

**RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE**

Université Saad Dahlab BLIDA -1-



Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales

Département de Construction Aéronautique

Mémoire pour l'obtention du diplôme de Master

Option : Avionique

Thème :

**Étude et réalisation d'un
système de stabilisation d'un
aéronef en mode longitudinal et
latéral**

Réalisé par :

DAHIMÈNE Chafik

ELBESSEGHI Mohamed Adlane

Encadré par :

Dr. BENCHOUBANE Hacine

Année universitaire : 2014-2015

Dédicaces

On dédie ce modeste travail :

À celles qui nous ont soutenues tout le long de nos études, celles qui nous ont poussées vers le chemin du savoir, celles qui représentent pour nous l'exemple du sacrifice, du dévouement et de l'honnêteté :

Nos tendres mères

À ceux qui nous ont été une épaule sur laquelle nous nous sommes tant appuyées durant toutes ces années d'études :

Nos chers pères

À nos chères sœurs.

À nos chers frères.

À tous nos amis(es) et à toute notre promotion.

ELBESSEGHI Mohamed Adlane

DAHIMÈNE Chafik

Remerciements

Les travaux présentés par la suite ne seraient rien sans le soutien, l'aide et la confiance de nombreuses personnes. La quantité de remerciements que nous souhaiterions inclure ici augmenterait de manière exagérée le mémoire en lui-même.

Nous tenons à exprimer nos profondes gratitudee et nos vifs remerciements à notre promoteur, le Docteur Hacine BENCHOUBANE pour sa disponibilité et de nous avoir fait profiter de ses qualités aussi bien sur le plan scientifique que sur le plan professionnel. Un grand merci pour son sérieux, sa patience et son aide.

Nos remerciements s'adressent également au président de jury et aux membres de jury d'avoir accepté de lire et d'évaluer notre mémoire.

Nous exprimons nos remerciements à tous les professeurs qui nous ont encadrés pendant notre cursus universitaire.

Enfin nous remercions tous ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire.

Résumé

Ce mémoire concerne l'étude et la réalisation d'un aéronef stabilisé en mouvement latéral et longitudinal. En aéronautique, la stabilité latérale et longitudinale d'un avion, c'est son aptitude à revenir à une position d'équilibre quand la trajectoire a été modifiée par un agent extérieur, elle se fait automatiquement grâce aux différents organes de commande. Notre objectif c'est de mettre en place un prototype convainquant stable par rapport à son point d'équilibre.

L'utilisation de la théorie de Lyapunov et de l'hyper-stabilité, associée à la description des systèmes par des matrices caractéristiques, a permis l'élaboration des conditions suffisantes de stabilité de notre système dynamique continu non linéaire, ces mêmes conditions vont être implémentés sur notre prototype.

De cette solution cinématique, un programme informatique adéquat sera généré avec la conception d'un prototype métallique simple en deux dimensions, sur lequel y sont installés les différents organes de commande.

Abstract

This thesis relates to the study and the realisation of a stabilised aircraft during a lateral and longitudinal movement. In aeronautic, the lateral and longitudinal stability of a plane, consists on its ability to return to an equilibrium position when the trajectory is modified by an external agent, it is done automatically through the various control units. Our objective is to install a convincing prototype which is stable vis-à-vis its equilibrium point.

The use of the Lyapunov theory and the hyperstability, associated with the systems description by characteristic matrices, allowed the development of sufficient stability conditions for our nonlinear continuous dynamic system, these same conditions will be implemented on our prototype.

From this kinematic solution, an appropriate computer program will be generated with the conception of a simple two dimensional metal prototype, on which the various control units are installed.

ملخص

هذه الأطروحة تتعلق بتصميم وبناء طائرة مستقرة في الحركة الجانبية والطولية. في مجال الطيران، الاستقرار الجانبي و الطولي للطائرة هو قدرتها على العودة إلى وضع التوازن عندما يتم تغيير مسارها من قبل عامل خارجي، ويتم ذلك تلقائياً من خلال أجهزة التحكم المختلفة. هدفنا هو إقامة نموذج مقنع مستقر، مقارنة مع نقطة توازنه.

باستخدام نظرية ليابونوف وفرط الاستقرار، إلى جانب وصف للأنظمة عن طريق المصفوفات المميزة لها، سمح تطوير الشروط الكافية لاستقرار نظامنا الديناميكي الغير الخطي المستمر، وسيتم تنفيذ هذه الشروط نفسها على نموذجنا الأولي.

بهذا الحل الكينماتيكي، سيتم إنشاء برنامج معلوماتي مناسب مع تصميم نموذج أولي معدني بسيط في بعدين، والذي يتم تثبيت عليه مختلف أجهزة التحكم.

Acronymes

CNA Convertisseur Numérique Analogique

DC Direct Current

FTDI Future Technology Devices International

IMU Inertial Measurement Unit

INS Inertial Navigation System

IRS Inertial Reference System

MEMS Micro-Electro-Mechanical System

NED North East Down

PHR Plan Horizontal Réglable

P.I.D Proportionnel Intégral Dérivé

SISO Single Input Single Output

TOR Tout Ou Rien

ZRO Zero-Rate Output

Table des matières

Dédicaces	2
Remerciements	3
Résumé / Abstract / ملخص	4
Acronymes	5
Table des matières	6
Liste des figures et tableaux	9
Introduction générale	12
CHAPITRE I : Introduction à l’asservissement	14
I-1 : Asservissement – Boucle Fermée	14
I-1-1 : Eléments constitutifs du système opérant	14
I-1-2 : Principe, représentation et notations	15
I-1-3 : Erreur de l’asservissement	16
I-1-4 : Objectifs de l’asservissement	17
I-1-5 : Fonction d’un système asservi	17
I-2 : L’asservissement de position	18
I-3 : Synthèse de correcteurs	19
I-3-1 : La régulation tout ou rien (non-linéaire)	19
I-3-2 : La correction PID (linéaire)	19
I-4 : La régulation tout ou rien (tor)	21
CHAPITRE II : Les organes de commande et de mesure	24
II-1 : Moteur à courant continu	24
II-1-1 : Moteur DC classique	24
II-1-2 : Composition et fonctionnement	25
II-1-3 : Moteur DC Brushless	26
II-2 : Moteur Pas à Pas	27
II-3 : Les Capteurs	28
II-3-1 : Définition	28
II-3-2 : Capteurs potentiométriques	29
II-3-3 : Capteurs électromagnétiques	30

II-4 : Arduino	31
II-4-1 : Définition	31
II-4-2 : La « philosophie » d'Arduino	31
II-4-3 : Les avantages	32
II-4-4 : La carte Arduino MEGA 2560	32
II-4-5 : Les « shields »	34
II-4-6 : Développement d'un projet	34
II-5 : Centrale inertielle	35
II-5-1 : Définition : Les centrales inertielle et leurs mesures.....	35
II-5-1-1 : Accéléromètre.....	36
II-5-1-2 : Gyromètre	36
II-5-1-3 : Magnétomètre	37
II-5-2 : Présentation de la centrale inertielle utilisée	38
CHAPITRE III : Modélisation de l'aéronef	40
III-1 : Les commandes de vol primaires et secondaires	40
III-2 : Modélisation en mode longitudinal	43
III-3 : Modélisation en mode latéral	45
III-4 : Démonstration de la stabilité du système : (par l'hyper-stabilité)	47
III-4-1 : Pour le mode longitudinal.....	47
III-4-2 : Pour le mode latéral	51
III-4-2-1 : L'action menée par les ailerons	51
III-4-2-2 : L'action menée par la gouverne de direction	52
CHAPITRE IV : Réalisation pratique	53
IV-1 : Matériels utilisés.....	53
IV-1-1 : Les moteurs DC (motoréducteur)	53
IV-1-2 : Servomoteur	54
IV-1-3 : Circuit intégré L293	54
IV-1-4 : Arduino MEGA 2560	55
IV-1-5 : Centrale inertielle	55
IV-1-6 : Potentiomètre	55
IV-2 : Étape 1 : test de l'asservissement	56
IV-3 : Étape 2 : conception	58

IV-4 : Étape 3 : Programmation	61
IV-4-1 : Programmation de la centrale inertielle	61
IV-4-2 : Branchement Arduino avec la centrale inertielle	61
IV-5 : Étape 4 : Assemblage	63
IV-6 : Résultats Pratiques	65
IV-6-1 : Perturbation selon l'axe de roulis	65
IV-6-2 : Perturbation selon l'axe de tangage	66
IV-6-3 : Perturbation selon l'axe de lacet	67
Conclusion et perspectives futures	70
Bibliographie	72
Annexe	75
Annexe 1 : Documentation technique de l'Arduino MEGA 2560	75
Annexe 2 : Le servomoteur	76
Annexe 3 : Inversion de sens de rotation (pont-H)	79
Annexe 4 : Proteus (ISIS et ARES)	82

Liste des figures et tableaux

- Liste des figures

Figure I-1 : sous-systèmes constituant le système opérant	14
Figure I-2 : Principe de l'asservissement	15
Figure I-3 : Représentation de la partie commande de l'asservissement	16
Figure I-4 : Représentation par schéma-bloc d'un asservissement	16
Figure I-5 : schéma représentatif d'un asservissement de position	18
Figure I-6 : schéma bloc et exemple de régulateurs tout ou rien (sans hystérésis à gauche et avec hystérésis à droite)	19
Figure I-7 : modèle d'un PID	19
Figure I-8 : Modèle du P.I.D. mixte	20
Figure I-9 : le fonctionnement d'un régulateur tout ou rien sans hystérésis	22
Figure I-10 : Le fonctionnement d'un régulateur tout ou rien avec hystérésis	23
Figure II-1 : Inducteur	25
Figure II-2 : Induit	25
Figure II-3 : L'ensemble balais, porte-balais et collecteur	25
Figure II-4 : Rotor et stator d'un moteur brushless outrunner	26
Figure II-5 : Moteurs brushless inrunner	26
Figure II-6 : Deux moteurs pas à pas	27
Figure II-7 : la fonction du capteur	28
Figure II-8 : capteur potentiométrique	29
Figure II-9 : Arduino MEGA 2560	31
Figure II-10 : les broches de l'Arduino MEGA 2560	33
Figure II-11 : (gauche) Principe de l'accéléromètre, (droite) Exemple d'accéléromètre en technologie MEMS ADXL345 implanté dans la centrale d'attitude Razor	36
Figure II-12 : (gauche) Dimension du ITG-3200, (droite) Exemple du gyromètre en technologie MEMS ITG-3200 implanté dans la centrale d'attitude Razor	37
Figure II-13 : (gauche) Champ magnétique terrestre, (droite) Champ magnétique dans le repère NED (North East Down)	37
Figure II-14 : Centrale Inertielle 9 degrés de liberté Razor	38

Figure III-1 : les 3 axes de rotations et les commandes de vol primaires et secondaires	41
Figure III-2 : schéma synoptique de l'asservissement de position d'une gouverne.....	41
Figure III-3 : schéma bloc de l'asservissement de position d'une gouverne.....	42
Figure III-4 : schéma bloc de l'asservissement de position (cas tangage)	43
Figure III-5 : schéma bloc de l'asservissement de position (cas lacet)	45
Figure III-6 : schéma bloc de l'asservissement de position (cas roulis)	45
Figure IV-1 : motoréducteur train droit (MFA)	53
Figure IV-2 : motoréducteur modulaire (MFA)	54
Figure IV-3 : le servomoteur	54
Figure IV-4 : le CI L293	55
Figure IV-5 : brochage du L293(L293D)	55
Figure IV-6 : Branchement PC – Arduino	56
Figure IV-7 : programme test	56
Figure IV-8 : assemblage du premier test d'asservissement	57
Figure IV-9 : dessin technique de l'avion A380	58
Figure IV-10 : dessin sur feuille A0 de la maquette	58
Figure IV-11 : découpe de la maquette	59
Figure IV-12 : représentation 3D du circuit imprimé avec PROTEUS-3D Visualizer	60
Figure IV-13 : Branchement PC - FTDI - Razor IMU	61
Figure IV-14 : Branchement PC – Arduino Uno/Arduino MEGA	61
Figure IV-15 : branchement de l'Arduino avec la centrale inertielle via le protocole SPI	62
Figure IV-16 : la centrale inertielle fixée au cube de verre	62
Figure IV-17 : la réalisation vue de haut	63
Figure IV-18 : l'empennage arrière de la réalisation	64
Figure IV-19 : résultat final de la réalisation	64
Figure IV-20 : réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de roulis	65
Figure IV-21 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de roulis	66
Figure IV-22 : réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de tangage	66
Figure IV-23 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de tangage	67
Figure IV-24 : réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de lacet	67
Figure IV-25 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de lacet	68
Figure IV-26 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une force extérieure sur la gouverne de profondeur	69

- **Liste des tableaux**

Tableau IV-1 : caractéristiques du motoréducteur train droit	53
Tableau IV-2 : caractéristiques du motoréducteur modulaire	54
Tableau IV-3 : caractéristiques du servomoteur	54
Tableau IV-4 : caractéristiques du CI L29	55

Introduction générale

Depuis longtemps l'aéronautique est un champ d'application privilégié pour les méthodes de l'automatique. Le pilotage des avions, des missiles, des véhicules spatiaux, la commande des robots, la stabilisation des satellites et bien d'autres applications constituent un débouché naturel pour les méthodes avancées de l'automatique. La « littérature automatique » est très riche d'exemples de ce domaine et les collaborations industrie / recherche sont, elles aussi, très nombreuses. C'est donc dans ce cadre de transfert de connaissances entre industrie et recherche que s'inscrit notre travail

Le travail présenté dans ce mémoire concerne l'étude et la réalisation d'un système de stabilisation en mode latéral et longitudinal d'un aéronef, l'objectif principal étant la détermination de lois de commande stabilisante et l'application de ces lois.

Pour l'élaboration de telles lois de commande, l'exploitation des techniques d'agrégation basées sur l'utilisation des normes vectorielles associées à une représentation matricielle remarquable est envisagée. Et pour l'application de ces lois, un coup d'œil à l'industrie est nécessaire.

Le présent mémoire est structuré en quatre chapitres.

Dans le premier chapitre, sont introduites les différentes formes de commandes, quelques propriétés sur la notion « asservissement » et « asservissement de position », ainsi que la synthèse des différents correcteurs.

Compte tenu de la difficulté de mise en œuvre de notre commande dans la pratique, une introduction aux matériels contribuant à cette application est envisagée, dans le deuxième chapitre, sur la base du choix du matériel adéquat, sont introduits les différents types de moteurs à courant continu, quelques types de capteurs et de centrales inertielles, ainsi qu'une introduction à la carte de commande Arduino, tout en précisant notre choix parmi tout ce qu'on a entrevu.

Les commandes de vol primaires et secondaires des avions ainsi qu'une description de l'asservissement de position de ces commandes seront décrites dans le troisième chapitre, aussi la modélisation de l'aéronef réalisé et l'étude détaillée de sa stabilisation

Plusieurs applications de ces principes (asservissement, stabilisation...) sont envisageable en pratique, dans le quatrième et dernier chapitre de ce mémoire, nous allons voir pas à pas les étapes de réalisation, ces étapes sont au nombre de quatre, test de l'asservissement, conception de la structure, programmation et enfin l'assemblage.

CHAPITRE I : Introduction à l'asservissement

En automatique, un asservissement est un algorithme dont l'objet principal est d'atteindre le plus rapidement possible et de limiter l'écart par rapport à sa valeur de consigne, quelles que soient les perturbations externes. Le principe général est de comparer la consigne et l'état du système de manière à le corriger efficacement. On parle également de système commandé par rétroaction négative ou en boucle fermée.

I-1 : Asservissement – Boucle Fermée [1]

I-1-1 : Eléments constitutifs du système opérant

Pour un système SISO (Single Input Single Output), le système opérant est constitué d'une cascade de sous-systèmes parmi lesquels on trouve, le système à commander, le capteur et l'actionneur.

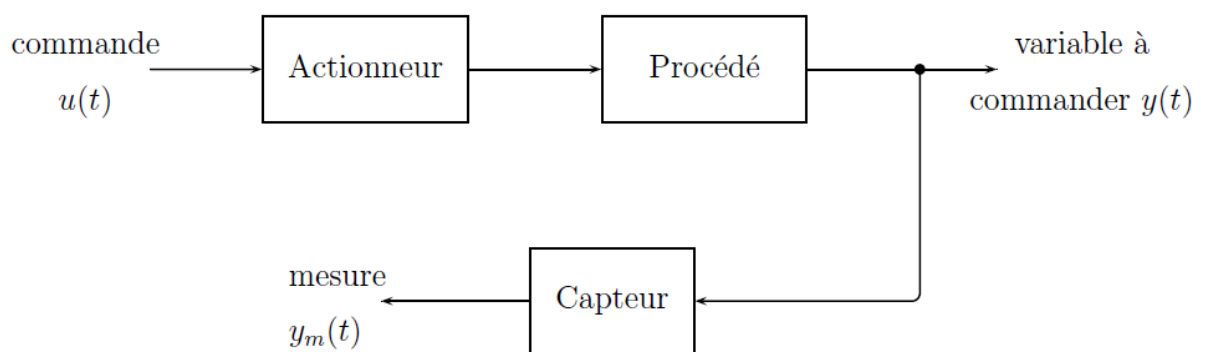


Figure I-1 : sous-systèmes constituant le système opérant [1]

- La variable à commander, notée $y(t)$, correspond à la sortie de l'asservissement ; c'est la grandeur à régler. Elle donne son nom à l'asservissement ou à la régulation : asservissement/régulation de niveau, de température, de position, de vitesse . . .
- Cette grandeur à régler peut être connue grâce au capteur (organe de mesure). Sur la représentation schématique des éléments constitutifs du système opérant, le capteur représente plus exactement l'ensemble capteur → convertisseur → transmetteur ; la variable de sortie sera transformée en une mesure exploitable par le système de commande, de régulation et correspondra à une tension

continue (ex. un signal compris entre -10 et $+10$ volts), un courant continu (ex. un signal compris entre 0 et 20 mA), ...

- Le signal de commande $u(t)$ est la grandeur réglante ; c'est elle qui est déterminée par le système de commande pour commander, contrôler, réguler la variable à commander $y(t)$. Cette grandeur agit sur l'actionneur.
- Les perturbations sont les autres grandeurs agissant sur le processus ; ce sont des variables aléatoires.
- L'actionneur (organe de commande) permet de transformer la grandeur réglante en une grandeur physique.

I-1-2 : Principe, représentation et notations

Le schéma de principe de l'asservissement est représenté sur la figure I-2.

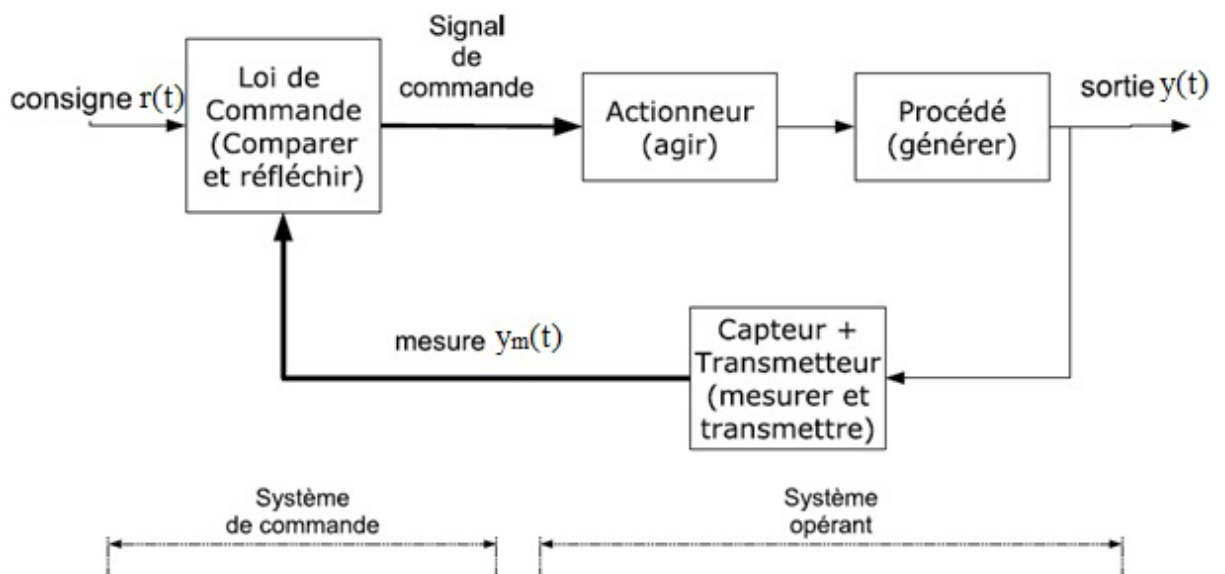


Figure I-2 : Principe de l'asservissement [1]

La partie commande est construite autour du comparateur qui effectue la différence entre le signal de consigne et le signal de sortie. Une des représentations de la partie commande est donnée sur la figure I-3 ; apparaît, en aval du comparateur, un bloc correction schématisant la loi de commande. C'est ce type de correction qui sera étudiée ; de façon plus générale, on peut insérer des blocs correctifs en amont du comparateur sur ses entrées + et/ou -.

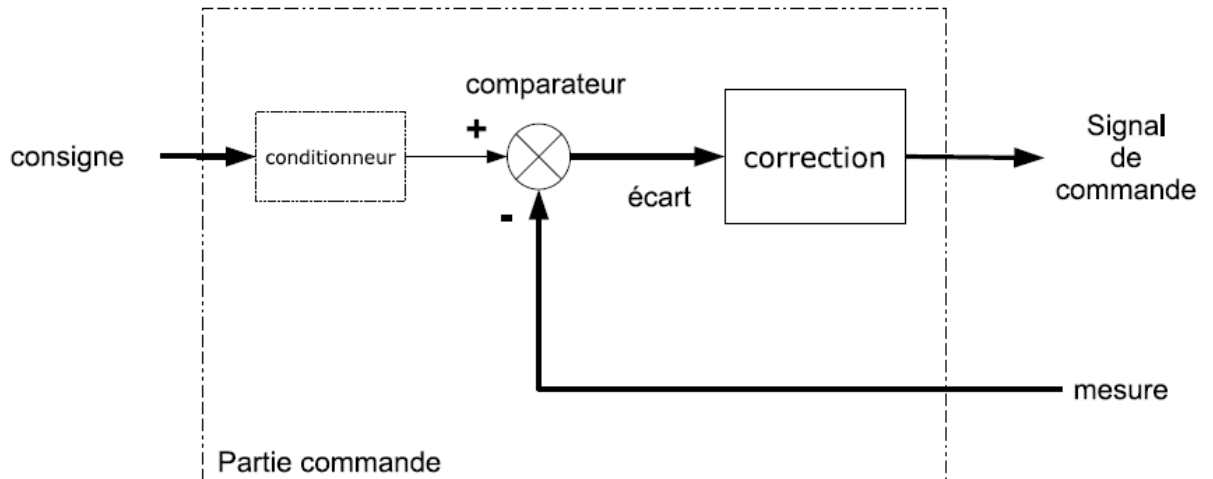


Figure I-3 : Représentation de la partie commande de l'asservissement [1]

Le conditionneur, qui n'a généralement pas de réalité physique, permet de représenter la transformation du signal de consigne $r(t)$, de même nature que la sortie $y(t)$, en un signal électrique comparable avec la mesure $y_m(t)$.

