

Ministère de l'Enseignement
Supérieur Et de la Recherche Scientifique

Université de Carthage

**Institut National des Sciences
Appliquées et de Technologie**



Conception Assistée par Ordinateur

VTOL System

4^{ème} Année Informatique Industrielle et Automatique

par

Beji Mariem

Bazzazi Mohamed Taher

Ben Slimene Imed Eddine

Kaaniche Khalil

Edition 2020-2021©

Sommaire

| | |
|---|----|
| Introduction | 3 |
| Problématique | 3 |
| Étude théorique..... | 4 |
| Bilan des forces..... | 4 |
| Mouvements effectués | 6 |
| Vtol | 6 |
| Stabilité du vol | 9 |
| Modélisation mathématique | 9 |
| Schéma bloc | 12 |
| Actionneurs | 13 |
| Modélisation des moteurs | 13 |
| Capteurs | 14 |
| Calcul de la position angulaire | 14 |
| A partir de l'accéléromètre | 14 |
| A partir du gyroscope | 15 |
| Nécessité d'une calibration | 15 |
| Nécessité de filtres numériques | 15 |
| Filtre de Kalman | 16 |
| Conception Électrique | 17 |
| Microprocesseur et capteurs | 17 |
| Capteurs : Accéléromètre et Gyroscope | 18 |
| Communication LabVIEW STM32..... | 20 |
| Conception mécanique | 21 |
| LabVIEW | 22 |
| Configuration | 22 |
| Ecriture à partir de LabVIEW | 22 |
| Lecture à partir de LabVIEW | 23 |
| Résultat final | 24 |
| Interfaces..... | 24 |
| Courbes Temps réel..... | 26 |
| Conclusion | 30 |
| Perspectives..... | 30 |
| Liste des figures | 31 |
| Références..... | 32 |

Introduction

Malgré les progrès techniques formidables dans le domaine aéronautique, les limites de vitesse et de rayon d'action des hélicoptères modernes commencent à être atteintes vers le milieu du 20^{ème} siècle, et avec une vitesse maximale de 400 km/h et une autonomie de deux heures, l'hélicoptère ne peut pas concurrencer l'avion sur longues distances. Depuis vingt ans, de nouveaux concepts ont été développés dans l'objectif de diminuer la consommation de carburant et les pertes aérodynamiques en s'appuyant sur de nouvelles configurations de vols.

Le développement de l'avion VTOL a été motivé par la nécessité de raccourcir les pistes, ainsi que par la possibilité d'avoir des avions capables d'opérer sur n'importe quel type de terrain, même sur des porte-avions en haute mer.

Il doit combiner donc les capacités de l'hélicoptère pour ses vols stationnaires et ses déplacements verticaux, et les capacités de vol de croisière à grandes vitesses des avions turbopropulsés.

Problématique

Réaliser et de contrôler un système de décollage et d'atterrissage vertical donc la question qui se pose est

Comment équilibrer notre avion verticalement ?

Étude théorique

Bilan des forces

Les forces aérodynamiques durant le vol d'un système d'avion s'appliquent sur son centre de poussée (égale au point d'applications des forces aérodynamique qui dépend de l'angle d'incidence) et sont le poids, la poussée (ou traction), la portance et la traînée. Ces quatre forces peuvent être représentées par des vecteurs.

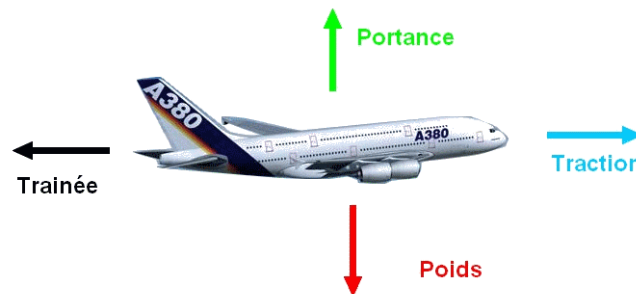


Figure 1 Forces appliquées sur un avion

- Le **poids P** provient de la gravitation universelle. Il est représenté par un vecteur qui s'applique au centre d'inertie de l'avion, dirigé vers le centre de la terre, son poids est égal à : $P = m \cdot g$
Avec :
 P : le poids en Newton
 m : la masse en kg
 g : la constante de gravité universelle $g = 9,81 \text{ N} \cdot \text{kg}^{-1}$ en Newton par Kg
- La **traction** (avions à hélice) ou **poussée** (avions à réaction) **T** existe grâce au moteur et l'hélice, orienté dans le sens de vol. Son intensité varie en fonction de la puissance exercée par le moteur. Elle est représentée par un vecteur dirigé dans le sens du mouvement.
- La **portance R_z** compense le poids et permet à l'avion de voler.
La portance est créée par le vent relatif, c'est-à-dire par l'écoulement de l'air sur la surface de l'aile. D'où l'importance du profil de l'aile. En effet, L'extrados (face supérieure) doit être plus long que l'intrados (face inférieure) pour que l'avion vole.
Son intensité s'exprime par la formule : $R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_z \cdot V^2 \cdot S$
- La **traînée R_x** est une force aérodynamique parallèle au vent relatif. Plus la traînée sera faible, plus l'avion avancera facilement : la traînée est la force opposée au mouvement de l'avion.
La traînée s'exprime par la formule $R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x \cdot V^2 \cdot S$

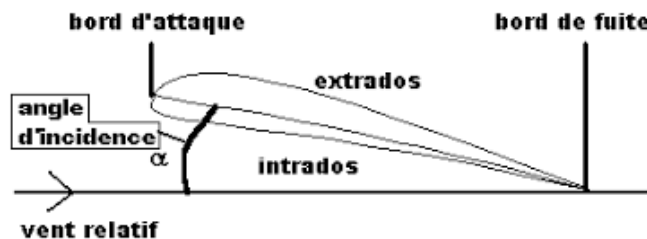


Figure 2 Effet de l'angle d'incidence

Avec ρ (lettre grecque rho), la masse volumique de l'air en $g.m^{-3}$. Elle varie selon la température et l'altitude (pression)

V : la vitesse de déplacement en $m.s^{-1}$

S : la surface de l'aile en m^2

C_z : le coefficient de portance, sans unité. Il dépend du profil de l'aile et varie en fonction de l'angle d'incidence.

C_x : le coefficient de traînée, sans unité. Il dépend de la forme de l'avion et de l'angle d'incidence.

- Avions à hélice et avions à réaction

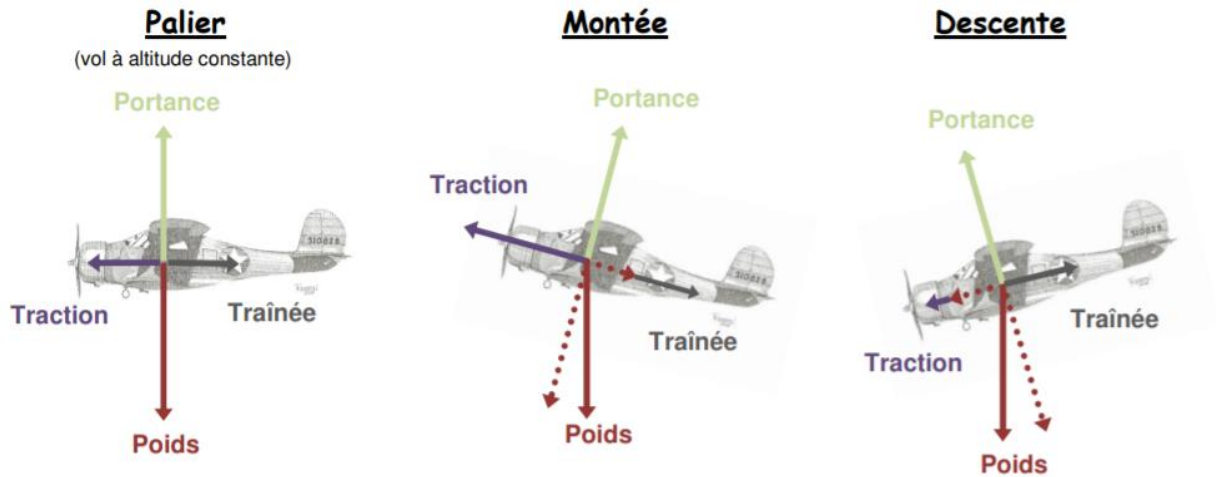


Figure 3 Compensation des forces

En palier : La **portance** équilibre le **poids**. La **traction** équilibre la **traînée**.

En décollage (montée) : La **portance** équilibre la grande composante du **poids**. La **traction** équilibre la traînée + la petite composante du **poids**. La **traction** doit donc être plus importante qu'en palier. \Rightarrow L'avion accélère sur la piste afin d'atteindre une vitesse lui permettant d'assurer sa sustentation par une portance suffisante. Lorsque la vitesse de décollage est atteinte, le pilote augmente la portance par augmentation d'incidence. L'avion quitte le sol et continue à accélérer vers sa vitesse de montée tout en prenant de l'altitude.

La longueur de roulage nécessaire au décollage augmente avec l'altitude et la température.

En atterrissage (descente) : La **portance** équilibre la grande composante du **poids**. La **traction** et la petite composante du **poids** équilibrent la **traînée**. La **traction** doit donc être moins importante qu'en palier.

\Rightarrow L'avion descend sur une pente finale stabilisée à la vitesse d'atterrissage. Près du sol, le pilote réduit la pente de descente afin de venir tangenter le sol. En même temps, il réduit complètement la puissance des moteurs. La vitesse décroît, ce qui réduit doucement la portance. Le pilote relève le nez de l'avion pour que le train d'atterrissage principal prenne contact avec le sol en premier. Suit la phase de décélération qui permet de réduire la vitesse sur la piste avant de dégager vers le parking.

La distance d'atterrissage augmente avec l'altitude et la température.

Mouvements effectués

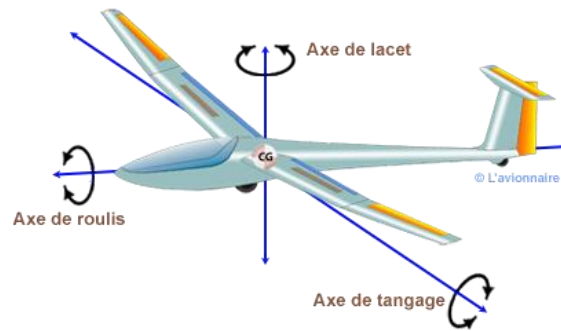


Figure 4 Axes de rotation d'un avion

L'avion pivote le long de trois axes : axe de tangage qui est parallèle aux ailes, l'axe de roulis qui longe le corps de l'avion, et l'axe de lacet qui est perpendiculaire aux axes de tangage et de roulis et part du ciel jusqu'au sol lorsque l'avion est parallèle au sol.

- Tangage ou Pitch (avancer ou reculer)
- Roulis ou Roll (voler vers la gauche ou vers la droite)
- Lacet ou Yaw (vol circulaire)

VTOL

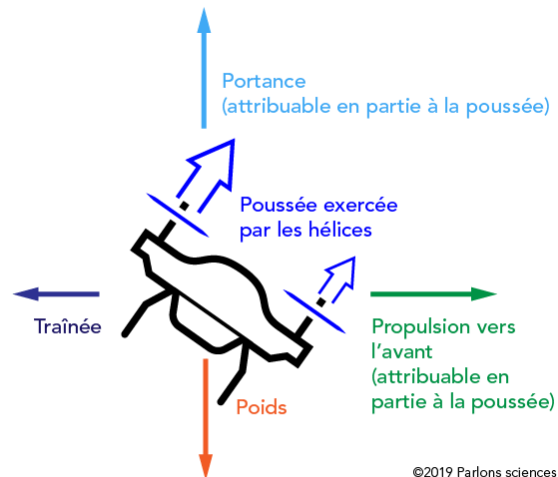


Figure 5 Forces exercées sur un système de VTOL

Pour le VTOL on distingue un 4ème type de mouvement autre que : Pitch, Roll et Yaw qui le Gaz ou Throttle (monter ou descendre).

