

République Algérienne Démocratique Et Populaire

Ministère De L'enseignement Supérieur Et De La Recherche Scientifique



Université de Saad Dahleb- BLIDA



Institut d'aéronautique et de l'étude spatiale

Département de Construction Aéronautique

Mémoire

De projet de fin d'étude

En vue de l'obtention du diplôme

Master en aéronautique

Option : **Structure**

Conception et réalisation

d'un

catapultage de drone

Présenté par :

- BRAHIM MAZARI Aymen
- MOUHI Imad

Dirigé par :

- **Promoteur :** Dr H.Bentrad
- **Co-promoteur :** OMAR Abada

Année universitaire : 2020/2021

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Remerciements

On remercie dieu le tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de

terminer ce mémoire.

Tout d'abord ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide et

l'encadrement exceptionnel, pour sa patience Dr «H. Benrad» et le Co-promoteur :

«OMAR Abada» "on le remercie pour la qualité de son encadrement exceptionnel,

pour sa patience sa vigueur et sa disponibilité durant notre préparation de ce mémoire.

Dédicace

Je dédie ce mémoire

A mes chers parents ma mère et mon père pour leur patience leur amour, leur soutien leur

Encouragement.

A ma famille

*A mes amies et mes camarades sans oublier tous les professeurs que ce soit du primaire du
moyen du secondaire ou de l'enseignement Supérieur.*

Résumé :

Un lanceur de véhicules aériens sans pilote est requis pour les besoins de défense et de surveillance. Un obstacle fondamental à l'utilisation d'UAV est l'exigence d'une grande piste pour le décollage, ce qui est difficile à organiser. Par conséquent, nous construisons un mécanisme de catapulte UAV pour aider dans cette situation. La catapulte est une structure légère et rigide capable d'accueillir différentes tailles de drones pour le lancement. La base de la catapulte est une structure en treillis très légère et solide. Le rail de guidage est fixé sur le dessus de la structure pour le déplacement du chariot. Ce rapport évalue les multiples solutions de conception d'une structure légère, portable et rigide de lanceur d'UAV qui peut être conçue et fabriquée selon les exigences spécifiques.

Mots-clés : lanceur cinétique ; stockage d'énergie cinétique ; véhicules aériens sans pilote ; contrôle de lancement, lanceur à corde élastique, catapultage

Abstract :

An unmanned aerial vehicle launcher is required for defense and surveillance purposes. A fundamental obstacle to the use of UAVs is the requirement of a large runway for take-off, which is difficult to organize. Therefore, we are building a UAV catapult mechanism to help in this situation. The catapult is a light and rigid structure capable of accommodating different sizes of drones for launch. The base of the catapult is a very light and strong trellis structure. The guide rail is fixed on the top of the structure for the movement of the tank. This report conforms to the multiple design solutions of a lightweight, portable and rigid UAV launcher structure that can be designed and manufactured to specific requirements.

Key words : kinetic launcher; kinetic energy storage; unmanned aerial vehicles; launch control, bungee cord launcher, catapult.

الملخص:

القاذفة الجوية بدون طيار مطلوبة لأغراض الدفاع والمراقبة، العقبة الأساسية أمام استخدام الطائرات بدون طيار هي الحاجة إلى مدرج كبير للإقلاع، وهو أمر يصعب تنظيمه. لذلك، فإننا نبني آلية منجنيق الطائرات بدون طيار للمساعدة في هذا الموقف. المنجنيق عبارة عن هيكل خفيف وصلب قادر على استيعاب أحجام مختلفة من الطائرات بدون طيار للإطلاق، قاعدة المنجنيق عبارة عن بنية خفيفة وقوية للغاية. تم تثبيت سكة التوجيه في الجزء العلوي من الهيكل لحركة الطائرة، يقيم هذا التقرير حلول التصميم المتعددة لهياكل إطلاق الطائرات بدون طيار خفيفة الوزن ومحمولة وصلبة يمكن تصميمها وتصنيعها وفقاً لمتطلبات محددة

الكلمات المفتاحية: قاذفة حركية؛ تخزين الطاقة الحركية؛ طائرات بدون طيار؛ التحكم في الإطلاق، قاذفة الحبل، المنجنيق.

Table des matières

| | |
|---|----|
| Introduction Générale : | 1 |
| Chapitre I: Drones | 5 |
| I.1 Les Drones | 5 |
| I.1.1 Définition des drones | 5 |
| I.1.2 Début de l'histoire du drone : | 5 |
| I.1.3 Développement de drones militaires modernes : | 7 |
| I.2 CLASSIFICATION DES DRONES : | 10 |
| I.2.1 Catégories principales : | 10 |
| I.2.1.1 Selon leur taille : | 10 |
| I.2.1.2 Selon leur voilure : | 12 |
| I.2.2 Les mini drones (MUAV) : | 13 |
| I.2.2.1 A ailes fixes : | 13 |
| I.2.2.2 A voilures tournantes : | 13 |
| I.2.2.3 Les microdrones (μ UAV) : | 14 |
| Chapitre II : Catapultes | 18 |
| II.1 Les catapulte : | 18 |
| II.1.1 Cordon élastique | 18 |
| II.1.2 Lanceurs hydrauliques : | 19 |
| II.1.3 Lanceurs pneumatiques : | 20 |
| II.1.4 Décollage assisté | 21 |
| II.1.5 Énergie cinétique | 22 |
| II.2 Une nouvelle conception de lanceur d'UAV automatique par Utilisation du Bluetooth Low Energy Integrated Système de libération électromagnétique | 23 |
| II.2.1 INSTRUMENTATION DU SYSTÈME : | 25 |
| II.2.2 Autres méthodes | 28 |
| CHAPITRE III : Études cinématique du catapultage | 31 |
| III.1 Analyse des systèmes LD par rapport à la conception critique exigences et les exigences du client (Benchmarking) | 31 |
| III.1.1 Analyse comparative | 31 |
| III.1.2 Schéma fonctionnel de la catapulte à l'élastique | 33 |
| III.2 Modèle mathématique | 33 |
| III.2.1 les Hypothèses | 34 |

| | |
|---|-----------|
| III.2.12 L'énergie cinétique | 37 |
| III.2.13 L'énergie potentielle..... | 37 |
| III.2.14 L'énergie totale..... | 38 |
| CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique : | 41 |
| IV.1 Le lanceur à cordon élastique..... | 41 |
| IV.2 Description de la conception..... | 43 |
| IV.2.1 Cordon élastique :..... | 43 |
| IV.2.2 Conception de rails et disposition à l'élastique :..... | 45 |
| IV.2.3 Dispositif d'amortissement : | 47 |
| IV.2.4 le treuil :..... | 47 |
| IV.2.5 Berceau de drone : | 50 |
| IV.2.6 Les roue de berceau :..... | 52 |
| IV.2.7 La poulie et le support de bas :..... | 54 |
| IV.2.8 Le stoppeur de berceau :..... | 56 |
| IV.2.9 La poulie et ses mains avant..... | 58 |
| IV.2.10 Le support arrière de treuil et le treuil :..... | 60 |
| IV.2.11 Le support de rail avant : | 62 |
| IV.3 La conception compelt de catapultage à corde élastique : | 63 |
| Conclusion Générale : | 65 |
| Recommandations : | 65 |
| Références Bibliographiques : | 68 |