I-1-3 : Erreur de l'asservissement

Sur ce schéma-bloc (figure I-4), on retrouve les signaux décrits en début : le signal de **commande** $u(t)$, le signal de **sortie** $y(t)$ et la **mesure** $y_m(t)$.

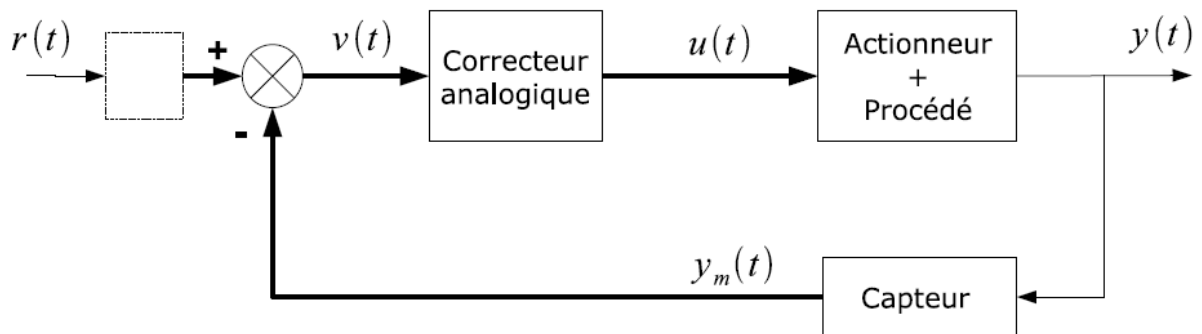


Figure I-4 : Représentation par schéma-bloc d'un asservissement [1]

- $r(t)$: le signal de consigne (référence)
- $y(t)$: le signal de sortie
- $v(t)$: le signal de sortie du comparateur
- $u(t)$: le signal de sortie du correcteur
- $y_m(t)$: le signal de mesure du capteur

Nous appellerons erreur de l'asservissement la différence entre la consigne $r(t)$ et la sortie $y(t)$. Nous utiliserons la notation $\varepsilon(t) = r(t) - y(t)$. L'erreur de l'asservissement est liée au signal de sortie du comparateur noté $v(t)$ appelé écart ou signal d'erreur. Notons que le signal d'erreur $v(t)$ que l'on mesure à la sortie du comparateur sera de même nature que la mesure $y_m(t)$, généralement une tension ou un courant. L'erreur, elle, est de même nature que la consigne et la sortie.

I-1-4 : Objectifs de l'asservissement

L'asservissement a pour objectif :

- de compenser / rejeter des perturbations externes sur le système à commander (régulation).
- la stabilisation de systèmes instables en boucle ouverte.
- de palier aux incertitudes du modèle sur lequel est basée la synthèse des lois de commande.

I-1-5 : Fonction d'un système asservi

- asservissement / poursuite : capacité pour le signal de sortie (signal à commander) de poursuivre un signal dit de consigne qui varie.

Ex : missile qui poursuit une cible.

- régulation : dans ce cas, la consigne est fixée et le système de commande doit compenser l'effet des perturbations ; réguler, c'est maintenir la grandeur réglée la plus proche possible de la valeur de consigne en agissant sur la grandeur réglante.

Ex : réguler la température d'un four, le niveau d'eau d'un barrage, . . .

« Ce qu'on va réaliser dans ce projet c'est un asservissement de position. »

I-2 : L'asservissement de position [2]

Il permet de positionner une charge (gouvernail de bateau, antenne de radar ...) dans la même position linéaire ou angulaire que celle définie par l'organe de commande (potentiomètre de consigne, CNA commandé par un calculateur ...).

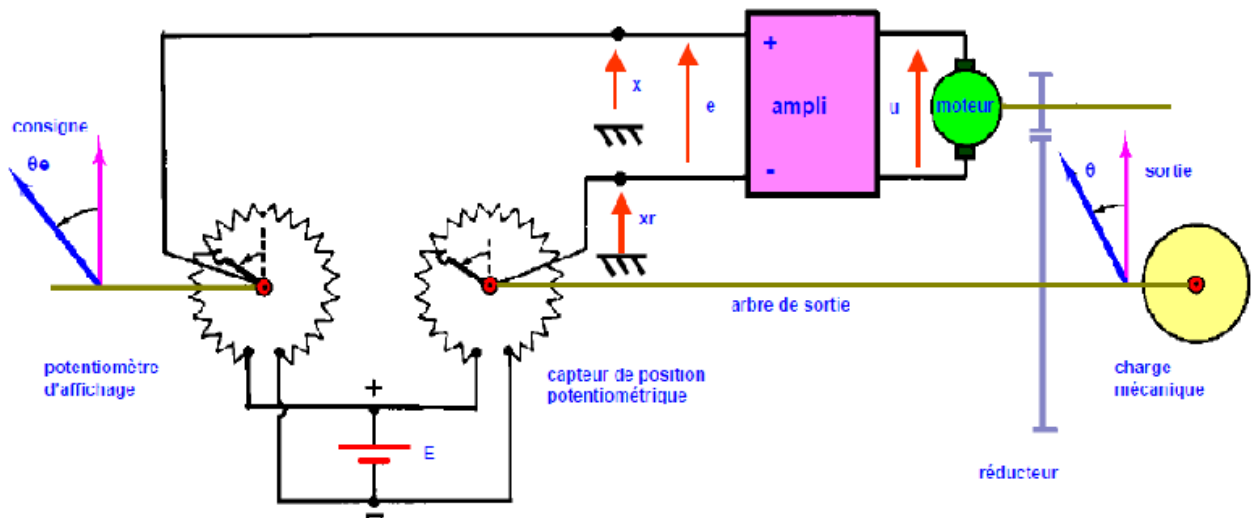


Figure I-5 : schéma représentatif d'un asservissement de position [2].

- la partie tournante (rotor + réducteur + charge) est caractérisée par son inertie J .
- elle est entraînée par un moteur à courant continu caractérisé par sa constante de vitesse K .
- la résistance de l'induit du moteur est r et son inductance L (souvent négligée).
- le moteur est à flux constant (champ magnétique créé par des aimants permanents le plus souvent).
- le capteur de position angulaire et l'organe d'affichage sont des potentiomètres.

I-3 : Synthèse de correcteurs [1]

I-3-1 : La régulation tout ou rien (non-linéaire)

Un régulateur tout ou rien génère une commande discontinue pouvant prendre deux valeurs ou deux états : on/off, 0 ou 1, 0 ou 100%, $-U_{max}$ ou $+U_{max}$. . .

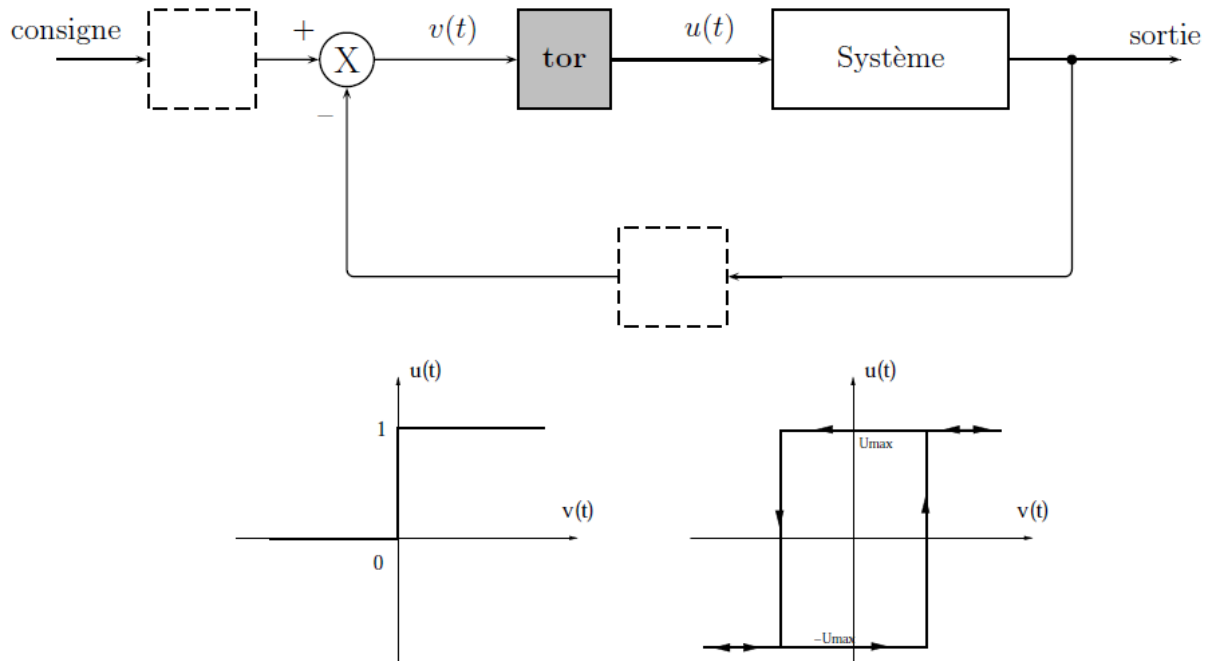


Figure I-6 : schéma bloc et exemple de régulateurs tout ou rien (sans hystérésis à gauche et avec hystérésis à droite)

I-3-2 : La correction PID (linéaire)

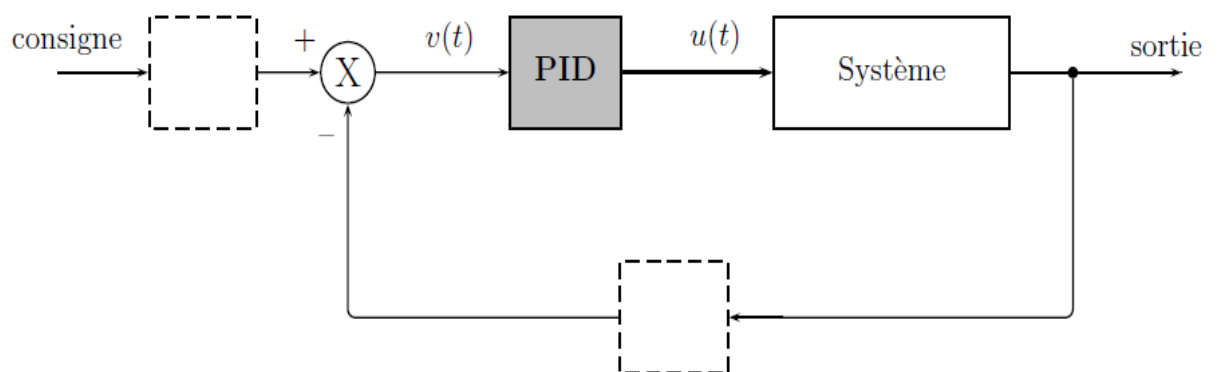


Figure I-7 : modèle d'un PID

Faire la synthèse d'un P.I.D. est une méthode de correction utilisant explicitement le signal d'erreur $v(t)$ [action P] et/ou son intégrale [action I] et/ou sa dérivée [action D].

Le sens physique de chaque composante P, I et D est clairement établi.

- Modèle temporel standard :

$$u(t) = K \left\{ v(t) + \frac{1}{T_i} \int v(t) dt + T_d \dot{v}(t) \right\} \quad (I.1)$$

avec

K : gain proportionnel – fonction de transfert correspondante : K

T_i : facteur d'intégration – fonction de transfert correspondante : $\frac{1}{T_i s}$

T_d : facteur de dérivation – fonction de transfert correspondante : $T_d s$

Le modèle schéma-bloc correspondant directement à l'équation ci-dessus avec le jeu de paramètres (K , T_i , T_d) est représenté sur la figure I-8 ; cette structure est une des plus répandues pour les correcteurs électroniques et numériques, il s'agit du modèle dit mixte

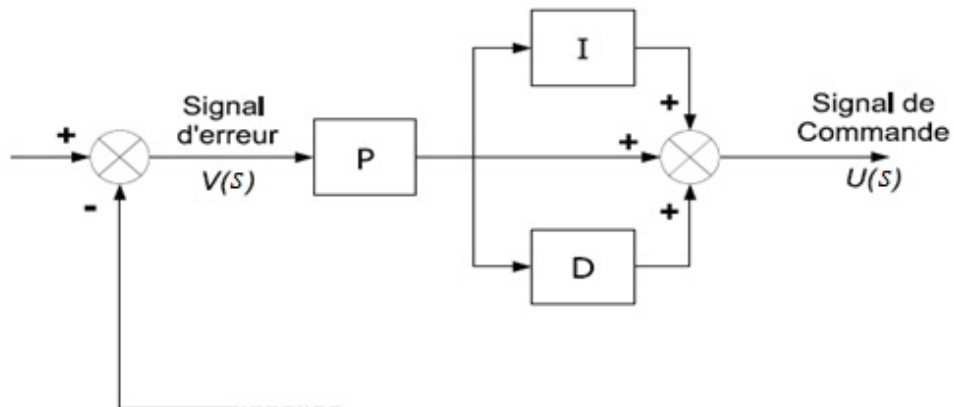


Figure I-8 : Modèle du P.I.D. mixte

« On va utiliser dans ce projet le correcteur "tout ou rien" (utilisant des voltages positifs), au lieu du "PID" (utilisant des voltages positifs et négatifs), parce qu'on aura besoin de l'Arduino (carte de commande qui ne prend en charge que des tensions positives) et qui est primordiale pour la suite du projet. »

I-4 : La régulation tout ou rien (tor) [3]

Le concept TOR (Tout Ou Rien) se ramène au binaire: 1 ou 0. Cela signifie que l'information à traiter ne peut prendre que deux états (on ou off). Seuls ces deux niveaux logiques sont possibles, d'où l'appellation commande tout ou rien (en anglais : **bang–bang-control** ou **on–off-control**).

Ce mode d'action est essentiellement discontinu et non-linéaire. Sa réalisation impose de se fixer une limite inférieure et une limite supérieure.

Lorsque la mesure atteint la limite inférieure, l'actionneur prend une position particulière (arrêt ou marche pour une pompe, ouvert ou fermé pour une vanne). De façon analogue, le fait d'atteindre la limite supérieure place l'actionneur dans la position contraire. La mesure oscille donc entre ces deux valeurs extrêmes.

Dans ce cas, le régulateur commande le système en instantané (TOUT ou RIEN) c'est à dire:

$$Y = 100 \% \text{ si } X < W$$

$$Y = 0\% \text{ si } X > W$$

Dans notre cas on suit le principe tor bidirectionnel

C'est-à-dire :

$$Y = 100 \% \text{ si } X < W$$

$$Y = 0\% \text{ si } X = W$$

$$Y = -100 \% \text{ si } X > W$$

La Sortie régulation ne prendra aucune valeur intermédiaire. La réponse du système présentera, autour du point de consigne, des oscillations entretenues dues au temps mort du système (inertie).

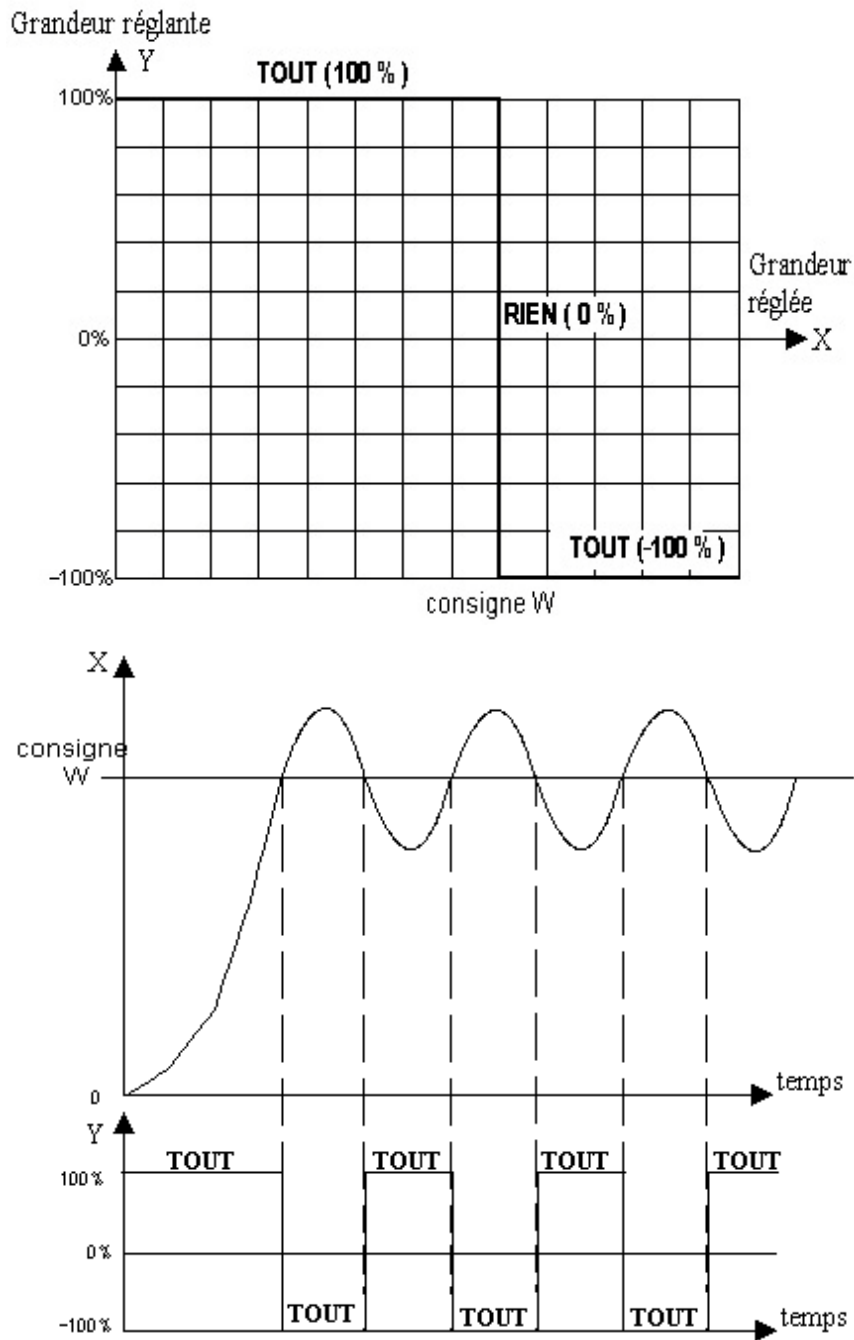


Figure I-9 : le fonctionnement d'un régulateur tout ou rien sans hystérésis [3]

Tant que la valeur de la mesure X est inférieure à la consigne W , la commande Y est de 100 % (TOUT). Dès que la mesure X atteint la consigne W , la commande Y est de 0% (RIEN). Dès que la mesure X dépasse la consigne W , la commande Y est de -100 % (TOUT).

Dans la réalité, afin de diminuer le phénomène de battement à l'approche de la valeur de consigne, on introduit un deuxième seuil. La valeur de consigne W permettant d'arrêter la commande (RIEN : $Y = 0\%$). La valeur du deuxième seuil permettant de remettre en marche la commande (TOUT : $Y = 100\%$ ou bien $Y = -100\%$) l'écart entre ces deux valeurs s'appelle l'HYSTÉRÉSIS.

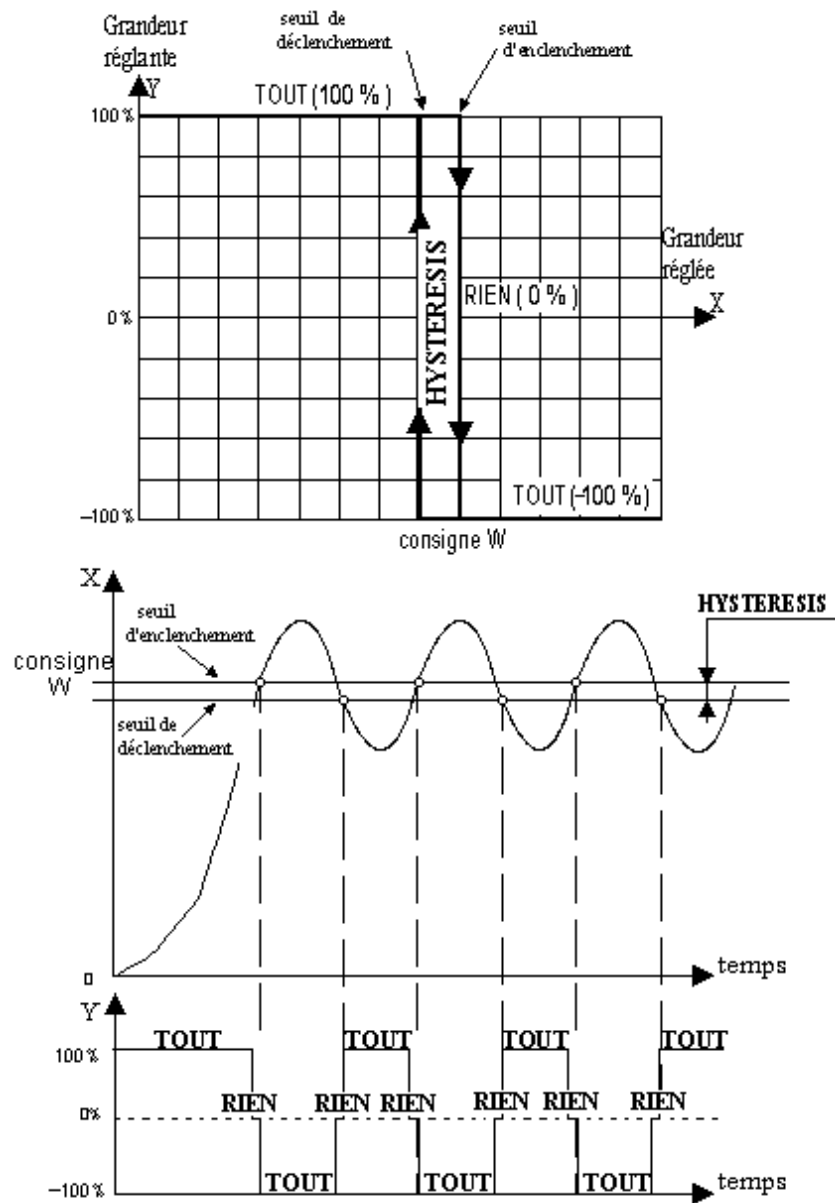


Figure I-10 : Le fonctionnement d'un régulateur tout ou rien avec hystérésis [3]

CHAPITRE II : Les organes de commande et de mesure

Les moteurs électriques permettent de faire tourner, de déplacer ou encore d'interagir avec divers éléments de la vie réelle. (Se sont les organes de commande).

