

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

UNIVERSITE BADJI MOKHTAR - ANNABA
BADJI MOKHTAR – ANNABA UNIVERSITY



جامعة باجي مختار – عنابة

Faculté : Sciences de L'ingénieur
Département : Electronique
Domaine : Sciences et Techniques
Filière : Automatique
Spécialité : Automatique et Informatique industrielle

Mémoire

En vue de l'obtention du diplôme de Master en Automatique
Spécialité : Automatique et Informatique Industrielle

Thème:

" Conception et Implémentation d'un Hélicoptère à 2 degrés de liberté (TRMS)"

Présenté par : BOULKAMH AYMEN

Encadrant : BOULEBTATECHE Brahim Grade : MCB UNIVERSITE : ANNABA

Jury de Soutenance :

Benmoussa samir	MCA	Université Annaba	Président
Boulebtateche brahim	MCB	Université Annaba	Encadrant
Lafifi mourad	MCA	Université Annaba	Examineur

Année Universitaire : 2020/2021

Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier Dieu le tout puissant et miséricordieux, qui m'a donné la force et la patience d'accomplir ce modeste travail.

Je tiens vivement à exprimer toute ma reconnaissance à Mr.BRAHIM BOULEBTATECHE qui m'a honoré par son encadrement pour bien mener ce travail. J'ai grandement apprécié votre soutien, votre responsabilité et votre expérience tout au long de cette période.

Mes vifs remerciements vont également aux membres du jury, qui ont accepté d'examiner mon travail.

Je tiens à remercier aussi tous les enseignants du département d'électronique, qui ont contribué à ma formation.

Un grand merci pour les automaticiens spécialement M2 AII, pour leurs encouragements

Un énorme merci à ma familles et amis pour leurs éternel soutien et la confiance qu'ils ont en mes capacités.

Dédicaces

A la source de mes joies, secrets de ma force, mes très chers parents.

Mon père, dans ta détermination, ta force et ton honnêteté.

Maman dans ta bonté, ta patience et ton encouragement

Aucune dédicace ne saurait exprimer mon respect, mon amour éternel et ma considération pour les sacrifices que vous avez consenti pour mon instruction et mon bien être. Ma réussite est la vôtre, que dieu vous accorde une longue vie dans la santé et le bonheur.

A mes deux chères sœurs et mon beau-frère, qui m'ont accompagné par leurs prières, douceur, puisse Dieu leur prêter longue vie et beaucoup de santé, réussite et de bonheur.

Mes sincères dédicaces pour ma famille pour leur soutien et amour tout au long de mon parcours.

A mes très chers amis, qui ont été à ma compagnie dans ma vie et mes études, le témoignage de mon grand respect, c'est dans votre soutien que je récupère mes forces.

Je tiens également à dédier ce travail pour toutes personnes qui ont participé de près et de loin à sa réalisation.

ملخص :

يتعامل العمل المقدم في هذه الأطروحة مع وصف المروحية بدرجتين من الحرية كنظام ديناميكي ثنائي المدخلات ومخرجين (MIMO) ، حيث ندرس المروحية ونقدم النموذج الرياضي غير الخطي في الوضع الرأسي. والمستوى الأفقي ونشتق أيضًا النموذج الخطي. تم إجراء محاكاة لفهم السلوك الديناميكي للمروحية. تم بناء نموذج أولي بمحركين للتيار المستمر ومراوح ذات صلة تحت سيطرة وحدة بطاقة ARDUINO UNO. كانت نتائج المحاكاة والاختبار الحقيقية مشجعة للغاية.

Résumé

Le travail présenté dans cette thèse porte sur la description de l'hélicoptère 2dof comme un système dynamique à deux entrées et deux sorties (MIMO), où nous étudions l'hélicoptère 2dof et présentons le modèle mathématique non-linéaire dans le plan vertical et horizontal pour obtenir le modèle linéaire, puis nous avons conçu et réalisé un prototype commandé par microcontrôleur à l'aide de la carte ARDUINO UNO. Les tests de simulation et réels sont encourageants.

Abstract

The work presented in this thesis deals with the description of helicopter with two degree of freedom 2dof as a dynamic two-input and two-output (MIMO) system, where we study the helicopter 2dof and present the non-linear mathematical model in the vertical and horizontal plane and we also derive the linear model. A simulation has been conducted to understand the dynamic behavior of the helicopter. A prototype has been built with 2 DC motors and related propellers under the control of unit ARDUINO UNO card. Simulation and real test results were very encouraging.

Table des matières

INTRODUCTION GENERALE.....	1
CHAPITRE 01 : Généralité sur les hélicoptères	2
<i>I.1 Introduction.....</i>	2
<i>I.2 Les différents types d'hélicoptères.....</i>	2
I.2.1 Modèle à 3 degrés libre	2
I.2.2 Modèle quadrirotor 6 DOF	3
Chapitre II : Etude de l'hélicoptère 2-DOF	4
<i>II.1 Introduction</i>	4
<i>II.2 Description du processus.....</i>	4
<i>II.3 Modélisation de l'hélicoptère 2-dof.....</i>	6
II.3.1 Modèle dynamique non linéaire	6
II.3.2 Sous système d'élévation (les équations du mouvement verticale)	6
II.3.3 Sous système d'azimut (les équations du mouvement horizontal).....	7
II.4.1 Linéarisation du modèle non linéaire du hélicoptère 2-DOF	9
<i>II.6 Simulation avec matlab.....</i>	12
II.6.1 Implémentation en boucle ouverte	12
<i>Résultats de la simulation.....</i>	<i>Error! Bookmark not defined.</i>
Réponse indicielle de l'hélicoptère (une excitation échelon).....	<i>Error! Bookmark not defined.</i>
<i>Conclusion</i>	17
Chapitre 03 Description et Réalisation du projet	17
<i>Description de projet.....</i>	18
<i>Les composants de projet</i>	22
Moteur RS-390 :.....	22
Batterie RAGGIE 6FM-7 :.....	22
LN298n :	23
ArduinoUno :	24
Potentiomètre B20K :.....	24
<i>Tests d'expérimentation.....</i>	26
Conclusion générale.....	27

Table des figures

FIGURE I.1 : HELICOPTERE QUANSER 3DOF	2
FIGURE I.2 : SCHEMA DU QUADRIPTERE	3
FIGURE II.1 : UNITE D'HELICOPTERES 2-DOF	4
FIGURE II.2 : SCHEMA FONCTIONNEL DU SYSTEME MONTRANT LES ENTREES, LES SORTIES ET LES ETATS	5
FIGURE II.3 : CONFIGURATION DU L'HELICOPTERE	6
FIGURE II.4: SCHEMA SIMULINK D'HELICOPTERE 2-DOF	14
FIGURE II.5 : EFFET DU LACET SUR LE TANGAGE.	15
FIGURE II.6 : REPOSE LIBRE DE L'HELICO (CONDITIONS INITIALES NON NULLES ET EXCITATION NULLE)	15
FIGURE II.7 : REPOSE DE L'HELICOPTERE A UNE EXCITATION MIXTE DU TANGAGE ET DU LACET	16
FIGURE II.8 : EFFET DU COUPLAGE DYNAMIQUE ENTRE LE MOTEUR 1 ET LE LACET DE L'HELICO	16
FIGURE II.9 : EFFET DU COUPLAGE DYNAMIQUE ENTRE LE MOTEUR 2 ET LE TANGAGE DE L'HELICO	17
FIGURE III.1: HELICOPTERE TRMS REALISE	18
FIGURE III.2: SCHEMA ELECTRIQUE	19
FIGURE III.3: SCHEMA SYNOPTIQUE DU MONTAGE.	19
FIGURE III.4: COMPOSANTS DE L'HELICOPTERE 2-DOF.	20
FIGURE III.5: CIRCUIT ELECTRONIQUE.	20
FIGURE III.6: MONTAGE HELICOPTERE 2 DOF	25
FIGURE III.7: LES DIFFERENTES POSITIONS D'HELICOPTERE EN MOUVEMENT	

INTRODUCTION GENERALE

Le monde d'aujourd'hui a connu plusieurs développements dans des différents domaines, particulièrement dans l'aéronautique. L'automatique est une solution qui a permis de résoudre de nombreuses difficultés rencontrées lors de la commande des systèmes développés. Les systèmes développés sont de plus en plus complexe et difficile à commander pour cela il existe plusieurs lois de commande qui ont connu aussi de nombreux travaux de recherches. L'application de ses commandes nécessite un modèle mathématique proche du modèle réel.

Quelle que soit la méthode utilisée pour obtenir un modèle mathématique d'un système physique, il existe toujours un compromis entre la simplicité du modèle et son aptitude à décrire l'ensemble des phénomènes qui le caractérise. Ces écarts entre le modèle et le système réel sont souvent modélisés par des grandeurs. On peut ajouter à cela la nécessité d'avoir un modèle linéaire du système pour pouvoir appliquer la plupart des méthodes de commande. Un hélicoptère de type TRMS (Twin Rotor MIMO System) est un système multi variable avec une entrée et une sortie pour chacun des deux sous-systèmes horizontal et vertical qui sont fortement couplés et non linéaires. Notre travail consiste à concevoir et réaliser un prototype éducatif d'un hélicoptère de type TRMS commandé par le microcontrôleur d'une carte Arduino UNO. Cette plateforme pourrait être utilisée par la suite comme benchmark réel dans la validation et test des lois de commande des systèmes non linéaires multi variables, de vérification des algorithmes d'identification.

Ce présent mémoire est organisé en trois chapitres selon le plan méthodologique suivant :

- Le premier chapitre est un bref rappel sur les hélicoptères.
- Le deuxième chapitre est une étude sur l'hélicoptère 2- ddl et sa modélisation,
- Le troisième chapitre traite de la conception et la réalisation pratique d'un prototype d'hélicoptère à 2ddl contrôlé par une carte ArduinoUno.
- Le chapitre 4 présente l'étape de simulation et de test réel avec validation de cette plateforme
- Ce travail se terminera par une conclusion générale.

CHAPITRE 01 : Généralité sur les hélicoptères

I.1 Introduction

Un hélicoptère est un aéronef à voilure tournante dont la propulsion et la sustentation sont assurées seulement par des rotors, durant toute la phase de vol. Cet appareil peut effectuer des manœuvres qu'un avion ne peut faire.