Liste des figures :

| | |
|---|----|
| Figure 1: 2RQ-2B Bioneer (U.S marine) | 8 |
| Figure 2: 20 RQ-4B (Northrop Grum-man) | 8 |
| Figure 3: tendance dans l'autonomie des drones | 10 |
| Figure 4: Classification des drones selon leur masse (kg) | 11 |
| Figure 5: Répartition des drones selon leur masse au décollage et le plafond aérien (WE105) | 11 |
| Figure 6: Répartition des drones selon leur masse au décollage et leur autonomie (WE105) | 12 |
| Figure 7: Exemples de VTOL a pilot : harrier, Boeing V-22 et Yak-38..... | 13 |
| Figure 8: Les premiers minidrones utilisés pendant la guerre du golfe : l'Exdrone et le pointer (1991) | 13 |
| Figure 9: Exemple de VTOL : les Cyber-I et II américains et le vigilant français | 14 |
| Figure 10: Micro drones D'aerovironment (a) black widow (200), (b) wasp (2002) | 15 |
| Figure 11: Le drone allemand LUNA lancé depuis une catapulte à l'élastique | 19 |
| Figure 12: Lancement hydraulique Shadow 200..... | 20 |
| Figure 13: Lanceur pneumatique. | 21 |
| Figure 14: RATO a lancé Pioneer UAV | 22 |
| Figure 15: vue isométrique (a) vue de droite (b)..... | 24 |
| Figure 16: chariot électromagnétique et système de verrouillage mécanique..... | 24 |
| Figure 17: mécanisme de verrouillage du chariot (a) mécanisme de verrouillage de l'avion (b) une image du circuit du chariot (c)..... | 26 |
| Figure 18: architecture du système sensoriel | 26 |
| Figure 19: phase de verrouillage (a) phase de libération (b) | 27 |
| Figure 20: déplacement (a) vitesse (b) accélération (c)..... | 28 |
| Figure 21: lancement de parachute ascensionnel et déjeuner à bras rotatif autonome..... | 29 |
| Figure 22: Le robonic MC01515LLD | 31 |
| Figure 23: Le bélier RO-1 LD | 31 |
| Figure 24: Le frazer-nash LD | 32 |
| Figure 25: Le continental CGSL 5000-2 | 32 |
| Figure 26: Comparer les LD de référence et de conception conceptuelle aux exigences des clients (FRANCIS J., 2010) | 32 |
| Figure 27: schéma fonctionnel de la catapulte à l'élastique | 33 |

| | |
|---|----|
| Figure 28: Diagramme de corps libre pour le lancement d'une masse selon un angle projeté a | 34 |
| Figure 29: catapultage | 39 |
| Figure 30: conception de rail de lancement à fentes linéaires..... | 41 |
| Figure 31: Configuration en "y" conception de rail de lancement fendu | 42 |
| Figure 32: vue en coupe transversale d'un cordon élastique typique | 44 |
| Figure 33: courbes force vs allongement pour trois sandows (Menz, 1993)..... | 44 |
| Figure 34: le rail de lanceur..... | 45 |
| Figure 35: mise en plan de rail de lanceur..... | 46 |
| Figure 36: le treuil | 48 |
| Figure 37: mise en plan du treuil..... | 49 |
| Figure 38: Le Berçeau de drone | 50 |
| Figure 39: mise en plan du Berçeau de drone | 51 |
| Figure 40: La roue de berçeau | 52 |
| Figure 41: mise en plan de roue de berçeau | 53 |
| Figure 42: La poulie et le support de bas | 54 |
| Figure 43: Mise en plan de La poulie et le support de bas | 55 |
| Figure 44: Le stoppeur de berçeau | 56 |
| Figure 45: mise en plan de stoppeur de berçeau | 57 |
| Figure 46: La poulie et ses mains avant | 58 |
| Figure 47: mise en plan de La poulie et ses mains avant | 59 |
| Figure 48: Le support arrière de treuil | 60 |
| Figure 49: mise en plan du support arrière de treuil..... | 61 |
| Figure 50: L'assemblage primaire..... | 62 |
| Figure 51: Le support de rail avant | 62 |
| Figure 52: conception complet de catapultage à corde élastique | 63 |

Liste des sigles:

| <i>SYM</i> | <i>EN</i> | <i>FR</i> |
|-------------|---------------------------------------|---|
| <i>UAV</i> | Unmanned Aerial Vehicle | Véhicule Aérien Sans Pilote |
| <i>UAS</i> | Unmanned Aircraft System | Système D'avion Sans Pilote |
| <i>LD</i> | Launching Device | Dispositif De Lancement |
| <i>VTOL</i> | Vertical Take-Off Launched | Décollage vertical lancé |
| <i>ADAV</i> | Vertical Takeoff And Landing Aircraft | Appareils A Décollage Et Atterrissage Verticaux |
| <i>MUAV</i> | Mini Drones | Mini Drones |
| <i>DRAC</i> | Contact Reconnaissance Drone | Drone de Reconnaissance Au Contact |
| <i>MALE</i> | Medium Altitude Long Endurance | Moyenne Altitude Longue Endurance |
| <i>HALE</i> | High Altitude Long Endurance | Haute Altitude Longue Endurance |

Liste des acronymes :

| <i>ACRO</i> | <i>Unités</i> | <i>EN</i> | <i>FR</i> |
|--------------|------------------------|---|---|
| \dot{x}, v | <i>m/s</i> | UAV-Cradle Velocity | Vitesse UAV-Cradle |
| V_F | <i>m/s</i> | Final Velocity Of UAV-Cradle At The End Of The Rail | Vitesse Finale Du Drone - Berceau En Bout De Rail |
| T_F | <i>s</i> | Final Time-Duration Of Launching | Durée Finale De Lancement |
| \ddot{x} | <i>m/s²</i> | Acceleration | Accélération |
| α | <i>degré°</i> | Launching Rail Elevation Angle | Angle D'élévation Du Rail De Lancement |
| R_z | <i>N</i> | Force Of Lift, Force Of Drag | Force De Portance, Force De Traînée |
| q | <i>N/m²</i> | Stiffness Of The Fictive Elastic Cord | Rigidité Du Cordon Elastique Fictif |
| b | <i>m</i> | Cord Length (Non-Elongated) | Longueur Du Cordon (Non Allongé) |
| Δ_x | <i>m</i> | Cord Elongation | Allongement Du Cordon |
| L | <i>m</i> | Effective Rail-Launching Length | Longueur Effective De Lancement Du Rail |

| | | | |
|-----------|------------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| m_{UAV} | kg | Mass Of Unmanned Aircraft Vehicle | Masse De Véhicule D'avion Sans Pilote |
| m_{CRD} | kg | Mass Of The Cradle | Masse Du Berceau |
| μ | $/$ | Static Friction Coefficient | Coefficient De Frottement Statique |
| N | N | Inclined Plane Perpendicular Reaction | Plan Incliné Réaction Perpendiculaire |
| F_e | N/m | Force Of The Fictive Elastic Cord | Force Du Cordon Elastique Fictif |
| KE | $Joule(J)$ | Kinetic energy | Energie Cinétique |
| GPE | $Joule(J)$ | gravitational potential energy | Energie potentielle gravitationnelle |
| F_μ | N | Frictional Sliding Force | Force De Glissement De Frottement |
| F_{er} | N/m | Force Of The Real Elastic Cord | Force Du Vrai Cordon Elastique |
| S | m^2 | Aerodynamic Surface Of The Wing | Surface Aérodynamique De L'aile |
| a | $/$ | Axial | Axiale |
| r | $/$ | Radial | Radiale |
| h | m | hight | hauteur |
| g | m/s^2 | Gravity | Gravité |

Introduction Générale

Introduction Générale :

La tendance à l'utilisation des drones a été continuellement en expansion au cours des dernières décennies. Les domaines d'application peuvent être principalement divisés en deux groupes : civils et militaires. Nombre des applications civiles des drones peuvent être vues dans la littérature, y compris, mais sans s'y limiter, le quadcopter aérien Amazon Prime service de livraison (**Amazon prime air, 2021**) et drone ambulance (**Ambulance drone, 2021**). En outre, plusieurs applications militaires peuvent être vues dans la recherche et le sauvetage missions (**M. A. Goodrich, B. S. Morse, D. Gerhardt, J. L. Cooper, M. Quigley, J. A. Adams, and C. Humphrey, 2008**) et transporteur au transport d'armes et missiles (**J. Sun, R. J. Sanders, R. C. Starace, and W. K. Hackman, 1995**). Déclenché par le nombre de succès en temps réel mises en œuvre, les drones on-t attiré plus d'attention en raison de sa petite taille, son poids léger, son faible coût et sa capacité pour atteindre des endroits où les véhicules aériens pilotés ne peuvent pas.