Il existe trois grand type de moteurs électriques:

- les moteurs à courant continu (moteurs DC classique, moteur DC Brushless).
- les servomoteurs.
- les moteurs pas à pas.

II-1 : Moteur à courant continu [4]

II-1-1 : Moteur DC classique

Un moteur à courant continu (en anglaise Direct Current DC) est une machine électrique. Il s'agit d'un convertisseur électromécanique permettant la conversion bidirectionnelle d'énergie entre une installation électrique parcourue par un courant continu et un dispositif mécanique ; selon la source d'énergie.

- En fonctionnement moteur, l'énergie électrique est transformée en énergie mécanique.
- En fonctionnement générateur, l'énergie mécanique est transformée en énergie électrique (elle peut se comporter comme un frein). Dans ce cas elle est aussi appelée dynamo.

II-1-2 : Composition et fonctionnement

Le moteur à courant continu se compose :

- De l'inducteur (stator) : L'inducteur d'un moteur à courant continu est la partie statique du moteur.



Figure II-1 : Inducteur [4]

- De l'induit (rotor) : L'induit du moteur à courant continu est composé d'un arbre sur lequel est empilé un ensemble de disques ferromagnétiques. Des encoches sont axialement pratiquées à la périphérie du cylindre formé par les disques empilés. Dans ces encoches les enroulements (bobines de l'induit) sont bobinés selon un schéma très précis et complexe.



Figure II-2 : Induit [4]

- Du collecteur et des balais : Les balais assurent le passage du courant électrique entre l'alimentation et les bobinages de l'induit sous forme d'un contact par frottement.



Figure II-3 : L'ensemble balais, porte-balais et collecteur [4]

II-1-3 : Moteur DC Brushless [5]

Le défaut principal des moteurs à courant continu est la présence des balais, qui engendrent des frottements, des parasites, et limitent la durée de vie du moteur par leur usure. Pour éviter tous ces problèmes on utilise des moteurs brushless, ou moteurs sans balais.

Selon les applications, il existe une grande variété de moteurs brushless avec des caractéristiques de couples, vitesses, inertie différentes en fonction de leurs constitutions.

Il existe différents types :

- Moteurs brushless outrunner : On appelle « outrunner » les moteurs brushless dont le rotor est autour du stator.



Figure II- 4 : Rotor et stator d'un moteur brushless outrunner [5]

- Moteurs brushless inrunner : Contrairement au type précédent, les moteurs brushless inrunners ont le rotor à l'intérieur du stator.

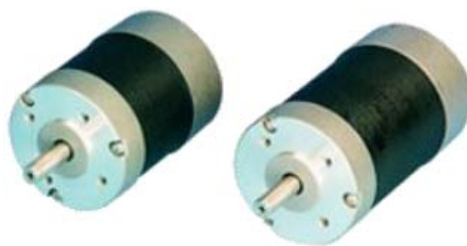


Figure II-5 : Moteurs brushless inrunner [5]

- Moteurs brushless disques : Le rotor et le stator peuvent également être constitués de deux disques faces à face, avec les rayons et les bobines répartis selon les rayons de ces deux disques.

Passons maintenant aux organes de mesure c'est-à-dire les capteurs qui sont des éléments clés dans la suite de notre projet.

II-3 : Les Capteurs

II-3-1 : Définition

Un capteur est un organe chargé de prélever une grandeur physique à mesurer et de la transformer en une grandeur exploitable. Le capteur est un organe de saisie d'informations. C'est le premier maillon de toute une chaîne de mesure, acquisition de données, de tout système d'asservissement, régulation, de tout dispositif de contrôle, ...

Le mesurande m : grandeur physique objet de la mesure (température, pression, vitesse, ...)

Capteur : dispositif qui est soumis à l'action d'un mesurande, non électrique, présente en sortie une caractéristique électrique.

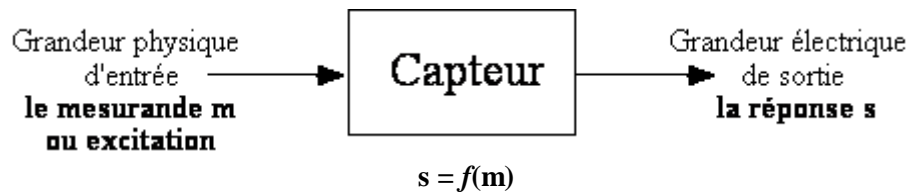


Figure II-7 : la fonction du capteur [7]

La mesure de s doit permettre de connaître la valeur de m .

Pour faciliter l'exploitation de la réponse, on s'efforce de réaliser des capteurs dont la relation $s=f(m)$ est linéaire. Dans ce cas s et m sont proportionnels [7].

$s = k \times m$ (II.1) Où k est une constante. On parle aussi de sensibilité du capteur.

Plus k est grand, plus le capteur est sensible.

Il existe plusieurs types de capteurs on peut citer :

II-3-2 : Capteurs potentiométriques [8]

Ce capteur est en fait un potentiomètre résistif. C'est un capteur passif qui sert à la mesure :

- de position (fonctionnement statique).
- de déplacement (fonctionnement dynamique).

Les mouvements peuvent être rectilignes ou rotatifs.

Il est constitué d'une piste résistive fixe sur laquelle se déplace un curseur qui est solidaire de la pièce dont on veut suivre le mouvement. La résistance entre un des points fixes et le curseur traduit la position. Il est inséré dans un montage potentiométrique. Pour préserver la linéarité de la mesure, il faut que la résistance d'entrée de l'appareil de mesure soit très grande devant la résistance maximale du potentiomètre.

Différents montages permettent d'obtenir une mesure plus précise et d'adapter la mesure à l'information souhaitée.

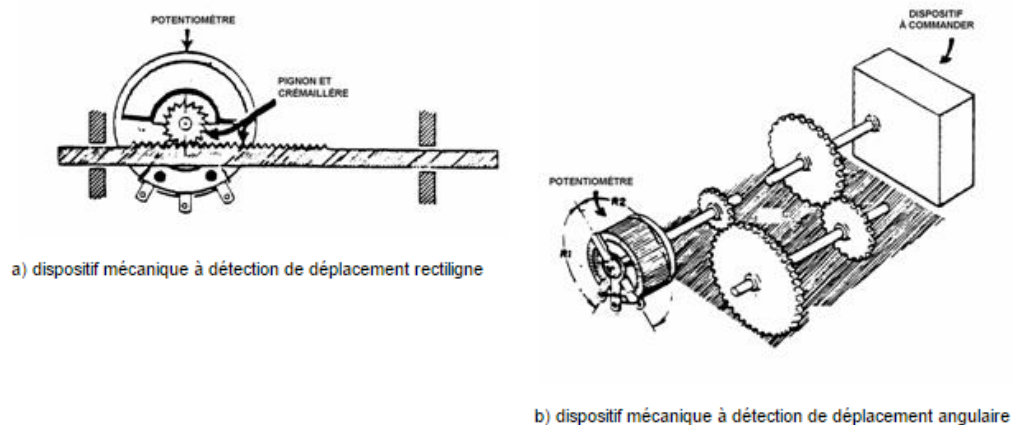


Figure II-8 : capteur potentiométrique [7].

II-3-3 : Capteurs électromagnétiques [8]

- **Génératrice tachymétrique à courant continu**

Le principe de fonctionnement est le même que celui d'une machine à courant continu. L'inducteur est le plus souvent un aimant permanent (pas d'alimentation) et l'induit (siège de la force électromotrice est un bobinage).

L'expression de la force électromotrice E en fonction de la vitesse N est :

$$E = k.N \quad [volts] \quad (II.2)$$

- N : vitesse de rotation (en tours par minute)
- k : constante de f.e.m. (en v/tr/mn)

Par ce procédé de mesure, on a une information (signe de la force électromotrice) sur le sens de rotation. Si le courant prélevé est très faible, il n'y a pas de réaction magnétique d'induit et c'est une fonction quasi linéaire de la vitesse.

❖ Justification de notre choix porté sur le potentiomètre

- La principale raison revient à la disponibilité.
- Il convient parfaitement à notre réalisation (le plus répondu dans l'asservissement de position).
- Sa mesure est linéaire.
- Précis.
- Aisance de manipulation.

L'unité de commande dans ce projet est basée sur une carte Arduino.

II-4 : Arduino

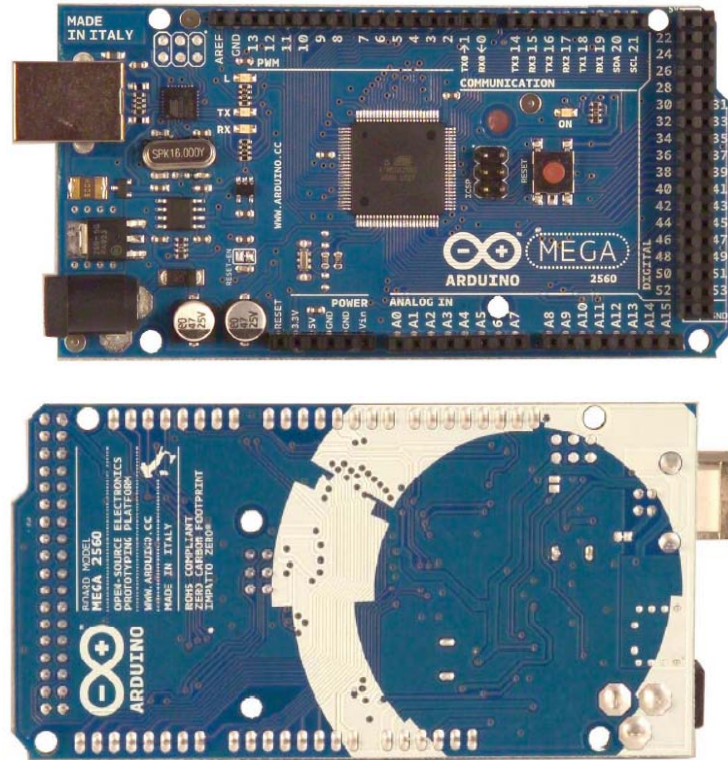


Figure II-9 : Arduino MEGA 2560 [9]

II-4-1 : Définition [10]

Arduino est une carte à microcontrôleur, un outil de développement et en soi une Communauté active.

Le logiciel et le matériel sont open-source.

II-4-2 : La « philosophie » d'Arduino

L'idée est d'utiliser la carte Arduino comme un macro-composant dans des applications de Prototypage électronique. Le concepteur n'a plus qu'à développer des interfaces et programmer le macro-composant pour réaliser son application [10].

II-4-3 : Les avantages

- Disponible.
- Environnement de programmation clair et simple.
- Multiplateforme : tourne sous Windows, Macintosh et Linux.
- Nombreuses bibliothèques disponibles avec diverses fonctions implémentées.
- Logiciel et matériel extensible.
- Nombreux conseils, tutoriaux et exemples en ligne (forums, site pers, ...)
- Existence de « shield » (boucliers en français) : ce sont des cartes supplémentaires qui se connectent sur le module Arduino pour augmenter les possibilités comme par exemple : afficheur graphique couleur, interface Ethernet, GPS, ...

« Par sa simplicité d'utilisation, Arduino est utilisée dans beaucoup d'applications comme l'électronique industrielle et embarquée, le modélisme, ... »

II-4-4 : La carte Arduino MEGA 2560

Il existe plusieurs types de cartes, on a commencé avec une carte Arduino uno (carte basique, à la dimension voisine de celle d'une carte bancaire), et puis on est passé à la carte méga (notamment plus performante).

- **Caractéristiques de la carte Arduino Mega** [9]

- Micro contrôleur : ATmega2560.
- Tension d'alimentation interne = 5V.
- tension d'alimentation (recommandée)= 7 à 12V, limites =6 à 20 V.
- Entrées/sorties numériques : 54 dont 14 sorties PWM.
- Entrées analogiques = 16.
- Courant max par broches E/S = 40 mA.
- Courant max sur sortie 3,3V = 50mA.

- Mémoire Flash 256 KB dont 8 KB utilisée par le bootloader.
- Mémoire SRAM 8 KB.
- mémoire EEPROM 4 KB.
- Fréquence horloge = 16 MHz.
- Dimensions = 101.6mm x 53.34mm.

La carte s'interface au PC par l'intermédiaire de sa prise USB. Elle s'alimente par le jack d'alimentation (utilisation autonome) mais peut être alimentée par l'USB (en phase de développement par exemple).

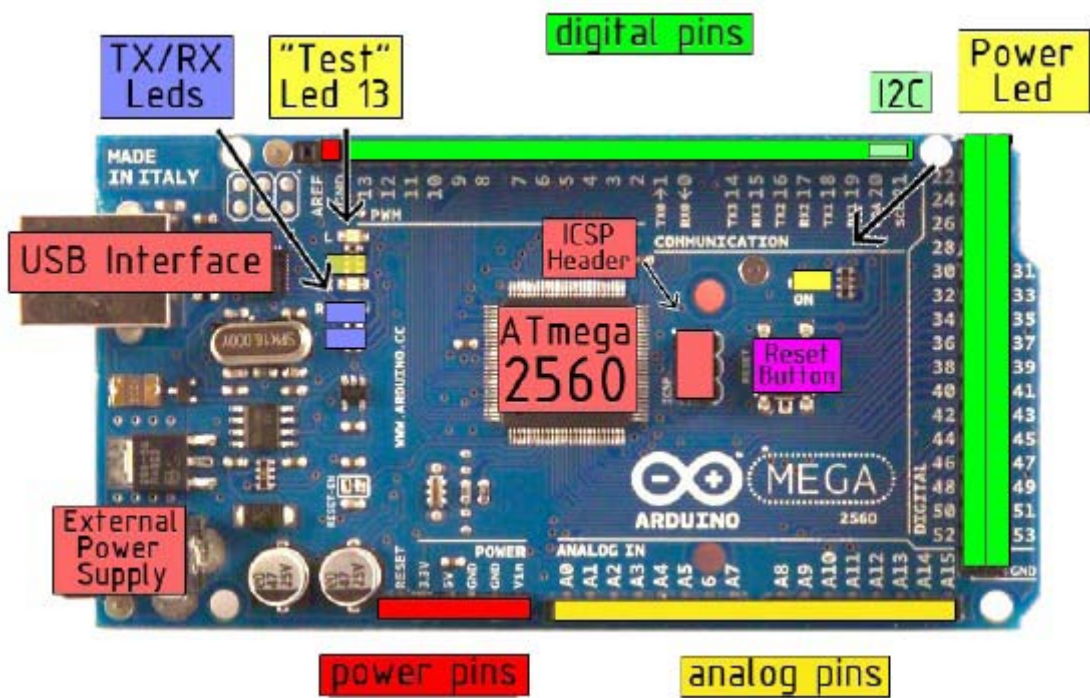


Figure II-10 : les broches de l'Arduino MEGA 2560 [9]

II-4-5 : Les « shields »

Il existe de nombreux shields que l'on traduit parfois dans les documentations par «boucliers ». Un « shield » Arduino est une petite carte qui se connecte sur une carte Arduino pour augmenter ses fonctionnalités [9].

• Quelques exemples de « shields »

- Afficheur graphique.
- Ethernet et carte SD.
- GPS.
- Centrale Inertielle (IMU).
- ...

II-4-6 : Développement d'un projet

Le développement sur Arduino est très simple :

- on code l'application : Le langage Arduino est basé sur les langages C/C++, avec des fonctions et des bibliothèques spécifiques à Arduino (gestions des entrées/sorties).
- on relie la carte Arduino au PC et on transfère le programme sur la carte.
- on peut utiliser le circuit.

Le logiciel de programmation des modules Arduino est une application Java multiplateformes (fonctionnant sur tout système d'exploitation), servant d'éditeur de code et de compilateur, et qui peut transférer le firmware (et le programme) au travers de la liaison série (RS232, Bluetooth ou USB selon le module).

Les fichiers exemples sont bien documentés. Les bibliothèques fournies permettent d'utiliser des composants complexes (afficheur ou liaison SPI ...).

II-5 : Centrale inertielle

II-5-1 : Définition : Les centrales inertielle et leurs mesures

Les centrales inertielle, ou IMU (de l'anglais Inertial Measurement Unit), sont des systèmes de navigation composés de trois accéléromètres et de trois gyroscopes permettant de mesurer l'accélération non gravitationnelle d'un véhicule ainsi que sa vitesse de rotation. Par intégration de ces mesures, ces instruments sont théoriquement capables de déterminer la vitesse linéaire, la position et l'orientation d'un mobile, relativement à une situation initiale. La plupart des véhicules terrestres, marins et aériens en sont donc équipés en complément du système de positionnement par satellites. Deux architectures de centrales inertielle existent dans la littérature : les centrales à plateforme stabilisée, ou INS (de l'anglais Inertial Navigation System), et les centrales à plateforme liée, ou IRS (de l'anglais Inertial Reference System). Dans les centrales à plateforme stabilisée, les accéléromètres sont asservis en position par les gyroscopes, ce qui permet de les maintenir alignés avec les axes orthogonaux de l'espace. En revanche, dans les centrales à plateforme liée, les accéléromètres sont fixes par rapport au véhicule, les informations obtenues avec les gyroscopes permettent alors d'effectuer un changement de repères [11].

Dans notre étude, une IMU est un capteur qui contient un triaxe de gyromètres, un triaxe d'accéléromètres et un triaxe de magnétomètres. Grâce à l'intégration des composants sur silicium, ces capteurs peuvent être intégrés dans un même composant électronique; on a alors un capteur MEMS (Micro-Electro-Mechanical System).

II-5-1-1 : Accéléromètre

Un accéléromètre est un capteur qui, fixé sur un mobile, permet de mesurer l'accélération de ce dernier. Dans son principe physique, un accéléromètre peut être vu comme une masse M attachée à un ressort qui est lui-même attaché à un repère fixe (voir la figure II-11) [12].

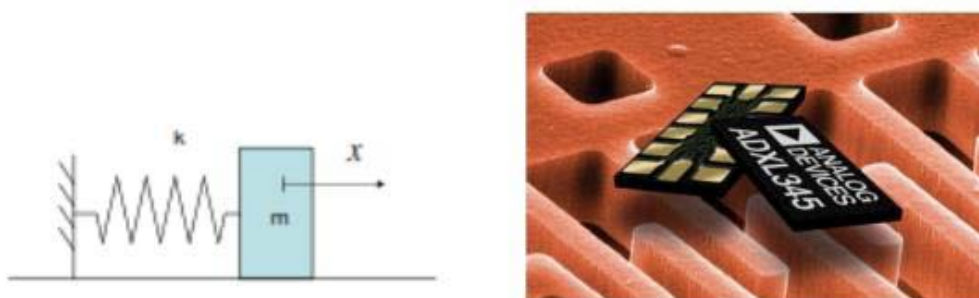


Figure II-11 : (gauche) Principe de l'accéléromètre, (droite) Exemple d'accéléromètre en technologie MEMS ADXL345 implanté dans la centrale d'attitude Razor [12]

Le principe de tout accéléromètre est le suivant : on a $F = m.a$ où F est la force, M la masse d'épreuve et a l'accélération. D'après la loi fondamentale de la dynamique, nous avons $F = ma = -kx$. Donc, en observant le déplacement x , il est possible d'en déduire l'accélération $a = -kxm$. Donc une mesure de l'accélération consiste en réalité à mesurer le déplacement de la masse sismique attachée au ressort.

II-5-1-2 : Gyromètre

Un gyromètre est un capteur qui permet d'effectuer une mesure de la vitesse angulaire. Les phénomènes physiques utilisés pour réaliser ce type de capteurs sont essentiellement les propriétés inertielles de la matière. Notons qu'en français, on distingue le gyroscope qui donne une information sur la position angulaire et le gyromètre. Les gyromètres utilisent généralement plusieurs éléments vibrants qui produisent des signaux sinusoïdaux identiques et d'amplitude constante lorsque le capteur est au repos. Lorsque celui-ci est soumis à un mouvement de rotation, les forces de Coriolis induisent une variation de l'amplitude de ces signaux. Les principales caractéristiques d'un gyromètre sont la résolution, le biais, la sortie à vitesse nulle ZRO (Zero-Rate Output) et le facteur d'échelle.

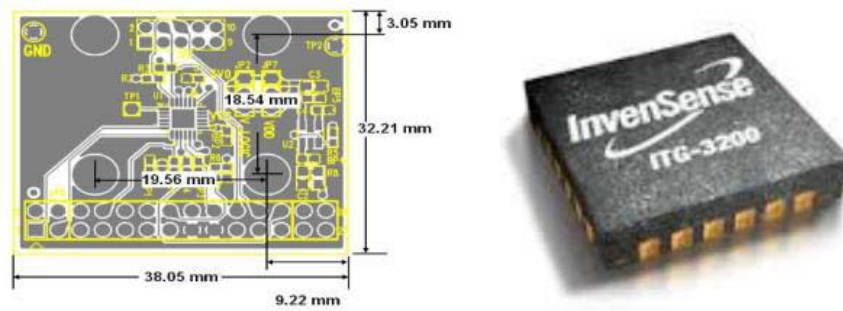


Figure II-12 : (gauche) Dimension du ITG-3200, (droite) Exemple du gyromètre en technologie MEMS ITG-3200 implanté dans la centrale d'attitude Razor [12]

II-5-1-3 : Magnétomètre

Parmi les instruments de navigation qui permettent de s'orienter par rapport à un système de référence absolu, nous trouvons le compas magnétique. Cet instrument utilise le champ magnétique terrestre comme référence. En conséquence, il permet de suivre le cap [12].