A basse altitude, il peut soit avancer, reculer ou se déplacer latéralement ce qui lui permet d'atteindre des endroits inaccessibles pour un avion. Toutes ces manœuvres contribuent à son succès que ce soit dans le domaine militaire ou civil. Cependant, l'hélicoptère est d'une conception plus complexe que celle d'un avion. Il représente un système fortement instable et couplé avec un temps de réponse très long. La conception d'un autopilote capable de stabiliser et de contrôler tous les mouvements de l'hélicoptère devient une tâche extrêmement difficile.

I.2 Les différents types d'hélicoptères

Actuellement, on peut distinguer plusieurs types de modèles d'hélicoptères à savoir :

- **Modèle à 3 degrés de liberté**

L'hélicoptère à 3 degrés de liberté (3DOF) est représenté sur la figure 2.1. L'hélicoptère se compose d'une base sur laquelle un axe orientable est monté verticalement (A sur la figure I.1). Un bras est attaché au sommet de cet axe vertical (B). Ce bras peut être déplacé de haut en bas. L'hélicoptère proprement dit est attaché à l'avant de ce bras (C). Il peut être incliné de haut en bas. De plus, un contrepoids est fixé à l'arrière du bras (D).

Il y a 3 capteurs d'angle incrémentiels, un pour chaque axe ((s) sur la figure I.1). Les deux rotors peuvent être dirigés individuellement.

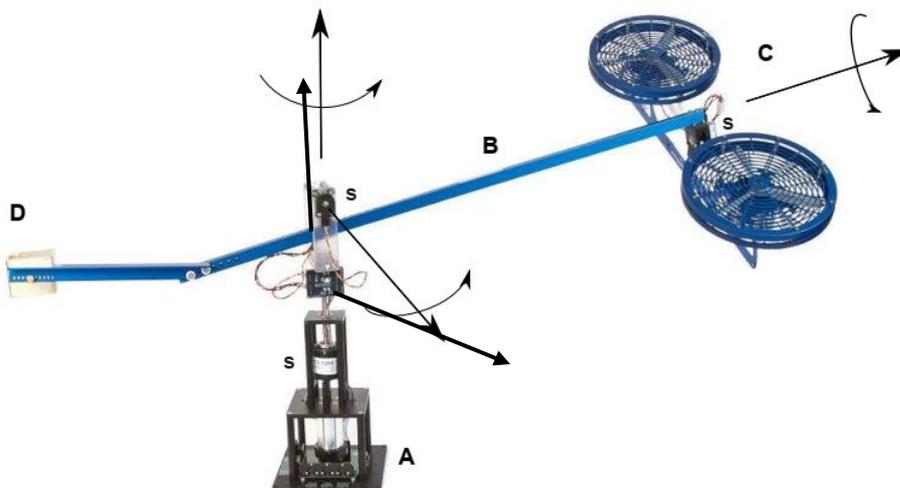


Figure I.1 : Hélicoptère Quanser 3DOF

- **Modèle quadrirotor 6 DOF**

Un Quad Copter est un hélicoptère à quatre rotors. C'est un véhicule dynamique sous-actionné avec quatre forces d'entrée (une pour chaque rotor) et six degrés de liberté (6DOF). Contrairement aux hélicoptères ordinaires qui ont des rotors à angle de pas variable, un quadricoptère a quatre rotors à pas fixe et à angle fixe.

Le mouvement d'un quadricoptère en 6DOF est contrôlé en faisant varier le régime des quatre rotors individuellement, modifiant ainsi la portance et les forces de rotation. Le quadricoptère s'incline dans la direction du moteur à rotation lente, ce qui lui permet de rouler et de tanguer. Les angles de roulis et de tangage divisent le possédant deux directions grâce auxquelles un mouvement linéaire est obtenu. Les rotors tournent par paires dans le sens des aiguilles d'une montre (figure I.2) pour contrôler le lacet produit en raison de la force de traînée sur les hélices.

Le centre de gravité (CG) se trouve presque sur le même plan qui contient tous les rotors. De plus, les quatre moteurs de la même classe diffèrent les uns des autres en termes d'efficacité. Cela le différencie des hélicoptères et il est très difficile de stabiliser un quadricoptère par contrôle humain. Par conséquent, un contrôle sophistiqué est essentiel pour un vol d'équilibre de quad copter.

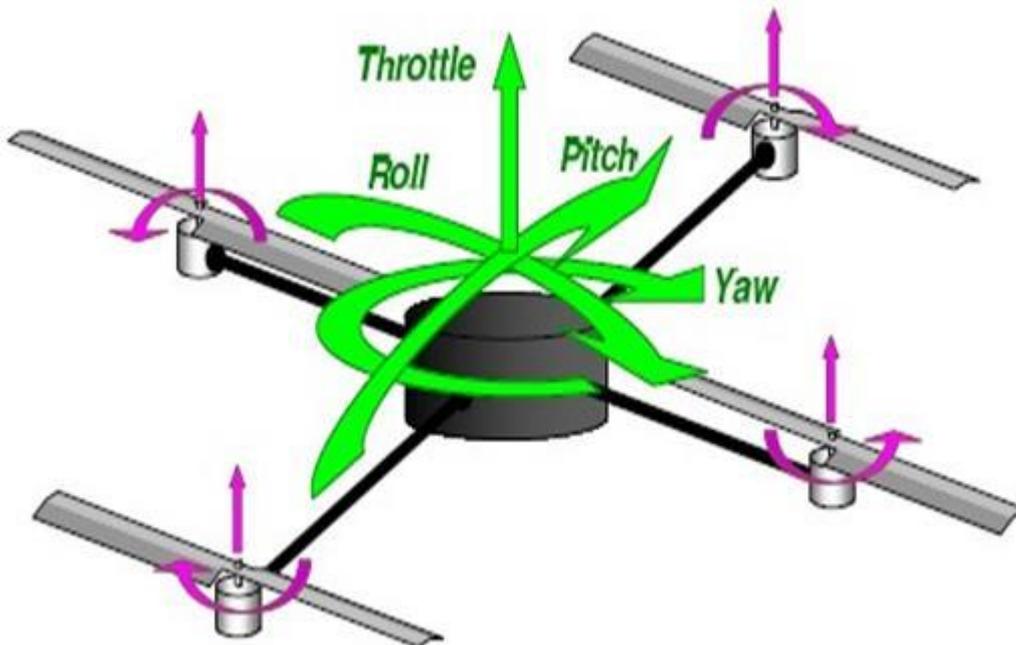


Figure I.2 : Schéma du quadricoptère.

Chapitre II : Etude de l'hélicoptère 2-DOF

II.1 Introduction

Plusieurs prototypes sont mis en œuvre dans le but de tester les commandes avant de les transférer sur le système réel. Le simulateur d'hélicoptère 2-DOF est l'un de ces prototypes qui supporte l'implémentation des diverses commandes pour ensuite les appliquer sur les procédés aéronautiques [06].

II.2 Description du processus

L'unité d'hélicoptère 2-DOF est un système dynamique avec plusieurs entrées et plusieurs sorties (MIMO). (La figure II.1) montre un diagramme schématique de cette unité, avec des vues de côté et de dessus. Il se compose de deux Hélices (tangage et lacet) entraînées par des moteurs électriques.

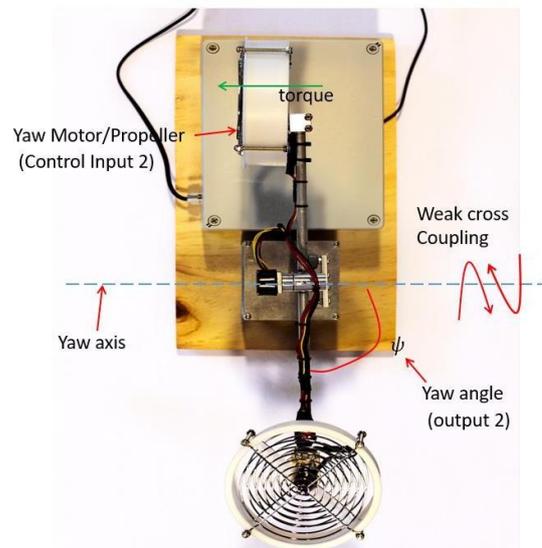
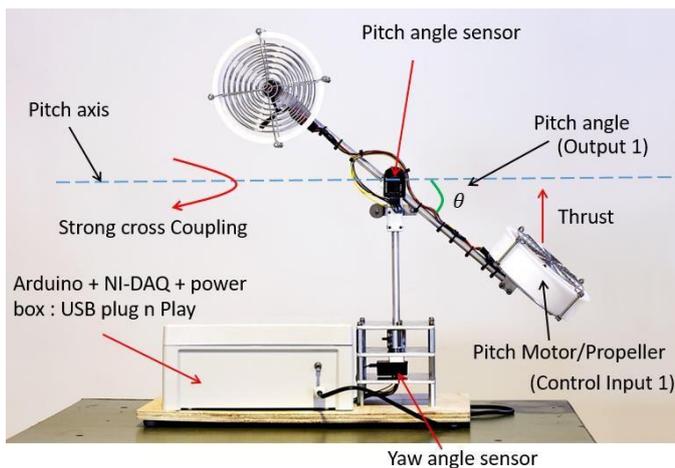


Figure II.1: Unité d'hélicoptères 2-DOF

L'appareil a deux entrées : (a) la tension du système moteur/hélice avant ou de tangage, et (b) la tension de l'arrière ou système moteur/hélice de lacet. Lorsqu'une tension est appliquée au moteur de pas, l'hélice de pas tourne et elle la poussée est générée et l'hélicoptère décolle. Par conséquent, la hauteur de contrôle de tension du moteur de pas/hélice (Ou tangage) Le nez de l'hélicoptère tourne autour de l'axe de tangage. Lorsque la tension est appliquée au moteur de lacet, le lacet la rotation de l'hélice produit un couple dans le sens inverse des aiguilles d'une montre et l'hélicoptère tourne autour de l'angle de lacet axe. L'angle entre l'axe de tangage et l'axe du fuselage de l'hélicoptère est appelé angle de tangage. L'angle entre l'axe de lacet et l'axe du fuselage de l'hélicoptère sont appelés angle de lacet. Mesurer l'angle de tangage et l'angle de lacet en utilisant le capteur d'angle illustré à la figure 1. Voici donc les deux sorties du système pourrait être mesuré.