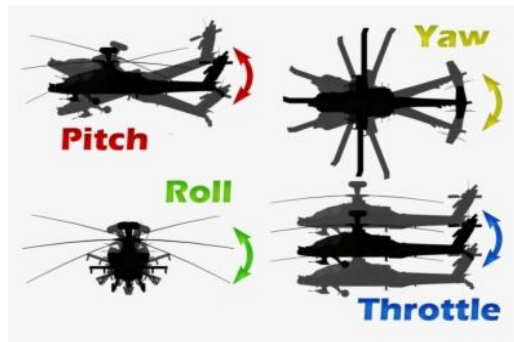


Figure 6 Mouvements d'un système VTOL

Ce sont les rotors qui fournissent les efforts de portance, de propulsion et de contrôle de l'appareil pour générer ces 4 types de mouvements différents.

Les rotors

Un rotor est une voilure tournante (hélice) entraînée par un moteur.

C'est un dispositif qui permet de transformer l'énergie mécanique fournie par le moteur en une force tractive ou propulsive directement utilisable par l'avion pour se déplacer. Il est constitué de deux ou plusieurs pales fixées sur le moyeu.

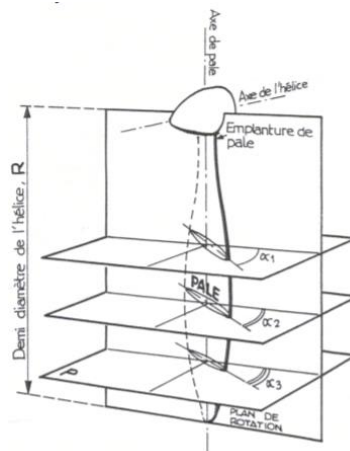


Figure 7 Schéma d'une hélice

On appelle "pas" la distance parcourue par l'hélice le long de son axe de rotation en un tour. On appelle "angle d'incidence" l'angle formé par la corde de l'un des profils et le plan de rotation de l'hélice. La pale étant vrillée, par convention on dit que l'angle d'incidence est celui du profil se situant à 70% du rayon maximum.

Le fonctionnement de l'hélice est tout à fait analogue à celui d'une aile d'avion. Le vent relatif VR issu :

- du déplacement de l'avion (Vitesse avion)
- de la rotation de l'hélice (Vitesse de rotation) crée sur chaque pâle une force aérodynamique F qui se décompose :
 - en portance F_R
 - en poids F_T

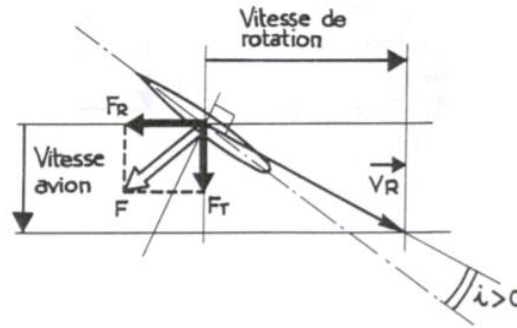


Figure 8 Forces appliquées

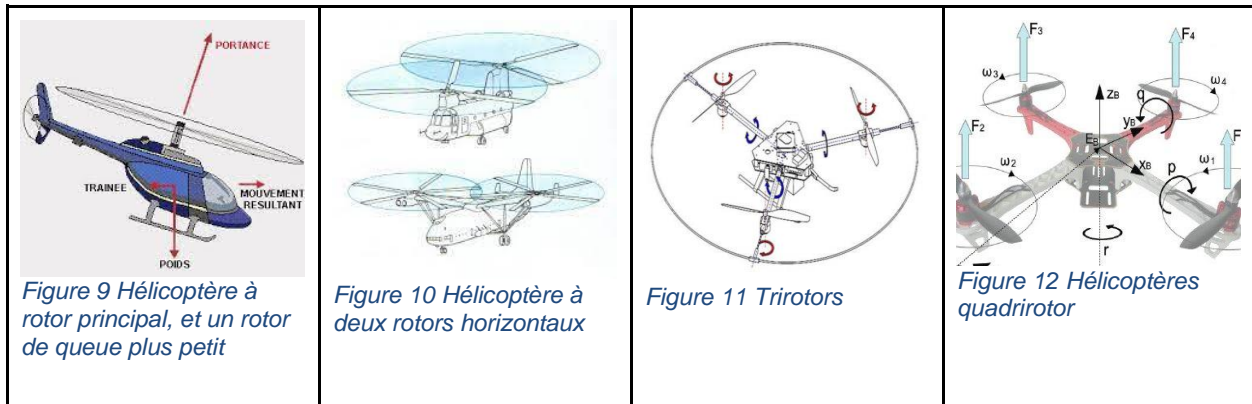
Le vol stationnaire est obtenu lorsque la valeur de la force de poussée et la valeur de la force de pesanteur sont égales et opposées.

Dans le vol vertical, la résultante vectorielle de deux forces, aérodynamique et la force totale de pesanteur sont deux forces ayant la même direction mais sont de sens opposés, le vol est ascendant ou descendant, suivant que l'effet aérodynamique est supérieur ou inférieur au poids du VTOL. Le poids à supporter est le poids total du VTOL et de ses occupants. Si la poussée est supérieure à la masse réelle, le VTOL prend de l'altitude ; si la poussée est inférieure à la masse, le VTOL perd de l'altitude.

Selon le type et le nombre des rotors du VTOL on peut obtenir le mouvement de Throttle.

Soit on augmente l'angle d'incidence des pales du rotor (pas) en gardant leur vitesse reste constante soit on augmente la vitesse en augmentant la puissance des rotors pour générer une poussée verticale supplémentaire et on ne diminue pas ou la vitesse (toujours en gardant l'une des variables constantes) pour diminuer la poussée.

Plusieurs exemples de systèmes de décollage et atterrissage vertical existent ;



Les hélicoptères mono rotor ont besoin d'un système anti couple pour neutraliser l'élan de torsion produit par le grand rotor unique. Cependant, les hélicoptères à deux rotors horizontaux utilisent deux rotors tournant en sens contraires, situés à l'extrémité d'une voilure fixe, chacun annulant le couple de l'autre. Les pales de rotor contrarotatives ne se heurteraient pas. La différence de vitesse de rotation des deux hélices crée un couple de roulis.

Cette configuration présente également l'avantage de pouvoir supporter plus de poids avec des lames plus courtes, puisqu'il y a deux ensembles.

En outre, toute la puissance des moteurs peut être utilisée pour la portance.

Un autre élément physique à prendre en compte est la Vitesse de Décrochage qui correspond à la vitesse minimale en dessous de laquelle le drone ne pourra pas se maintenir en l'air.

On choisit d'étudier ce type de VTOL pour la suite de ce projet.

Stabilité du vol

Nous définissons le système comme étant en équilibre lorsqu'il est horizontal et parallèle au sol càd à un angle nul par rapport à l'axe de Roulis.

Lors du vol stationnaire, notamment durant le décollage et l'atterrissage du système, une stabilité extrême est souhaitée. Pour garder le système horizontal (à un angle $\theta = 0$ (Figure 13).), il faut éliminer le couple de roulis causé par la différence de vitesse de rotation des deux hélices. Ainsi, il faut asservir les deux rotors pour s'assurer que le rotor de droite tourne à la même vitesse que celui de gauche.

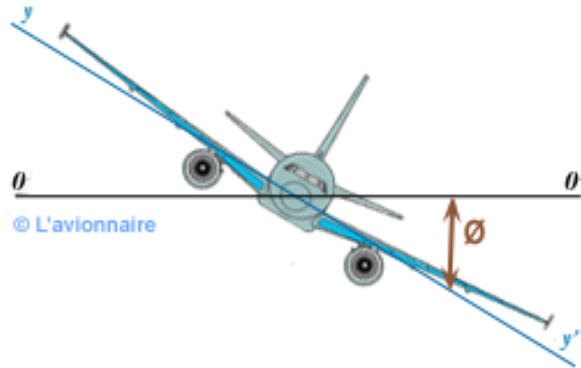


Figure 13 Différence d'angle par rapport à l'horizontale

Modélisation mathématique

2. Montrer que la dynamique simplifiée du système VTOL peut être donnée par [1] :

$$\begin{cases} \ddot{x} = -u \sin(\theta) + \varepsilon v \cos(\theta) \\ \ddot{z} = u \cos(\theta) + \varepsilon v \sin(\theta) - g \\ \ddot{\theta} = v \end{cases}$$

Avec $\varepsilon \neq 0$

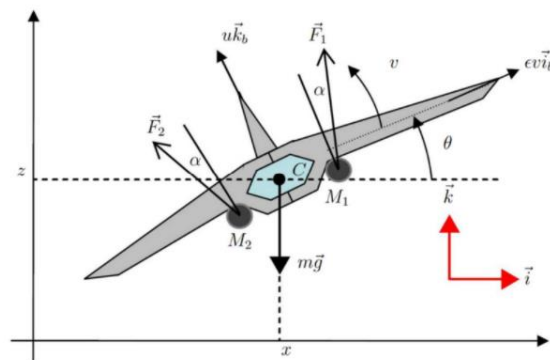


Figure 14 Modélisation d'un VTOL dans un repère

Soit $(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$ un référentiel inertiel fixe, et $(\vec{i}_b, \vec{j}_b, \vec{k}_b)$, avec $\vec{j} = \vec{j}_b$ un repère mobile attaché à la maquette.

Dans le repère $(\vec{i}_b, \vec{j}_b, \vec{k}_b)$ les forces agissant sur le système sont :

Sur l'axe \vec{k}_b : $F_1 \cdot \cos\alpha + F_2 \cdot \cos\alpha - m \cdot g \cdot \cos\theta = 0$

Sur l'axe \vec{i}_b : $F_1 \cdot \sin\alpha - F_2 \cdot \sin\alpha - m \cdot g \cdot \sin\theta = 0$

Dans le repère (i, j, k) les forces agissant sur le système sont :

Sur l'axe \vec{k} : $F_1 \cdot \cos\alpha \cdot \cos\theta + F_2 \cdot \cos\alpha \cdot \cos\theta - m \cdot g = 0 \Rightarrow mg = 2 \cdot F_1 \cdot \cos\alpha \cdot \cos\theta$

Sur l'axe \vec{i} : $F_1 \cdot \sin\alpha \cdot \cos\theta - F_2 \cdot \sin\alpha \cdot \cos\theta = 0 \Rightarrow F_1 = F_2$

Paramètres et variables du système

| Paramètre | Description | unité |
|-----------|---|-------|
| θ | Angle de roulis | rad |
| α | Angle entre | rad |
| m | Masse de l'avion | Kg |
| u | Couple de poussé | N |
| v | Couple du moment de roulement | Nm |
| F_1 | La force de poussée générée au niveau de la narine M1 | N |
| F_2 | La force de poussée générée au niveau de la narine M2 | N |

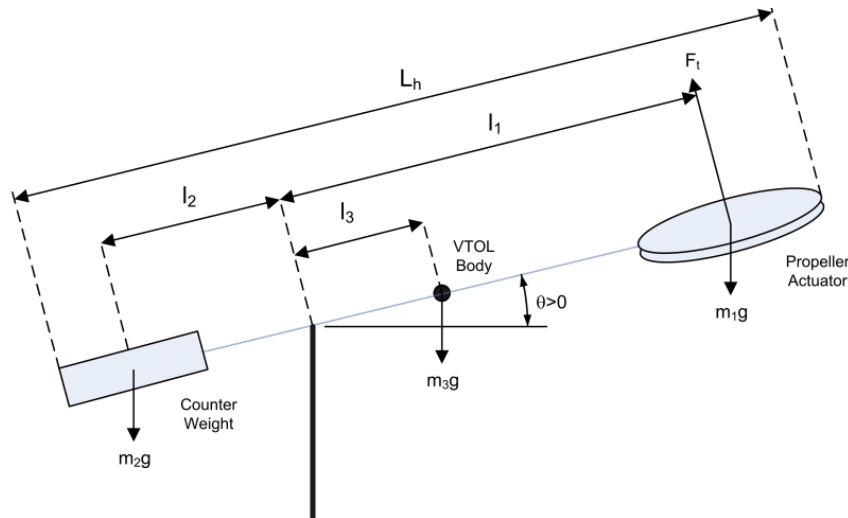


Figure 15 Schéma simplifié de la modélisation mathématique du système

Où l_1 : est la longueur entre le pivot et le centre de l'hélice,

T_t : Le couple de poussée

K_t : est la constante courant-couple de poussée

I_{eq} : est le courant nécessaire pour atteindre l'équilibre.