Les composantes du champ magnétique terrestre (voir la figure II-13 (gauche)) sont :

- B^{\rightarrow}_h , la composante horizontale du champ magnétique.
- B^{\rightarrow}_z , la composante verticale du champ magnétique. Par convention, B^{\rightarrow} est positif vers le bas.
- Le champ magnétique B^{\rightarrow}_M est la résultante. Sa norme représente l'intensité totale du champ magnétique.

La variation d'orientation du champ magnétique terrestre dans un système de coordonnées mobile peut être déterminée à partir de l'évolution des trois composantes cartésiennes du champ dans ce système de coordonnées.

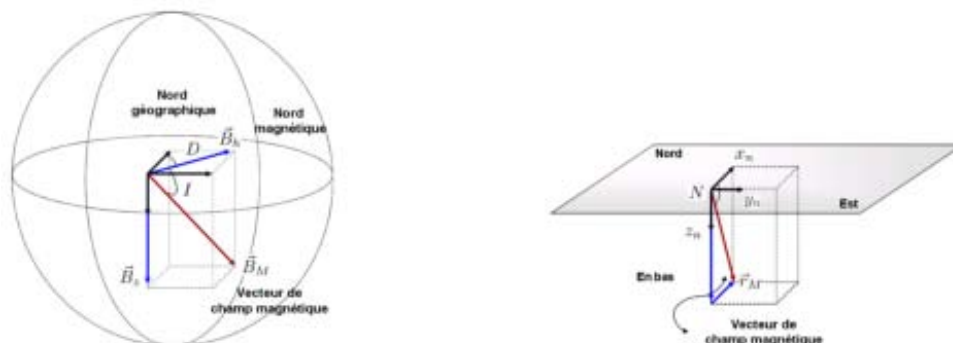


Figure II-13 : (gauche) Champ magnétique terrestre, (droite) Champ magnétique dans le repère NED (North East Down) [12]

- **Caractéristiques**

La centrale inertielle Razor [13] est a :

- 9 degrés de liberté sur une seule carte plate:
 - ITG-3200 - trois axes à sortie numérique gyroscope.
 - ADXL345 - résolution 13 *bits*, $\pm 16 g$, trois axes accéléromètre.
 - HMC5883L - triple-axe, magnétomètre numérique.
- Sorties de tous les capteurs sont traitées par ATmega328 embarqué et envoyées via un flux de données série.
- Autorun menu de fonctions et de l'aide intégrée dans le firmware exemple.
- Broches de sortie correspondent avec FTDI Basic Breakout, Bluetooth Mate, Explorateur XBee.
- Entrée 3.5–16VDC.
- Commutateur de commande ON-OFF et bouton de réinitialisation.
- Dimensions: 1,1" x 1,6" (28 x 41mm).

Nous avons exposé dans la première partie de l'instrumentation les capteurs utilisés. Les données de ces capteurs vont être exploitées comme signaux de commande (consigne).

CHAPITRE III : Modélisation de l'aéonef

Nous vous présenterons dans ce chapitre les commandes de vol primaires et secondaires d'un avion et l'asservissement nécessaire pour le maintien de position de ces dernières, nous terminerons par l'étude détaillée de notre réalisation (modélisation et stabilisation).

III-1 : Les commandes de vol primaires et secondaires [14]

Pour stabiliser un avion, il est nécessaire de pouvoir contrôler en permanence ses évolutions dans l'espace suivant trois directions ou axes (voir Figure III-1) :

- L'axe de lacet (vertical).
- L'axe de roulis (horizontal et dans la direction de la marche).
- L'axe de tangage (horizontal et perpendiculaire à la marche).

Pour cela, l'autopilote agit sur les commandes de vol de l'avion. En pratique, on distingue deux types de commandes :

- Les commandes de vol primaires utilisées pendant tout le vol qui permettent de contrôler l'évolution de l'avion autour de ses axes de référence :
 - La gouverne de direction ou gouvernail pour le lacet.
 - Les ailerons et les spoilers pour le roulis.
 - Les gouvernes de profondeur et le plan horizontal réglable (PHR) pour le tangage.
- Les commandes de vol secondaires utilisées pendant les phases d'atterrissage et de décollage qui permettent de modifier la configuration aérodynamique de l'avion :
 - Hypersustentateurs (volets et becs) pour la portance.
 - Les spoilers (ou aérofreins) pour la traînée.

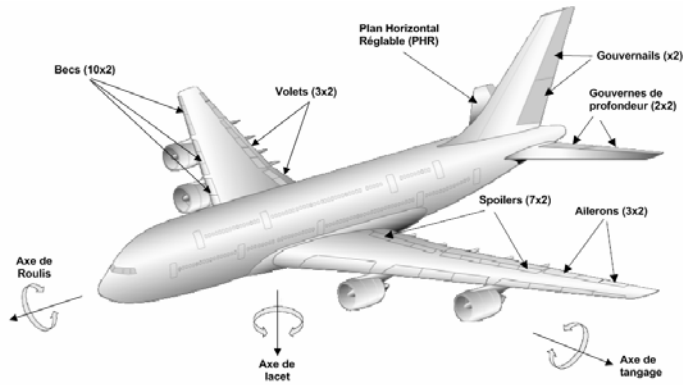


Figure III-1 : les 3 axes de rotations et les commandes de vol primaires et secondaires [14]

- **Asservissement en position de l'avion**

Les consignes émises par le pilote automatique sont transmises aux ordinateurs de commande de vol (voir Figure III-2). Ces derniers déterminent, en fonction de lois de pilotage prenant en compte un certain nombre de paramètres (altitude, vitesse, etc.), les mouvements des gouvernes limitant éventuellement les évolutions de l'avion à son enveloppe de vol, c'est-à-dire aux régimes et attitudes sûrs.

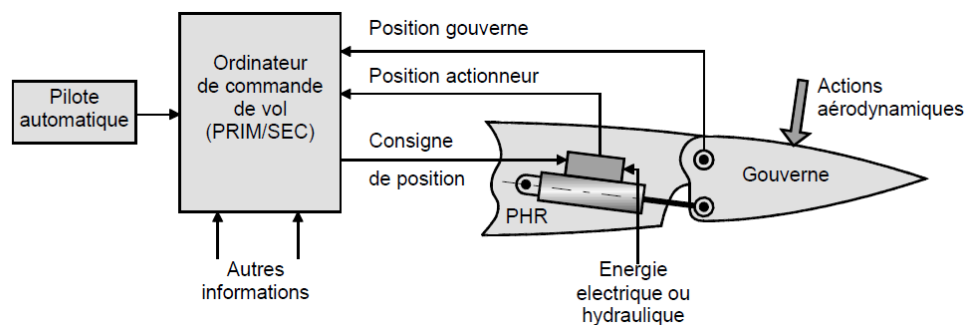


Figure III-2 : schéma synoptique de l'asservissement de position d'une gouverne [14]

La position de l'actionneur est déterminée par un capteur inductif linéaire implanté dans la tige du vérin.

La position de la gouverne est déterminée par un capteur rotatif dont l'axe de rotation coïncide avec l'axe des charnières.

Les autres informations transmises aux ordinateurs de commande de vol proviennent essentiellement :

- des gyromètres : vitesses de rotation autour des axes de tangage, lacet et roulis.
- des accéléromètres : accélérations verticales et latérales.

En raison des déformations locales dues aux actions auxquelles sont soumises les gouvernes, bien que la barre de renfort en limite considérablement l'importance, la connaissance de la position « x » de la tige du vérin n'est pas suffisante pour déterminer avec certitude la position angulaire β des gouvernes. D'où une structure avec deux boucles d'asservissement en position.

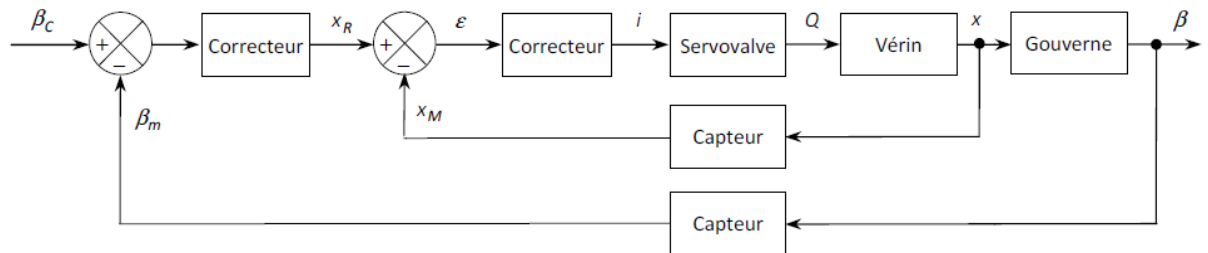


Figure III-3 : schéma bloc de l'asservissement de position d'une gouverne [14]

- β : position angulaire des gouvernes (rad).
- x : position de la tige du vérin par rapport à la position neutre (rad).
- Q : débit (m^3/s).
- i : courant (A).
- ϵ : erreur ($x_R - x_M$).

« Pour l'approche mathématique de notre réalisation qui est en soi un modèle approximé, nous allons établir des fonctions de transfert adéquates à ce but.

En tenant compte que le modèle approximé n'est pas en mesure de voler, et ne peut être testé par une soufflerie ou autre, l'idée est d'étudier ce modèle et en déduire les fonctions de transfert expérimentalement qui sont en l'occurrence acceptable. »

III-2 : Modélisation en mode longitudinal

- Temps de réponse désiré de l'aéronef : $t_s = 0,800$ s

On la modélise avec la fonction de transfert simplifiée suivante : $\frac{1}{1+\frac{1}{\tau_s}}$ donc

$$t_s = \frac{4}{|-a = (\text{pole dominant})|} = 0,8 \quad \Rightarrow \quad a = 5$$

la fonction de transfert: $G_p(s) = \frac{5}{s+5}$ (III.1)

- Temps de réponse de la gouverne : $t_s = 0,400$ s

$$t_s = \frac{4}{|-a = (\text{pole dominant})|} = 0,4 \quad \Rightarrow \quad a = 10$$

la fonction de transfert: $G_c(s) = \frac{10}{s(s+10)}$ (III.2)

Avec un intégrateur naturel

- La fonction de transfert du capteur (potentiomètre)

$$270^\circ \longrightarrow 5V$$

$$1^\circ \longrightarrow \frac{5}{270} = 0,018 V/^\circ \quad (III.3)$$

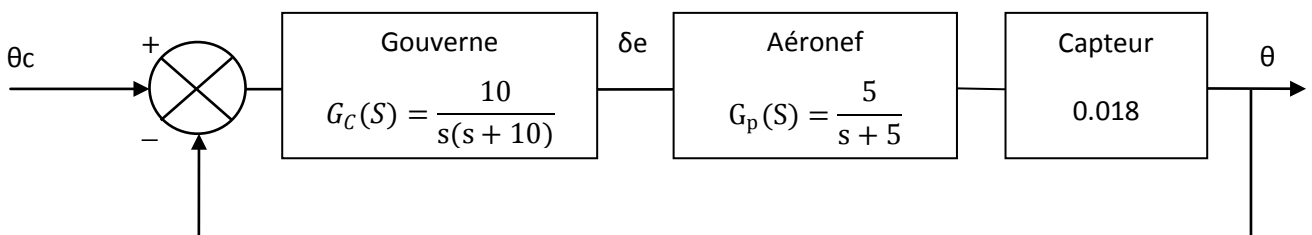


Figure III-4 : schéma bloc de l'asservissement de position (cas tangage)

- Et donc la fonction de transfert s'écrit comme suit :

$$G_1(S) = G_c(S).G_p(S).0,018 = \frac{10 \times 5 \times 0,018}{s(s+10) \times (s+5)}$$

$$G_1(S) = \frac{0,9}{s^3+15s^2+50s} \quad (\text{III.4})$$

Passage de la fonction de transfert à la représentation d'état [15] :

Forme canonique de commandabilité : (m=0 et b₀=0,9)

$$H(S) = \frac{Y(S)}{U(S)} = \frac{0,9}{s^3+15s^2+50s} \quad (\text{III.5})$$

$$s^3.Y(S) + 15.S^2.Y(S) + 50.S.Y(s) = 0,9.U(S)$$

Equation différentiel :

$$y^{(3)}(t) + 15y^{(2)}(t) + 50y^{(1)}(t) = 0,9u(t) \quad (\text{III.6})$$

$$y^{(3)}(t) = -15y^{(2)}(t) - 50y^{(1)}(t) + 0,9u(t)$$

<i>posons</i>	<i>dérivation</i>	<i>équation d'état</i>
$x_1(t) = y(t)$	$\dot{x}_1(t) = y^{(1)}(t)$	$\dot{x}_1(t) = x_2(t)$
$x_2(t) = y^{(1)}(t)$	$\dot{x}_2(t) = y^{(2)}(t)$	$\dot{x}_2(t) = x_3(t)$
$x_3(t) = y^{(2)}(t)$	$\dot{x}_3(t) = y^{(3)}(t)$	$\dot{x}_3(t) = -15x_3(t) - 50x_2(t) + 0,9u(t)$
$x_n(t) = y^{(n-1)}(t)$	$\dot{x}_n(t) = y^{(n)}(t)$	

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -50 & -15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0,9 \end{bmatrix} u(t) \quad (\text{III.7})$$

$$y(t) = [1 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \quad (\text{III.8})$$

Chaque variable d'état x_i , $i=2, \dots, n-1$ est la dérivée de la variable précédente. On parle de variables de phase

III-3 : Modélisation en mode latéral

- Temps de réponse désiré de l'aéronef : $t_s = 0,800$ s

la fonction de transfert: $G_p(s) = \frac{5}{s+5}$ (III.9)

- Temps de réponse de la gouverne : $t_s = 0,400$ s

$$t_s = \frac{4}{|-a = (pole\ dominant)|} = 0,4 \quad \Rightarrow \quad a = 10$$

la fonction de transfert: $G_c(s) = \frac{10}{s(s+10)}$ (III.10)

Avec un intégrateur naturel

- Temps de réponse de l'aileron : $t_s = 0,400$ s

$$t_s = \frac{4}{|-a = (pole\ dominant)|} = 0,4 \quad \Rightarrow \quad a = 10$$

la fonction de transfert: $G_c(s) = \frac{10}{s(s+10)}$ (III.11)

Avec un intégrateur naturel

- La fonction de transfert du capteur (potentiomètre)

On a utilisé des potentiomètres identiques

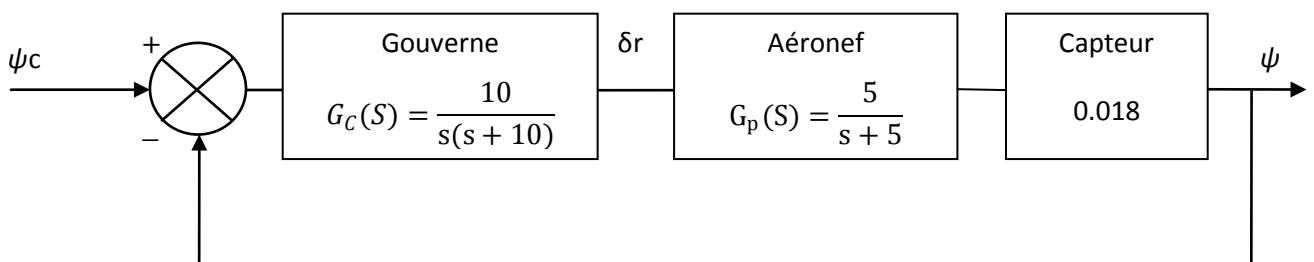


Figure III-5 : schéma bloc de l'asservissement de position (cas lacet)

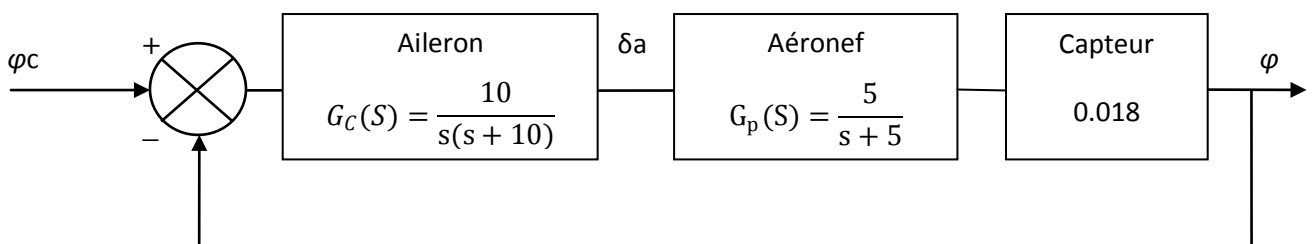


Figure III-6 : schéma bloc de l'asservissement de position (cas roulis)

- Et donc la fonction de transfert s'écrit comme suit : (l'action menée par les ailerons)

$$G_2(S) = G_c(S).G_p(S).0,018 = \frac{10 \times 5 \times 0,018}{s(s+10) \times (s+5)}$$

$$G_2(S) = \frac{0,9}{s^3+15s^2+50s} \quad (\text{III.12})$$

Suivant les mêmes étapes, on obtient la représentation d'état :

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -50 & -15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0,9 \end{bmatrix} u(t) \quad (\text{III.13})$$

$$y(t) = [1 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \quad (\text{III.14})$$

- Et donc la fonction de transfert s'écrit comme suit : (l'action menée par la gouverne de direction)

$$G_3(S) = G_c(S).G_p(S).0,018 = \frac{10 \times 5 \times 0,018}{s(s+10) \times (s+5)}$$

$$G_3(S) = \frac{0,9}{s^3+15s^2+50s} \quad (\text{III.15})$$

Suivant les mêmes étapes on obtient la représentation d'état :

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -50 & -15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0,9 \end{bmatrix} u(t) \quad (\text{III.16})$$

$$y(t) = [1 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \quad (\text{III.17})$$

III-4 : Démonstration de la stabilité du système : (par l'hyper-stabilité)

III-4-1 : Pour le mode longitudinal

- On choisit le modèle de référence qui possède toutes les propriétés désirées et ayant pour temps de réponse $t_s=1s$ ce qui implique un pôle dominant de 4

$$\Rightarrow (S+4)^3 = (S^2 + 8S + 16) (S+4) = S^3 + 8S^2 + 16S + 4S^2 + 32S + 64$$

$$(S+4)^3 = S^3 + 12S^2 + 48S + 64$$

Et donc la fonction de transfert du modèle de référence est :

$$G_m(S) = \frac{64}{S^3 + 12S^2 + 48S + 64} \quad (\text{III.18})$$

Passage de la fonction de transfert à la représentation d'état

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{m1} \\ \dot{x}_{m2} \\ \dot{x}_{m3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -64 & -48 & -12 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{m1} \\ x_{m2} \\ x_{m3} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 64 \end{bmatrix} r(t) \quad (\text{III.19})$$

$$y_m(t) = [1 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} x_{m1} \\ x_{m2} \\ x_{m3} \end{bmatrix} \quad (\text{III.20})$$

Donc la représentation d'état s'écrit :

$$\Rightarrow \dot{x}_m = A_m x_m + B_m r \quad (\text{III.21})$$

$$\text{Où } x_m = \begin{pmatrix} x_{m1} = \text{angle de rotation de référence du moteur} = \alpha_m \\ x_{m2} = \text{vitesse de rotation de référence du moteur} = \dot{\alpha}_m \\ x_{m3} = \text{angle de tangage de référence} = \theta_m \end{pmatrix}$$

$$A_m = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -64 & -48 & -12 \end{pmatrix} \quad \text{Et} \quad B_m = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 64 \end{pmatrix}$$

➤ Le modèle de l'aéronef est donné comme suit :

$$\dot{x} = Ax + BU \quad (\text{III.22})$$

$$\text{Où } x = \begin{pmatrix} x_1 = \text{angle de rotation du moteur} = \alpha \\ x_2 = \text{vitesse de rotation du moteur} = \dot{\alpha} \\ x_3 = \text{angle de tangage} = \theta \end{pmatrix}$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -50 & -15 \end{pmatrix} \quad \text{Et} \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0,9 \end{pmatrix}$$

On définit l'erreur comme suit [15] :

$$x_e = x_m - x \Rightarrow x_m = x_e + x \quad \text{et} \quad \dot{x}_e = \dot{x}_m - \dot{x} \quad (\text{III.23})$$

$$\dot{x}_e = \dot{x}_m - \dot{x} = A_m x_m + B_m r - Ax - BU$$

$$\dot{x}_e = A_m (x_e + x) + B_m r - Ax - BU$$

$$\dot{x}_e = A_m x_e + (A_m - A)x + B_m r - BU \quad (\text{III.24})$$

$$\text{On pose : } \lambda = (A_m - A)x + B_m r - BU \quad (\text{III.25})$$

$$\text{Donc : } \dot{x}_e = A_m x_e + \lambda$$

$$\text{Le but est : } \lim_{t \rightarrow \infty} x_e(t) = 0$$

Et pour cela il faut que : $\lambda(t) \rightarrow 0$ avec $t \rightarrow \infty$

$$\text{On pose : } U = \underbrace{k_1 x + k_2 r}_{\text{Commande Linéaire}} + \underbrace{U_2}_{\text{Commande Non linéaire}} \quad (\text{III.26})$$

On commence avec le linéaire : c'est-à-dire $U = k_1 x + k_2 r$

$$\lambda = (A_m - A)x + B_m r - BU$$

$$\lambda = (A_m - A)x + B_m r - Bk_1 x - Bk_2 r$$

$$\lambda = (A_m - A - Bk_1)x + (B_m - Bk_2)r$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \lambda(t) = 0 \Leftrightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} (A_m - A - Bk_1)x + (B_m - Bk_2)r = 0$$

$$\left. \begin{aligned} \Rightarrow A_m - A - Bk_1 &= 0 & \Leftrightarrow & Bk_1 = A_m - A \\ B_m - Bk_2 &= 0 & & Bk_2 = B_m \end{aligned} \right\} \quad (\text{III.27})$$

Et on définit la pseudo inverse gauche de Penrose appelée B^+

$$B^+ = (B^T \cdot B)^{-1} B^T \quad (\text{III.28})$$

Et nous avons aussi

$$B^+ \cdot B = (B^T \cdot B)^{-1} (B^T \cdot B) = I \quad (\text{III.29})$$

On multiplie (III.27) par B^+ :

$$\begin{aligned} B^+.Bk_1 &= B^+(A_m - A) && \Rightarrow I.k_1 = B^+(A_m - A) \\ B^+.Bk_2 &= B^+.B_m && \Rightarrow I.k_2 = B^+.B_m \end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned} \Rightarrow k_1 &= B^+(A_m - A) \\ k_2 &= B^+.B_m \end{aligned} \right\} \quad \text{(III.30)}$$

On remplace k_1 et k_2 dans (III.27) on obtient :

$$\left. \begin{aligned} A_m - A - Bk_1 &= 0 \Leftrightarrow (A_m - A) - B.B^+(A_m - A) = 0 \Leftrightarrow (A_m - A)(I - B.B^+) = 0 \\ B_m - Bk_2 &= 0 & B_m - B.B^+.B_m &= 0 & B_m(I - B.B^+) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \text{(III.31)}$$

Ces conditions sont appelées les conditions d'Erzberger

Alors en prenant compte la commande non linéaire, l'équation de \dot{x}_e devient :

$$\begin{aligned} \dot{x}_e &= A_m x_e + (A_m - A)x + B_m r - BU \\ \dot{x}_e &= A_m x_e + (A_m - A - Bk_1)x + (B_m - Bk_2)r - BU_2 \\ \dot{x}_e &= A_m x_e - BU_2 \end{aligned} \quad \text{(III.32)}$$

Appliquons la théorie de l'hyper-stabilité :

Soit la matrice P solution de l'équation de Lyapunov [16]

$$A_m^T P + P A_m = -Q \quad \text{(III.33)}$$

Pour cela on a utilisé le logiciel MATLAB afin de nous aider dans les calculs et trouver la solution plus rapidement

Avec

$$A_m = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -64 & -48 & -12 \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad Q = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Le résultat est :

$$P = \begin{pmatrix} 0,5432 & -0,5000 & -0,9385 \\ -0,5000 & 0,9385 & -0,5000 \\ -0,9385 & -0,5000 & 7,0469 \end{pmatrix} \quad \text{(III.34)}$$

Pour tester si P est positive définit, on applique le critère de Sylvester

$$\begin{aligned} P_{11} &= 0,5432 > 0 \quad ; \quad \begin{vmatrix} 0,5432 & -0,5000 \\ -0,5000 & 0,9385 \end{vmatrix} = 0,2598 > 0 \quad ; \\ & \begin{vmatrix} 0,5432 & -0,5000 & -0,9385 \\ -0,5000 & 0,9385 & -0,5000 \\ -0,9385 & -0,5000 & 7,0469 \end{vmatrix} = 0,3991 > 0 \end{aligned}$$

Donc le matrice P est positive définit.