Le processus est un système MIMO à couplage croisé. Lorsqu'une tension suffisante est appliquée au moteur avant, l'hélicoptère non seulement se cabre, mais il commence également

à tourner en même temps, c'est-à-dire que l'entrée affecte les deux sorties. De même, lorsqu'une tension suffisante est appliquée au moteur arrière, l'hélicoptère tourne dans le sens inverse des aiguilles d'une montre et en même temps, il modifie également un peu son pas, c'est-à-dire que l'entrée affecte les deux sorties. L'effet de V_{mp} sur ψ est très fort indiqué par un fort couplage croisé dans la figure 1, tandis que l'effet de V_{my} sur θ est faible noté par un faible couplage croisé.

Le système peut être décrit avec quatre états :

θ := angle de tangage

ψ := angle de lacet

$\omega\theta$:= vitesse angulaire en tangage

$\omega\psi$:= vitesse angulaire en lacet

Le schéma fonctionnel du système montrant les entrées, les sorties et les états est illustré à la (figure II.2.)

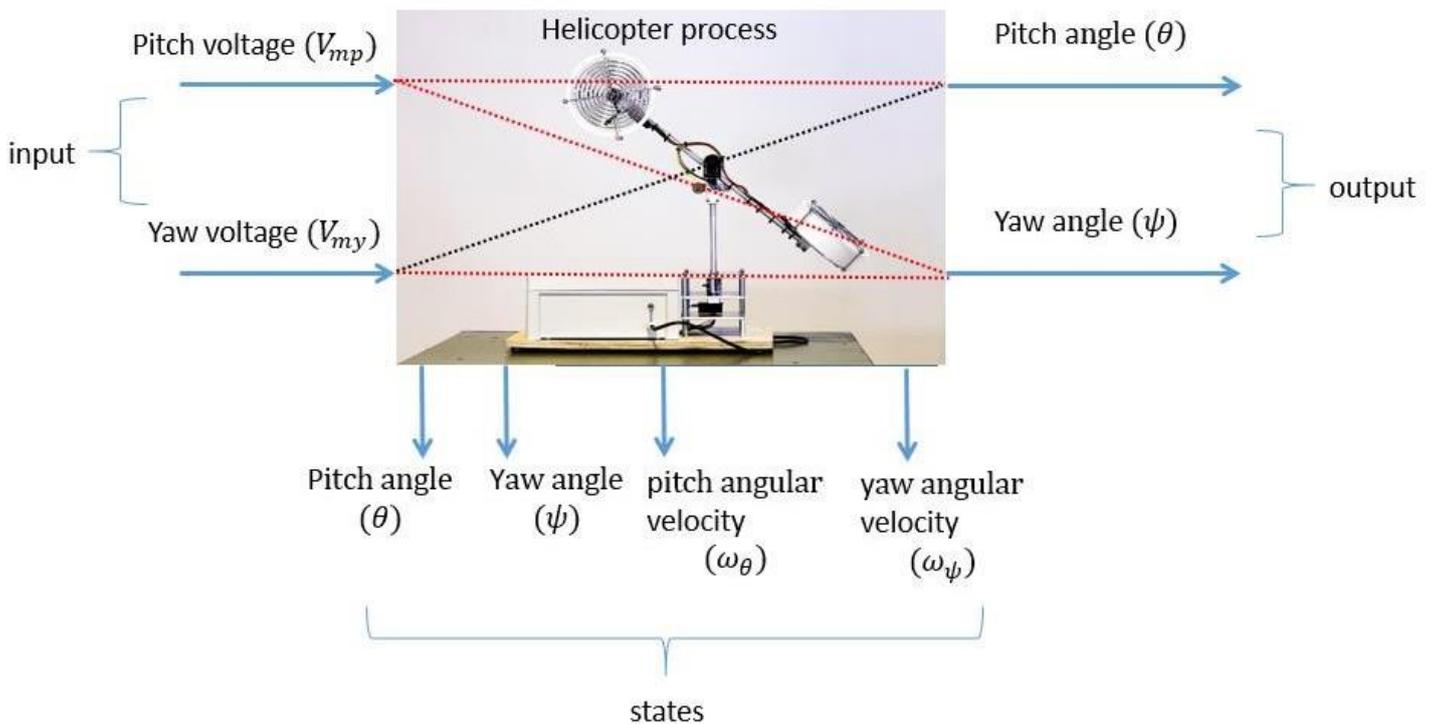


Figure II.2 : Schéma fonctionnel du système montrant les entrées, les sorties et les états.

II.3 Modélisation de l'hélicoptère 2-dof

L'unité d'hélicoptère 2-DOF est un système dynamique fortement non linéaire à couplage croisé avec deux entrées et deux sorties. La modélisation d'un tel système nous permet de le simuler et d'étudier son comportement dynamique pour permettre la synthèse de lois de commande appropriées pour le système réel.

II.3.1 Modèle dynamique non linéaire

Le modèle physique est développé sous certaines hypothèses simplificatrices. En premier lieu, on suppose que les dynamiques du sous-système rotor sont représentées par des équations différentielles du premier ordre. De plus, on suppose que les frottements sont de type visqueux, et que le sous-système hélice-air peut être décrit par les lois d'écoulement aérodynamiques [01-03]

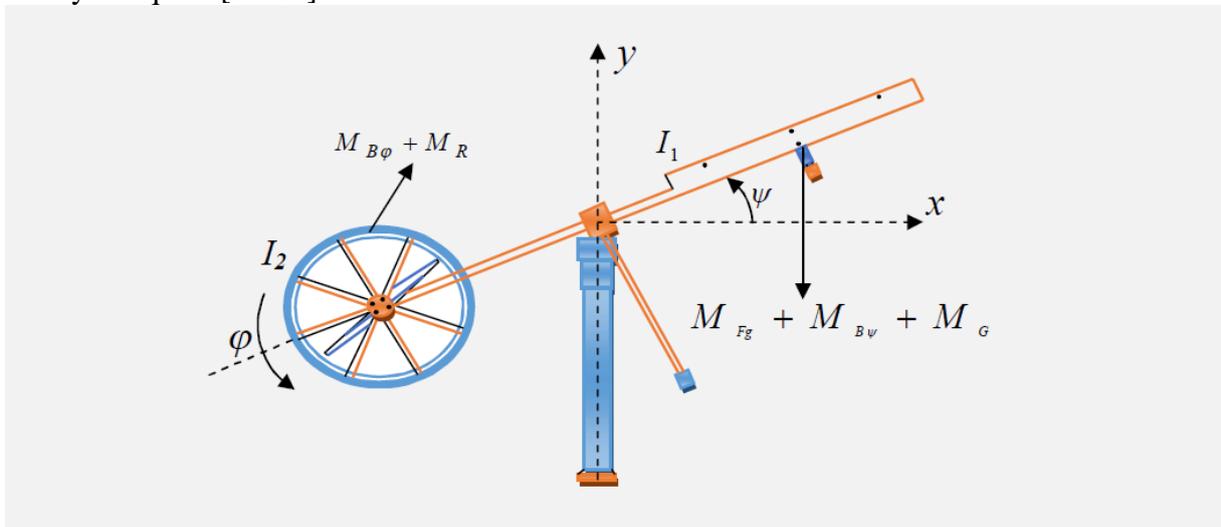


Figure II.3: Configuration du l'hélicoptère

Les deux rotors sont commandés par des moteurs électriques à vitesse variable permettant au système de tourner dans un plan vertical et horizontal (tangage et lacet). La configuration du TRMS est illustrée dans la figure II.3.

II.3.2 Sous système d'élévation (les équations du mouvement verticale)

D'abord, considérons la rotation de la tige dans le plan vertical, c'est-à-dire autour de l'axe horizontal. En appliquant la seconde loi de Newton on obtient :

$$M_v = I_1 \frac{d^2\psi}{dt^2}$$

Avec

$$M_v = M_1 - M_{Fg} - M_{B\psi} - M_G$$

Les équations de quantité de mouvement suivantes peuvent être dérivées pour le mouvement vertical [6] :

$$I_1 \ddot{\psi} = M_1 - M_{Fg} - M_{B\psi} - M_G$$

Où :

M_v : Somme des moments dans le plan vertical.

I_1 : Somme des moments d'inertie par rapport à l'axe horizontal.

Ψ : Angle d'élévation de la tige.

M_F : Moment de la gravitation.

M_B : Moment de friction.

M : Moment de la force centrifuge.

M_1 : Moment de la force aérodynamique.

Où M_1 est la non-linéarité provoquée par le rotor et peut être estimé comme un polynôme du deuxième ordre :

$$M_1 = a_1 \tau_1^2 + b_1 \tau_1$$

avec

τ_1 : Couple délivré par le rotor principal (vertical).

a_1 et b_1 : Sont des paramètres caractérisant le moment de la force aérodynamique M_1 .

Le poids de l'hélicoptère fournit un moment gravitationnel autour du point du pivot, qui est décrit par :

$$M_{Fg} = M_g \sin \Psi$$

avec :

M_g : Dynamique de gravité.

Le moment de friction peut être estimé par :

$$M_{B\psi} = B_{1\psi} \dot{\Psi} - B_{2\psi} \sin(2\Psi) \dot{\varphi}^2$$

Avec :

$B_{1\psi}$ et $B_{2\psi}$: Paramètre de la fonction de friction dynamique

Le moment gyroscopique est causé par la force de Coriolis, ce moment est le résultat d'un changement dans la position de déplacement du rotor principale dans le sens de l'azimut, il est décrit comme suite [8] :

$$M_G = K_{gy} M_1 \dot{\varphi} \cos \Psi$$

avec :

K_{gy} : Paramètre de l'inertie gyroscopique.

φ : L'angle d'azimut.

Le moteur M_1 et le circuit électrique de commande sont modélisés par une fonction de transfert du premier ordre :

$$\tau_1(s) = \frac{K_1}{T_{11}s + T_{10}} u_1(s)$$

Où :

K_1 Est le gain du moteur (M_1), T_{11} et T_{10} sont des constantes liées au moteur (M_1) et u_1 est l'entrée de commande du moteur (M_1).