Un drone peut être un hélicoptère (voilure tournante) (**M. Khanesar and E. Kayacan, 2015**), (**A. V. Topalov, N. G. Shakev, O. Kaynak, and E. Kayacan, 2010**) ou une hélice aéronefs entraînés (à voilure fixe) (**J. R. Hervas, M. Reyhanoglu, H. Tang, and E. Kayacan, 2016**), (**J. Hervas, E. Kayacan, M. Reyhanoglu, and H. Tang, 2014**). Bien que l'ancien peut décoller et atterrir sans piste, cette dernière a besoin d'un piste stable pour le décollage et l'atterrissage. L'exigence d'avoir une piste pour un UAV peut être indésirable lorsque la mission doit être effectuée au milieu de l'océan, désert ou parfois en zone urbaine. Qui plus est, c'est également un coût supplémentaire pour la construction d'une piste juste pour un drone mission. Dans les cas mentionnés ci-dessus, l'utilisation d'un drone lanceur sera plus pratique et utile. Un autre important l'avantage d'un système de lanceur est qu'il peut être utilisé dans diverses conditions du sol et de l'environnement. Certains modernes Les drones sont fabriqués spécifiquement pour décoller en utilisant un lanceur.

Le lanceur de système cible universel (UTSL) peut être mentionné comme étant les lanceurs de drones les plus couramment utilisés avec les drones modernes (**A. Kedlaya, "Uav maritime surveillance, 2014**). Phoenix, Sperwer, Scan Eagle et LUNA sont des UAV qui sont actuellement en mission opérationnelle et qui sont lancé en utilisant les lanceurs mentionnés ci-dessus (**A. Kedlaya, "Uav maritime surveillance, 2014**). Les lanceurs d'UAV peuvent être principalement classés en deux groupes : lanceurs d'UAV de qualité militaire et lanceurs d'UAV légers. Ces lanceurs ont besoin d'une source d'énergie primaire pour accélérer l'UAV, donc la plupart d'entre eux utilisent des pneumatiques, des ressorts, élastiques

élastiques ou hydrauliques. Le chariot est l'endroit où l'UAV se trouve sur le lanceur. Les principes général de fonctionnement du chariot est d'avoir un mécanisme de verrouillage mécanique, de sorte que l'UAV est libéré mécaniquement lorsqu'il atteint l'autre extrémité du lanceur. Certains lanceurs utilisent un verrouillage électronique, pneumatique ou hydraulique systèmes pour leurs chariots. Avec un brevet et un marché appropriés recherche, le Super Wedge et UTSL sont les deux lanceurs de drones qui sont largement utilisés dans les opérations de lancemen (**J. Francis, 2011**). Les lanceurs d'UAV de qualité militaire sont capables de gérer plus charges utiles par rapport aux lanceurs légers (**A. Kedlaya, "Uav maritime surveillance, 2014**). Les poids des drones de type militaire de 18 kg à 25 kg (**M. A. Goodrich, B. S. Morse, D. Gerhardt, J. L. Cooper, M. Quigley, J. A. Adams, and C. Humphrey, 2008**). Lorsque la capacité de charge utile de l'UAV devient plus grande, un plus grand lanceur est également nécessaire et pourtant sera moins portable. Ces lanceurs à charge utile élevée sont souvent remorqués par des camions. On peut généralement s'attendre à ce qu'un soldat soulève et transporte jusqu'à 68kg sur le champ de bataille. Ce poids comprend également le poids du soldat armes et autres accessoires (**M. A. Goodrich, B. S. Morse, D. Gerhardt, J. L. Cooper, M. Quigley, J. A. Adams, and C. Humphrey, 2008**). Un portable mais un puissant et un lanceur d'UAV efficace est nécessaire pour le secteur militaire afin que les soldats puissent facilement transporter la plupart des drones actuels, les lanceurs utilisés dans l'armée sont extrêmement lourds et non portables. L'un des lanceurs de drones militaires les plus connus est le lanceur Super Wedge UAV (**M. A. Goodrich, B. S. Morse, D. Gerhardt, J. L. Cooper, M. Quigley, J. A. Adams, and C. Humphrey, 2008**) qui utilise la pneumatique comme sa principale source d'énergie. Par conséquent il est lourd et il a besoin être remorqué par un véhicule militaire. L'inconvénient majeur du lanceur mentionné est qu'il est lourd et encombrant. Ainsi, c'est également impossible de transporter le lanceur dans des régions éloignées où les véhicules ne peuvent pas atteindre. Si ce lanceur doit être transporté par des soldats, il faut au moins trois soldats. Un autre inconvénient dans Super Wedge, c'est qu'il vient en une seule pièce et qu'il est incapable démonter les pièces pour le transport (**M. A. Goodrich, B. S. Morse, D. Gerhardt, J. L. Cooper, M. Quigley, J. A. Adams, and C. Humphrey, 2008**).

L'objectif de ce projet est de concevoir, construire et tester un lanceur véhicule aérien sans pilote léger utilisant notamment des concepts qui évitent le besoin d'une piste, d'une route ou d'une grande surface. Il faut généralement accélérer tout véhicule aérien à voilure fixe (AV) à une minimum vitesse contrôlable avant de la lâcher du lanceur, et cela ne peut pas

se faire à distance nulle. Cependant, l'utilisation des catapultes peuvent atteindre une distance de lancement qui est de l'ordre d'une à quelques fois la longueur de l'AV.

(UAV) Le lanceur doit pouvoir être porté par un ou deux personnes, exploité par un maximum de deux, et être capable de lancer un UAV avec la bonne vitesse et le bon lancement caractéristiques telles qu'il peut générer de la portance et prendre son envol. Le lanceur doit également être réutilisable.

Les premières étapes du projet comprenaient des recherches approfondies sur les drones et les différentes catapultes. Ce document décrit également les besoins quantitatifs spécifiques du commanditaire et les considérations qui ont dû être prises en compte lors de la conception

Alors Dans ce rapport, vous trouverez tout ce qu'il faut savoir sur les drones et les lanceurs (catapultes) actuels sur le marché, y compris leurs points forts et leurs inconvénients, le développement de la conception, y compris les concepts initiaux et révisés, le l'analyse utilisée pour concevoir tous les composants, les matériaux achetés, les résultats de fabrication et d'essai, le instructions de montage et recommandations futures.

Chapitre I:

Drones

Chapitre I: Drones

I.1 Les Drones

I.1.1 Définition des drones

Le mot drone est apparu dans la langue française en 1954, il vient de l'anglais signifiant Faux bourdon, l'autre définition indique que c'est un petit avion de reconnaissance sans pilote, télécommandé ou programmé.

Une définition plus générale indique qu'un drone (en anglais U.A.V pour unmanned Aerial Vehicle) est un véhicule aérien sans pilote, un drone est un aéronef disposant de charges utiles pour effectuer sa mission tel que les missiles ou les bombes pour le combat, il est piloté à partir de station au sol avec ou sans le relais des satellites, comme il peut effectuer sa mission de manière autonome. Dans l'avenir, il est prévu d'assister les drones par des systèmes de contrôles disposés sur les aéronefs (poste de contrôle volant).

Les drones disposent de plusieurs capteurs opérant dans différents longueurs d'ondes (domaine du visible, de l'infrarouge ou des ondes radar) et même de système d'écoute ou de brouillage. Aujourd'hui on parle plus de drones mais de système de drones. En effet, le drone fait partie d'un système composé d'un ou plusieurs vecteurs aérien, d'une ou plusieurs stations sont de commande ainsi que de liaisons de données entre le vecteur et la partie sol. Il subsiste des drones aériens, sou marins, marins et terrestres. Si on se restreint aux drones aériens, on peut les classer en différents catégories en fonctions de leurs tailles de quelques centimètres à plusieurs mètres, leurs formes comme leurs types de propulsion (**Boudine Et Ranti, 2013**).