Ensuite on définit l'erreur augmentée

$$y_e = B^T P x_e \quad (III.35)$$

Avec

$$B^T = (0 \quad 0 \quad 0,9) \quad \text{et} \quad P = \begin{pmatrix} 0,5432 & -0,5000 & -0,9385 \\ -0,5000 & 0,9385 & -0,5000 \\ -0,9385 & -0,5000 & 7,0469 \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad x_e = \begin{pmatrix} x_{e1} \\ x_{e2} \\ x_{e3} \end{pmatrix}$$

Le résultat est :

$$y_e = B^T P x_e = (0 \quad 0 \quad 0,9) \cdot \begin{pmatrix} 0,5432 & -0,5000 & -0,9385 \\ -0,5000 & 0,9385 & -0,5000 \\ -0,9385 & -0,5000 & 7,0469 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{e1} \\ x_{e2} \\ x_{e3} \end{pmatrix}$$

$$y_e = (-0,8446 \quad -0,4500 \quad 6,3422) \cdot \begin{pmatrix} x_{e1} \\ x_{e2} \\ x_{e3} \end{pmatrix}$$

$$y_e = -0,8446 x_{e1} - 0,4500 x_{e2} + 6,3422 x_{e3} \quad (III.36)$$

La théorie de l'hyper-stabilité spécifiée :

$$\int_0^t y_e^T U_2 \geq -\gamma_0^2 \quad \text{où} \quad \gamma_0^2 = \text{constante} \quad (III.37)$$

Il y a plusieurs solutions possibles, si on prend :

$$U_2 = k \cdot \text{sign}(y_e) \quad \text{et} \quad k > 0 \quad \text{Cela donne :}$$

$$\Rightarrow \int_0^t y_e^T U_2 = \int_0^t y_e^T \cdot k \cdot \text{sign}(y_e) \geq 0 \quad (III.38)$$

\Rightarrow l'inégalité de Popov est vérifiée [17]

$$\text{Donc :} \quad U_2 = k \cdot \text{sign}(y_e) = k \cdot \text{sign}(-0,8446 x_{e1} - 0,4500 x_{e2} + 6,3422 x_{e3}) \quad (III.39)$$

est une solution acceptable.

Alors le système décrit par (III.32), (III.33), (III.35) et (III.38) est asymptotiquement hyper-stable et le vecteur erreur est globalement asymptotiquement stable, puisque la matrice P est positive définie et la matrice Q est positive définie.

$$\text{Avec} \quad U = k_1 x + k_2 r + U_2$$

Où

$$k_1 = B^+(A_m - A)$$

$$k_2 = B^+ \cdot B_m$$

$$U_2 = k \cdot \text{sign}(y_e) = k \cdot \text{sign}(-0,8446 x_{e1} - 0,4500 x_{e2} + 6,3422 x_{e3})$$

III-4-2 : Pour le mode latéral

III-4-2-1 : L'action menée par les ailerons

La démonstration de la stabilité se fera en suivant quasiment les mêmes étapes avec :

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m r \quad (\text{III.40})$$

$$\text{Où } x_m = \begin{pmatrix} x_{m1} = \text{angle de rotation de référence du moteur} = \alpha_m \\ x_{m2} = \text{vitesse de rotation de référence du moteur} = \dot{\alpha}_m \\ x_{m3} = \text{angle de roulis de référence} = \varphi_m \end{pmatrix}$$

$$A_m = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -64 & -48 & -12 \end{pmatrix} \quad \text{Et} \quad B_m = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 64 \end{pmatrix}$$

Et

$$\dot{x} = Ax + BU \quad (\text{III.41})$$

$$\text{Où } x = \begin{pmatrix} x_1 = \text{angle de rotation du moteur} = \alpha \\ x_2 = \text{vitesse de rotation du moteur} = \dot{\alpha} \\ x_3 = \text{angle de roulis} = \varphi \end{pmatrix}$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -50 & -15 \end{pmatrix} \quad \text{Et} \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0,9 \end{pmatrix}$$

Et pour résultat :

$$U = k_1 x + k_2 r + U_2$$

Où

$$k_1 = B^+(A_m - A)$$

$$k_2 = B^+ \cdot B_m$$

$$U_2 = k \cdot \text{sign}(y_e) = k \cdot \text{sign}(-0.8446 x_{e1} - 0.4500 x_{e2} + 6.3422 x_{e3})$$

III-4-2-2 : L'action menée par la gouverne de direction

La démonstration de la stabilité se fera en suivant quasiment les mêmes étapes avec :

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m r \quad (\text{III.42})$$

$$\text{Où } x_m = \begin{pmatrix} x_{m1} = \text{angle de rotation de référence du moteur} = \alpha_m \\ x_{m2} = \text{vitesse de rotation de référence du moteur} = \dot{\alpha}_m \\ x_{m3} = \text{angle de lacet de référence} = \psi_m \end{pmatrix}$$

$$A_m = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -64 & -48 & -12 \end{pmatrix} \quad \text{Et} \quad B_m = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 64 \end{pmatrix}$$

Et

$$\dot{x} = Ax + BU \quad (\text{III.43})$$

$$\text{Où } x = \begin{pmatrix} x_1 = \text{angle de rotation du moteur} = \alpha \\ x_2 = \text{vitesse de rotation du moteur} = \dot{\alpha} \\ x_3 = \text{angle de lacet} = \psi \end{pmatrix}$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -50 & -15 \end{pmatrix} \quad \text{Et} \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0,9 \end{pmatrix}$$

Et pour résultat :

$$U = k_1 x + k_2 r + U_2$$

Où

$$k_1 = B^+(A_m - A)$$

$$k_2 = B^+ \cdot B_m$$

$$U_2 = k \cdot \text{sign}(y_e) = k \cdot \text{sign}(-0.8446 x_{e1} - 0.4500 x_{e2} + 6.3422 x_{e3})$$

CHAPITRE IV : Réalisation pratique

Dans ce chapitre, la conception et le développement du modèle d'avion y sont détaillés pas à pas, commençant par un premier test d'asservissement (prototype), ensuite viendra la conception de la structure et des composants nécessaires, puis la programmation et pour finir son assemblage.

IV-1 : Matériels utilisés

Les principaux matériels utilisés :

IV-1-1 : Les moteurs DC (motoréducteur)

- 2 Motoréducteurs train droit 8.0W/ 810:1 (MFA) [18]

Moteur à courant continu à 5 pôles monté sur un châssis en acier de 1mm avec ensemble d'engrenages en bronze, conçu pour la transmission d'un couple élevé.

Tableau IV-1 : caractéristiques du motoréducteur train droit [18]

<u>Caractéristiques techniques</u>
Réduction : 810
Diamètre Axe : 6mm
Tension nominale : 12V
Tension de service : 6,0 à 15,0V
Vitesse à vide : 15t/mn
Courant à vide : 0,2A
Vitesse max : 12t/mn
Courant max : 1A
Couple max théorique : 620N.cm
Puissance max : 8W
Rendement max : 0,66%
Couple disponible : 60N.cm
Poids : 0,164kg



Figure IV-1 : motoréducteur train droit (MFA) [18]

- **927-D - Motoréducteur modulaire (MFA)**

Moteur 1.6W - 0.25N.cm

Réductions : 4:1. 16:1. 64:1. 256:1. 1024:1 et

4096:1

Tableau IV-2 : caractéristiques du motoréducteur modulaire [18]

<u>Caractéristiques techniques</u>
6 réductions possibles 4 : 1. 16
Sortie sur axe double Diam. 3mm et longueur 110mm
Dimensions : 110x53x30mm
Moteur utilisé : RE-280/1
Poids : 85g



Figure IV-2 : motoréducteur modulaire (MFA) [18]

IV-1-2 : Servomoteur (voir Annexe 2)

L'utilisation du servomoteur a été requise à cause d'une indisponibilité de motoréducteurs dans le marché algérien, sachant que les moteurs vus précédemment ont été achetés chez SELECTRONIC (Paris).

Tableau IV-3 : caractéristiques du servomoteur [19]

<u>Caractéristiques techniques</u>
Longueur : 2.32" (59mm)
Largueur : 1.14" (29mm)
Hauteur : 1.96" (50mm)
Poids : 4.12oz (117g)
Vitesse .28 sec/60° @ 4.8V, .23 sec/60° @ 6V
Couple: 166.64 oz in (12kg.cm) @ 4.8V, 199.97 oz in (14.4kg.cm) @ 6V



Figure IV-3 : le servomoteur [19]

IV-1-3 : Circuit intégré L293

Le L293 est un double pont-H (voir Annexe 3), ce qui signifie qu'il est possible de l'utiliser pour commander quatre moteurs distincts (dans un seul sens) grâce à ses 4 canaux. En raccordant les sorties de façon appropriées, il est possible de constituer deux pont-H. Il est ainsi possible de commander deux moteurs distincts, dans les deux sens et indépendamment l'un de l'autre [20].

Le L293 est un circuit intégré à haut voltage. Cela veut dire que ce circuit intégré peut être utilisé pour des moteurs DC alimentés jusqu'à 36 Volts. Le circuit peut fournir un maximum de 1A par canal. Le L293 est aussi connu pour être un excellent Pont-H facile à mettre en pratique.

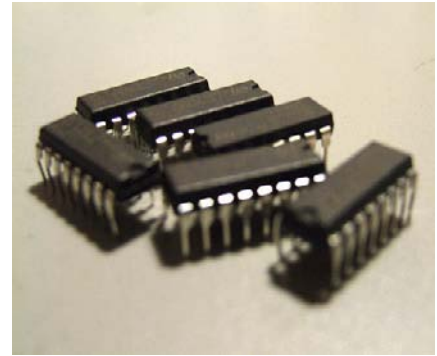


Figure IV-4 : le CI L293 [20]

Avec deux signaux de commande Input 1 et Input 2 fournis par Arduino, il est possible d'inverser la direction du courant dans le pont-H et donc renverser le sens de rotation du moteur qui y est raccordé. En utilisant différentes combinaisons d'Input 1 et Input 2 il devient possible de démarrer, Stopper ou Inverser le courant.

Tableau IV-4 : caractéristiques du CI L293 [20]

Caractéristiques techniques	
Nbre de pont-H	2
Courant Max Régime continu	1A (x2)
Courant de pointeMax < 2ms	1200mA
VS Max Alim moteur	36v
VSS Max Alim logique	7v
Nbre de Broche	16 DIP
Perte de tension	1.3 à 1.4v (typical)

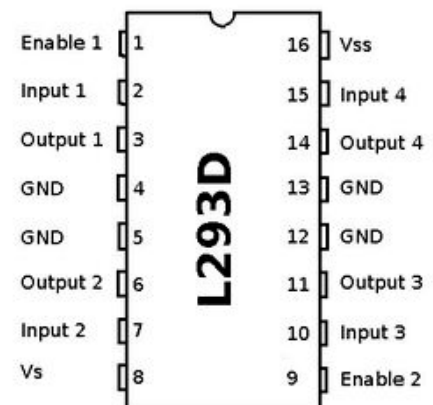


Figure IV-5 : brochage du L293(L293D) [20]

IV-1-4 : Arduino MEGA 2560

Décrite précédemment dans le chapitre II (page 32).

IV-1-5 : Centrale inertielle

Décrite précédemment dans le chapitre II (page 38).

IV-1-6 : Potentiomètre

Décrit précédemment dans le chapitre II (page 29).

IV-2 : Étape 1 : test de l'asservissement

On fait la programmation de la carte de commande Arduino et à l'aide du Protocol de communication série, on peut voir les données mesurées par le potentiomètre jouant le rôle de la consigne (commande analogique) afin de pouvoir les exploiter et commander l'actionneur.

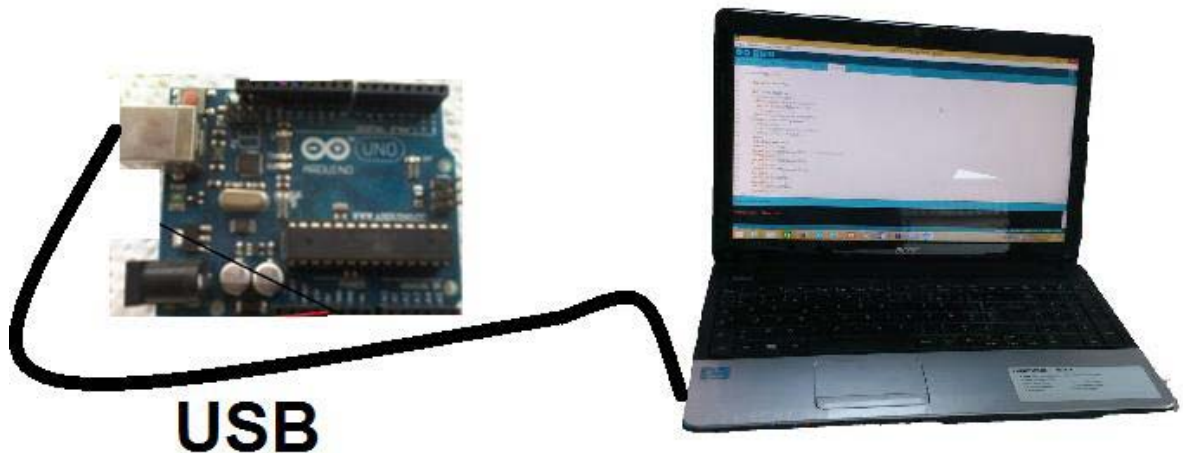


Figure IV-6 : Branchement PC – Arduino [12]

- **Programme Arduino utilisé pour le test**

```
Fichier Édition Croquis Outils Aide
id_e_bench $
1 int p1 = 52;
2 int p2 = 53;
3 int pot = A0;
4 int pott = A8;
5 int ErreurMoteur;
6 int errmoteur = A2;
7 int potval, anglea ;
8 int angled, potvall ;
9 int e, erreur;
10 void setup() {
11 // put your setup code here, to run once:
12 pinMode(p1, OUTPUT);
13 pinMode(p2, OUTPUT);
14 Serial.begin(9600);
15 }
16
17 void loop() {
18 // put your main code here, to run repeatedly:
19 potval=analogRead(pot);
20 Serial.write("potval =");
21 Serial.println(potval);
22
23 potvall=analogRead(pott);
24 Serial.write("-----potvall =");
25 Serial.println(potvall);
26

Fichier Édition Croquis Outils Aide
id_e_bench $
27 ErreurMoteur=analogRead(errmoteur);
28 Serial.write("-----ErreurMoteur =");
29 Serial.println(ErreurMoteur);
30
31 |
32 e= potvall - potval;
33 erreur = e - ErreurMoteur ;
34 Serial.write("-----erreur =");
35 Serial.println(erreur);
36
37 if (erreur>20)
38 {
39 digitalWrite(p1, HIGH);
40 digitalWrite(p2, LOW);
41 }
42 else if (erreur<-20)
43 {
44 digitalWrite(p1, LOW);
45 digitalWrite(p2, HIGH);
46 }
47 else
48 {
49 digitalWrite(p1, LOW);
50 digitalWrite(p2, LOW);
51 }
52
```

Figure IV-7 : programme test

Ensuite on téléverse le programme dans la carte Arduino et on fait l'assemblage (moteur, potentiomètres (capteur, consigne), arduino, batterie, tachomètre et le L293) voir figure IV-8.

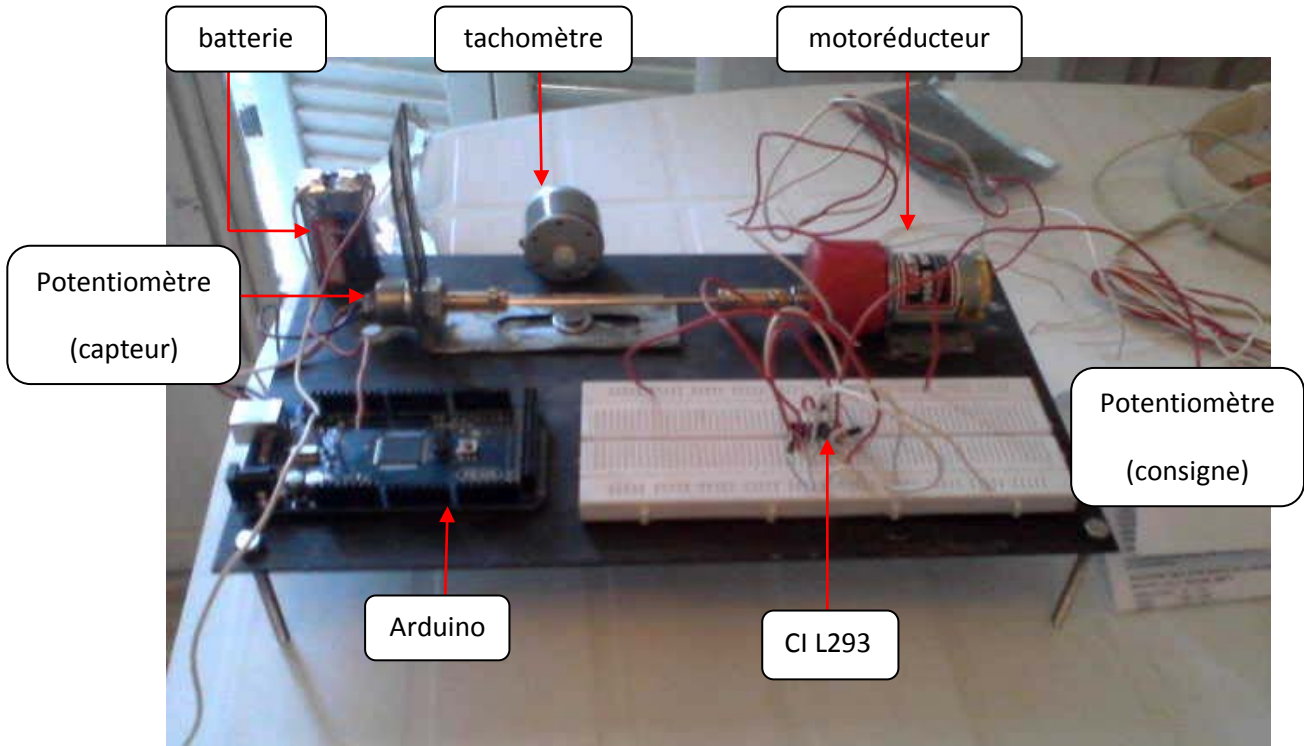


Figure IV-8 : assemblage du premier test d'asservissement

- **Principe de fonctionnement**

On a deux potentiomètres, l'un dédié à la consigne, et l'autre joue le rôle d'un capteur fixé au moteur grâce à une tige. Les valeurs de ces potentiomètres vont être transmises de façon permanente à notre carte Arduino, cette dernière va calculer l'erreur et donner l'instruction de tourner ou de s'arrêter au moteur, le sens de rotation est aussi donné par la carte et il est assuré par le L293. Quant au tachomètre il a été mis en place pour minimiser la marge d'erreur et donc pour avoir un bon asservissement de position.

- **Résultat du premier test**

Le changement de la valeur de la consigne entraîne la rotation du moteur dans un sens, une fois que la valeur du capteur atteint celle de la consigne le moteur va s'arrêter à la position désirée.

« Nous avons exposé dans ce test l'asservissement de position d'un moteur DC avec une consigne variable **manuellement**. Dans ce qui va suivre nous exposerons l'asservissement de **plusieurs** moteurs DC, et les valeurs de consigne vont être exploitées **automatiquement** depuis la centrale inertielle »

IV-3 : Étape 2 : conception

- Structure :

Pour le dessin de la structure on s'est inspiré du modèle Airbus A380.