Les couples agissant sur le système peuvent être décrits par l'équation :

$$\tau_t + m_2 g l_2 \cos \theta(t) - m_1 g l_1 \cos \theta(t) - m_3 g l_3 \cos \theta(t) = 0$$

La force de poussée F_t est générée par l'hélice et agit perpendiculairement au moteur ; Le couple de poussée est donné par

$$\tau_t = F_t l_1$$

En termes de courant, le couple de poussée :

$$\tau_t = K_t I_m$$

Par rapport au courant, l'équation de couple devient

$$K_t I_m + m_2 g l_2 \cos \theta(t) - m_1 g l_1 \cos \theta(t) - m_3 g l_3 \cos \theta(t) = 0$$

Le couple généré par l'hélice et le couple gravitationnel agissant du contrepoids agissent dans le même sens et s'opposent aux couples gravitationnels sur l'ensemble corps et hélice de l'hélicoptère.

A l'équilibre, les couples agissant sur le système sont décrits par

$$K_t I_{eq} + m_2 g l_2 - m_1 g l_1 - m_3 g l_3 = 0$$

Avec : θ est l'angle de rotation,

J : est le moment d'inertie,

B : est l'amortissement visqueux,

K : est la rigidité.

Modèle dynamique libre :

$$J\ddot{\theta} + B\dot{\theta} + K\theta = K_t I_m$$

La transformée de Laplace pour $\frac{\Omega(s)}{I_m(s)}$:

$$P(s) = \frac{K_t}{J(s^2 + \frac{B}{J}s + \frac{K}{J})}$$

L'équation caractéristique d'une fonction de transfert du second ordre

$$s^2 + 2m\omega_n\omega_n^2$$

$$K = \omega_n^2 J$$

Schéma bloc

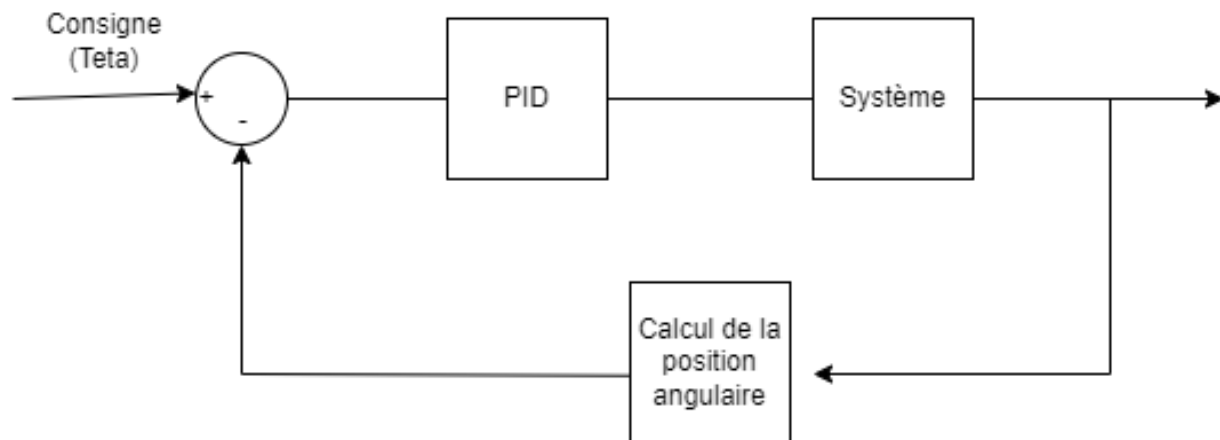


Figure 16 Schéma bloc simplifié du système

Dans notre cas, le système étudié est de type SISO (single input single output) comme l'atteste le schéma bloc présenté.

La consigne est une position angulaire désignée comme Teta égale à 0 degré pour garantir la verticalité du décollage et de l'atterrissage.

Ensuite on a un comparateur qui calculera la différence entre la consigne et le retour de notre système. Ce dernier étant calculé à partir des données récoltées par les capteurs utilisés (accéléro et gyro).

Cette erreur servira d'entrée à notre PID implémenté sur microcontrôleur pour réguler le système.

Les coefficients du régulateur ont été déterminés à travers différents tests jusqu'à atteindre des valeurs $K_p = 110$, $K_i = 0.05$ et $K_d = 0.09$.

Actionneurs

Modélisation des moteurs

Le moteur à courant continu représente une accumulation de deux types de non linéarité :

Un Seuil : Une zone morte correspond au couple de frottement sec (frottements de Coulomb).

Saturation : soit par la commande ou par des causes électroniques ou même physiques.

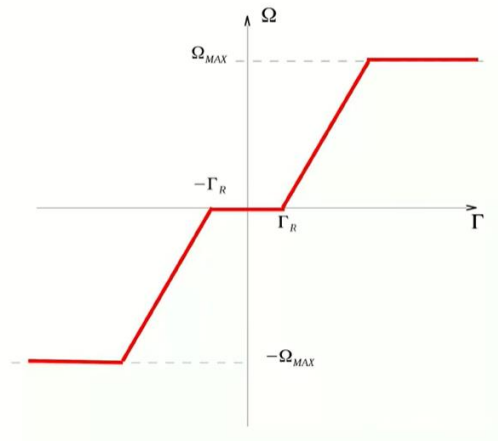


Figure 17 Non linéarité du moteur à courant continu

Une linéarisation autour d'un point de fonctionnement linéaire est donc nécessaire.

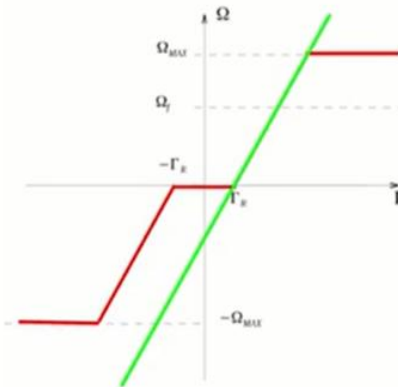


Figure 18 Linéarisation autour d'un point de fonctionnement

Capteurs

Calcul de la position angulaire

Pour notre étude, on a une Rotation autour de l'axe \vec{X} (Axe de Roulis).

A partir de l'accéléromètre

Un accéléromètre est un dispositif électromécanique utilisé pour mesurer les forces d'accélération. Ces forces peuvent être :

- Statique, comme la force de gravité
- Dynamiques comme les forces de mouvement ou de vibration ce qui permet la détection de mouvement

L'accéléromètre retourne les composantes de la force d'inertie qui est dirigée dans la direction opposée au vecteur d'accélération.

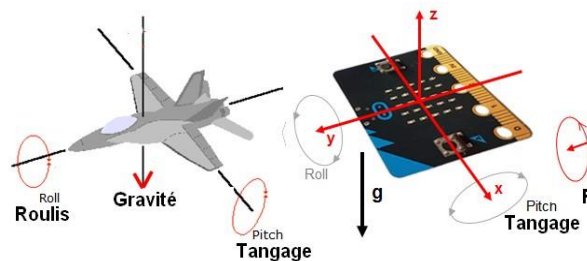


Figure 19 Schéma représentatif d'un accéléromètre

atan2 = valeur principale de la fonction argument appliquée au nombre complexe $x + iy$

Soit :

$$\text{atan2}(y, x) = \text{Arg}(x + i y)$$

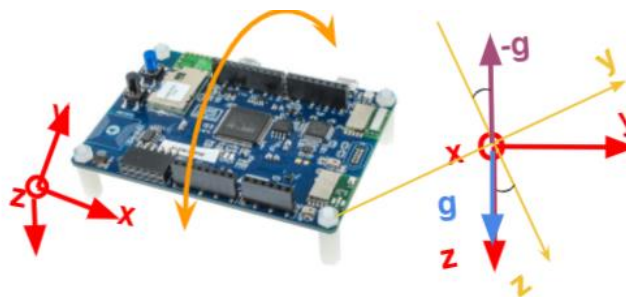


Figure 20 Représentation d'un mouvement dans un repère

$$\Rightarrow \text{AngleAcc} = \text{Arctan2}(-z, y)$$

A partir du gyroscope

Un gyroscope est un dispositif utilisé pour mesurer ou maintenir l'orientation et la vitesse angulaire. Il s'agit d'une roue tournante, ou d'un disque, dans lequel l'axe de rotation est libre de prendre toute orientation par lui-même.

Lors de la rotation, l'orientation de cet axe n'est pas affectée par l'inclinaison ou la rotation du support, en fonction de la conservation du moment angulaire.

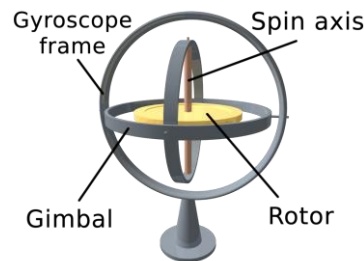


Figure 21 Composant d'un gyroscope

Le gyroscope retourne les composantes de la vitesse angulaire autour d'un axe du repère, pour retrouver la position angulaire on effectue le développement de Taylor :

$$\theta(t + \Delta t) \approx \theta(t) + \frac{\partial}{\partial t} \theta(t) \Delta t + \varepsilon \quad , \quad \varepsilon \sim O(\Delta t^2)$$

$$\Rightarrow \text{AngleGyro} = \text{AngleGyro} + \text{Gyro} \cdot \frac{\Delta t}{f}$$

Nécessité d'une calibration

Les résultats retournés par les deux capteurs utilisés ne sont pas exacts.

Ceci est dû à :

L'offset par rapport à la gravité zéro : valeur de l'accéléromètre lorsque aucune force extérieure n'est appliquée, qui est l'erreur minimale détectée.

L'offset du taux zéro : valeur du gyroscope en l'absence de mouvement angulaire, qui peut dépendre de la température.

D'où on effectue une calibration visible sur les formules précédemment trouvées.

$$\Rightarrow \text{AngleAcc} = \text{Arctan2}(-z, y) - \text{calibrationAcc}$$

$$\Rightarrow \text{AngleGyro} = \text{AngleGyro} + \text{Gyro} \cdot \frac{\Delta t}{f} - \text{calibrationGyro}$$

Nécessité de filtres numériques

Les capteurs utilisés, bien que pertinents dans leur mesure, ont quelques faiblesses : L'accéléromètre est très bruyant - à cause du mouvement constant de l'avion.

