth 2020] Olszanecki Barth, J. M., Condomines, J.-P., Bronz, M., Moschetta, J.-M., Join, C. et Fliess, M. *Model-free control algorithms for micro air vehicles with transitioning flight capabilities*. International Journal of Micro Air Vehicles, vol. 12, pages 1–22, April 2020. [En ligne]. Disponible : <http://dx.doi.org/10.1177/1756829320914264>. (Cité en pages 9, 11 et 12.)
- [Sansou 2022] Sansou, F. *Commande hybride d'un drone convertible pour des déplacements sous optimaux*. Master Thesis. ENAC Toulouse, 2022. [En ligne]. Disponible : <http://dx.doi.org/10.48550/ARXIV.2203.15387>. (Cité en pages 10, 11 et 12.)

Résumé : resume

Mots clés : mots, clefs

Abstract : abstrat

Keywords : key, words