II.3.3 Sous système d'azimut (les équations du mouvement horizontal)

De la même façon, on peut décrire le mouvement de la tige autour de l'axe vertical. Le mouvement horizontal peut être décrit comme étant un mouvement de rotation d'un solide [13]:

$$M_h = I_2 \frac{d^2 \varphi}{dt^2}$$

avec :

$$M_h = M_2 - M_{B\varphi} - M_R$$

De même, le mouvement horizontal est décrit par :

$$I_2 \ddot{\varphi} = M_2 - M_{B\varphi} - M_R$$

Où :

M_h : Somme des moments dans le plan horizontal.

I_2 : Somme des moments d'inertie par rapport à l'axe vertical.

M_2 : Moment de la force aérodynamique.

M_B : Moment de friction.

M : est la dynamique de réaction croisée.

Où M_2 est la non-linéarité provoquée par le rotor et peut être estimé comme un polynôme du deuxième ordre.

$$M_2 = a_2 \tau_2^2 + b_2 \tau_2$$

τ_2 : Couple délivré par le rotor principal (horizontal).

a_2 et b_2 : Sont des paramètres caractérisant le moment de la force aérodynamique M_2 .

Le moment de friction peut être estimé par :

$$\dots M_{B\varphi} = B_{1\varphi} \varphi$$

Où :

$B_{1\varphi}$: Paramètre de la fonction de friction dynamique.

M_R est la dynamique de couplage, d'écrit par la fonction de transfert de premier ordre :

$$M_R = \frac{K_c (T_0 + 1)}{T_p s + 1} M_1$$

Où :

K_c est le gain de la réaction de l'élan et T_0 et T_p sont des paramètres de la réaction de l'élan.

Le moteur à courant continu (M2) et le circuit électrique sont modélisés par une fonction de transfert du premier ordre :

$$\tau_2(s) = \frac{k_2}{T_{21}s + T_{20}} u_2(s)$$

avec :

k_2 Est gain du moteur (M2), T_{21} et T_{20} sont des constantes liées au moteur (M2) et u_2 est l'entrée de commande du moteur (M2).

Le modèle dynamique du hélicoptère 2-DOF est donné par :

$$\begin{cases} \ddot{\psi} = \frac{1}{I_1} \left\{ (1 - K_{gy} \dot{\varphi} \cos(\psi)) (a_1 \tau_1^2 + b_1 \tau_1) - M_g \sin(\psi) - B_{1\psi} \dot{\psi} - B_{2\psi} \sin(2\psi) \dot{\varphi}^2 \right\} \\ \ddot{\varphi} = \frac{1}{I_2} \left\{ -B_{1\varphi} \dot{\varphi} + a_2 \tau_2^2 + b_2 \tau_2 \left(1 - \frac{K_c (T_0 s + 1)}{T_p s + 1} \right) \right\} \end{cases}$$

Le modèle d'état du système dynamique de l'hélicoptère 2-DOF est comme suit :

$$\begin{cases} \frac{d\psi}{dt} = \dot{\psi} \\ \frac{d\dot{\psi}}{dt} = \frac{a_1}{I_1} \tau_1^2 + \frac{b_1}{I_1} \tau_1 - \frac{M_g}{I_1} \sin \psi - \frac{B_{1\psi}}{I_1} \dot{\psi} - \frac{B_{2\psi}}{I_1} \sin(2\psi) \dot{\varphi}^2 - \frac{K_{gy}}{I_1} a_1 \dot{\varphi} \cos(\psi) \tau_1^2 - \frac{K_{gy}}{I_1} b_1 \dot{\varphi} \cos(\psi) \tau_1 \\ \frac{d\tau_1}{dt} = \frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} \tau_1 \\ \frac{d\varphi}{dt} = \dot{\varphi} \\ \frac{d\dot{\varphi}}{dt} = \frac{a_2}{I_2} \tau_2^2 + \frac{b_2}{I_2} \tau_2 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} \dot{\varphi} - \frac{a_1 K_c (T_0 s + 1)}{I_2 T_p s + 1} \tau_1^2 - \frac{b_1 K_c (T_0 s + 1)}{I_2 T_p s + 1} \tau_1 \\ \frac{d\tau_2}{dt} = \frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_2}{T_{21}} \tau_2 \end{cases}$$

II.4 Modèle linéarisé

II.4.1 Linéarisation du modèle non linéaire du hélicoptère 2-DOF

Le modèle d'état du system dynamique donnée au précédent est non linéaire et pour pouvoir calculer le contrôleur du système, le modèle doit être linéarisé. La première étape de la technique de linéarisation consiste à trouver le point d'équilibre.

En choisissant comme :

Entrée :

$$U = [U_1 U_2]$$

Vecteur d'état :

$$X = [\psi \dot{\psi} \tau_1 \varphi \dot{\varphi} \tau_2]$$

Sortie :

$$Y = [\psi \varphi]^T$$

Ou les variables sont les suivant :

ψ : Angle du pitch (évaluation).

$\dot{\psi}$: Vitesse angulaire d'évaluation.

φ : Angle du yaw (azimut).

$\dot{\varphi}$: Vitesse angulaire d'azimut.

τ_1 : Moment du rotor principal.

τ_2 : Moment du rotor de la queue.

Ici toutes les variables du système sont exprimées en termes de "X"

Donc :

$$X_1 = \psi$$

$$X_2 = \dot{\psi}$$

$$X_3 = \tau_1$$

$$X_4 = \varphi$$

$$X_5 = \dot{\varphi}$$

$$X_6 = \tau_2$$

Alors l'espace d'état du système en termes de variable "x" va devenir :

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = \frac{a_1}{I_1} X_3^2 + \frac{b_1}{I_1} X_3 - \frac{M_g}{I_1} \sin X_1 - \frac{B_{1\psi}}{I_1} X_2 - \frac{B_{2\psi}}{I_1} \sin(2X_1) X_5^2 - \frac{K_{gy}}{I_1} a_1 X_5 \cos(X_1) X_3^2 \\ \quad - \frac{K_{gy}}{I_1} b_1 X_5 \cos(X_1) X_3 \\ \dot{X}_3 = \frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \\ \dot{X}_4 = X_5 \\ \dot{X}_5 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 - \frac{a_1 K_c (T_0 S + 1)}{I_2 T_p S + 1} X_3^2 - \frac{b_1 K_c (T_0 S + 1)}{I_2 T_p S + 1} X_3 \\ \dot{X}_6 = \frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_2}{T_{21}} X_6 \end{cases}$$

En premier lieu, nous allons trouver un point d'équilibre du système. Le point équilibre est calculé en mettant les entrées des commandes et les dérivées des états égales à zéro (régime statique). Après application aux différentes équations d'état du système, on trouve le point d'équilibre suivant :

$$X_0 = [0, 0, 0, 0, 0, 0]$$

Soit le développement de Taylor du premier ordre est donné par :

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu = f(x, u) \\ y = Cx + Du = g(x, u) \end{cases}$$

Si (X_0, U_0) est le point d'équilibre alors supposant une petite variation tel que :

$$\begin{cases} x(t) = X_0 + x(t) \\ u(t) = U_0 + u(t) \end{cases}$$

Par développements on aura :

$$\begin{cases} \dot{X} = f(X_0 + x(t), U_0 + u(t)) \\ \dot{Y} = g(X_0 + x(t), U_0 + u(t)) \end{cases}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_1 \\ \vdots \\ \dot{X}_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_1(X_1 \dots X_n) \\ \vdots \\ f_n(X_1 \dots X_n) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_1 \\ \vdots \\ X_n \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} f_1(U_1 \dots U_m) \\ \vdots \\ f_n(U_1 \dots U_m) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_1 \\ \vdots \\ U_m \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} Y_1 \\ \vdots \\ Y_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} g_1(X_1 \dots X_n) \\ \vdots \\ g_p(X_1 \dots X_n) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_1 \\ \vdots \\ X_n \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} g_1(U_1 \dots U_m) \\ \vdots \\ g_n(U_1 \dots U_m) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_1 \\ \vdots \\ U_m \end{pmatrix}$$

Ceci revient à écrire :

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_1 \\ \vdots \\ \dot{X}_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_1(X_0, U_0) + \frac{\partial f_1}{\partial X_1} \Big|_{X_0, U_0} X_1 + \dots + \frac{\partial f_1}{\partial X_n} \Big|_{X_0, U_0} X_n + \frac{\partial f_1}{\partial U_1} \Big|_{X_0, U_0} U_1 + \dots + \frac{\partial f_1}{\partial U_m} \Big|_{X_0, U_0} U_m \\ \vdots \\ f_n(X_0, U_0) + \frac{\partial f_n}{\partial X_1} \Big|_{X_0, U_0} X_1 + \dots + \frac{\partial f_n}{\partial X_n} \Big|_{X_0, U_0} X_n + \frac{\partial f_n}{\partial U_1} \Big|_{X_0, U_0} U_1 + \dots + \frac{\partial f_n}{\partial U_m} \Big|_{X_0, U_0} U_m \end{pmatrix}$$

Par conséquent on obtient une suite de matrices jacobéennes tel que :

$$\begin{cases} \dot{X} = F_X X + F_U U \\ \dot{Y} = G_X X + G_U U \end{cases}$$

$$F_X = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}_{X_0 U_0}, F_U = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial u_m} \end{bmatrix}_{X_0 U_0}$$

$$G_X = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial g_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial g_p}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial g_p}{\partial x_n} \end{bmatrix}_{X_0 U_0}, G_U = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_1}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial g_1}{\partial u_m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial g_p}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial g_p}{\partial u_m} \end{bmatrix}_{X_0 U_0}$$

En remplaçant les linéarisations précédentes dans le système non linéaire de l'équation II. 17, ce dernier peut être représenté comme suit :

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases}$$

Où $x \in \mathbb{R}^n$ comme état, $u \in \mathbb{R}^m$ comme entrée de commande et $y \in \mathbb{R}$ comme sortie mesurée. Et A, B, C peuvent être trouvés en appliquant la méthode de la matrice de Jacobien. Les matrices A, B, C sont donnés comme suit :

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-M_g}{I_1} & \frac{-B_1\psi}{I_1} & \frac{b_1}{I_1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-T_{10}}{T_{11}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-b_1 K_c (T_0 s + 1)}{I_2 T_p s + 1} & 0 & \frac{-B_1\varphi}{I_2} & \frac{b_2}{I_2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-T_{20}}{T_{21}} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{K_1}{T_{11}} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{K_2}{T_{21}} \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

II.6 Simulation avec Matlab

II.6.1 Implémentation en boucle ouverte

- **Objectifs**

Les objectifs de l'exploitation de l'hélicoptère 2-DOF en boucle ouverte sont de :

- ❖ Acquérir une intuition sur la dynamique du système, en particulier l'effet de couplage qui existe entre les actionneurs de tangage et de lacet.
- ❖ Se faire une idée de la difficulté de contrôler l'appareil afin de comparer les performances de l'opérateur humain avec le contrôle informatique.