Quant au gyroscope, il dérive avec le temps - tout comme un gyroscope à roue qui tourne et qui commence à tomber lorsqu'il perd de la vitesse.

⇒ On ne fait confiance au gyroscope qu'à court terme alors qu'on fait confiance à l'accéléromètre qu'à long terme.

On remédie à ce problème par des filtres numériques tels que :

- Le Filtre complémentaire (un filtre passe-bas numérique sur l'accéléromètre et un filtre passe-haut numérique sur les lectures du gyroscope)
- Filtre de Kalman.

Filtre de Kalman

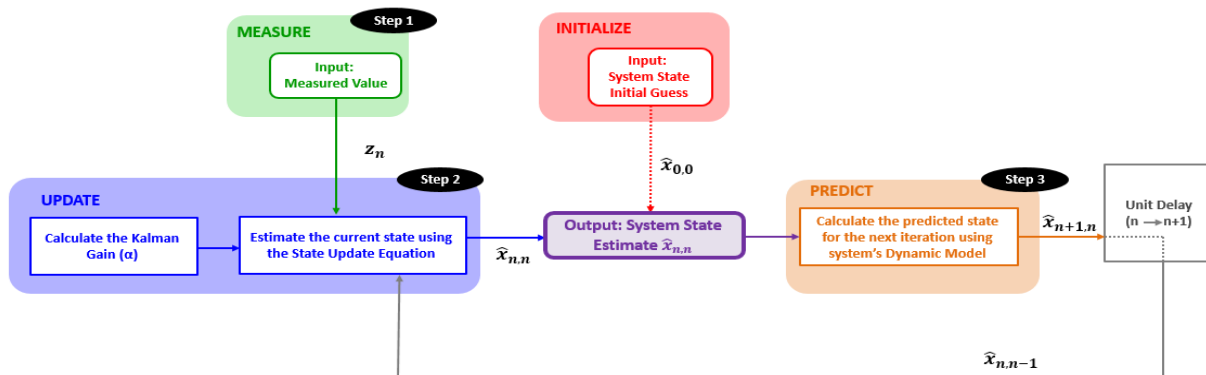


Figure 22 Schéma explicatif du filtre de Kalman

Le filtrage de Kalman est un algorithme qui fournit des estimations de certaines variables inconnues compte tenu des mesures observées dans le temps. Les filtres de Kalman ont démontré leur utilité dans diverses applications. Les filtres de Kalman ont une forme relativement simple et nécessitent une faible puissance de calcul d'où la possibilité de l'implémenter sur microcontrôleur. On fera abstraction des détails mathématiques concernant l'implémentation du filtre et on l'utilisera comme boîte noire pour filtrer le bruit émanant de l'angle mesuré.

Conception Électrique

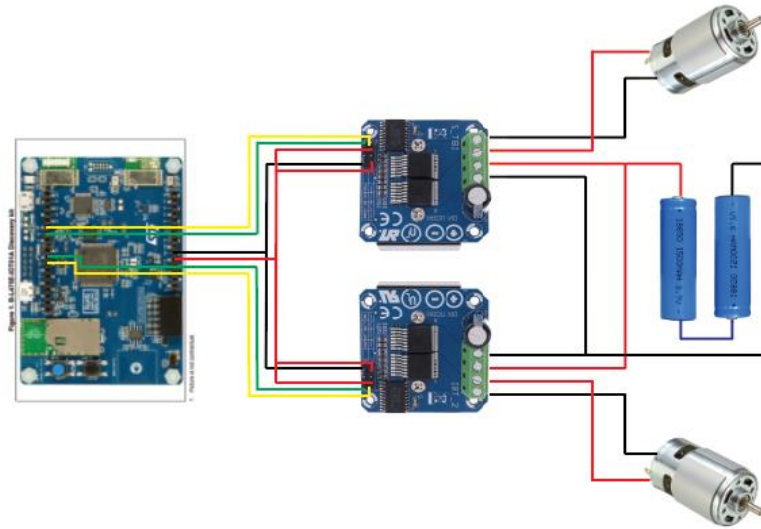


Figure 23 Diagramme de câblage de notre système

Microprocesseur et capteurs

Le choix de la carte se fait pour plusieurs raisons :

- 1- La présence de capteurs embarqués sur la carte (Accéléromètre, Gyroscope et Magnétomètre)
- 2- La présence d'un microcontrôleur STM32L475 connu pour sa faible consommation donc adapté pour des drones autonomes.
- 3- La présence de modules de communication sans fil pour des prochaines améliorations. (WIFI ou Bluetooth)

Figure 3. STM32L4 Discovery kit for IoT node (top view)

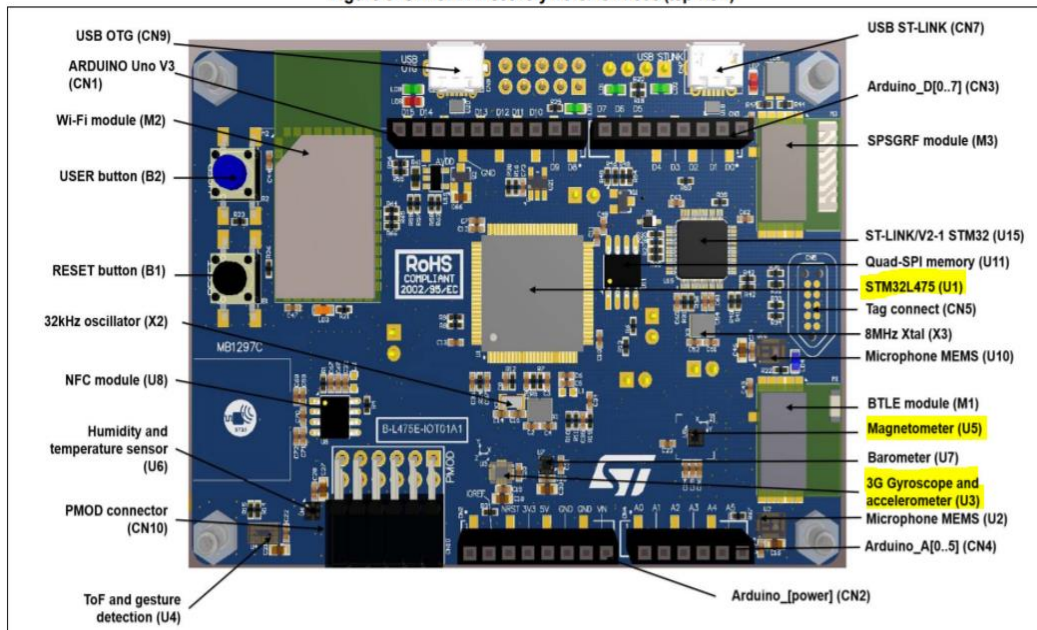


Figure 24 Schéma représentatif de la carte STM32 IoT Node

Capteurs : Accéléromètre et Gyroscope

Les systèmes micro-électromécaniques (MEMS)

Le label MEMS est utilisé pour décrire à la fois une catégorie de dispositifs micro mécatroniques et les procédés utilisés pour leur fabrication.

Un dispositif MEMS comprend des microcircuits qui sont placés sur une petite puce de silicium utilisée avec des composants mécaniques. La technologie prend en charge une grande variété d'appareils qui contrôlent, détectent ou activent des processus mécaniques tout en fonctionnant en réseau ou individuellement.

Les MEMS convertissent un signal mécanique mesuré en un signal électrique ou optique.

Les capteurs utilisés dans ce projets sont de la catégorie MEMs:

- 3D accelerometer and 3D gyroscope (LSM6DSL)

L'accélération est mesurée par le changement de capacité. Lorsqu'une accélération dans la direction particulière est appliquée, la masse se déplace et la capacité entre les plaques et la masse changera et sera converti en une valeur d'accélération

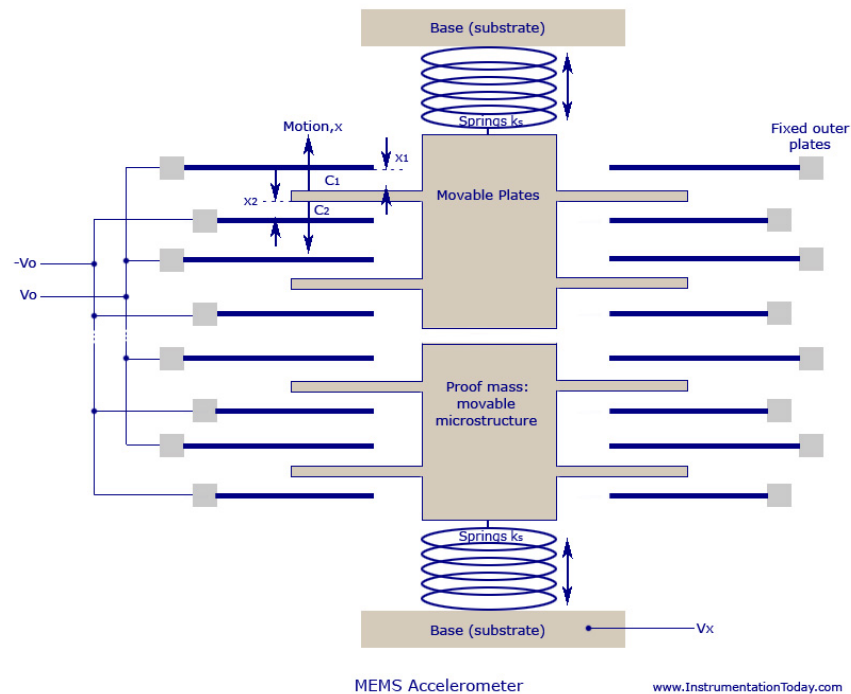


Figure 25 Schéma explicatif du fonctionnement d'un capteur MEMS

La vitesse angulaire est mesurée au moyen de l'accélération de Coriolis.

Si Ω est la vitesse angulaire et r le rayon, la vitesse tangentielle est Ωr . Donc si r change à la vitesse v il y aura une accélération tangentielle Ωv . C'est la moitié de l'accélération de Coriolis. Il y a une autre moitié de changement de direction de la vitesse radiale donnant un total de $2\Omega v$. Si vous avez une masse (M), la plate-forme doit appliquer une force $-2M\Omega v$ pour provoquer cette accélération, et la masse subit une force de réaction correspondante.

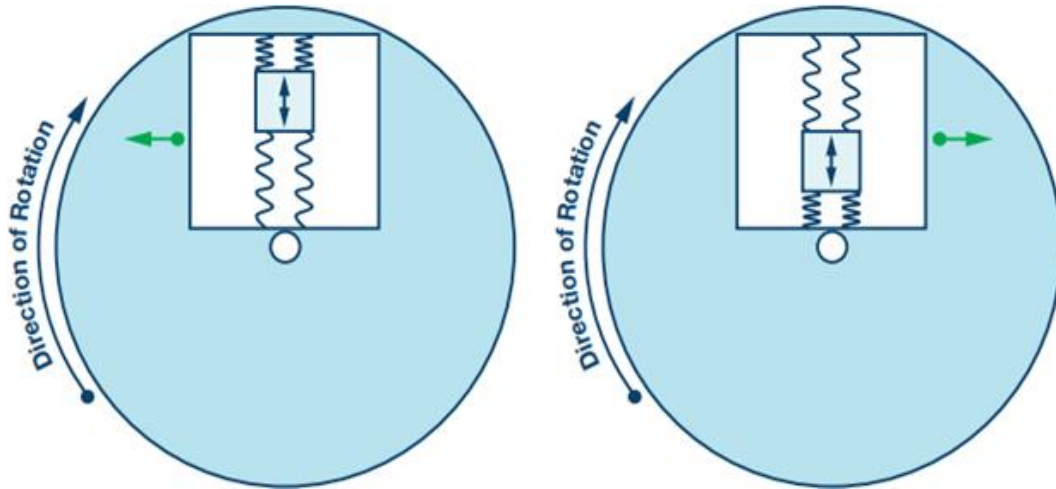


Figure 26 Démonstration de l'effet de Coriolis

Démonstration de l'effet Coriolis en réponse à une masse de silicium résonante suspendue à l'intérieur d'un cadre. Les flèches vertes indiquent la force appliquée à la structure en fonction de l'état de la masse résonnante.