I.1.2 Début de l'histoire du drone :

Beaucoup considèrent les UAV comme un développement relativement nouveau dans la technologie aéronautique ; cependant, le concept général est né il y a plusieurs centaines d'années, peu de temps après l'invention du ballon en 1783 (**C. A. Ziegler,1994**). En 1818, Charles Rogier propose, dans un traité, que les ports ennemis soient attaqués par des bombardements à partir de ballons porteurs de fusées sans pilote (**C. A. Ziegler,1994**). Cela a été présenté comme une alternative à la convention temporelle des attaques terrestres ou maritimes. Bien qu'elle ne soit pas immédiatement mise en œuvre, une adaptation de son idée a eu lieu plusieurs années plus tard, en 1849, lorsque l'Autriche a lancé des ballons sans pilote et porteurs de bombes contre Venise (**T. Pepper, 2012**). Bien que peu efficace, cette attaque a marqué la première occurrence historique de bombardement aérien (**M.B.C. Lavelle, 1997**). De plus, si l'on assouplit la définition actuelle du ministère de la Défense (DOD) d'un drone qui nécessite le contrôle de l'avion, on peut raisonnablement en déduire qu'il s'agissait

également de la première utilisation des drones pour le bombardement aérien (**J. A. Winnefeld and F Kendall, 2013**).

Malgré l'exécution rudimentaire de l'Autriche et son impact marginal, le même concept de bombardement aérien a été la prémisse qui a alimenté l'entrée des États-Unis dans le développement d'UAV. Le premier drone construit aux États-Unis ne serait possible qu'en 1912, lorsque la Sperry Gyroscope Company développa un système de contrôle automatique pour le Curtiss Flying Boat (**B. L. Stevens and E. L. Lewis, 2003**). Ce système, surnommé le "Sperry Airplane Stabilizer", a été créé pour aider à atténuer l'instabilité inhérente trouvée dans les premières conceptions d'avions (**B. L. Stevens and E. L. Lewis, 2003**). Bien que l'intention initiale était de réduire la charge de travail du pilote pendant le vol, ses futures implémentations se révéleraient beaucoup plus polyvalentes. Comme ce fut le cas pour de nombreuses technologies émergentes à cette époque, l'entrée imminente des États-Unis dans la Première Guerre mondiale propulserait rapidement l'intérêt pour le développement d'applications militaires pour des produits commerciaux. Le pilote automatique de Sperry ne faisait pas exception. En utilisant l'hydravion Curtis N-9 comme plate-forme, l'armée a commencé à tester l'application conceptuelle de la première bombe volante à commande autonome au monde (**L. K. L. Cook, 2007**). Bien que le programme ait été criblé d'échecs au début et finalement annulé en 1918, l'armée n'avait pas perdu espoir pour le concept de bombe volante (**L. K. L. Cook, 2007**). Le contrat a été transféré à Charles Kettering, qui a créé le « Kettering Bug » et a réussi un vol autonome de 40 milles en transportant 180 livres d'explosifs (**P. G. Fahlstrom and T. J. Gleason, 2009**). Cela est devenu le premier exemple américain d'un système d'UAV reconnu [10]. Le développement américain de l'UAV et des technologies de soutien s'est poursuivi à mesure que les applications militaires se développaient. Sullivan note que le développement des UAV au cours de cette période était plus évolutif que révolutionnaire et était largement motivé par les progrès des technologies parallèles par opposition à la recherche dirigée sur les UAV (**J. M. Sullivan, 2006**). Par exemple, une grande partie de la logique de stabilité et de contrôle intégrée aux UAV était le résultat de développements de missiles air-air tels que l'AIM-9 (**J. M. Sullivan, 2006**). Au fur et à mesure que la technologie de soutien progressait, les UAV sont passés de bombes volantes à fonctionnement marginal à des plates-formes de reconnaissance hautement performantes dans les années 1960. Cook considère cette période comme le point de transition vers l'ère moderne du drone (**L. K. L. Cook, 2007**).

I.1.3 Développement de drones militaires modernes :

La guerre du Vietnam s'avérerait être une période dangereuse pour les pilotes et équipages militaires américains. De 1964 à 1972, plus de 5 000 aviateurs américains ont péri dans des avions abattus (L. K. L. Cook, 2007). De plus, les équipages survivants qui ont été capturés représentaient 90 % du nombre total de prisonniers de guerre américains pendant la guerre du Vietnam (L. K. L. Cook, 2007). Compte tenu du niveau de risque élevé pour le personnel navigant, l'engagement d'une décennie est devenu un catalyseur pour le développement d'UAV militaires modernes. Inconnus du grand public à l'époque, les drones ont documenté 3 435 sorties au Vietnam, certains véhicules affichant un taux d'achèvement de 97,3 % pour des missions de photographie en temps réel à basse altitude (P. G. Fahlstrom and T. J. Gleason, 2009). En plus des missions de reconnaissance, ces drones effectuaient des missions d'évaluation des dommages au combat (BDA), de renseignement électronique (ELINT) et distribuaient des tracts de propagande (L. K. L. Cook, 2007). Il est important de noter que ces missions étaient accomplies sans risque pour la vie humaine et à un coût considérablement réduit par rapport aux avions pilotés (L. K. L. Cook, 2007). Bien que cela représente une démonstration très réussie d'application militaire pour l'utilisation d'UAV, les missions étaient considérées comme présentant un faible risque stratégique et non combatif. De ce fait, les États-Unis resteraient sceptiques quant au potentiel de la plateforme à performer dans des scénarios à enjeux élevés ou des missions de combat (L. K. L. Cook, 2007). Ce n'est que lorsqu'Israël a démontré la capacité de combat des drones que les responsables militaires américains se sont intéressés à un développement ultérieur. À partir de 1978, des conflits frontaliers éclatent entre Israël et le sud du Liban (L. K. L. Cook, 2007). Les Libanais utilisaient des missiles sol-air SA-6 contre les forces israéliennes qui, en réponse, ont commencé à utiliser des UAV pour submerger les systèmes de ciblage libanais, épuiser leurs approvisionnements en missiles et agir comme cibles non réutilisables pour protéger les combattants israéliens habités (L. K. L. Cook, 2007) (P. G. Fahlstrom and T. J. Gleason, 2009). Les tactiques de défense des UAV ont fonctionné et, malgré les nombreuses lacunes techniques et capacitaires de la plate-forme - telles qu'une incapacité à voler la nuit- le résultat global a prouvé aux États-Unis que les UAV pouvaient « effectuer un service de combat précieux en temps réel dans un environnement opérationnel. environnement » (P. G. Fahlstrom and T. J. Gleason, 2009).. Après la démonstration militaire réussie d'Israël, la technologie des drones a commencé à se développer rapidement jusqu'à la fin des années 1980 et au début du siècle. Au fur et à mesure que l'intérêt grandissait, la technologie de

soutien a progressé et, par conséquent, les capacités de mission des UAV se sont étendues. Le premier programme d'acquisition d'UAV américain à grande échelle a tourné autour du Pioneer construit par Israël. Cette plate-forme a effectué plus de 300 missions de reconnaissance dans le golfe Persique et a reçu des éloges pour son efficacité en tant que reconnaissance/surveillance/acquisition de cibles (RSTA) et plate-forme de ciblage à l'horizon (OTH-T) (**L. K. L. Cook, 2007**), (**B. P. Tice, 1991**). Après le Pioneer, les plates-formes UAV ont commencé à émerger rapidement. À chaque nouveau développement, les capacités se sont étendues.