- **Procédure**

A. Chargez Matlab.

B. Représentez la simulation suivante :

```
1. %% Modèle linéaire multi variable avec 6 variables d'état , 2
   entrées et 2 sorties.
2. clear;
3. clc;
4. close all;
5. A=zeros(6,6);
6. % insertion des paramètres des matrices
7. A(1,2) = 1.0;
8. A(2,1) = -7.1373;
9. A(2,2) = -0.0315;
10.    A(2,3) = 9.4202;
11.    A(3,3) = -0.7519;
12.    A(4,5) = 1.0;
13.    A(5,4) = -0.22995;
14.    A(5,5) = -0.34759;
15.    A(5,6) = 2.50;
16.    A(6,6) = -2.3256;

17.    B=zeros(6,2);
18.    B(2,2) = 0.3543;
19.    B(3,1) = 0.7519;
20.    B(5,1) = 0.7166;
21.    B(6,2) = 2.3256;

22.    C=zeros(2,6);
23.    C(1,1) = 1.0;
24.    C(2,4) = 1.0;

25.    D=zéros(2,2);
26.    % sys=ss(A,B,C,D);
27.    %%
28.    states={'va_moteur1','a_tangage','va_tangage','va_moteur2','ang
   le_lacet','va_lacet'};
29.    inputs= {'c_moteur1','c_moteur2'};
```

```

30.     outputs= {'a_tangage','a_lacet'};
31.     trms_mimo=ss(A,B,C,D,'statename',states,'inputname',inputs,'out
putname',outputs)
32.     %%
33.     % conversion vers la matrice de fonction de transfert
34.     H= tf(trms_mimo)

```

Ce système est représenté par le modèle linéaire suivant :

$$\begin{cases}
 \dot{x}_1 = Ax + Bu \\
 \dot{x}_1 = x_2 \\
 \dot{x}_2 = -7.1373x_1 - 0.0315x_2 + 9.4202x_3 + 0.3543u_2 \\
 \dot{x}_3 = -0.7519x_3 + 0.7519u_1 \\
 \dot{x}_4 = x_5 \\
 \dot{x}_5 = -0.22995x_4 - 0.34759x_5 + 2.50x_6 + 0.7166u_1 \\
 \dot{x}_6 = -2.3256x_6 + 2.3256u_2
 \end{cases}$$

$$\begin{cases}
 y_1 = x_1 \\
 y_2 = x_4
 \end{cases}$$

Avec

$$A = \begin{bmatrix}
 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -7.1373 & -0.0315 & 9.4202 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & -0.7519 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & -0.22995 & -0.34759 & 2.50 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2.3256
 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix}
 0 & 0.3543 \\
 0.7519 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0.7166 & 0 \\
 0 & 2.3256
 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix}
 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0
 \end{bmatrix}$$

C. Ouvrez le modèle Simulink de l'hélicoptères 2-DOF .représenté à la Figure II.8. et l'exécuter

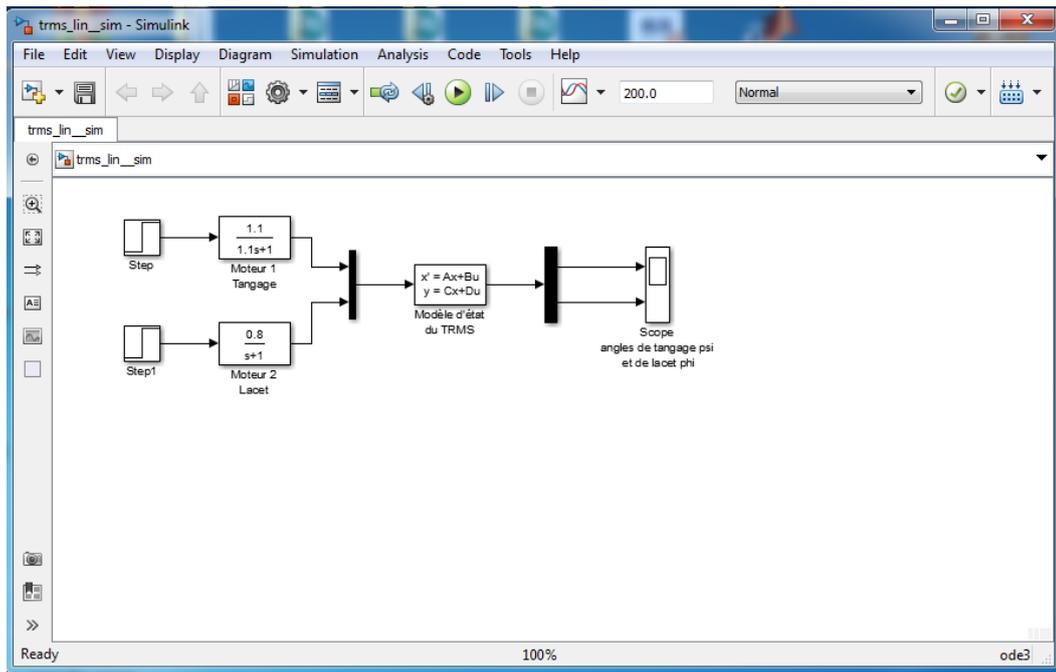


Figure II.4: Schéma Simulink

Résultats de la simulation :

Réponses indicielles de l'hélicoptère (une excitation échelon)

On excite le modèle initialement au repos par un saut de 0.1 sur la référence de l'angle psi du tangage et de 0.2 sur l'angle de référence du lacet. On observe bien une réponse stable du système avec un certain écart toutefois dû certainement aux effets de couplage des différentes forces entrées-sorties. Pour illustrer le phénomène de couplage dynamique entre les entrées (couples des moteurs) et sorties (angles de tangage et de lacet) on a effectué les deux cas de situations possibles qui sont affichées sur les figures 2.6 et 2.7. La figure 2.5 représente la réponse libre du système pour vérifier sa stabilité.

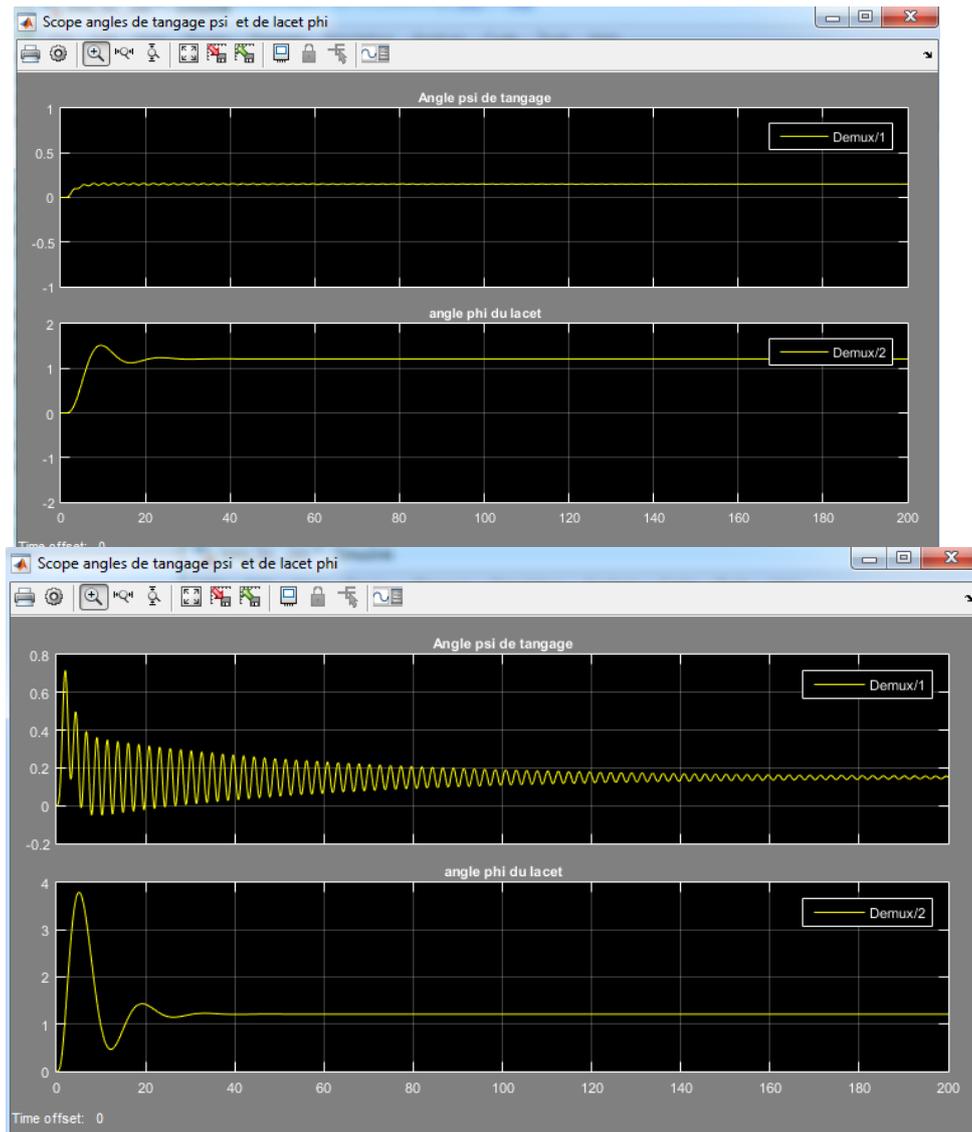


Figure II.5 : Effet du lacet sur le tangage.