Communication LabVIEW STM32

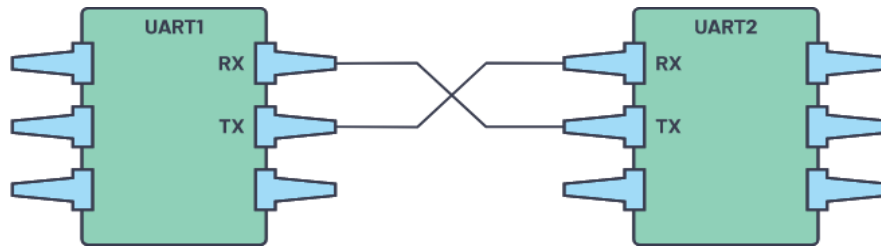


Figure 27 Schéma simplifié d'une communication UART

La communication entre LabVIEW et STM32 se fait via une communication série, plus précisément en utilisant le protocole UART

C'est un protocole de communication Full Duplex (permettant la communication simultanée et dans les deux sens entre les deux parties)

Il dépend de plusieurs paramètres configurés à l'avance comme le baud rate, le nombre de bits, le bit de parité etc....

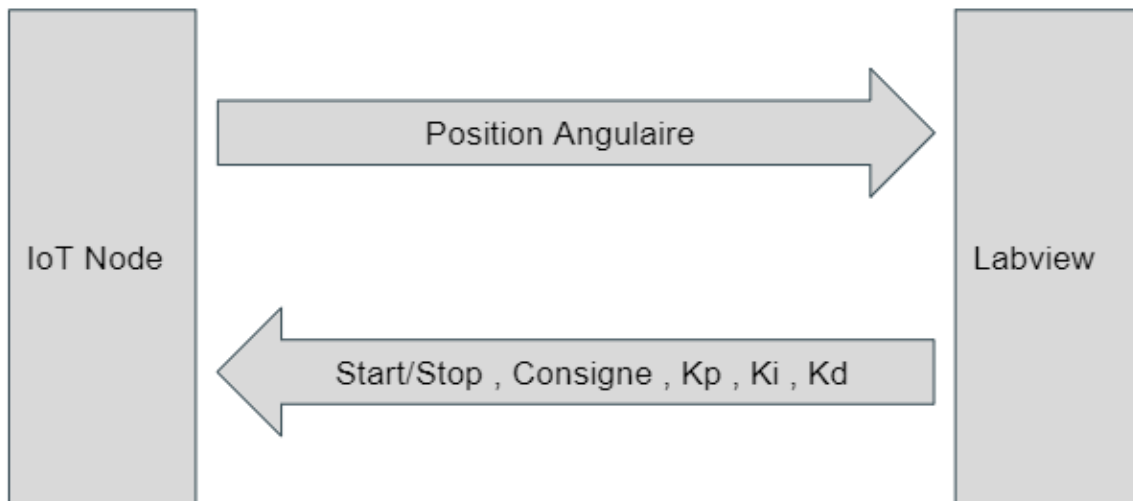


Figure 28 Schéma représentatif des données échangées

Dans notre cas, vu qu'on a opté pour le fait que le PID soit exécuté sur Microcontrôleur, On transmet à partir de LabVIEW

- 1- Start ou stop pour faire marche et arrêter le système
- 2- La consigne à suivre
- 3- les coefficients du PID

Et on attend comme feedback la réponse du système, une position angulaire dans notre cas qu'on exploite sur LabVIEW comme on le verra par la suite.

Conception mécanique

On a réalisé la conception mécanique de notre système sur SolidWorks ce qui a permis de :

- Usiner le socle en bois avec une machine CNC donc ce qui permet d'avoir une précision considérable.
- Avoir un aperçu global du système permettant d'anticiper les problèmes mécaniques.
- Extraire des informations utiles lors de l'étude du système (mase, volume, centre de masse etc...)

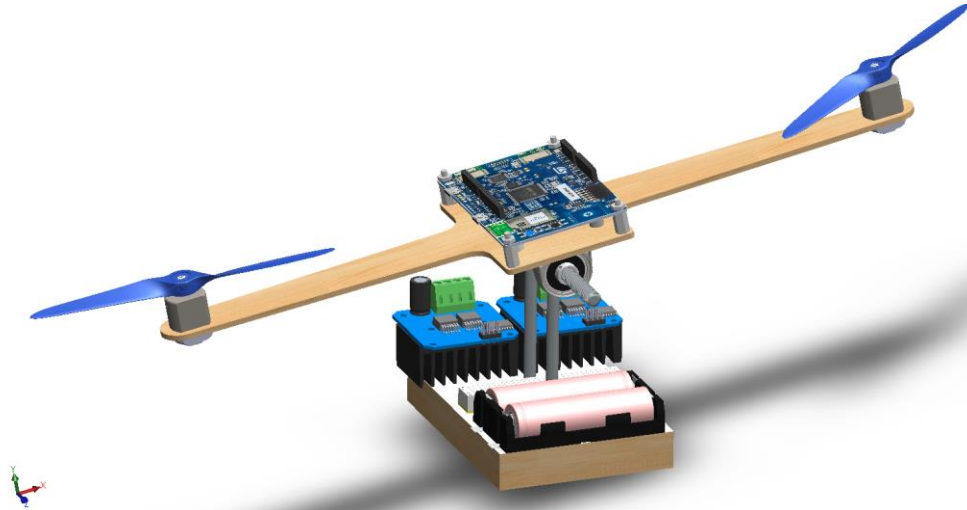


Figure 29 Modèle 3D du système

| | | |
|---|------------------|------------------|
| Mass properties of Assem1 | | |
| Configuration: Default | | |
| Coordinate system: Coordinate System1 | | |
| Mass = 344.32 grams | | |
| Volume = 395875.98 cubic millimeters | | |
| Surface area = 236165.46 square millimeters | | |
| Center of mass: (millimeters) | | |
| X = 45.42 | | |
| Y = 72.65 | | |
| Z = 68.48 | | |
| Principal axes of inertia and principal moments of inertia: (grams * square millim | | |
| Taken at the center of mass. | | |
| lx = (-0.75, 0.66, -0.11) | Px = 931424.45 | |
| ly = (0.65, 0.70, -0.28) | Py = 1089303.15 | |
| lz = (-0.11, -0.28, -0.95) | Pz = 1292332.62 | |
| Moments of inertia: (grams * square millimeters) | | |
| Taken at the center of mass and aligned with the output coordinate system. | | |
| Lxx = 1003271.91 | Lxy = -83386.04 | Lxz = -8220.03 |
| Lyx = -83386.04 | Lyy = 1037133.07 | Lyz = -64668.27 |
| Lzx = -8220.03 | Lzy = -64668.27 | Lzz = 1272655.24 |
| Moments of inertia: (grams * square millimeters) | | |
| Taken at the output coordinate system. | | |
| lxx = 4435249.79 | lxy = 1052833.91 | lxz = 1062669.99 |
| lyx = 1052833.91 | lyy = 3361944.83 | lyz = 1648316.39 |
| lzx = 1062669.99 | lzy = 1648316.39 | lzz = 3800460.58 |

Figure 30 Paramètre du système extrait à partir de SOLIDWORKS

LabVIEW

Configuration

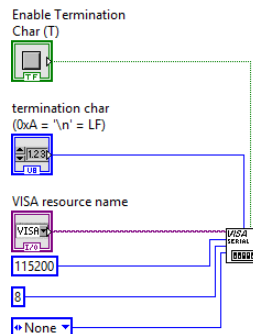


Figure 31 Blocs de configuration de communication

Pour la partie configuration, on utilise le bloc VISA configure Serial Port en ayant téléchargé les drivers nécessaires au préalable.

On crée ensuite les blocs de contrôle et/ou constantes nécessaires à son bon fonctionnement : dans notre cas on spécifiera

- Le Visa Ressource Name (permettant de choisir le COM port adéquat)
- L'activation d'un caractère de terminaison pour séparer les différents messages lors de la réception
- Le baud rate qui sera identique à celui utilisé par le microcontrôleur.
- L'existence ou non d'un bit de parité
- Ainsi que la taille de la charge utile UART

Ecriture à partir de LabVIEW

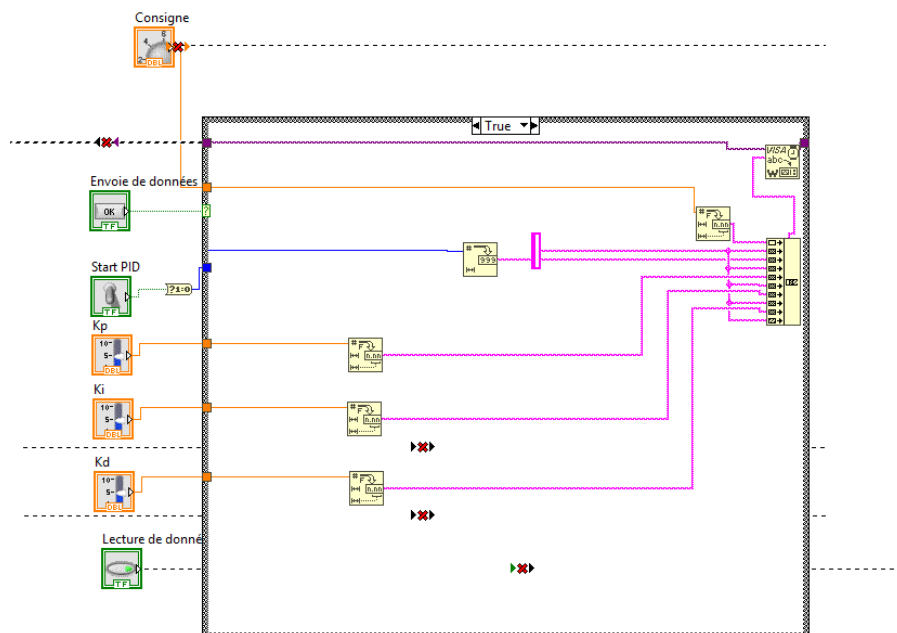


Figure 32 Blocs d'écriture LabVIEW vers STM32

Dans notre cas, on a plusieurs variables à transmettre de LabVIEW vers le microcontrôleur utilisé :

- Une variable booléenne indiquant le démarrage ou l'arrêt du système
- Des réels contenant les constantes K_p , K_i et K_d de notre PID implémenté.
- Un réel contenant la consigne pour des tests.

De ce fait, il est nécessaire de séparer les variables avec des « \n » pour décomposer le message lors de la réception.

Donc notre trame de donnée à envoyer est une chaîne de caractère contenant les variables à envoyer séparés par un caractère prédéfini « \n » d'où la nécessité de convertir les variables en des chaînes de caractères et d'effectuer une concaténation avant de l'envoyer.