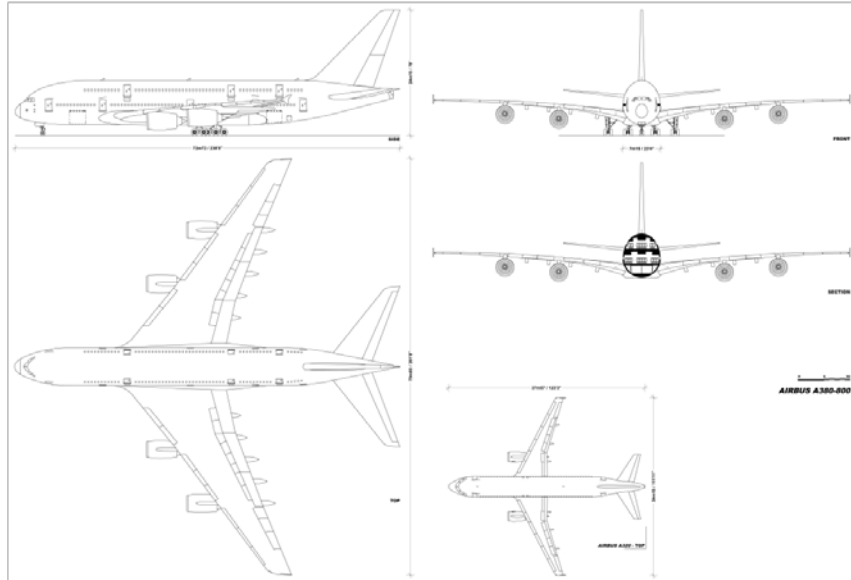


Figure IV-9 : dessin technique de l'avion A380 [21]

Et en variant l'échelle nous avons fait une reproduction suivant nos besoins sur une feuille A0.

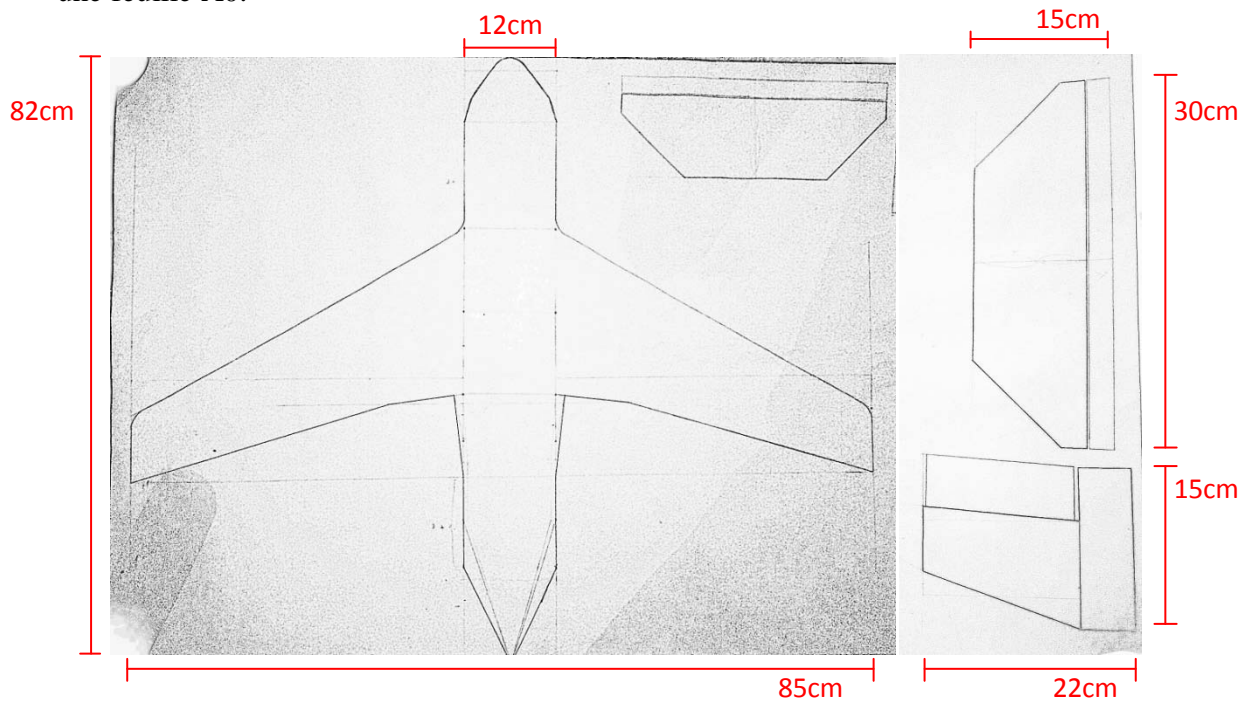


Figure IV-10 : dessin sur feuille A0 de la maquette

Ensuite la découpe a été faite sur une plaque métallique.



Figure IV-11 : découpe de la maquette

- **Circuit imprimé**

Afin de piloter les 3 moteurs nécessitant les L293, la conception d'un circuit imprimé a été requise, pour ce il a fallut s'aider du logiciel « PROTEUS » (voir Annexe 4).

Et voici la représentation 3D du circuit imprimé

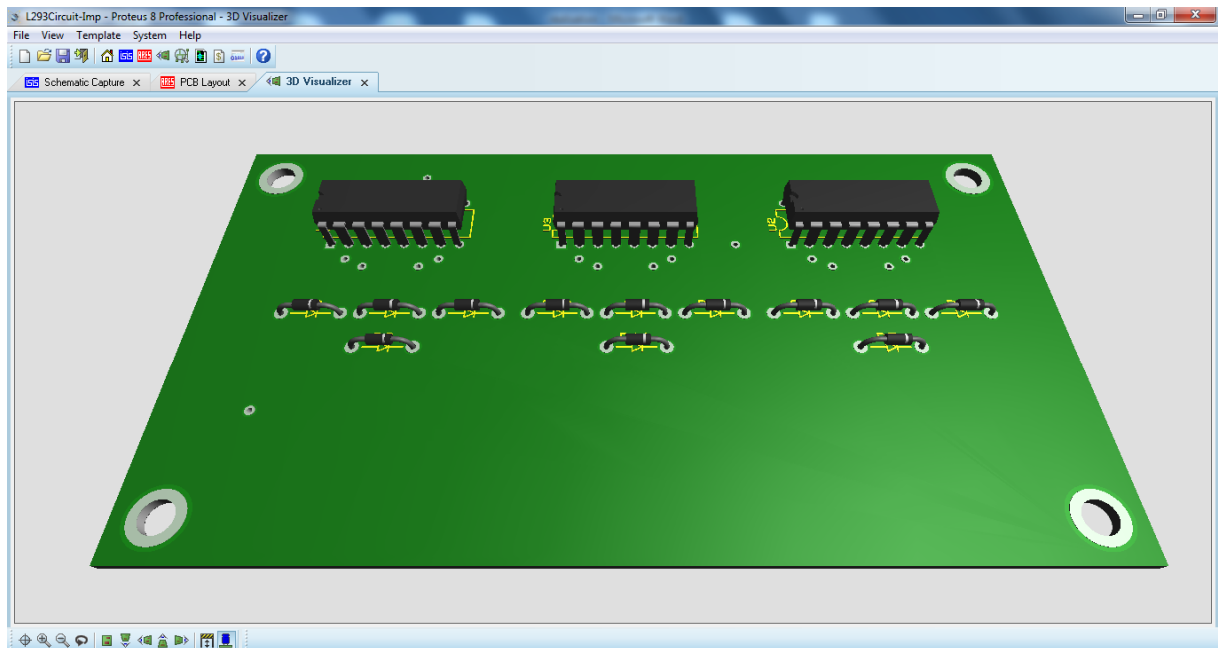


Figure IV-12 : représentation 3D du circuit imprimé avec PROTEUS-3D Visualizer

IV-4 : Étape 3 : Programmation

IV-4-1 : Programmation de la centrale inertielle

On a fait la programmation de la centrale inertielle à l'aide du FTDI sur le logiciel ARDUINO afin qu'elle puisse mesurer les angles de tangage, lacet, et roulis.

L'affichage sur Le PC de cette première étape peut se faire par liaison série sur le moniteur série mais les données jusqu'à présent sont qu'observable et non exploitable. La figure montre le branchement PC-FTDI-CENTRALE INERTIELLE.



Figure IV-13 : Branchement PC - FTDI - Razor IMU

IV-4-2 : Branchement Arduino avec la centrale inertielle

On fait la programmation de la carte de commande Arduino à l'aide du Protocole de communication série afin de pouvoir exploiter les données mesurées par la centrale inertielle et commander l'actionneur.

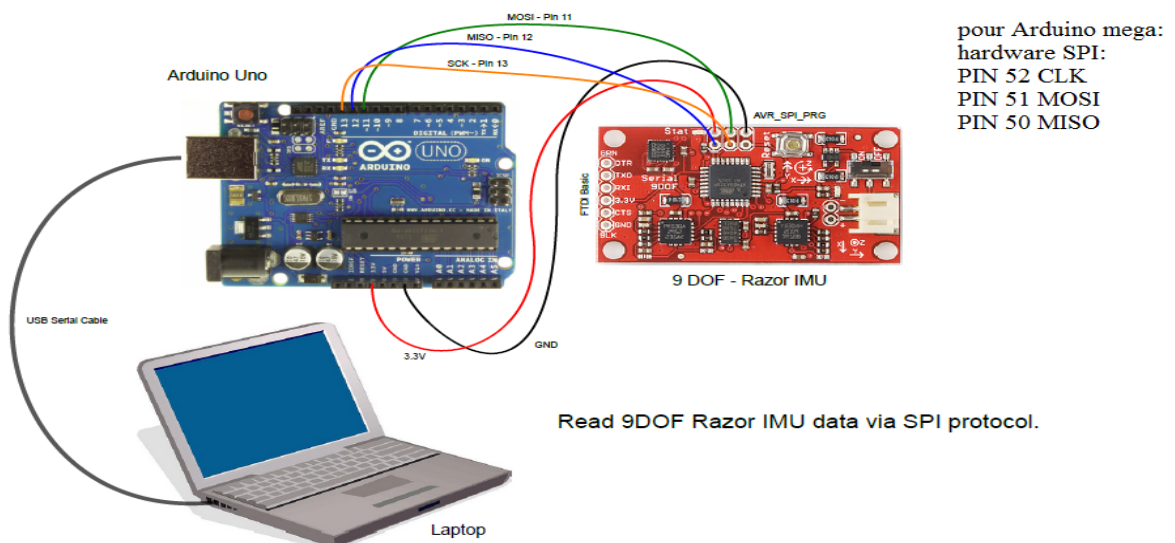


Figure IV-14 : Branchement PC – Arduino Uno/Arduino MEGA [12]

Et voici le branchement de l'Arduino avec la centrale inertielle via le protocole SPI.

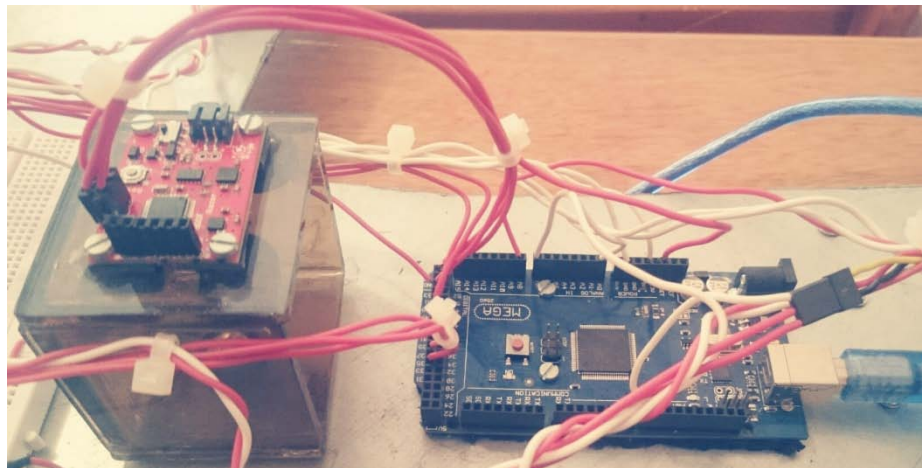


Figure IV-15 : branchement de l'Arduino avec la centrale inertielle via le protocole SPI

On a surélevé la centrale inertielle avec un cube en verre afin de minimiser les erreurs de données parce qu'elle est très sensible aux perturbations magnétiques et électromagnétiques.

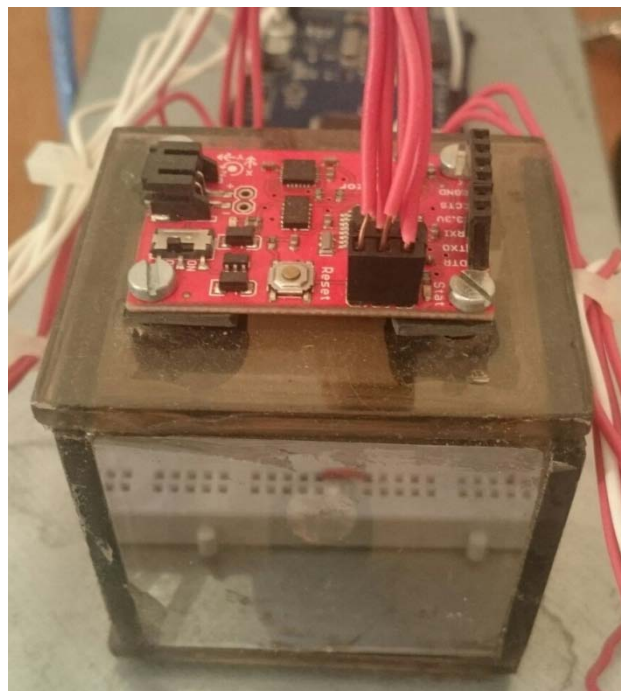


Figure IV-16 : la centrale inertielle fixée au cube de verre

IV-5 : Étape 4 : Assemblage

Pour cette étape, l'association des différents éléments constituant la réalisation à eu lieu, à savoir :

Les Moteurs ; la batterie ; le circuit imprimé ; la plaque d'essais sans soudure; la carte Arduino ; la centrale inertielle ; les gouvernes et les ailerons.

Tout cela a été fixé soigneusement sur la maquette d'avion.

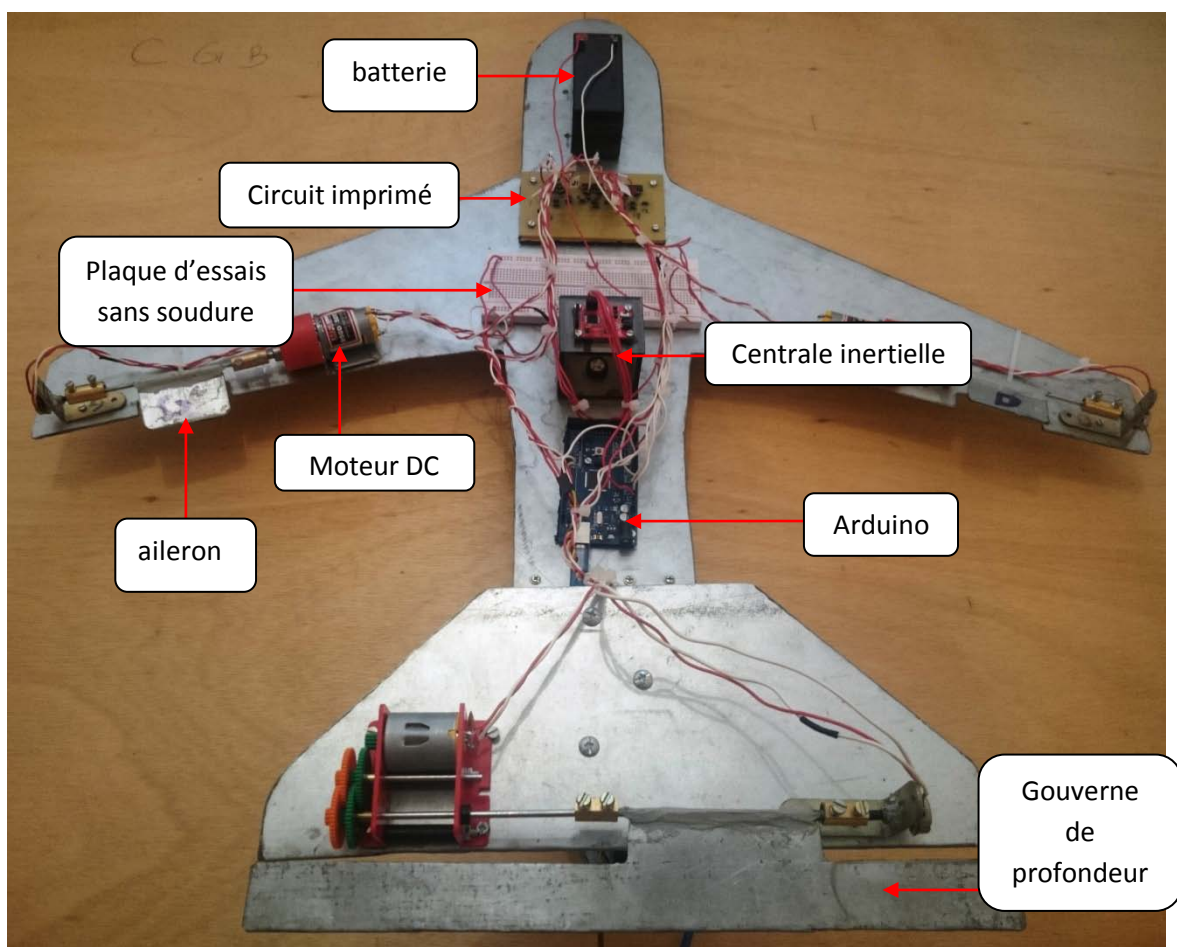


Figure IV-17 : la réalisation vue de haut

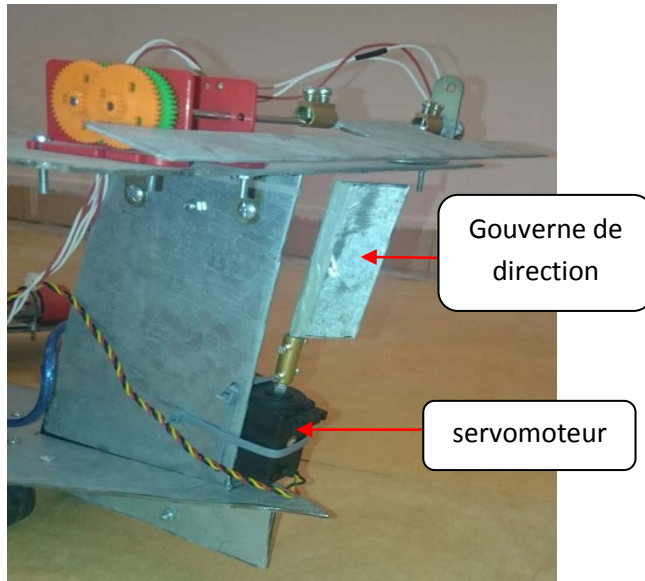


Figure IV-18 : l'empennage arrière de la réalisation

Et voici le résultat final

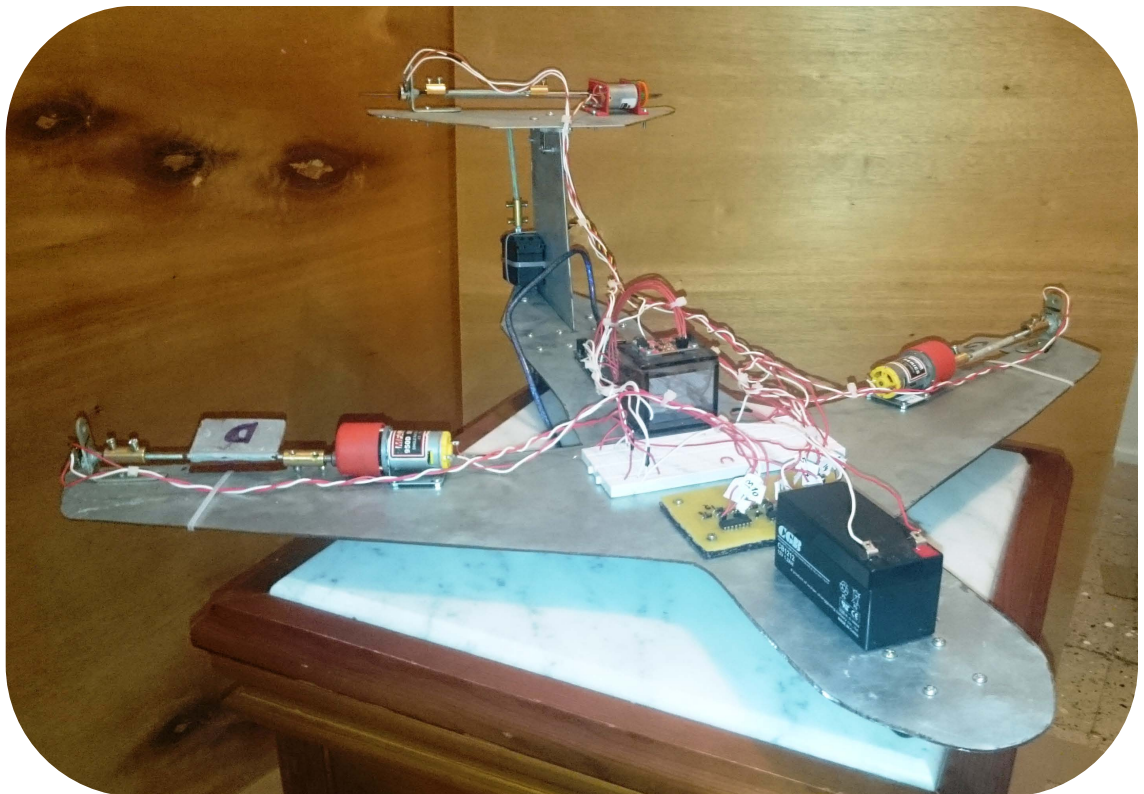


Figure IV-19 : résultat final de la réalisation

IV-6 : Résultats Pratiques

Dans cette partie nous allons faire des essais d'inclinaison de l'aéronef selon l'axe de roulis, de tangage et de lacet (simuler une perturbation selon ces trois axes) et l'aéronef devra ajuster les ailerons, la gouverne de profondeur et la gouverne de direction afin de stabiliser l'avion selon ces mêmes axes avec une mesure du signal via l'oscilloscope PC (HANDEK 6022BE) pour chacune des perturbations.

IV-6-1 : Perturbation selon l'axe de roulis

Lorsqu'on incline l'avion selon l'axe de roulis avec un certain angle on constate que l'aileron gauche dévie avec un angle α , tandis que l'aileron droit dévie avec l'angle $-\alpha$, et cela avec un même temps de réponse qui est égale à 0,4s.