Figure 1: 2RQ-2B Bioneer (U.S marine)



Figure 2: 20 RQ-4B (Northrop Grumman)

Au fur et à mesure que de nouvelles capacités d'UAV ont été introduites, la nécessité d'une autonomie avancée est devenue évidente. Des temps de flânerie plus longs, une portée accrue et des missions de plus en plus complexes ont fait des exigences logistiques croissantes une préoccupation. Considérons, par exemple, le RQ-4 Global Hawk de Northrop Grumman. L'UAV a volé pour la première fois en 1997 et, comme son nom l'indique, le système avait une portée globale de 12 000 milles marins couplée à une autonomie en vol de 35 heures (**Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk, 2014**). D'autres drones ont suivi des tendances similaires en termes de durée de mission prolongée, comme le drone Predator d'endurance de 40 heures de General Atomic (**L. K. L. Cook, 2007**). Par rapport à la portée et à l'endurance du Pioneer de 100 miles et cinq heures, les capacités de mission supplémentaires offertes à ces systèmes étaient substantielles (**AAI / IAI RQ-2 Pioneer, 2010**). Même la progression visuelle illustrée sur les figures 1 et 2, de ce qui est essentiellement un avion télécommandé sophistiqué au Global Hawk, est révélatrice des progrès réalisés. Moins de dix ans après le début du développement important des UAV aux États-Unis, les UAV effectuaient non seulement les missions des aéronefs habités en parallèle en tant que multiplicateur de force, mais ils dépassaient également les capacités de la plate-forme habitée dans des domaines de performance clés (**H. Geer and C. Bolkom, 2005**). C'est à cette époque que les capacités autonomes sont entrées dans une période de croissance exponentielle qui a été chassée par

nécessité opérationnelle. La figure 3 montre la représentation graphique du DOD de cette croissance telle que publiée dans son rapport 2005 sur la feuille de route des UAV (**D. Weatherington and U. Deputy, 2005**). La période allant de 1985 (Pioneer) à 1996 (Predator) a vu des avancées significatives dans le domaine des rapports de télémétrie entre l'opérateur et l'UAV. Si un défaut ou une erreur se produisait à bord de l'avion, cette information était transmise à l'opérateur, qui pouvait alors prendre des décisions sur la ligne de conduite appropriée. La fonctionnalité était similaire à un panneau annonciateur dans les avions modernes qui alerte l'équipage d'une défaillance ou d'un dysfonctionnement du système. Bien qu'utiles pour accroître la connaissance de la situation de l'état du système, les niveaux un et deux de contrôle autonome ne visaient pas à supprimer la composante humaine. Ils étaient, cependant, des développements nécessaires vers cet état final. Alors que les demandes de présence d'UAV dans les opérations militaires augmentaient, les demandes des opérateurs ont présenté un défi de maintien en puissance important : l'un des coûts les plus importants du soutien continu des UAV est la main-d'œuvre (**J. A. Winnefeld and F Kendall, 2013**). Le système alors en vigueur nécessitait un grand équipage pour piloter un UAV. Pour satisfaire une réduction des ressources humaines et fiscales, l'objectif intermédiaire était d'atteindre un niveau d'autonomie qui permettrait à un seul opérateur de contrôler plusieurs drones (**J. A. Winnefeld and F Kendall, 2013**), (**A. Richards, J. Bellingham, M. Tillerson, and J. How, 2002**). L'état final souhaité était que les UAV soient auto-pilotés. La pleine réalisation tactique de cette capacité permet des formations d'UAV appelées essaims entièrement autonomes. Le comportement d'essaimage représente le sommet de la technologie autonome et est représenté par le niveau de contrôle autonome 10 sur la figure 3 Cette recherche est axée sur le développement de technologies de soutien entourant les capacités des UAV en essaim ; par conséquent, il est avantageux de revoir les principes fondamentaux.

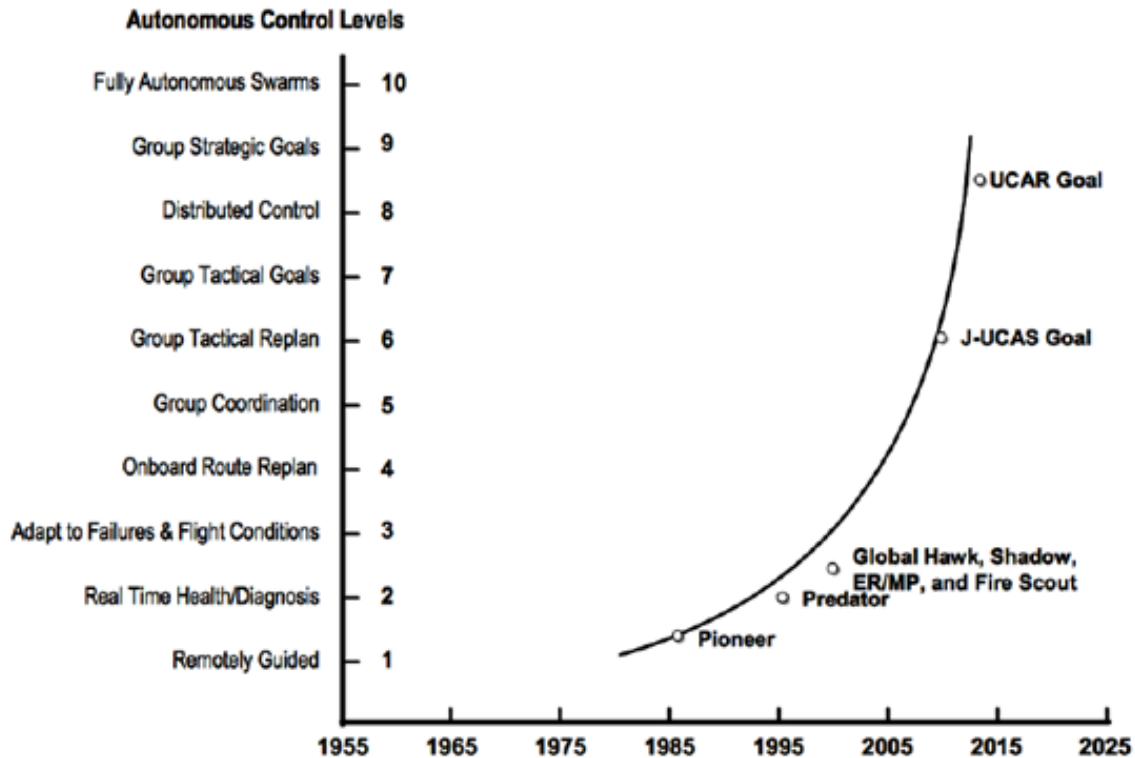


Figure 3: tendance dans l'autonomie des drones

I.2 CLASSIFICATION DES DRONES :

I.2.1 Catégories principales :

I.2.1.1 Selon leur taille :

Il n'existe pas une façon unique de classer les drones car ils peuvent être classés selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, système de contrôle, etc. Cependant, pour des raisons de sécurité dans l'espace aérien national, plusieurs pays se sont penchés sur la classification de ces drones. Le Royaume-Uni et l'Australie les ont répertoriés en deux groupes basés sur leur masse [CAA04, CAS03].

Les Etats-Unis ont proposé une répartition en cinq catégories : micro, mini, tactique, MALE (Medium Altitude Long Endurance) et HALE (High Altitude Long Endurance). Une sixième catégorie pourrait faire son apparition avec des drones gros porteurs type cargo [WEI05]. La Fig. 4 représente le spectre de masse des différents drones

A partir de ces différentes classes, on peut répertorier les drones selon leur plafond aérien (Fig. 5) ou leur autonomie (Fig. 6).