Il est nécessaire d'implémenter sur microcontrôleur un algorithme de décomposition de la trame envoyée pour pouvoir extraire les données.

Lecture à partir de LabVIEW

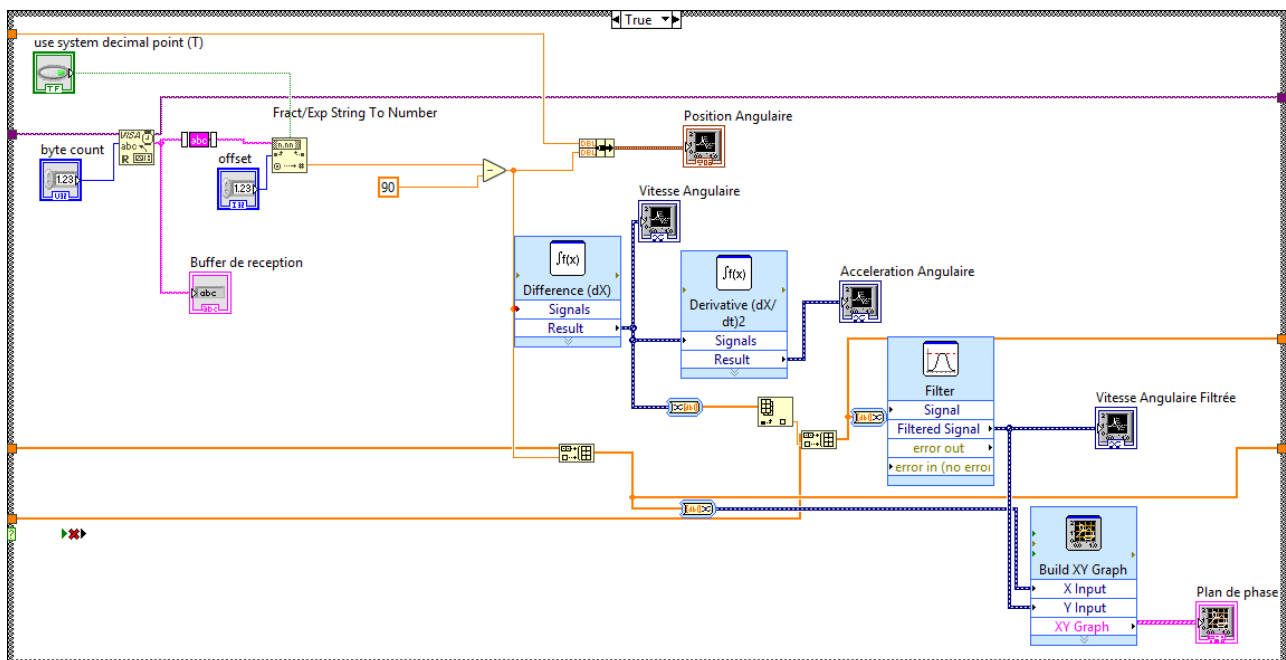


Figure 33 Blocs pour la lecture des données reçue de STM32

LabVIEW est utilisé dans notre cas pour recevoir la position angulaire mesurée sur microcontrôleur.

Pour résoudre des problèmes de communication, nous avons délibérément envoyé l'angle mesuré avec une offset de + 90 degrés pour nous garantir un nombre toujours positif.

Cet angle est traité sur LabVIEW pour qu'il soit corrigé et affiché sur une graph.

A partir des angles reçus on dérive à deux reprises pour obtenir respectivement une vitesse et une accélération angulaire.

On effectue aussi un filtrage sur la vitesse ainsi calculée pour lisser la courbe obtenue.

De plus, on utilise la position angulaire et la vitesse angulaire pour tracer en temps réel le plan de phase en les désignant respectivement comme X et Y.