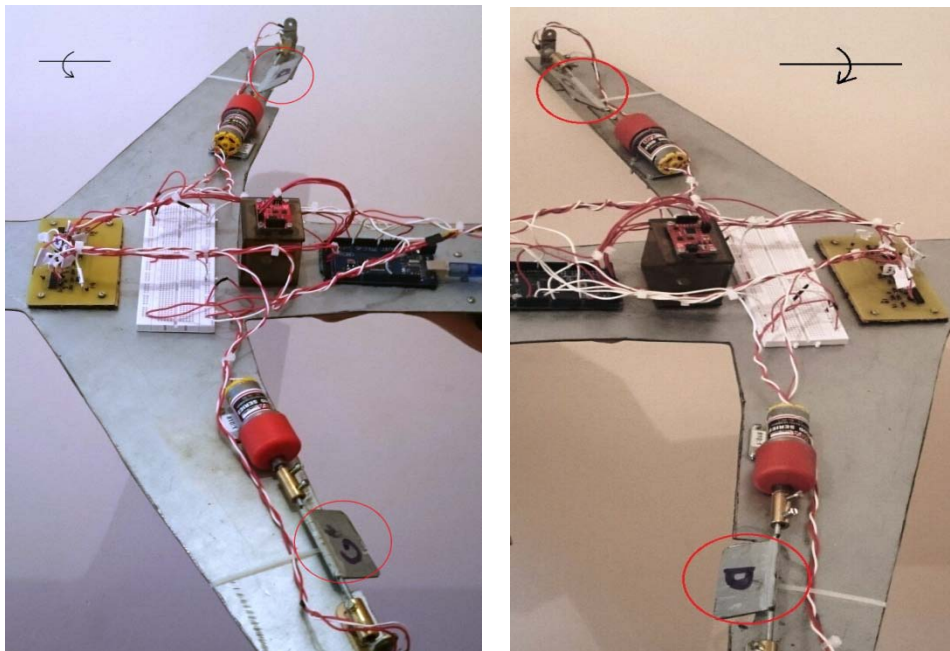


Figure IV-20 : réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de roulis

Le résultat donné par l'oscilloscope :

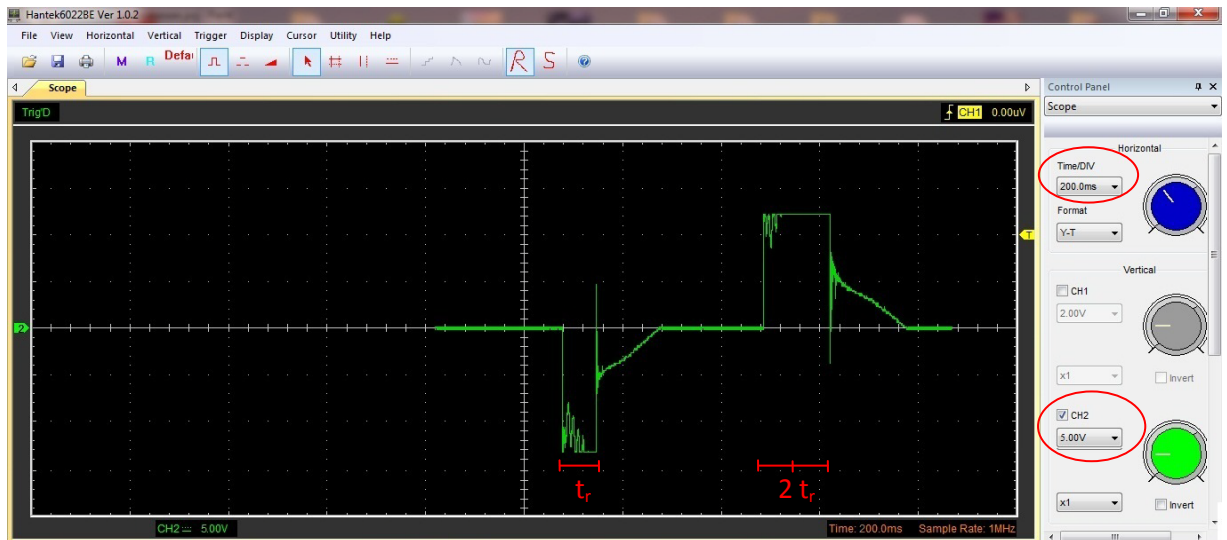


Figure IV-21 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de roulis

A l'aide de l'oscilloscope il est clairement vu que la réponse du système s'accorde parfaitement au principe de fonctionnement du « tout ou rien » avec la non linéarité d'où les deux états (12V, -12V) avec des oscillations entretenues dues au temps mort du système (inertie).

Pour le temps de réponse du système $t_r \approx 2$ div avec l'échelle de 200ms/div, on aura un temps de réponse égale à 0,4 s.

IV-6-2 : Perturbation selon l'axe de tangage

Lorsqu'on incline l'avion selon l'axe de tangage avec un certain angle on constate que la gouverne de profondeur dévie avec un angle α , et cela avec un temps de réponse qui est égale à 0,4s.

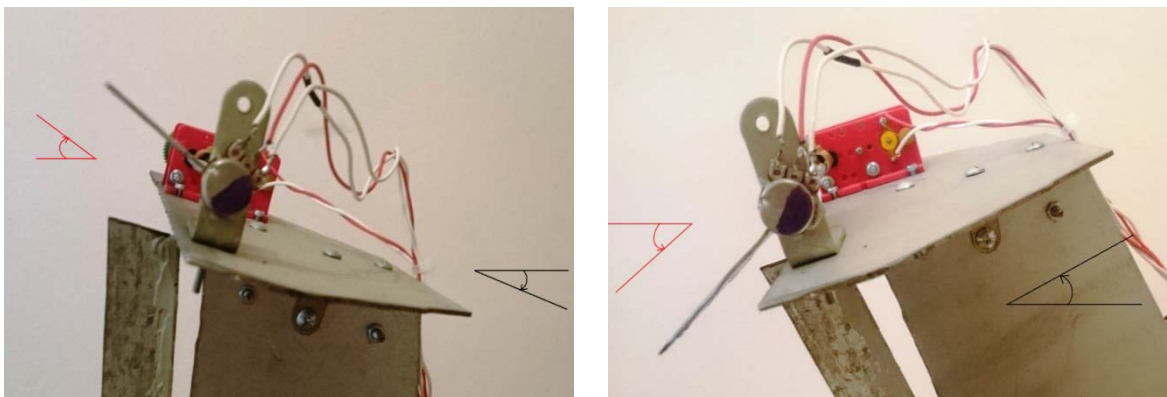


Figure IV-22 : réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de tangage

Le résultat donné par l'oscilloscope :

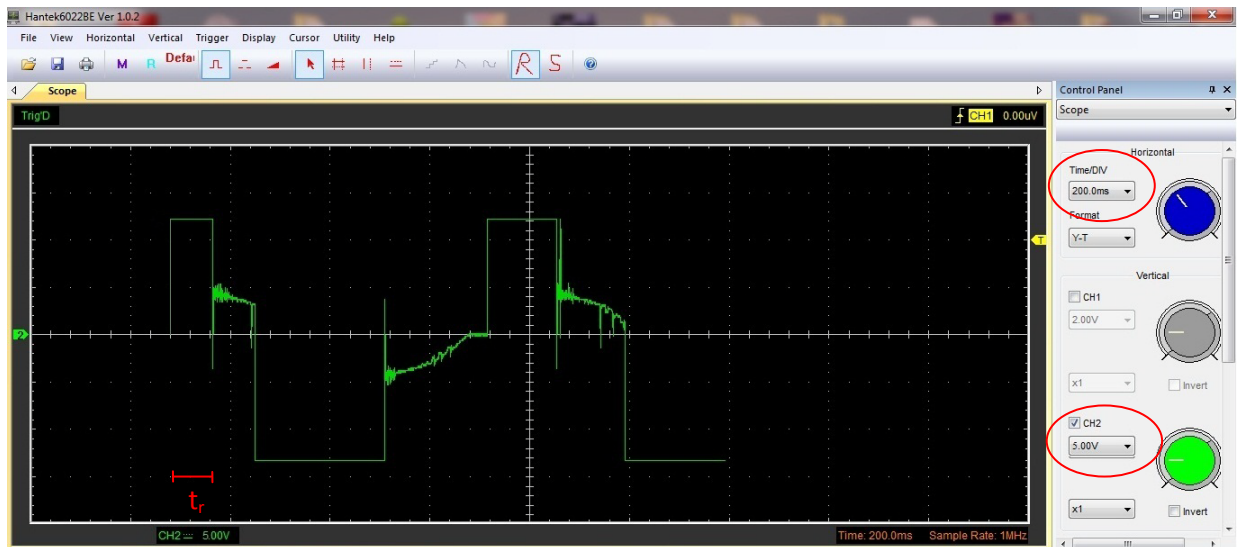


Figure IV-23 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de tangage

On a effectué les mêmes manœuvres à l'aide de l'oscilloscope que dans le cas précédent avec des perturbations répétitifs selon l'axe de tangage.

Pour le temps de réponse du système $t_r = 2$ div avec l'échelle de 200ms/div, on aura un temps de réponse égale à 0,4 s.

IV-6-3 : Perturbation selon l'axe de lacet

Lorsqu'on tourne l'avion selon l'axe de lacet avec un certain angle on constate que la gouverne de direction dévie avec un angle α , et cela avec un temps de réponse qui est égale à 0,7 s.

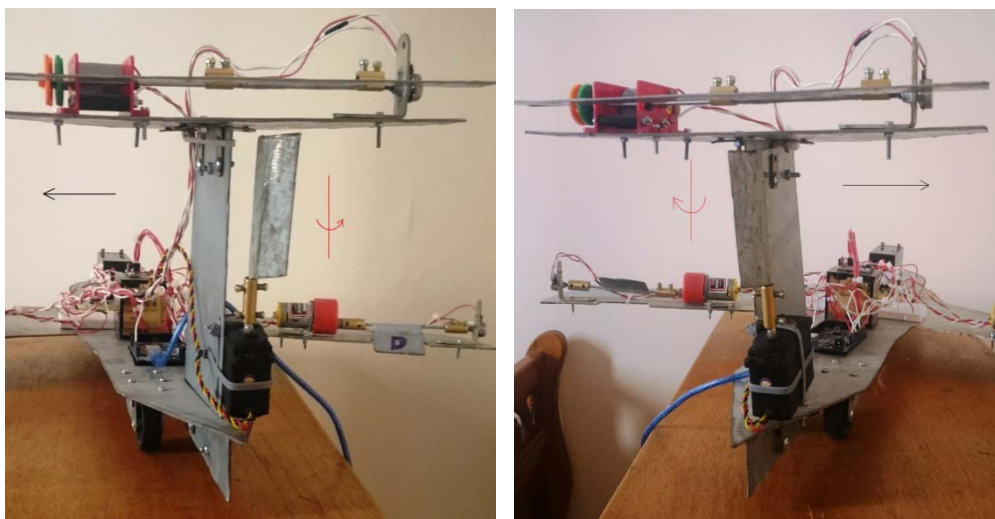


Figure IV-24 : réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de lacet

Le résultat donné par l'oscilloscope :

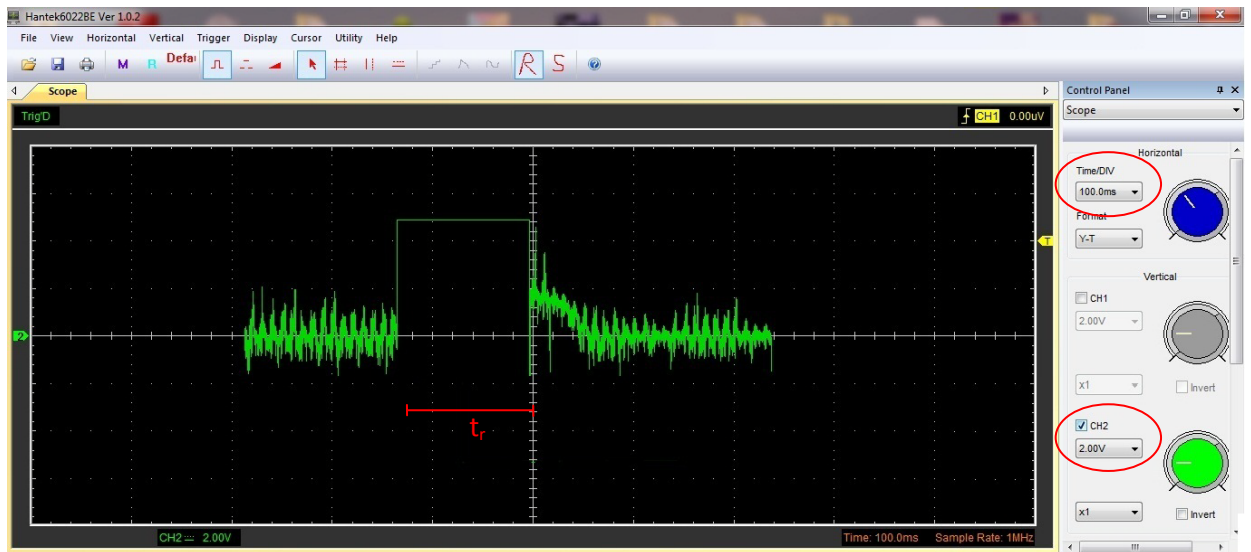


Figure IV-25 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une perturbation selon l'axe de lacet

Pour les perturbations selon l'axe de lacet sachant qu'on a utilisé un servomoteur à la place d'un moteur DC pour raison de non disponibilité, les deux états deviennent 5V et 0 avec des oscillations dues aux perturbations électromagnétiques. Pour le temps de réponse du système $t_r = 7 \text{ div}$ avec l'échelle de 100ms/div, on aura un temps de réponse égale à 0,7 s.

- **Test de robustesse :**

Lors de la mise en équation d'un système asservi, on constate que dans le modèle élaboré pour fixer ses performances il subsiste certaines incertitudes, relatives notamment au processus à automatiser lui-même : modélisation simplificatrice, actionneurs exagérément sollicités, bruits de capteurs, conditions d'utilisation extrêmes,...

La robustesse d'un système bouclé est donc la capacité de celui-ci de rester stable (voire de conserver des performances suffisantes) en présence de toutes ces incertitudes.

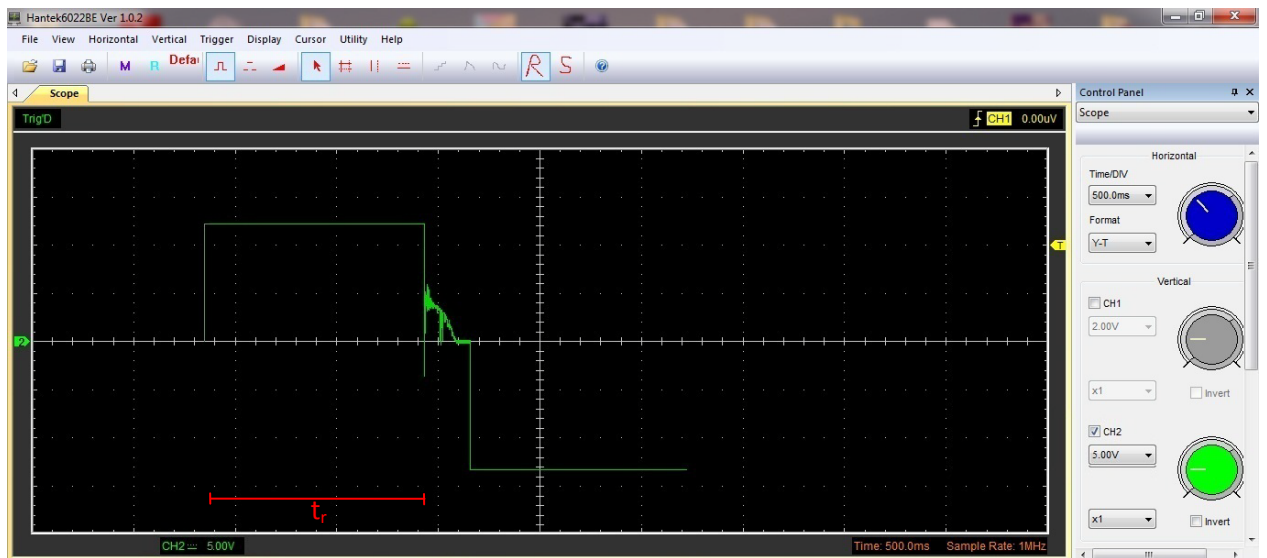


Figure IV-26 : mesure à l'oscilloscope de la réaction de l'aéronef à une force extérieure sur la gouverne de profondeur

Pour le dernier test à l'oscilloscope on a appliqué une force extérieure sur la gouverne de profondeur pendant une durée de temps de 5s, donc le moteur lié à cette dernière va tourner afin de la réajuster à sa position initiale, d'où la croissance du temps de réponse.

Et on obtient le résultat suivant :

$$t_r = 0,4 + t_a$$

t_a : temps d'application de la force extérieure.

$$t_r = 0,4 + 5 = 5,4 \text{ s}$$

Conclusion et perspectives futures

- Conclusion

Notre projet vise à étudier et réaliser un système de stabilisation d'un aéronef dans les modes : longitudinal et latéral.

Ce travail nous a permis, premièrement, d'approfondir nos connaissances théoriques en cherchant dans différentes sources de documentation, les composants nécessaires et les techniques adéquates qui peuvent nous aider à résoudre certains problèmes. Ensuite, l'application de ces connaissances dans la pratique nous a permis d'apprendre à manipuler ces composants de façon plus concrète.

Tous ces efforts, ont donc donné naissance à ce modeste travail, que nous considérons comme le fruit d'une première expérience très intéressante sur tous les plans.

Après une étude théorique (se basant sur la théorie de Lyapunov et l'hyperstabilité) la stabilisation du système a été étudiée, puis démontrée. De plus, une initiation à Arduino a été nécessaire, une carte de commande innovante et moderne, elle a servi de correcteur tout en exploitant les données de la centrale inertielle avec au finale une génération d'un signal de commande qui amène notre aéronef à la stabilité.

Bien que de nombreuses réalisations soient encore possibles, le projet est arrivé à un résultat intéressant, qui remplit les objectifs fixés.

Enfin, ce projet aura été l'occasion d'apprendre à travailler en binôme, d'une façon autonome et efficace, nous a amené à enrichir notre savoir et notre expérience, et nous a permis de nous initier à la recherche, dans une optique éventuelle de poursuite d'études dans ce domaine en perpétuel évolution.

- **Perspectives futures**

Même si notre objectif a été atteint, nous allons présenter quelques perspectives futures qui nous semblent utiles :

1- Améliorer la commande ; c'est-à-dire utiliser une commande proportionnelle intégrale dérivée PID qui donnera de meilleurs résultats : temps de réponse, précision...

Le PID est le régulateur le plus utilisé dans l'industrie. L'idée de cet organe de contrôle est de modifier intentionnellement la valeur de l'erreur qui subsiste entre la consigne et la mesure effectuée. Nous avons commencé avec cette commande et nous sommes arrivés à un résultat concluant mais seulement analogiquement (sans Arduino) et au moment d'intégrer l'Arduino que nous avons trouvé des problèmes, l'Arduino ne détecte pas les voltages négatifs (les tensions de l'Arduino sont entre 0 – 5V) qui étaient primordiaux pour notre montage, il a fallu changer de commande que celle utilisée précédemment.

2- Utilisation d'une carte de commande plus puissante (par exemple RASPBERRY PI) qui prendra en considération tout type de voltage et donnera de meilleurs résultats en programmation.

3- Application de la commande sur un modèle réel ; En réalisant un modèle d'avion réduit, qui aura les mêmes équations d'état avec son modèle de référence (avion réel) et qui sera en mesure d'être testé avec une soufflerie.

4- Joindre notre réalisation avec les étudiants de propulsion et structure afin de la faire voler et tester en temps réel la puissance du montage et de la commande utilisée.

Bibliographie

- [1] Christophe Calmettes
« Commande des systèmes linéaires continus », cours M1 2014/2015, Ecole des Mines d'Albi-Carmaux.
- [2] Jean-Philippe Muller
« Systèmes asservis linéaires », cours de physique appliquée
(www.ta-formation.com/cours/n-sal.pdf) [Consulté le 10 Février 2015].
- [3] BAC Pro M.S.M.A
« Automatismes régulation », la régulation tout ou rien p 8/9
(http://lpmei.com/cd_bac_mei/Ressources/7-%20Ressource%20Asservissement/Regulation%20introduction.pdf), 2010 [Consulté le 4 Mars 2015].
- [4] EnergiePlus
« Le moteur à courant continu », Systèmes et composants (<http://www.energieplus-lesite.be/index.php?id=11530>) [Consulté le 12 Février 2015].
- [5] Lahbib Amaanan
« Les différentes techniques de commande des moteurs brushless », projet pour la conception d'une interface de puissance à l'école Polytechnique Clermont-Ferrand 2013.
- [6] Daniel.D
« Moteur pas à pas » article wikipedia
(<https://fr.wikipedia.org/w/index.php?oldid=73943997>), 2011 [Consulté le 12 Février 2015].
- [7] Mecarazi
« Les capteurs analogiques » cours gratuit sur le site (<http://www.mecarazi.com>)
[Consulté le 5 Mars 2015].
- [8] Académie de Toulouse
« Technologie des capteurs » cours de physique appliquée sur le site officiel ac-toulouse (http://pedagogie.ac-toulouse.fr/physique_appliquee/IMG/doc/capteurs.doc)
[Consulté le 5 Mars 2015].

- [9] Arduino Datasheet
« Arduino mega 2560 technical specifications, programming environment, Basic tutorials ».
- [10] Georges DAHER
« Robot autonome capable d’aller d’un point A à un point B en évitant les obstacles » rapport de stage à l’université Paris Sud, 2012.
- [11] M. J. Aldon
« Capteurs et Méthodes pour la Localisation des Robots Mobiles », Techniques de l’Ingénieur, 2001.
- [12] Hakemi M.B Ghebalou M.S
« Etude et réalisation d’un système de stabilisation de la caméra d’un drone » Mémoire de master à l’IAES de Blida, 2014.
- [13] Sparkfun
« 9 Degrees of Freedom - Razor IMU » site officiel
(<https://www.sparkfun.com/products/10736>) [Consulté le 6 Février 2015].
- [14] Lycée Paul Valéry
« Commandes de vol primaires de l’Airbus A380 » TD open class-room au lycée Paul Valéry, 2014.
- [15] Dr H.Benchoubane
« Automatique M1 avionique » cours, Institut d’aéronautique et des études spatiales de Blida, 2013/2014.
- [16] Cherifa Bennani
« Stabilisation et estimation de l’état des systèmes dynamiques non linéaires et applications » Mémoire de Magister à l’université Mouloud Mammeri à Tizi-Ouzou, 2011.
- [17] Hansruedi Bühler
« Réglage par mode de glissement », Presses polytechniques et universitaires romandes, 1986.
- [18] Selectronic
« MFA 927-D - Motoréducteur modulaire et MFA Motoréducteur train droit 8.0w » caractéristiques sur le site officiel (<http://www.selectronic.fr>) [Consulté le 6 Février 2015].