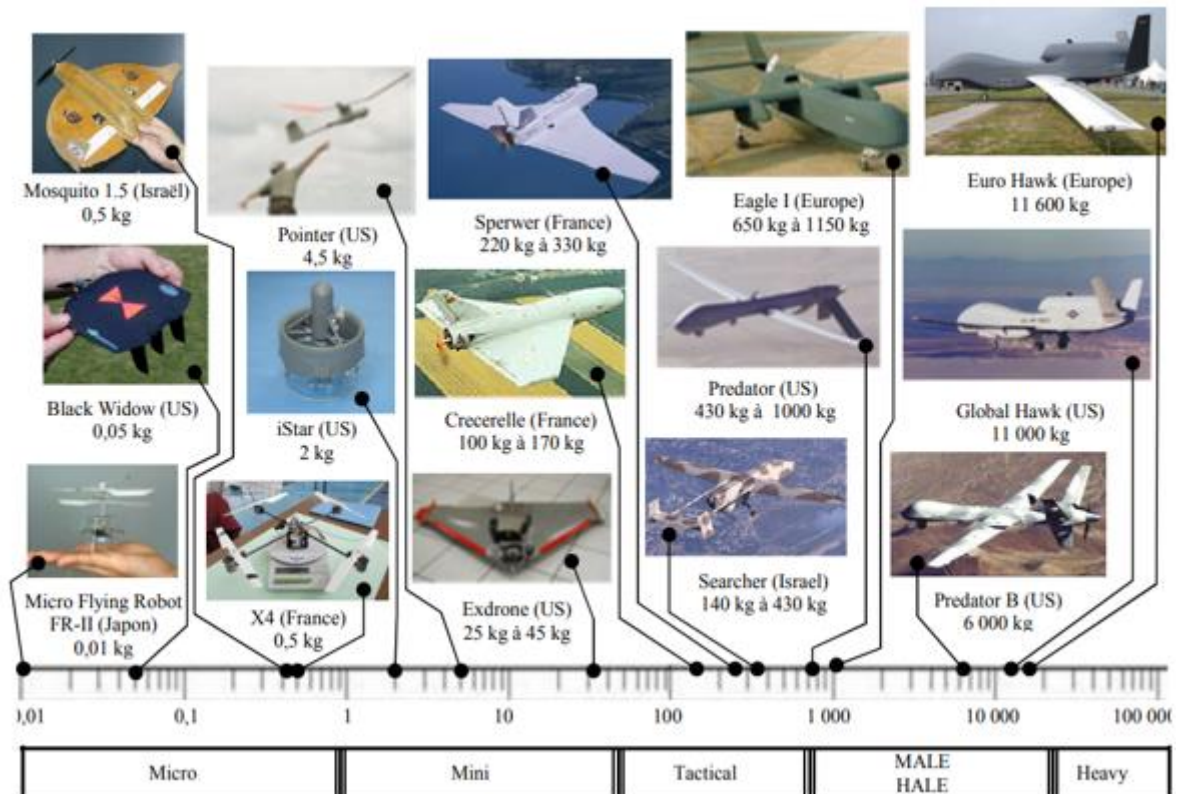


Figure 4: Classification des drones selon leur masse (kg)

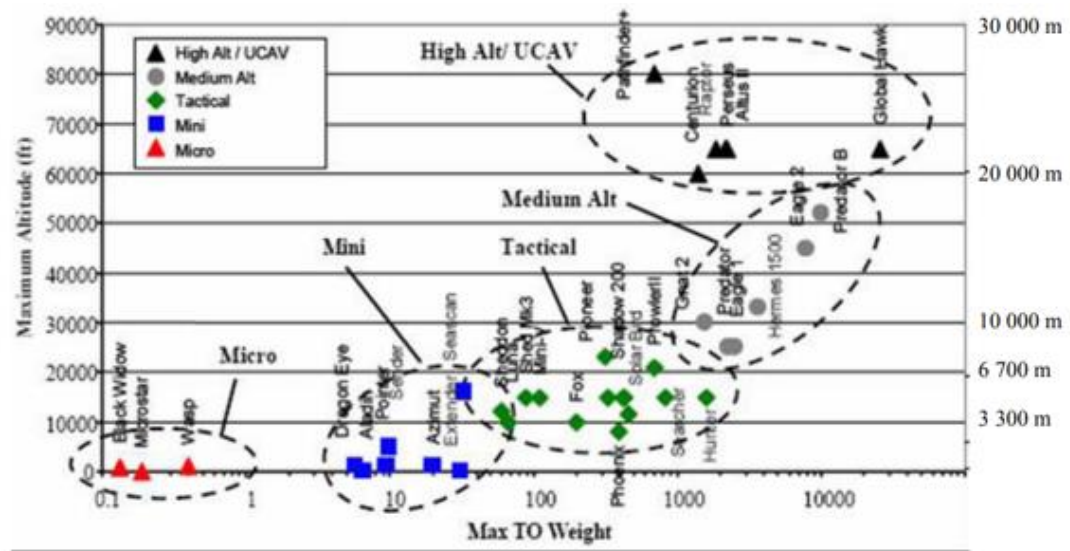


Figure 5: Répartition des drones selon leur masse au décollage et le plafond aérien (WE105)

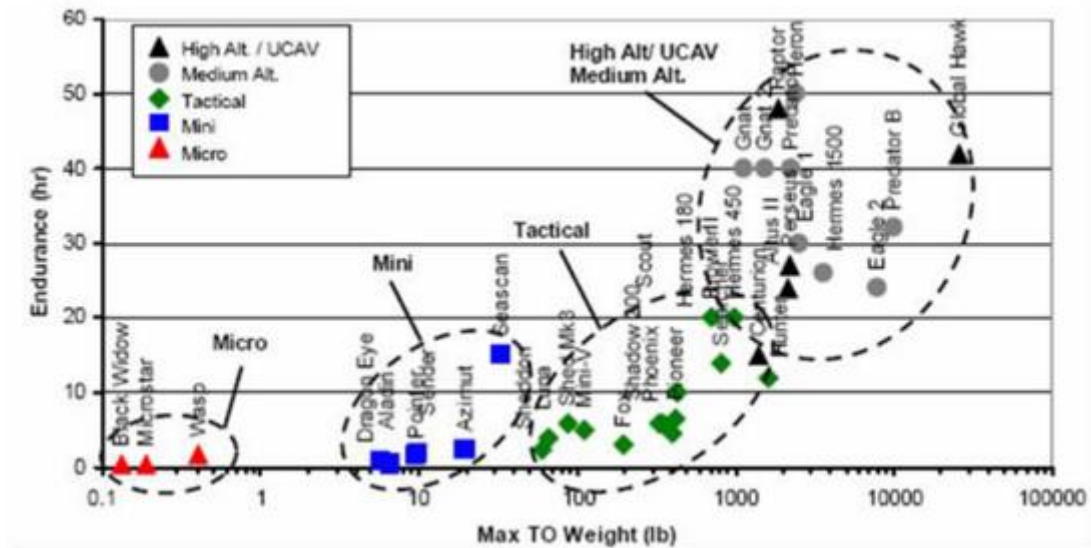


Figure 6: Répartition des drones selon leur masse au décollage et leur autonomie (WE105)

I.2.1.2 Selon leur voilure :

On peut aussi distinguer les drones selon leur mode de déplacement : le vol d'avancement est caractéristique des drones à ailes fixes et le vol stationnaire des drones à voilure tournante.

Le premier type est destiné à des missions de plus grande portée (plusieurs centaines de kilomètres) où le véhicule a besoin d'une forme aérodynamique lui permettant de minimiser sa dépense d'énergie pour atteindre son but et revenir, alors que le second type doit répondre aux exigences des nouvelles formes de combat, plus proche d'une guérilla urbaine. Ils doivent être capables de se mouvoir à travers des rues en évitant tous les obstacles, de rentrer dans des pièces pour les inspecter, de retransmettre toutes les données en temps réel et enfin de revenir à leur point de départ. Pas seulement destinés aux militaires, ce type d'engin devrait très rapidement trouver preneur auprès des unités de police pour surveiller des manifestations par exemple, ou bien dans des services de sauvetage pour accéder à des zones dévastées par une catastrophe et encore dangereuses pour l'homme. Ces derniers font partie des VTOL UAV (Vertical Take-Off Launched) ou ADAV (Appareils à Décollage et Atterrissage Verticaux).

Le drone idéal serait par conséquent un drone capable de grandes vitesses d'avancement (plusieurs centaines de km/h, selon ses dimensions) et aussi capable de vol stationnaire et ayant une grande manoeuvrabilité dans des espaces confinés. Dans le domaine des appareils avec pilote, de nombreuses configurations de véhicules capables de décoller et d'atterrir à la verticale ont été testées, la plupart du temps avec un succès relatif puisque, à

l'exception du Harrier, du Boeing V-22 et du Yak-38 soviétique, aucune de ces configurations n'a abouti à un programme opérationnel.