Résultat final

Interfaces

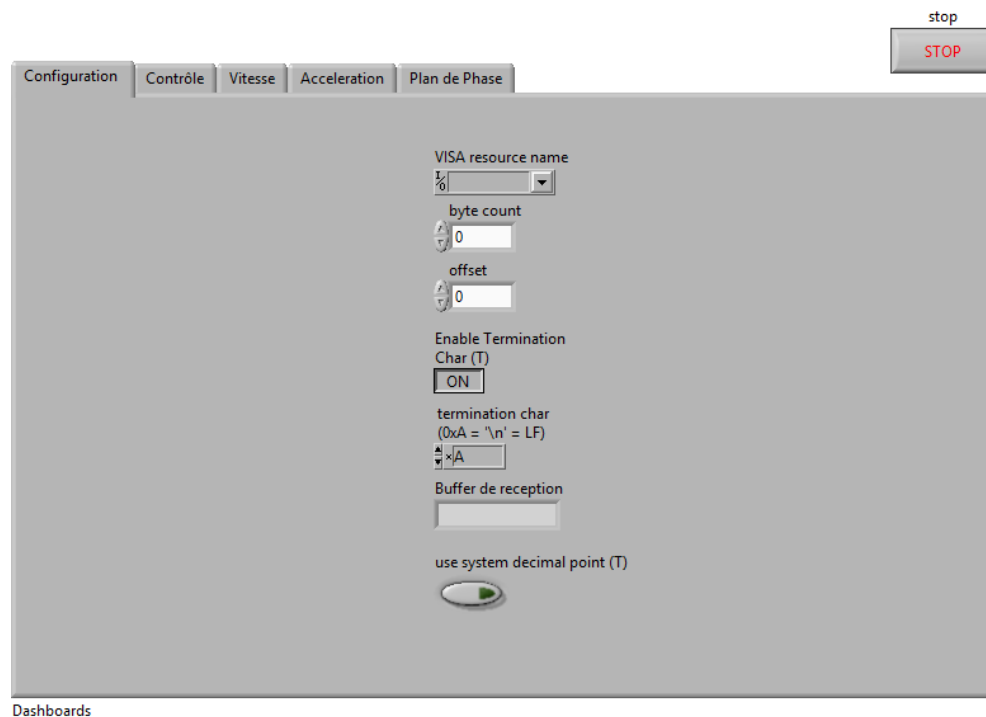


Figure 34 Capture d'écran du panneau de configuration

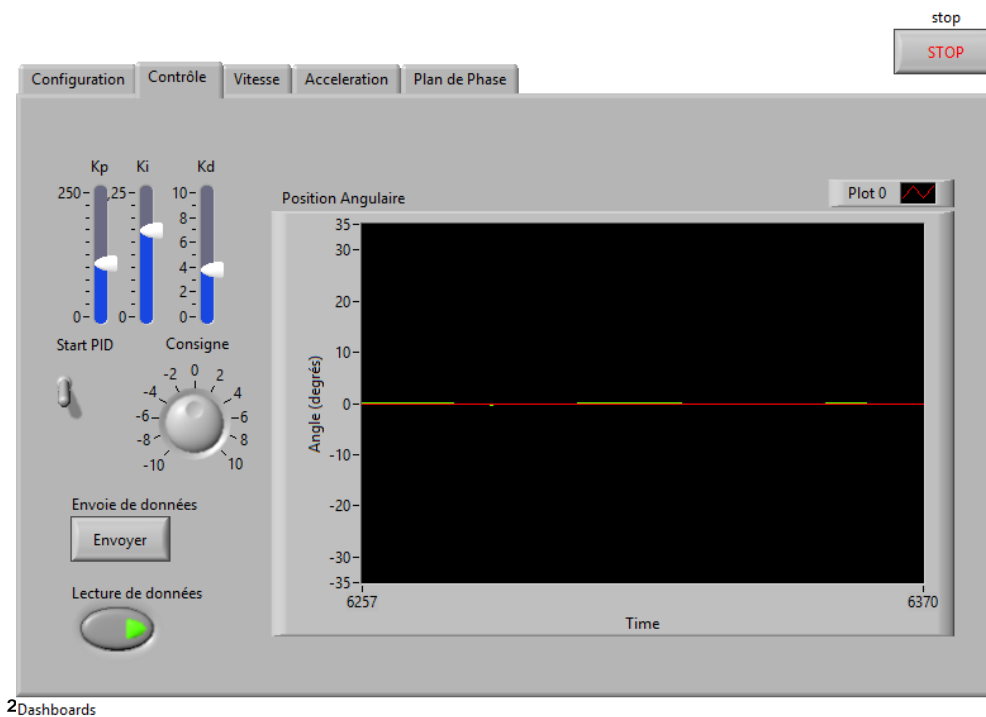


Figure 35 Onglet régulation PID et Courbe position angulaire

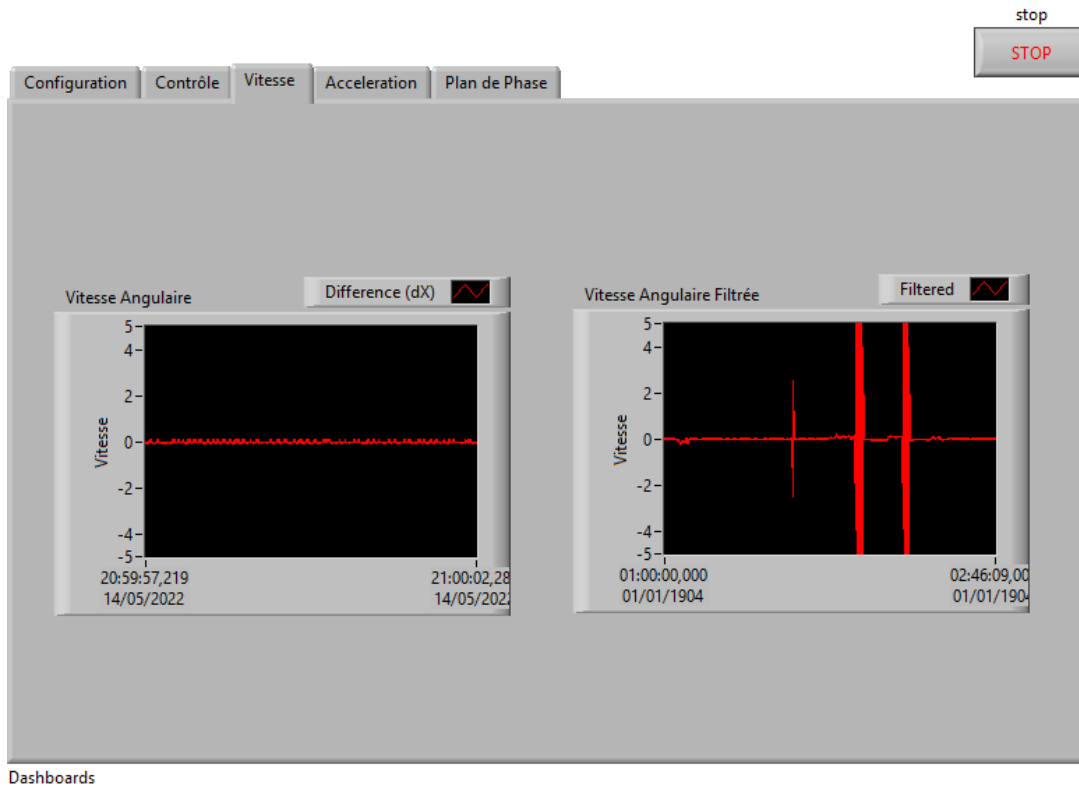


Figure 36 Panneau des vitesses filtrées et non filtrées

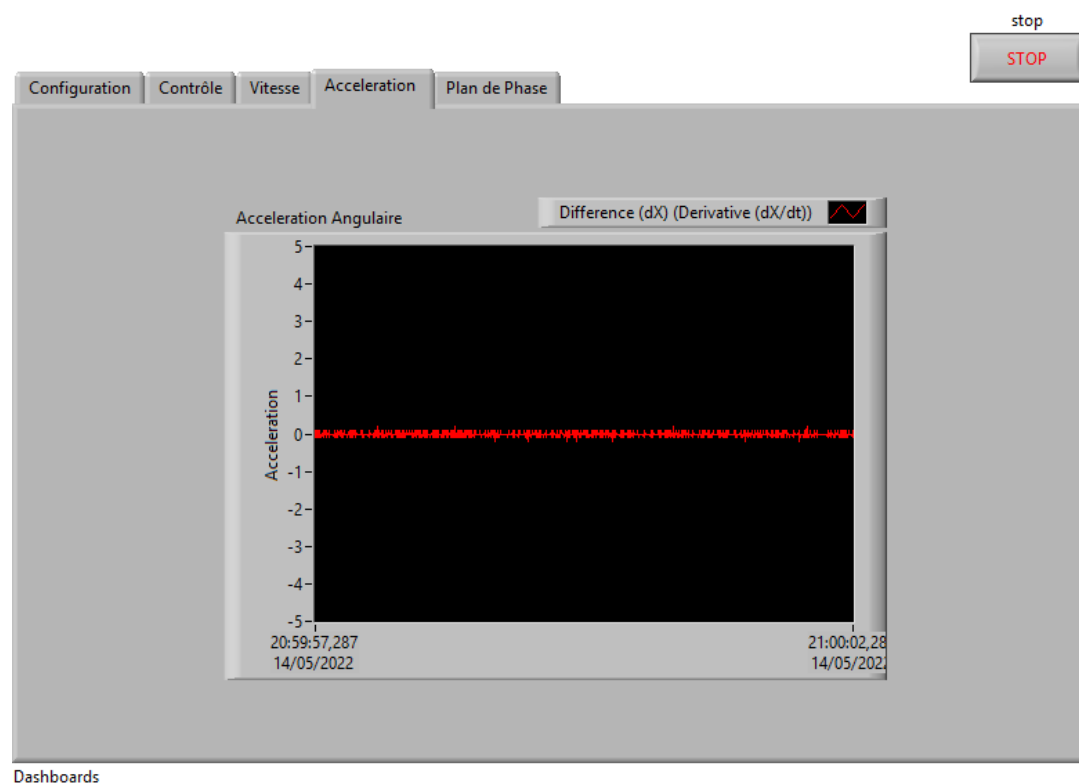


Figure 37 Panneau de l'accélération

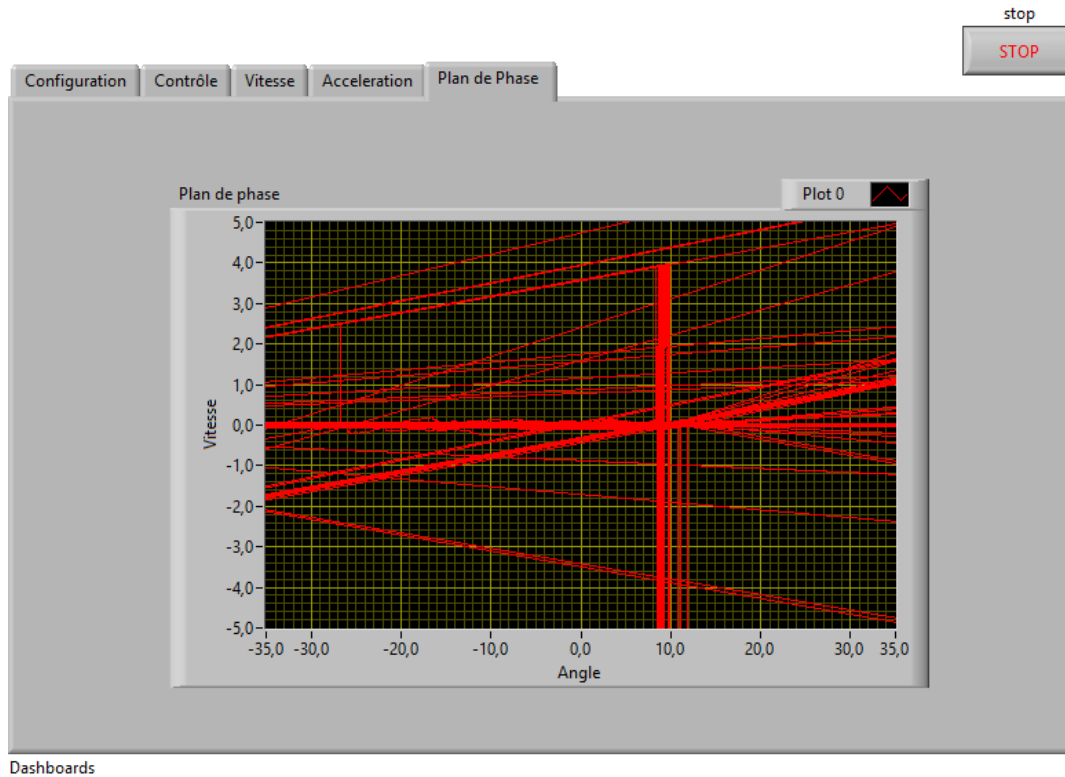


Figure 38 Onglet du plan de phase

Courbes Temps réel

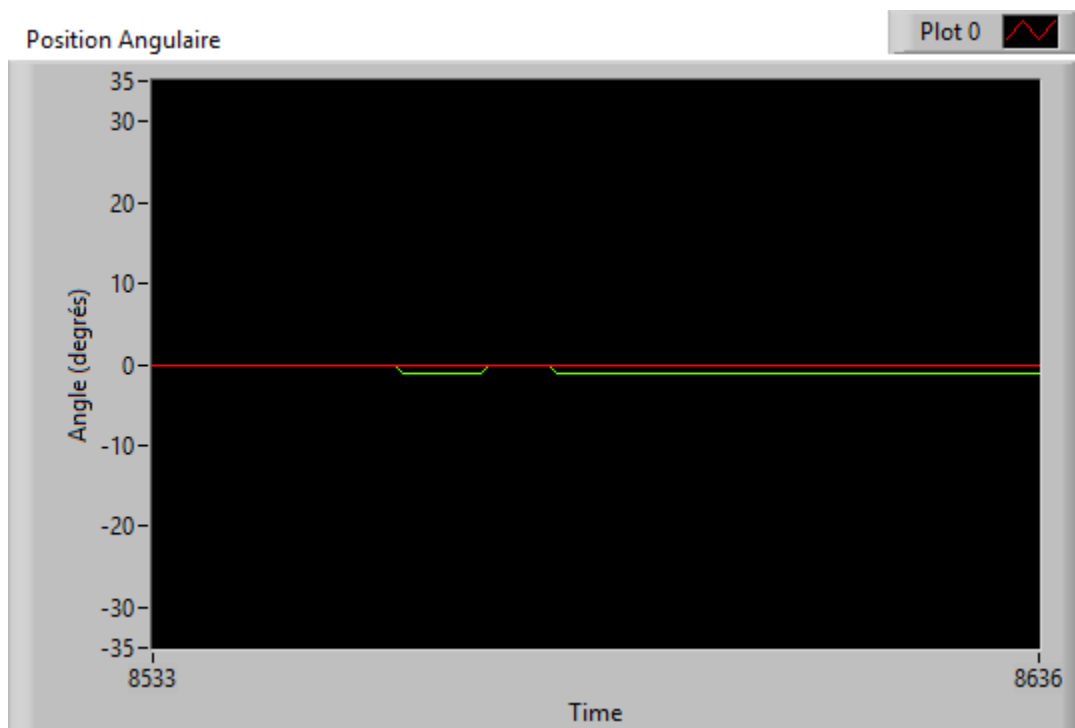


Figure 39 Courbe de la position angulaire en fonction du temps

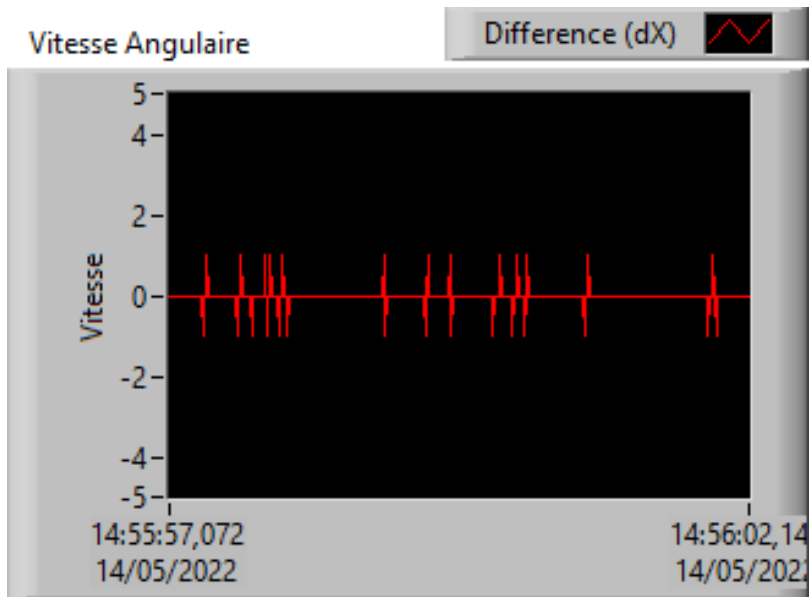


Figure 40 Courbe de la vitesse angulaire en fonction du temps

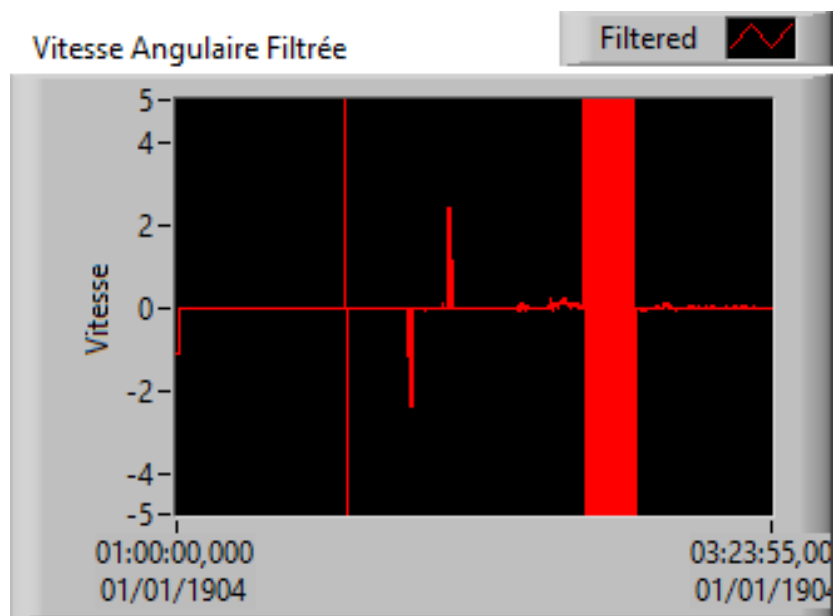


Figure 41 Courbe de la vitesse angulaire filtrée en fonction du temps

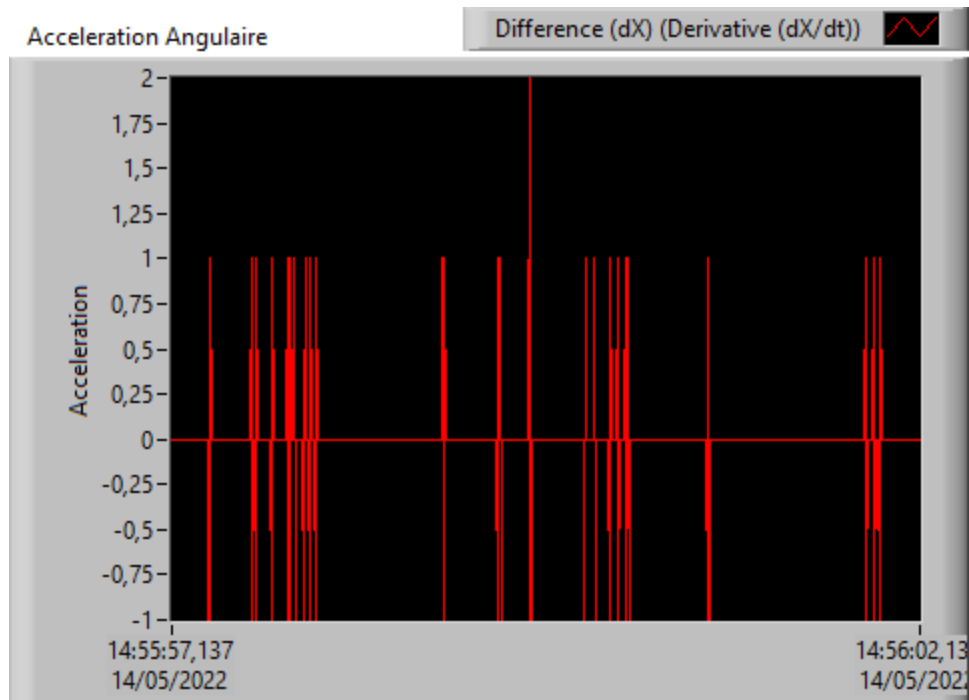


Figure 42 Courbe de l'accélération angulaire en fonction du temps

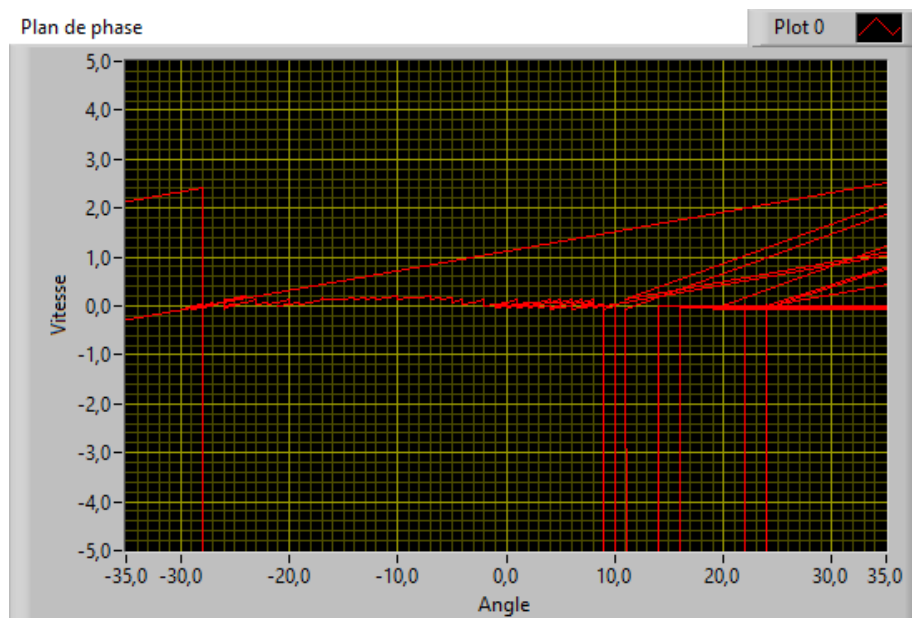


Figure 43 Plan de phase

Démonstration

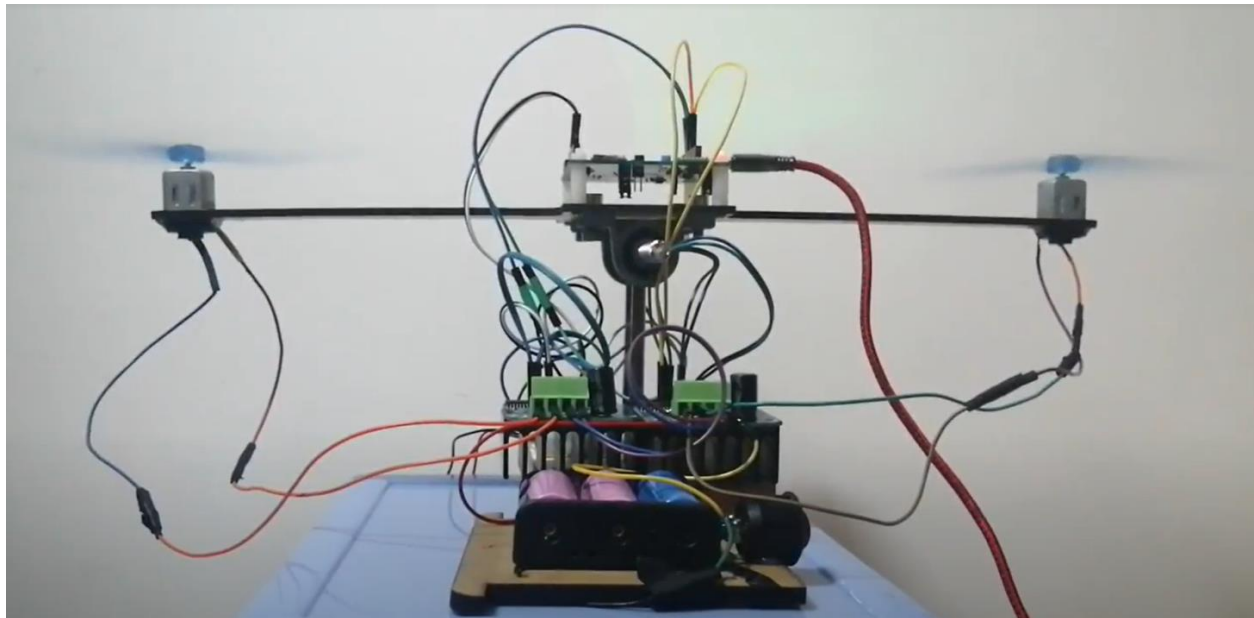


Figure 44 Photo de la maquette réalisée

Les vidéos de démonstration :

https://drive.google.com/file/d/1kr-3rPDvvUN_B42xfWXL8VNbiGb7VOas/view?usp=sharing

https://drive.google.com/file/d/1kqyH3fHolO6SpOX-ulukoLe_d_3KECzv/view?usp=sharing

Conclusion

- Nous avons bien réussi à calculer la position angulaire en utilisant plusieurs notions mathématiques et l'implémentation des différents filtres comme le filtre de Kalman.
- La précision et le filtrage de la position angulaire calculée nous a permis asservir nos moteurs plus facilement.
- Également, Le monitoring et l'échange d'information entre LabVIEW et notre microcontrôleur STM32 B-L475 nous a permis de trouver les constantes de système rapidement et d'étudier ses différentes propriétés (précision, stabilité, rapidité) d'une autre.

Perspectives

Avec un temps de développement plus large, il sera possible d'ajouter les points suivants :

- Ajouter un algorithme de CRC (Cyclic Redundancy Check) pour rendre la communication plus robuste
- Etablir une communication sans fil via TCP, HTTP ou Bluetooth
- Amélioration du câblage (utilisation d'un PCB ou des meilleurs connecteurs)
- Remplacer les moteurs DC par des moteurs « brushless » qui sont plus performants et plus précis
- Implémenter une commande linéarisante pour les moteurs
- Ajouter à la maquette des slots pour ajouter un poids afin de changer le centre de gravité du système.
- Ajouter un degré de liberté mécaniquement permettant à la structure d'effectuer une translation
 - En gardant la stabilité horizontale, On peut changer la vitesse moyenne des moteurs pour assurer un "take off" (avec 80% de la vitesse maximale) ou un "landing" (20% de la vitesse maximale). Cela peut se faire en utilisant des tiges lisse plus longues avec des roulements verticaux.

Liste des figures

| | |
|---|----|