- [19] Tower Hobbies
« Hitec HS-755MG Giant Scale Metal Gear 2BB Servo », caractéristiques sur le site officiel (<http://www.towerhobbies.com>) [Consulté le 9 Février 2015].
- [20] L293 Datasheet
« L293, L293D QUADRUPLE HALF-H DRIVERS ».
- [21] Julien Scavini
« Vues techniques de l'A380-800. » Planche de géométrie descriptive pour l'Airbus A380-800. Côté, dessus, face, coupe.
(https://fr.wikipedia.org/wiki/Airbus_A380#/media/File:A380-800v1.0.png), 2011 [Consulté le 20 Mars 2015].
- [22] LYCEE JACQUES PREVERT
« DISTRIBUER L'ENERGIE INVERSION DE SENS DU ROTATION - PONT EN H » cours BAC S SI lycée Jaques Prévert, 2014.
- [23] Elektronik
« Proteus (ISIS et ARES) », cours et montage d'électronique (<http://www.elektronique.fr>) 2015 [Consulté le 13 Mai 2015].

Annexe

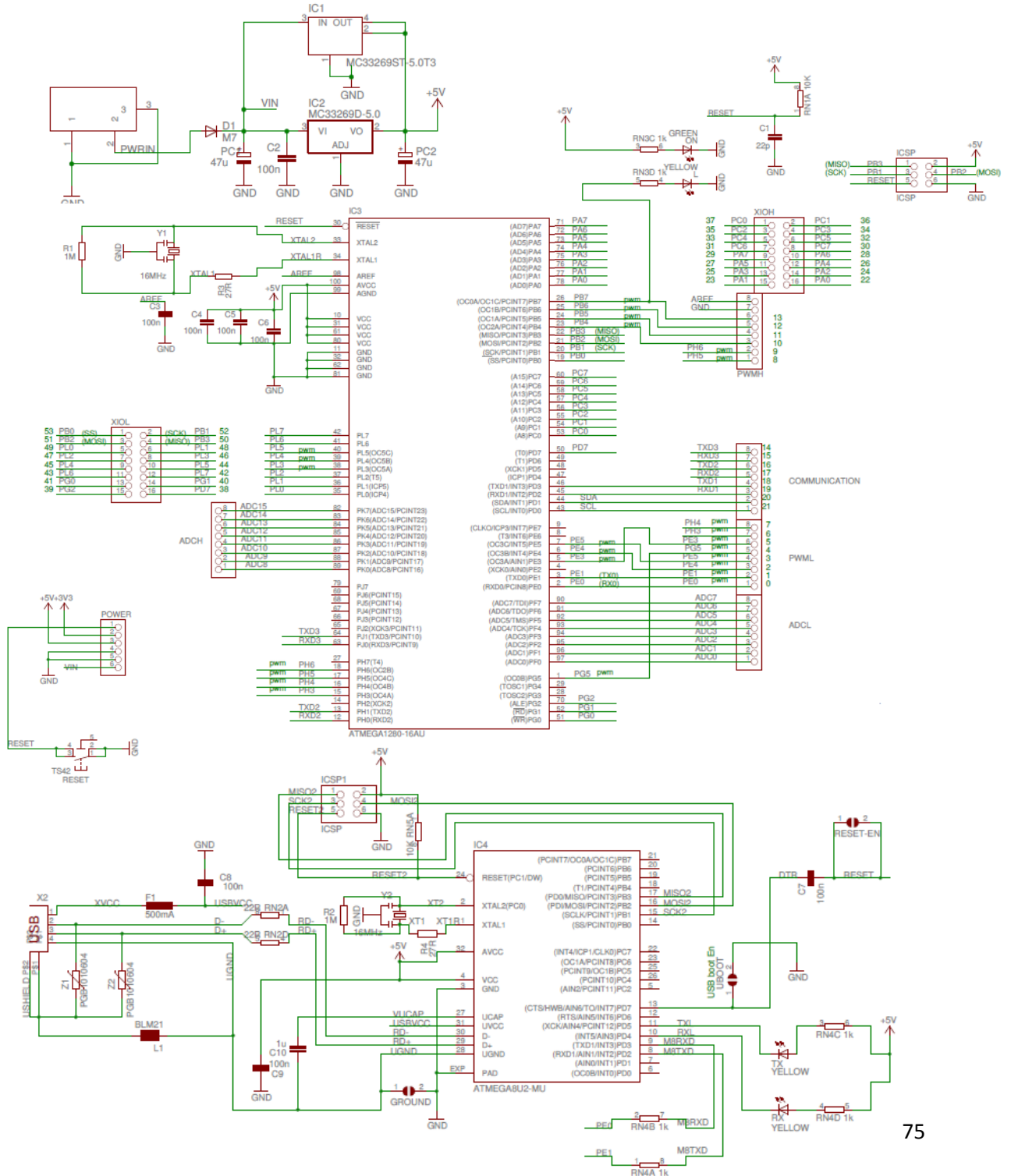
Annexe 1

Documentation technique de l'Arduino MEGA2560 [9]

Arduino™ Mega 2560 Reference Design

Reference Designs ARE PROVIDED "AS IS" AND "WITH ALL FAULTS". Arduino DISCLAIMS ALL OTHER WARRANTIES, EXPRESS OR IMPLIED, REGARDING PRODUCTS, INCLUDING BUT NOT LIMITED TO, ANY IMPLIED WARRANTIES OF MERCHANTABILITY OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE

Arduino may make changes to specifications and product descriptions at any time, without notice. The Customer must not rely on the absence or characteristics of any features or instructions marked "reserved" or "undefined." Arduino reserves these for future definition and shall have no responsibility whatsoever for conflicts or incompatibilities arising from future changes to them. The product information on the Web Site or Materials is subject to change without notice. Do not finalize a design with this information.



Annexe 2

Le servomoteur

Le servomoteur est utilisé en modélisme afin de produire les mouvements nécessaires aux déplacements des organes de direction. Il est commandé par l'intermédiaire d'un récepteur radio.

- **Les types de servomoteurs**

- La plupart du temps, la sortie se positionne entre 0° et 180°.
- La sortie peut débattre sur 90° seulement.
- La sortie fait un tour complet (360°).
- La sortie peut faire plusieurs tours, on définit cette propriété par SERVOTREUIL.
- La sortie qui fait plusieurs tours sans limite, on appelle ça servomoteur à rotation continue [12].

- **Les différentes applications des servomoteurs**

- piloter le safran d'un bateau.
- actionner le gouvernail d'un avion.
- Actionner les roues d'une voiture téléguidée.

- **Composition d'un servomoteur**

- **Composition visible**
 - 3 fils (deux pour l'alimentation, et un pour recevoir le signal de commande).
 - L'axe de rotation sur lequel est monté un accessoire en plastique ou en métal.
 - Le boîtier qui le protège.
- **Composition interne**
 - Un Moteur à courant continu.
 - Un capteur de position de l'angle d'orientation de l'axe (souvent un potentiomètre).
 - Une carte électronique pour le contrôle de la position de l'axe et le pilotage du moteur à courant continu [12].

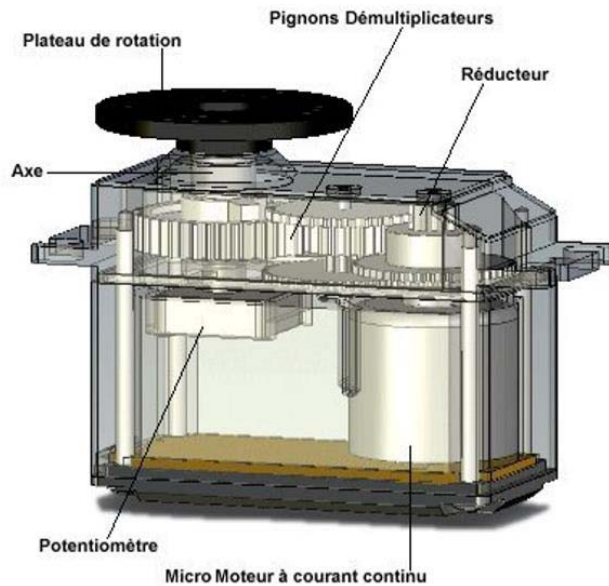
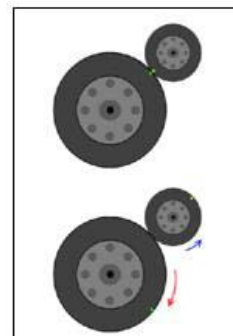
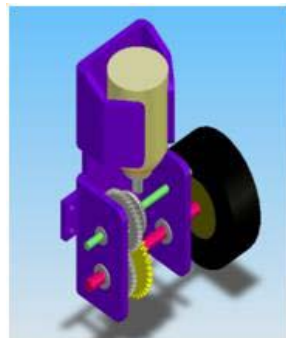


Image 3D de vue de l'extérieur et de l'intérieur d'un servomoteur [12]

- **Principe du réducteur**

Un réducteur est un ensemble composé d'engrenages qui permet de réduire la vitesse de rotation de l'axe du moteur tout en augmentant le couple de sortie. Sur l'image suivante.



moteur + réducteur + roue [12]

La règle qui régit son fonctionnement indique qu'entre deux engrenages la puissance est conservée (aux pertes près qui sont dues au frottement des engrenages entre eux) Et comme la puissance mécanique est dépendante du couple et de la vitesse, on peut facilement passer de l'un à l'autre. Prenez comme exemple une roue faisant 5cm de diamètre. Mettez en contact contre elle une grande roue de 10cm de diamètre (deux fois plus grande). Lorsque la petite roue fait un tour, elle va entraîner la deuxième roue plus

grande qui va faire un demi-tour. Oui car le périmètre de la grande roue est deux fois plus grand que celui de la petite. Lorsque la petite parcourt 0,157m en faisant un tour sur elle-même, la grande parcourt elle aussi cette distance mais en ne faisant qu'un demi-tour sur elle-même.

Dans l'image précédente (coté droit) deux roues en contact, la petite entraîne la grande dont le diamètre est deux fois plus grand que la petite (gauche). Le point vert et jaune sert à repérer la rotation de chaque roue. Lorsque la petite roue fait un demi-tour, la grande roue fait un quart de tour (droite). Si elle fait un tour complet, la grande roue ne fera qu'un demi-tour. Ce que l'on ne voit pas sur mon dessin, c'est le couple. Hors, l'axe de la grande roue bénéficie en fait de deux fois plus de couple que celui de la petite. Car les réducteurs ont pour propriété de modifier le couple de sortie et la vitesse. Et ce selon la relation suivante qui donne le rapport de réduction :

$$R = \omega_{entrée} / \omega_{sortie} = C_{sortie} / C_{entrée}$$

Avec :

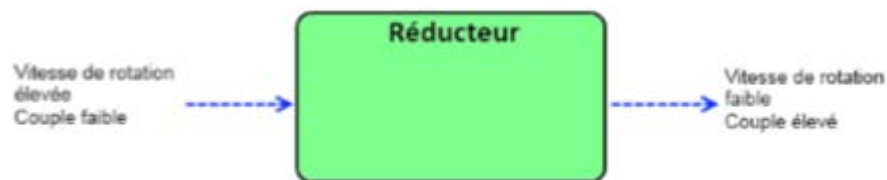
$\omega_{entrée}$: la vitesse de rotation de l'axe du moteur en entrée du réducteur.

ω_{sortie} : la vitesse de rotation de l'axe du moteur en sortie du réducteur.

C_{sortie} : couple exercé par l'axe de sortie du réducteur.

$C_{entrée}$ couple exercé par l'axe du moteur, en entrée du réducteur.

Un réducteur s'apparente donc à un système qui modifie deux grandeurs qui sont liées : le couple et la vitesse. On peut schématiser le fonctionnement d'un réducteur de la manière suivante [12] :



Fonctionnement du réducteur

Annexe 3

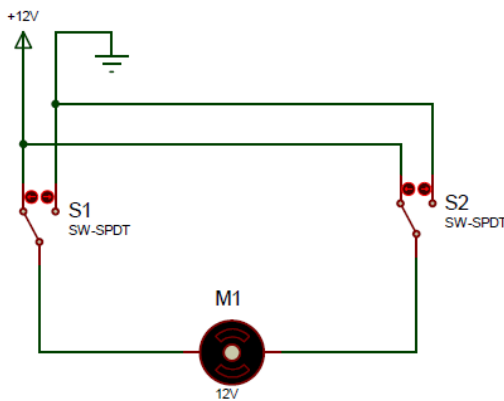
Inversion de sens de rotation (pont-H)

Le **pont en H** est une structure électronique servant à contrôler la polarité aux bornes d'un récepteur. Il est composé de quatre éléments de commutation généralement disposés schématiquement en une **forme de H** d'où le nom. Les commutateurs peuvent être des **relais**, des **transistors**, ou autres éléments de commutation en fonction de l'application visée.

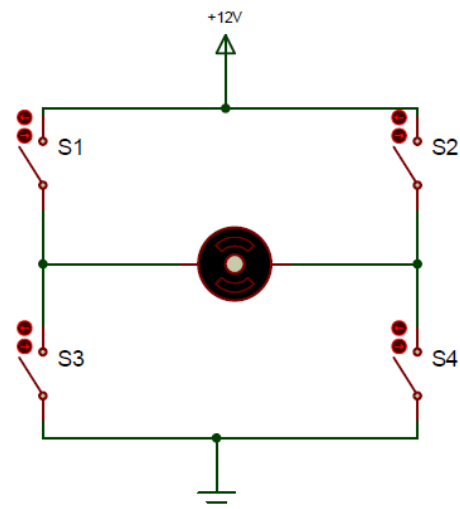
Il permet d'inverser le sens de rotation d'un moteur à courant continu [22].

- **Pont-H à contact**

Les contacts peuvent être des boutons poussoirs ou des contacts de relais.



S1 actionné seul, le moteur tourne dans un sens.
S2 actionné seul, le moteur tourne dans l'autre sens.



S1 et S4 actionnés seul, le moteur tourne dans un sens.
S2 et S3 actionnés seul, le moteur tourne dans l'autre sens.

Deux contacts inverseurs (figure gauche), quatre contacts normalement ouverts (figure droite)

[22]

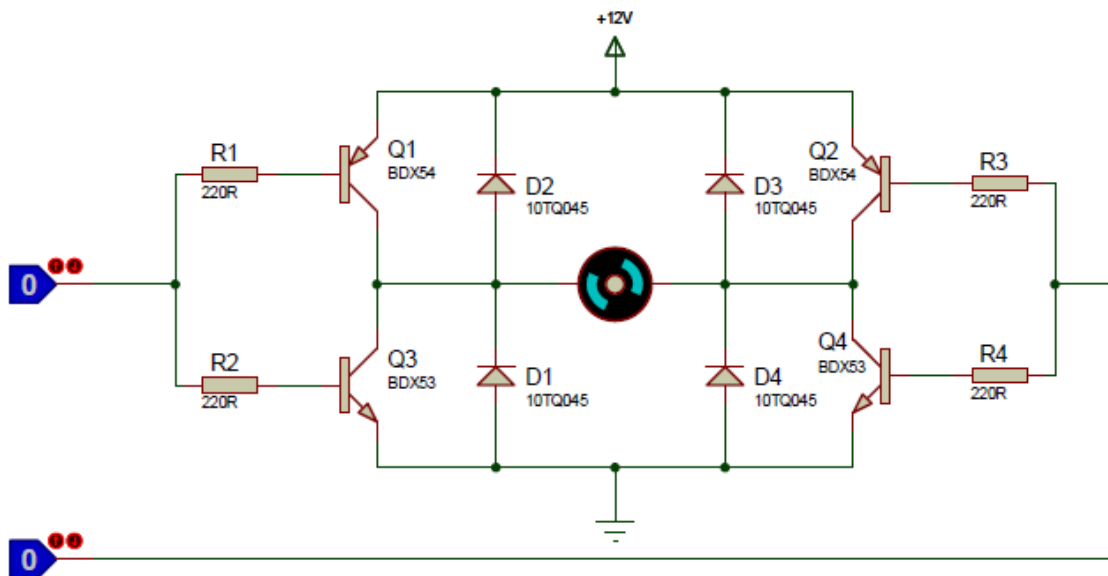
- **Pont-H à transistor bipolaire**

On peut utiliser les transistors bipolaires comme interrupteur. On utilise généralement des transistors PNP pour les interrupteurs du haut (1 et 2) et des transistors NPN pour les deux interrupteurs du bas (3 et 4).

Un des problèmes souvent rencontrés lors de l'utilisation de transistors bipolaires pour les ponts en H, est la puissance dissipée par les transistors.

En effet, chaque transistor possède une chute de tension à ses bornes même lorsqu'il est saturé (tension résiduelle entre le collecteur et l'émetteur du transistor en saturation).

Cette chute de tension multipliée par le courant passant dans la charge correspond à une puissance dissipée au sein du transistor limitant le courant dans la charge mais aussi ne permettant pas d'appliquer la pleine tension d'alimentation à la charge [22].



Commutation I moteur max = 8 A

NOM	Type	U _{max}	I _{max}
BDX53	NPN	45 V	8 A
BDX54	PNP	45 V	8 A

Utilisation des transistors bipolaire (2 NPN et 2 PNP) [22]

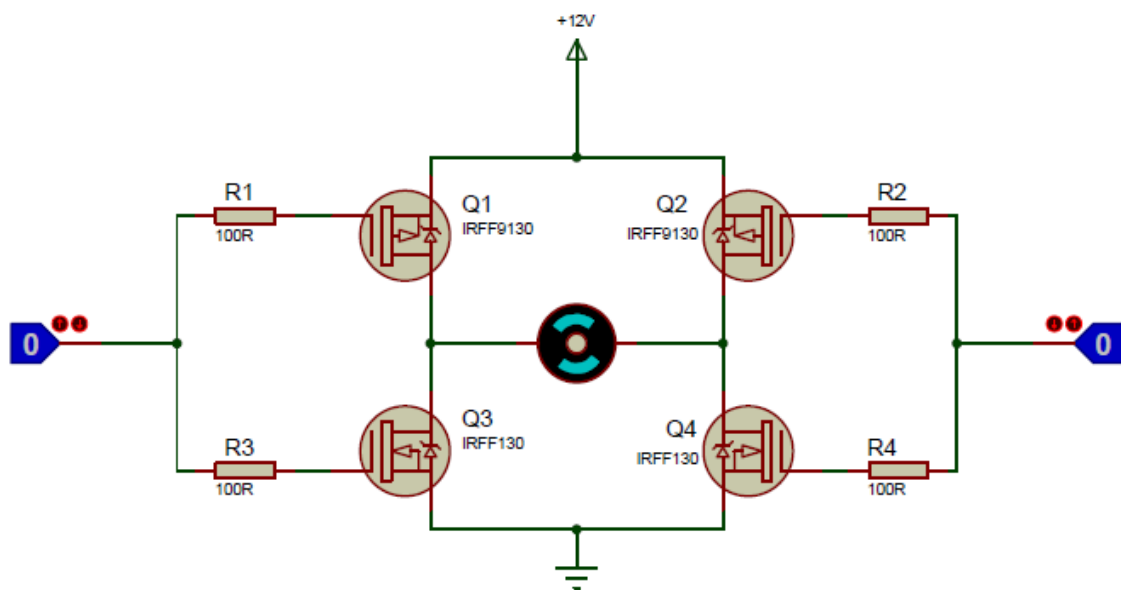
- **Pont-H à transistor à effet de champ à grille isolée**

Les transistors MOSFET (transistor à effet de champ à grille métall-oxyde) sont mieux adaptés pour l'utilisation d'un pont-H.

Leur chute de tension à leur borne est plus faible, leur commutation est plus rapide et le courant supporté par le transistor est plus important.

Leur résistance résiduelle lorsqu'ils sont saturés est assez faible et limite donc la puissance dissipée.

Comme pour les transistors bipolaires, on utilise des MOSFET à canal P pour les transistors du haut et des MOSFET à canal N pour les transistors du bas [22].



Commutation I moteur max = 11A

NOM	Type	Umax	I _{max}
IRFF130	Canal N	100V	11A
IRFF9130	Canal P	100 V	14A

Utilisation des transistors MOSFET [22]

Annexe 4

Proteus (ISIS et ARES) [23]

Proteus est une suite logicielle destinée à l'électronique. Développé par la société Labcenter Electronics, les logiciels incluent dans Proteus permettent la CAO (Conception Assisté par Ordinateur) dans le domaine électronique. Deux logiciels principaux composent cette suite logicielle: ISIS, ARES, PROSPICE et VSM.

- **Présentation générale**

Cette suite logicielle est très connue dans le domaine de l'électronique. De nombreuses entreprises et organismes de formation (incluant lycée et université) utilisent cette suite logicielle. Outre la popularité de l'outil, Proteus possède d'autres avantages :

- Pack contenant des logiciels facile et rapide à comprendre et utiliser
- Le support technique est performant
- L'outil de création de prototype virtuel permet de réduire les coûts matériel et logiciel lors de la conception d'un projet

- **ISIS**

Le logiciel ISIS de Proteus est principalement connu pour éditer des schémas électriques. Par ailleurs, le logiciel permet également de simuler ces schémas ce qui permet de déceler certaines erreurs dès l'étape de conception. Indirectement, les circuits électriques conçus grâce à ce logiciel peuvent être utilisés dans des documentations car le logiciel permet de contrôler la majorité de l'aspect graphique des circuits.

- **ARES**

Le logiciel ARES est un outil d'édition et de routage qui complètemnt parfaitement ISIS. Un schéma électrique réalisé sur ISIS peut alors être importé facilement sur ARES pour réaliser le PCB (Printed Circuit Board : le circuit imprimé) de la carte électronique. Bien que l'édition d'un circuit imprimé soit plus efficace lorsqu'elle est réalisée manuellement, ce logiciel permet de placer automatiquement les composants et de réaliser le routage automatiquement.