Figure 7: Exemples de VTOL à pilot : harrier, Boeing V-22 et Yak-38

I.2.2 Les mini drones (MUAV) :

I.2.2.1 A ailes fixes :

Les premiers drones miniatures firent leur apparition lors de la 1ère guerre du Golfe en 1991 [COR96]. La marine américaine possédait une soixantaine de "BQM-174 Exdrone" (futur Dragon Drone) de BAI Aero-systems et une cinquantaine de "FQM-151A Pointer" de AeroVironment (Fig. 8). Destinés au même type de mission (reconnaissance au moyen d'une caméra CCD) et d'une envergure proche (2,5m), leur différence réside dans leur rayon d'action. En effet, le premier est équipé d'un moteur thermique qui lui permet une plus grande autonomie (3 heures et des altitudes de 3000 mètres)

[EXD91] alors que le second est équipé d'un moteur électrique alimenté par des batteries Lithium qui limite l'autonomie (1 heure et un plafond aérien de 300 mètres) [POI91]



Figure 8: Les premiers minidrones utilisés pendant la guerre du golfe : l'Exdrone et le pointer (1991)

I.2.2.2 A voilures tournantes :

Le premier d'entre eux à être performant fut le "Cypher" de Sikorsky (Fig. 9) au début des années 90. Equipé d'un moteur thermique et de deux hélices contra-rotatives carénées, il a une autonomie de 3 heures, pour ses 2 mètres d'envergure et ses 115 kg dont 20 kg de charge

utile [MUR98]. Il aboutit en 2002 au "Cypher II" ou "Dragon Warrior" (Fig. 9). De masse similaire et de dimensions légèrement plus grandes, il a une autonomie de 3 à 5 heures, et peut atteindre 185 km/h [DRA05].

Ce type de structure se démarque des structures plus conventionnelles type hélicoptère d'aéromodélisme. En 1997, l'armée française se dota du "Vigilant" de Techno Sud Industries, un hélicoptère autopiloté capable de reconnaissance dans un rayon de 30 km. Il est équipé d'un moteur thermique de 9 kW, pèse 40 kg et possède une hélice de 2 mètres de diamètre [VIG99].



Figure 9: Exemple de VTOL : les Cyber-I et II américains et le vigilant français

I.2.2.3 Les microdrones (μ UAV) :

Le terme Microdrone peut être trompeur, si on le lit au premier sens du terme. Il ne s'agit pas de drones d'une taille micrométrique, mais de drones ayant des tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres. En 1997, la DARPA a appelé micro-drone tout drone ayant une taille inférieure à 6 inches (15 cm) dans le cadre de son programme de développement (budget de 35 millions de dollars) [PGOE05]. En Europe, la limite n'est pas aussi claire puisque le Do-Mav d'EADS-Dormier est considéré comme un micro-drone avec ses 42 cm d'envergure [ARM04].

Les microdrones se sont beaucoup développés lors des 5 dernières années, tout d'abord aux Etats-Unis où la DARPA a financé différents projets et concours universitaires pour le développement de tels engins, et ensuite en Europe et en France où la DGA a lancé un concours universitaire en collaboration avec l'ONERA [ONE04]. De plus, des compétitions de microdrones sont désormais régulièrement organisées dans le monde entier (France [TOU04], USA [ARI01], Allemagne [GER05], Corée [SEO05]) qui sont l'occasion pour les universitaires et les passionnés d'aéromodélisme de montrer et mettre en commun leur savoir-faire.

Grâce à ces programmes de recherche, beaucoup de structures à ailes fixes, à voilures tournantes ou ailes battantes furent étudiées et réalisées. L'un des projets le plus abouti est le "Black Widow" passé d'une durée de vol de 2 minutes sans charge utile à des vols supérieurs à une demi-heure en étant capable de retransmettre une vidéo couleur à une station située à 1,8 km [WID01]. Fort de ce succès, Aerovironment mit au point un autre micro-drone en 2002, le "Wasp" (Fig 10), qui réussit à voler durant 1 h 47 min, record absolu pour un engin de 32 cm d'envergure et pesant 170 g. Son efficacité résulte dans la conception des batteries qui sont, en fait, l'aile du drone. Ce sont des accumulateurs plastifiés à ions lithium développés par la société Telcordia. Elles possèdent une densité d'énergie de 143 W/kg avec une puissance moyenne délivrée de 9 W [WAS02].

D'Aerovironment (Fig.10). Il est constitué d'une aile fixe d'envergure 15 cm, pèse 50 g, et est équipé d'un moteur électrique lui permettant d'atteindre 72 km/h. En quelques années, ce véhicule est passé d'une durée de vol de 2 minutes sans charge utile à des vols supérieurs à une demi-heure en étant capable de retransmettre une vidéo couleur à une station située à 1,8 km [WID01]. Fort de ce succès, Aerovironment mit au point un autre micro-drone en 2002, le "Wasp" (Fig.10), qui réussit à voler durant 1 h 47 min, record absolu pour un engin de 32 cm d'envergure et pesant 170 g. Son efficacité résulte dans la conception des batteries qui sont, en fait, l'aile du drone. Ce sont des accumulateurs plastifiés à ions lithium développés par la société Telcordia. Elles possèdent une densité d'énergie de 143 W/kg avec une puissance moyenne délivrée de 9 W [WAS02].



Figure 10: Micro drones D'aerovironment (a) black widow (200), (b) wasp (2002)

En 2003, Israël est apparu sur le marché avec le Mosquito-I. Il pèse 200 g pour une envergure de 30 cm. Transportant une caméra miniature, son autonomie en vol est actuellement de 40 minutes.

En France, plusieurs programmes de développement de drones miniatures ont été mis en place par la DGA à partir de 2002. La première génération doit voir le jour en 2006 avec le DRAC (Drone de Reconnaissance Au Contact), développé par EADS, qui doit équiper le

fantassin et lui permettre de déceler et localiser une présence ennemie ou une attitude hostile sur un axe ou des points précis, d'être renseigné sur la praticabilité d'un axe ou la configuration d'un terrain, d'évaluer l'efficacité de tirs, de surveiller une zone précise... La seconde génération doit être capable de voler en stationnaire et dans un environnement urbain. Quatre Programmes d'Etudes Amont ont été lancés, dont un en direction des industriels et un en direction des universitaires par l'intermédiaire du concours ONERA [AIR02].

Au niveau des entreprises, Bertin Technologies a développé un démonstrateur à voilure tournante de diamètre 30 cm, pesant 1,4 kg et avec 30 min d'autonomie, équipé d'un moteur thermique. La société Alcore Technologies s'est penchée sur deux drones à voilure fixe, les Epsilon 1 et 2, respectivement de 50 et 25 cm d'envergure [AIR02]. La seconde version est équipée d'un moteur à piston et pèse 125 g. Sa vitesse de pointe est de 40 km/h pour une autonomie ne dépassant pas les 10 minutes, ce qui est 10 fois moins que le Wasp et 4 fois moins que le Mosquito-I pour un drone de même gabarit et n'utilisant pas l'énergie électrique !

Au niveau universitaire, dix-huit équipes ont été choisies et chacune a reçu 40 k€ pour développer et présenter un système complet comprenant un système d'observation volant (le drone) équipé au minimum d'une micro caméra vidéo, et une station sol. L'épreuve en vol finale met en scène une simulation de scénario opérationnel sur lequel s'affronteront les différentes équipes, et aura lieu en septembre 2005. Le véhicule doit avoir des dimensions comprises entre 20 cm et 70 cm, et répondre à plusieurs critères d'évaluation (endurance, originalité, stabilisation du vol, capacités d'atterrissage, de décollage et d'autonomie, etc.) [ONE04]

Chapitre II:

Catapultes

Chapitre II : Catapultes

II.1 Les catapulte :

Tous les systèmes de dispositifs de lancement (LD) pour des véhicules aériens sans pilote (UAV) ont été développés jusqu'à présent, (**Jane's, 2007**). Lors de leur utilisation, les avantages et les inconvénients de chaque type de LD individuels ont été perçus. Cela a conduit à la conclusion qu'un LD doit être léger, doit pouvoir être utilisé avec un minimum personnel, et doit avoir un petit volume de stockage. Ces facteurs doivent être pris en compte et intégrés dans la conception conceptuelle des LD. De plus, le dispositif de lancement d'UAV doit avoir la possibilité d'être installé et de lancer un drone dans les quinze minutes. Le facteur important est l'achat prix et le coût de la maintenance LD, qui est peut-être crucial pour le budget militaire. Les LD existants pourraient être regroupés en cinq catégories : Pneumatique, hydraulique, corde élastique, énergie cinétique et Décollage assisté par fusée (RATO), (**Jane's, 2007**).