| Figure 1 Forces appliquées sur un avion | 4 |
| Figure 2 Effet de l'angle d'incidence | 4 |
| Figure 3 Compensation des forces | 5 |
| Figure 4 Axes de rotation d'un avion..... | 6 |
| Figure 5 Forces exercées sur un système de VTOL | 6 |
| Figure 6 Mouvements d'un système VTOL..... | 7 |
| Figure 7 Schéma d'une hélice..... | 7 |
| Figure 8 Forces appliquées..... | 8 |
| Figure 9 Hélicoptère à rotor principal, et un rotor de queue plus petit | 8 |
| Figure 10 Hélicoptère à deux rotors horizontaux | 8 |
| Figure 11 Trirotors..... | 8 |
| Figure 12 Hélicoptères quadrirotor | 8 |
| Figure 13 Différence d'angle par rapport à l'horizontale | 9 |
| Figure 14 Modélisation d'un VTOL dans un repère | 9 |
| Figure 15 Schéma simplifié de la modélisation mathématique du système | 10 |
| Figure 16 Schéma bloc simplifié du système..... | 12 |
| Figure 17 Non linéarité du moteur à courant continu..... | 13 |
| Figure 18 Linéarisation autour d'un point de fonctionnement..... | 13 |
| Figure 19 Schéma représentatif d'un accéléromètre | 14 |
| Figure 20 Représentation d'un mouvement dans un repère | 14 |
| Figure 21 Composant d'un gyroscope | 15 |
| Figure 22 Schéma explicatif du filtre de Kalman..... | 16 |
| Figure 23 Diagramme de câblage de notre système..... | 17 |
| Figure 24 Schéma représentatif de la carte STM32 lot Node | 17 |
| Figure 25 Schéma explicatif du fonctionnement d'un capteur MEMS | 18 |
| Figure 26 Démonstration de l'effet de Coriolis..... | 19 |
| Figure 27 Schéma simplifié d'une communication UART..... | 20 |
| Figure 28 Schéma représentatif des données échangées | 20 |
| Figure 29 Modèle 3D du système | 21 |
| Figure 30 Paramètre du système extrait à partir de SOLIDWORKS | 21 |
| Figure 31 Blocs de configuration de communication | 22 |
| Figure 32 Blocs d'écriture LabVIEW vers STM32..... | 22 |
| Figure 33 Blocs pour la lecture des données reçue de STM32..... | 23 |
| Figure 34 Capture d'écran du panneau de configuration..... | 24 |
| Figure 35 Onglet régulation PID et Courbe position angulaire | 24 |
| Figure 36 Panneau des vitesses filtrées et non filtrées | 25 |
| Figure 37 Panneau de l'accélération..... | 25 |
| Figure 38 Onglet du plan de phase..... | 26 |
| Figure 39 Courbe de la position angulaire en fonction du temps | 26 |
| Figure 40 Courbe de la vitesse angulaire en fonction du temps..... | 27 |
| Figure 41 Courbe de la vitesse angulaire filtrée en fonction du temps..... | 27 |
| Figure 42 Courbe de l'accélération angulaire en fonction du temps..... | 28 |
| Figure 43 Plan de phase | 28 |
| Figure 44 Photo de la maquette réalisée | 29 |

Références

- [1] Reza Olfati-Saber " Global Configuration Stabilization for the VTOL Aircraft with Strong Input Coupling" IEEE Transactions on Automatic Control, VOL. 47 (11), 2002, pp.1949- 1952.
- [2] Naccarato, Gianni. (2003). Instabilité du flottement gyroscopique des convertibles.