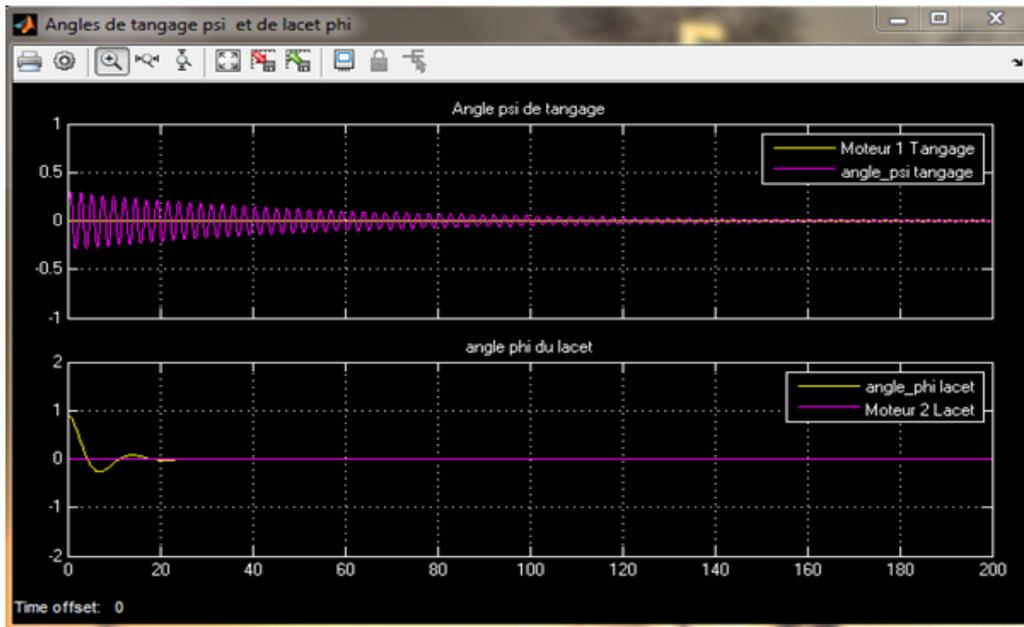


Figure II.6 : Réponse libre de l'hélico (conditions initiales non nulles et excitation nulle)

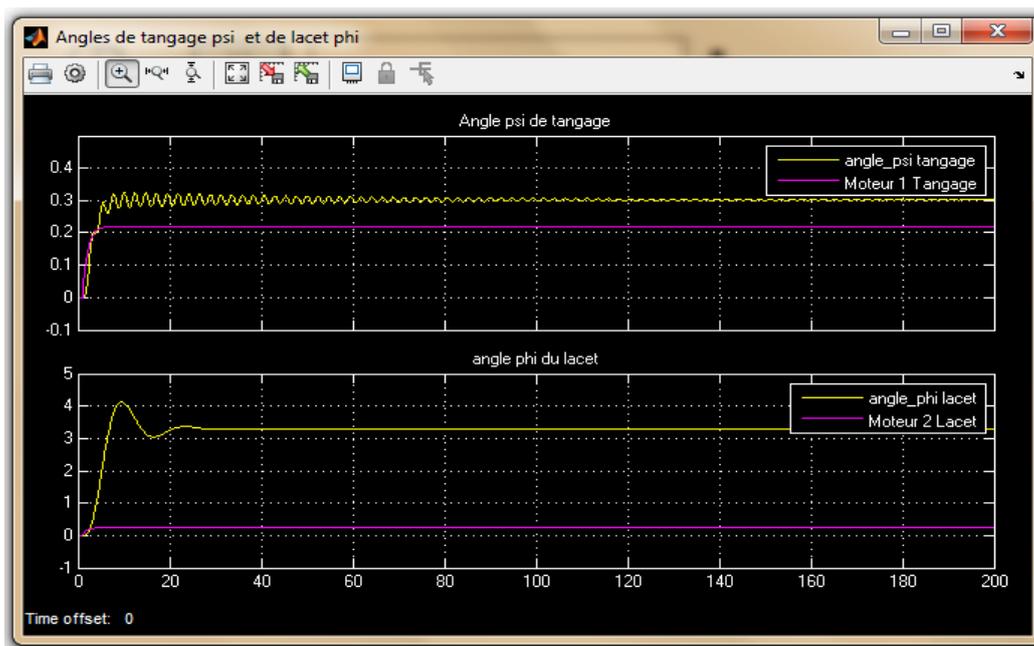


Figure II.7 : Réponse de l'hélicoptère à une excitation mixte du tangage et du lacet

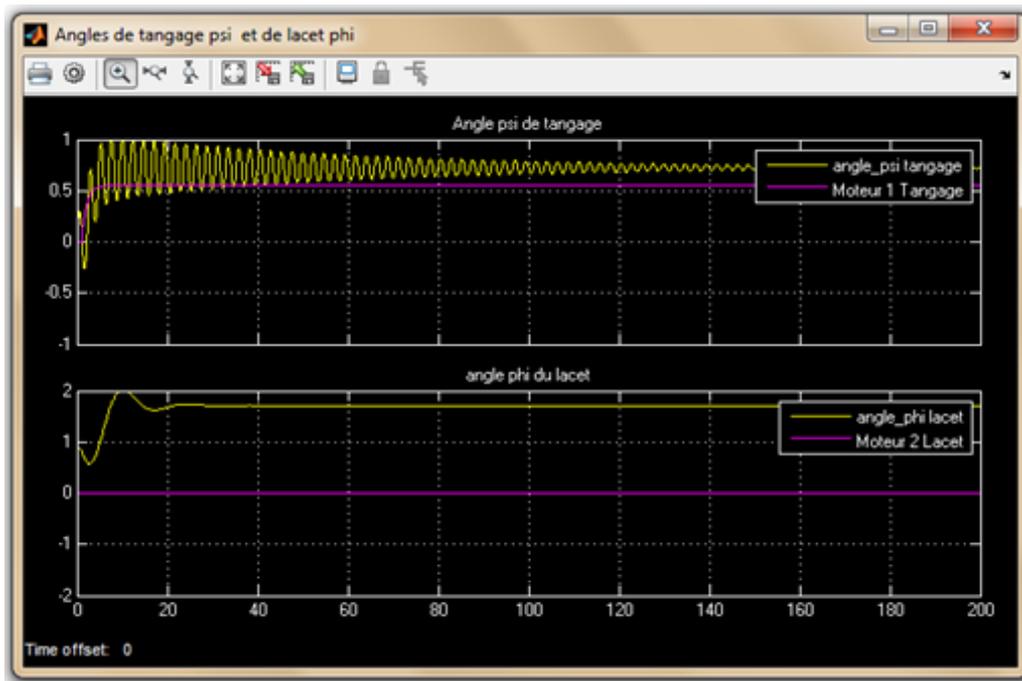


Figure II.8 : Effet du couplage dynamique entre le moteur 1 et le lacet de l'hélico

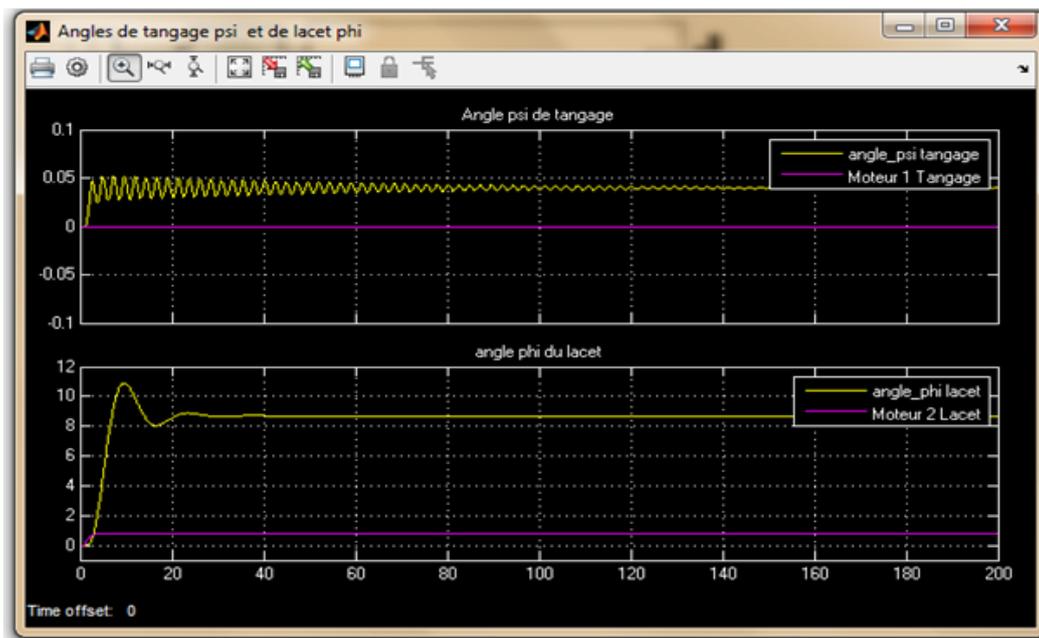


Figure II.9 : Effet du couplage dynamique entre le moteur 2 et le tangage de l'hélico

Conclusion

Le but de la simulation et des tests était d'illustrer le comportement dynamique du TRMS sous différentes conditions et d'essayer de comprendre les phénomènes intervenant dans son mouvement. On peut remarquer que le modèle linéaire simulé reflète bien la dynamique de l'hélicoptère 2dof sous différents scénarios.

Chapitre 03 Description et Réalisation du projet

Description de projet

Ce projet est un système physique aérodynamique conçu pour le développement et l'implémentation de nouvelles lois de commandes Figure III.1. Ceci inclut : la modélisation de la dynamique du système. C'est un système non linéaire multi variable possédant des couplages significatifs. Cette plateforme est construite autour de la carte Arduino Uno pour l'acquisition des signaux de référence et la synthèse des signaux de commande de deux moteurs DC fonctionnant comme actuateurs des hélices pour la propulsion verticale et horizontale de l'hélicoptère. Le système réalisé est affiché sur la figure suivante :

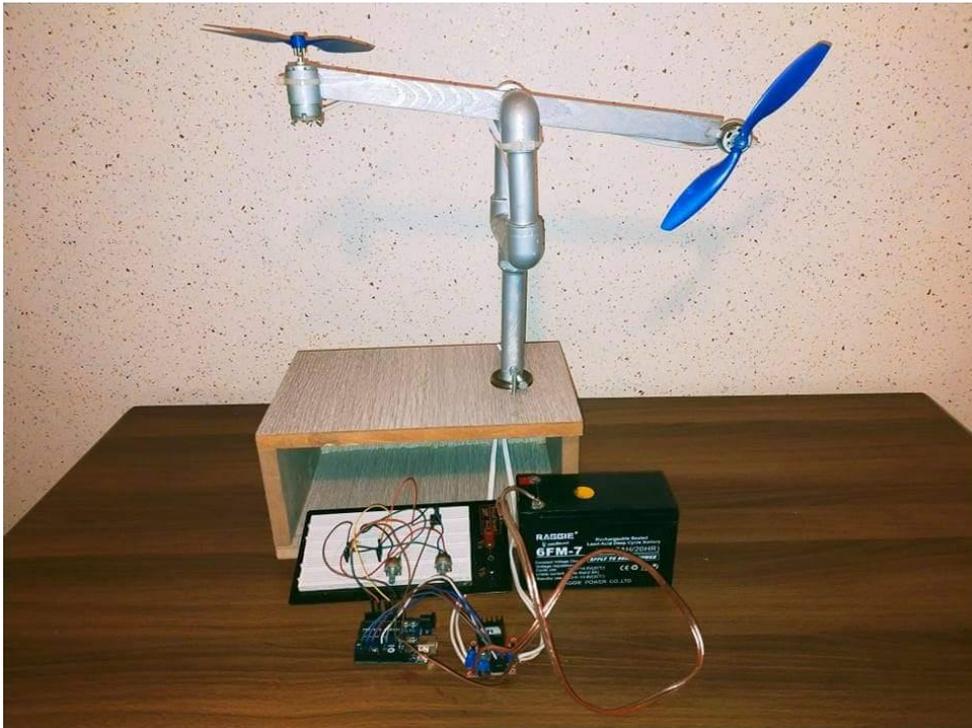


Figure III.1: Hélicoptère TRMS réalisé

Dans cette réalisation nous avons effectué les étapes suivantes :

- 1- On a monté une boîte en bois en tant que base de la plateforme.
- 2- Cette base contient un casier comprenant le circuit électronique
- 3- Pour la rotation horizontale nous avons installé un roulement sur la base
- 4- Sur ce roulement nous avons fait un support avec le pvc, sous la forme de la lettre Y.
- 5- Ce support porte un roulement sur les deux bras pour la rotation verticale
- 6- Les deux roulements tournent une tige qui porte un bras en bois
- 7- Dans le dernier nous avons un moteur dans les deux cotes

8- Les moteurs font tourner les hélices qui donnent la force des deux mouvement (horizontale et verticale).

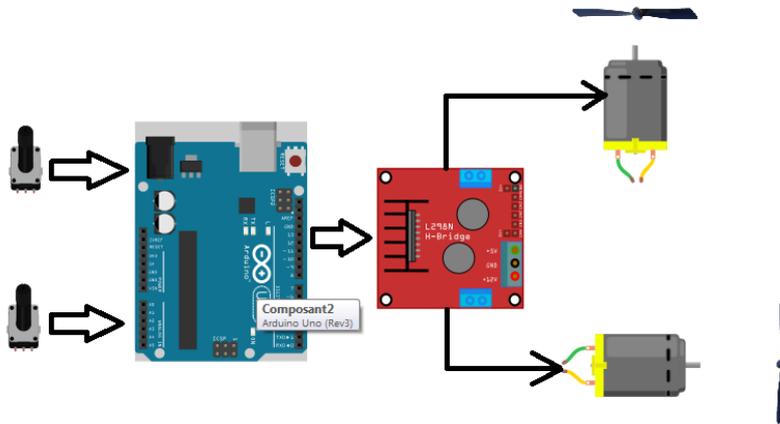


Figure III.2: Schéma électrique

Voici une liste des principaux composants matériels utilisés dans cette conception :

- ❖ Structure aérodynamique.
- ❖ Carte d'acquisition et génération de données (arduino uno)
- ❖ Circuit de puissance des moteurs
- ❖ 2 moteurs CC 6V

Les composants formant le système d'hélicoptère 2-DOF sus-affichés, sont décrits dans le tableau 2. Les moteurs, les ensembles d'hélices sont décrits plus en détail ci-dessous.

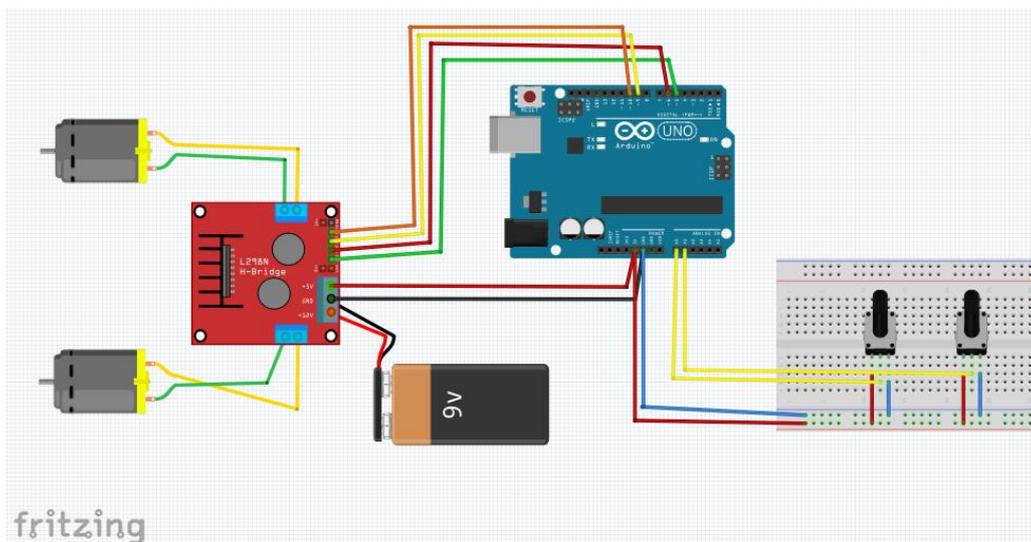


Figure III.3: Schéma Synoptique du Montage.

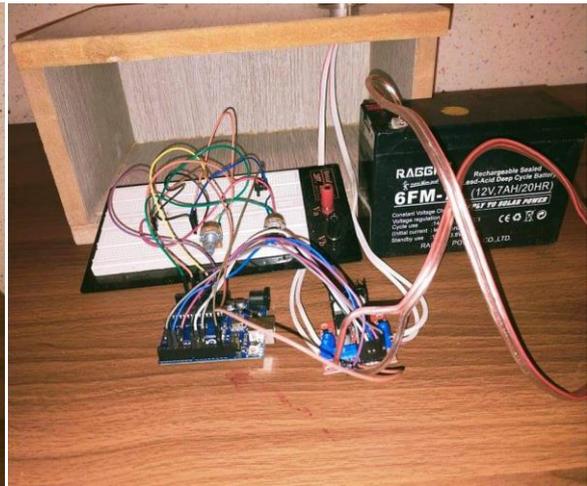
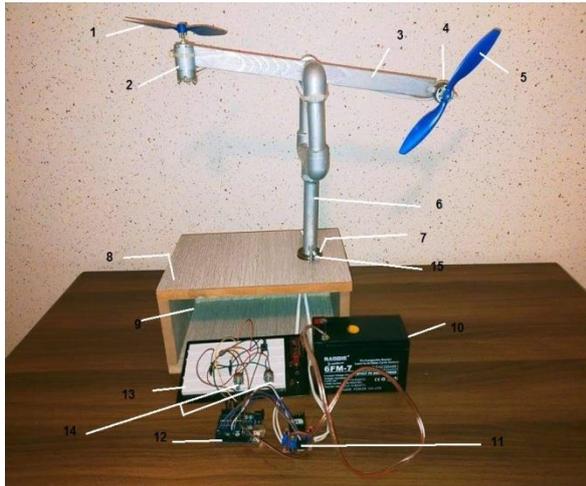


Figure III.4: Composants de l'hélicoptère 2-DOF. **Figure III.5:** Circuit électronique.

<i>Description</i>		<i>Description</i>	
1	Hélice 1	12	Arduino UNO
2	Moteur 1	13	
3	Bras	14	Potentiomètre
4	Moteur 2	15	frein
5	Hélice 2		
6	Support sous la forme Y		
7	Roulement de base		
8	Base		
9	Casier		
10	Batterie		
11	L298n		

Tableau III.1: Composants de l'hélicoptère 2-DOF.

Les composants de projet

Pour notre réalisation on a utilisé les composants suivant :



Moteur RS-390 :

Moteurs À COURANT CONTINU modèles RS-390, moteur de cc de brosse de Carbone De Cylindre, Diamètre 27.5mm, longueur 46mm, arbre 2.3mm, vis de fixation 2-M2.5mm, tension de Fonctionnement: 2.4 ~ 36V À Vitesse À vide 3 000 ~ 22 000 tr/min, Sortie environ 2 ~ 60W. Ajustement pour masseur, vibreur, distributeur automatique, perceuse et tournevis, Tête d'engrenage, etc.

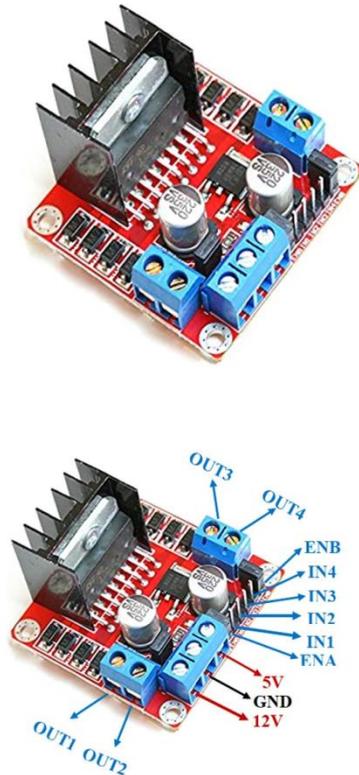
Batterie RAGGIE 6FM-7 :



Tension	12v
Capacité nominale	7.0Ah
Dimension	150*85*95mm
Poids	2.345 KG
Statut de la charge	Sans entretien
Type chimique	Plomb-acide
Marque	Chuang Xiang
Couleur	Noir
Matériau de plaque polaire	Plomb-calcium
Type de séparateur	Fibre de verre AGM
Matériel de borne	conduire

LN298n :

Ce module de commande de moteur L298N est un module de commande de moteur haute puissance pour la commande de moteurs à courant continu et pas à pas. Ce module se compose d'un circuit intégré de commande de moteur L298 et d'un régulateur 78M05 5V. Le module L298N peut contrôler jusqu'à 4 moteurs à courant continu ou 2 moteurs à courant continu avec contrôle directionnel et de vitesse.



Nom de pin	
IN1 & IN2	Broches d'entrée du moteur A. Utilisé pour contrôler le sens de rotation du moteur A
IN3 & IN4	Broches d'entrée du moteur B. Utilisé pour contrôler le sens de rotation du moteur B
ENA	Active le signal PWM pour le moteur A
ENB	Active le signal PWM pour le moteur B
OUT1 & OUT2	Broches de sortie du moteur A
OUT4 & OUT4	Broches de sortie du moteur B
12V	Entrée 12V de la source d'alimentation CC
5V	Alimente les circuits logiques de commutation à l'intérieur du L298N IC
GND	Ground pin

ArduinoUno :

Arduino uno est une carte microcontrôleur basée sur l'ATmega328P. Il dispose de 14 broches d'entrée/sortie numériques (dont 6 peuvent être utilisées comme sorties



PWM), 6 entrées analogiques, un résonateur céramique 16 MHz (CSTCE16M0V53-R0), une connexion USB, une prise d'alimentation, un en-tête ICSP et un bouton de réinitialisation. Il contient tout le nécessaire pour prendre en charge le microcontrôleur ; connectez-le simplement à un ordinateur avec un câble USB ou alimentez-le avec un adaptateur AC-DC ou une batterie pour commencer. Vous pouvez bricoler votre Uno sans trop vous soucier de faire quelque chose de mal, dans le pire des cas, vous pouvez remplacer la puce pour quelques dollars et recommencer.

Potentiomètre B20K :

20 K OHM linéaire potentiomètre 15mm arbre avec écrous et rondelles.

Qualité: 1 pcs.

Impédance: 20 K ohm.

Type: B TYPE conique-linéaire.

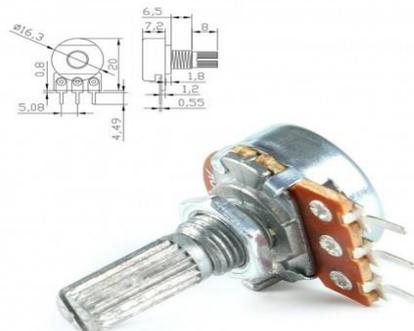
Matériel: carbone Film + métal.

Nombre de broches: 3.

Perçage : 7mm.

Diamètre de l'arbre: 6mm.

Arbre longueur: environ 15mm.



En [partie mécanique](#), l'**hélice** est un dispositif formé de plusieurs [pales](#) disposées régulièrement autour d'un [axe](#). Lorsque son axe entre en rotation, ce système décrit des **hélices** dans un fluide en avançant perpendiculairement au plan de rotation, grâce aux pales orientées suivant un certain angle de calage qui prennent appui sur le fluide. Une hélice peut donc être motrice (transfert d'énergie vers le fluide : avion) ou réceptrice (récupération d'énergie depuis le fluide : turbine, éolienne ou aérogénérateur). Le profil et le calage des pales sont optimisés pour l'utilisation prévue.



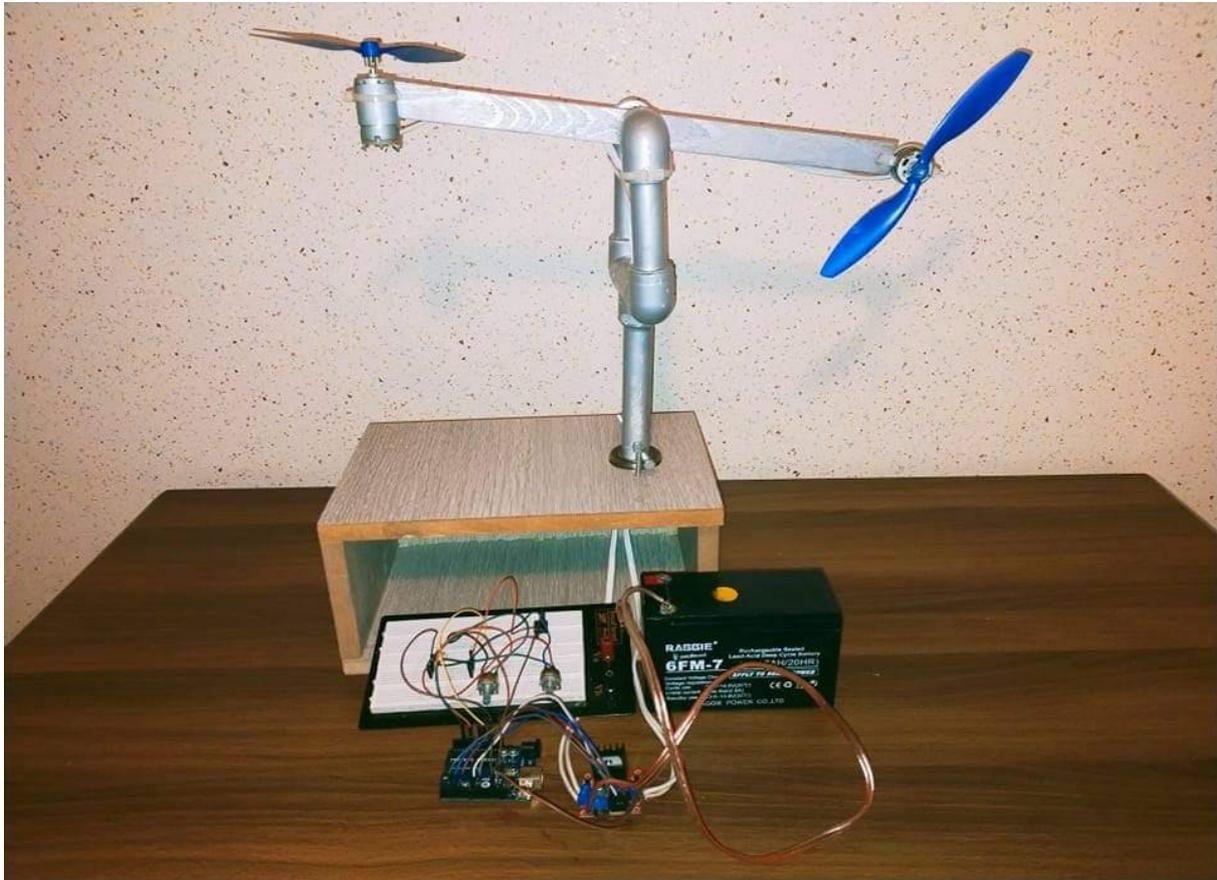


Figure III.6: Montage Hélicoptère 2 DOF

Tests d'expérimentation

Les résultats des tests sur la plateforme ainsi construite sont illustrés par les images suivantes. Ils indiquent la réponse de l'hélicoptère sollicité par plusieurs manœuvres en variant les consignes de commande à l'aide des potentiomètres.



Figure III.7: Les différentes positions d'hélicoptère en mouvement

Conclusion générale

Le travail présenté dans ce mémoire s'inscrit dans le cadre de la conception et la réalisation d'un prototype éducatif d'hélicoptère 2 DOF en vue d'être utilisé comme benchmark dans les problèmes d'automatique.

La première partie a fait l'objet d'une brève présentation du principe de fonctionnement d'un hélicoptère, ainsi que les éléments qui le constituent, on a abordé en détail la description de l'hélicoptère.

Puis, dans la deuxième partie, nous avons vu qu'il est constitué de deux rotors, le rotor principal chargé de l'élévation et le rotor de queue qui est chargé de l'orientation du TRMS. Ensuite on a présenté une modélisation de l'hélicoptère, afin de comprendre la complexité dynamique du système du modèle réduit d'un hélicoptère : un modèle mathématique non linéaire de la dynamique du mouvement horizontal et vertical a été présenté, ainsi que la linéarisation du modèle non linéaire autour d'un point de fonctionnement. Les résultats de simulation sur le modèle linéaire et des tests sur le modèle réel sont encourageants. Finalement nous avons réalisé l'hélicoptère à partir des composants simples et de faible coût permettant sa vulgarisation facile pour son application en automatique.

Ce travail nous a permis de pratiquer des concepts que nous avons étudiés durant notre cursus et d'autres que nous avons découverts et appris à maîtriser.

Notre travail reste primitif et donc sujet à des améliorations, comme intégrer d'autres mouvements simples et complexes au simulateur, étudier d'autres commandes, et compléter le simulateur par des mesures de performances.

Bibliographie

- [1] Twin Rotor MIMO System 33-949S User Manual, Feedback Instruments Ltd., East Sussex, UK, 2006.
- [2] G. Shivani, A. Jamodkar, and J. Pandian B. M. E., "Modeling and Implementation of Adaptive Control Technique on a TRMS Model," *International Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering*, vol. 8, no. 8, pp. 1015–1020, Jun. 2019.
- [3] Satapathy, A., & Nayak, R. R. (2010). *Modelling of twin rotor MIMO system (TRMS)* (Doctoral dissertation).
- [4] R. Raghavan, S. Thomas, "MIMO Model Predictive Controller Design for Twin Rotor Aerodynamic System", 978-1-4673-8075-1/16/ ©2016 IEEE.
- [5] K. Harshath, P.S. Manoharan, and M. Varatharajan, "Model Predictive Control of TRMS", *Biennial International Conference on Power and Energy Systems: Towards Sustainable Energy (PESTSE)*, 2016, 978-1-4673-6658-8/16 © 2016 IEEE.
- [6] <https://www.feedback-shop.co.uk/set-twin-rotor-mimo-system-33-007-pci.html#Description>
- [7] J. K. Pradhan, A. Ghosh, "Design and implementation of decoupled compensation for a twin rotor multiple-input and multiple-output system", in *IET Control Theory and applications* 10.1049/iet-cta.2012.0162.
- [8] Pathan. et al. "A Multivariable Twin-Rotor System Control Design" *Engineering, Technology & Applied Science Research* Vol. 11, No. 1, 2021, 6626-6631
- [9] Gabriel Christoph, BX.; García-Nieto Rodríguez, S. (2016). *Modelling, Simulation and Control of a Twin Rotor MIMO-System*. <http://hdl.handle.net/10251/66346>