II.1.1 Cordon élastique

Un dispositif de lancement de catapulte qui utilise l'énergie stockée dans des cordons élastiques hautement élastiques pour lancer des UAV:s. Les solutions courantes incluent un rail métallique positionné à un angle de lancement, un élastique (ou plusieurs cordons) et un treuil pour pouvoir étirer le cordon. Avant le lancement, le sandow est tendu à la tension nécessaire et fixé avec des épingles de sûreté. Ceux-ci sont ensuite libérés pour lancer le drone. Ne considérant pas un moteur en option pour le treuil, la procédure de lancement est silencieuse en comparaison. En raison de la simplicité de conception du système, ne nécessitant pas de nombreux composants mécaniques ou électriques, il est relativement léger. Bien qu'il soit limité par les caractéristiques de la corde et nécessite généralement un long rail pour pouvoir accélérer l'UAV à la vitesse nécessaire. Les lanceurs à cordon élastique sont souvent limités à des UAV légers. La libération initiale est généralement sans aucun amortissement et le résultat peut donc être un mouvement « saccadé » au début du lancement. Cela peut causer des problèmes si le drone ou sa charge utile ne peut pas supporter ce type d'accélération. La solution se limite généralement à prendre en charge les drones de plus petite taille. Dans sa conception la plus simple, le cordon élastique est probablement la technique la plus "furtive" mentionnée. Il n'a pas de composants électriques, il est relativement silencieux et le rail nécessaire pourrait être fabriqué dans un matériau à faible signature.



Figure 11: Le drone allemand LUNA lancé depuis une catapulte à l'élastique

II.1.2 Lanceurs hydrauliques :

Les dispositifs de lancement hydrauliques sont généralement également conçus comme un lanceur sur rail de catapulte. Les principes fondamentaux du système sont qu'un cylindre à deux compartiments est utilisé. Les compartiments sont séparés par un piston qui a un gaz compressible d'un côté et de l'huile hydraulique de l'autre côté. Pour stocker l'énergie nécessaire au lancement l'huile est pompée afin qu'elle pousse le piston et comprime ainsi le gaz de l'autre côté. Le côté avec l'huile hydraulique est connecté via une sorte de vanne à ouverture rapide à un moteur hydraulique. Le moteur alimente un treuil qui est attaché à un berceau monté sur rail où l'UAV doit être placé. Pour lancer le drone, la vanne mentionnée est ouverte. Cela permet au gaz dans le cylindre de se dilater et de déplacer le piston qui repousse l'huile, alimentant le moteur hydraulique. Le moteur fait tourner le treuil qui tire le berceau et accélère l'UAV à la vitesse de lancement. Le système de lancement hydraulique est beaucoup plus complexe que le sandow ou la fusée et nécessite de l'énergie pour fonctionner. Les avantages sont qu'il peut produire des vitesses de lancement relativement élevées et que le démarrage initial peut être adouci pour éviter des accélérations trop élevées. Cela conduit à une solution plus indulgente sur la conception de l'UAV car il n'a pas besoin de supporter des accélérations élevées comme c'est-à-dire avec une solution de cordon élastique.



Figure 12: Lancement hydraulique Shadow 200

II.1.3 Lanceurs pneumatiques :

Les systèmes de lancement pneumatiques ressemblent beaucoup aux systèmes hydrauliques. Le stockage d'énergie est un gaz comprimé et les rails ainsi que le berceau sont du même principe. Habituellement, le gaz utilisé est de l'air qui est pressurisé dans des réservoirs d'accumulateurs. Le lancement se fait en laissant sortir l'air comprimé par une valve et en accélérant un berceau qui retient le drone. La force avec laquelle le lancement est effectué peut être ajustée en ajustant la pression et en pouvant ainsi supporter des drones de masse différente. Certains des inconvénients de cette technique sont qu'un compresseur pour pressuriser l'air doit être alimenté et que le remplissage des réservoirs d'accumulateurs peut prendre du temps. Cela peut bien sûr être résolu en utilisant le système d'air comprimé du navire s'il existe, mais cela impliquerait la conception du navire permettant des sorties près de l'héli-pont .



Figure 13: Lanceur pneumatique. .

II.1.4 Décollage assisté

Par fusée Souvent abrégé RATO, ce système de lancement a ses principaux avantages en étant un petit système qui nécessite une longueur de décollage proche de zéro. La base du système est que le drone est placé sur un support avec un angle ascendant. Sur l'UAV, une fusée est attachée à un système de moteur rechargeable. Au décollage, la fusée est allumée pour ensuite accélérer suffisamment le drone pour que son propre moteur prenne le relais. La fusée est ensuite larguée pour ne pas s'ajouter au reste des opérations de l'UAV. Une fois relâchée, la fusée est généralement larguée dans l'eau. Soit ce n'est pas un système de lancement favorable d'un point de vue environnemental, soit le temps est utilisé pour récupérer la fusée après le lancement. La taille et la quantité de composants nécessaires au lancement le rendent facile à transporter à bord d'un navire et ne nécessite aucune modification importante sur le navire. Cependant, il peut y avoir un problème lorsqu'il s'agit de ranger les fusées car il s'agit d'un composant pyrotechnique et doit être logé comme tel. Il s'agit également d'un problème d'effectifs, car du personnel est probablement nécessaire pour assurer la sécurité incendie. Pendant le lancement, il y a un intervalle où l'UAV est en vol mais n'a pas assez de vitesse et de débit d'air pour produire les forces aérodynamiques nécessaires pour contrôler l'UAV. Cela limite la conception RATO à utiliser par temps plus calme. Les flammes et la poussée générées par la fusée peuvent également être un problème si le pont est sensible à cela, par ex. s'il est fait de composites de fibres. Les flammes et la fumée causées par la fusée tirée peuvent également avoir un effet négatif si les caractéristiques de furtivité doivent être maintenues



Figure 14: RATO a lancé Pioneer UAV

II.1.5 Énergie cinétique

Contrairement aux lanceurs discutés précédemment, les lanceurs à énergie cinétique donnent une accélération douce tout au long de la phase de lancement et limitent la « secousse » au largage (UAV de Jane, 2007). Cela permet aux lanceurs d'énergie cinétique d'être utilisés avec des drones qui ont des charges utiles sensibles, et permet une libération comparativement plus silencieuse. Frazer-Nash exploite un lanceur à énergie cinétique pour le lancement d'UAV au Royaume-Uni (Jane's UAV, 2007). Le lanceur comprend une piste de lancement télescopique à deux rails avec un rail fixe et coulissant. Un chariot de lancement est fixé au rail coulissant et est entraîné par câble à partir d'un tambour de treuil, qui à son tour est entraîné par un volant via un embrayage à glissement électromagnétique. Une fois que le chariot atteint la vitesse de décollage, il est mis hors tension et retardé par un frein à friction ou un amortisseur. L'élan vers l'avant du chariot amène l'UAV à continuer d'avancer et à prendre son envol. Frazer-Nash protège son LD en intégrant une installation de lancement à distance, utilisant une goupille de retenue avant le lancement, et un système de contrôle pour effectuer des vérifications de sécurité des fonctions électriques avant le lancement (UAV de Jane, 2007). Les lanceurs à énergie cinétique ont l'avantage d'avoir des rails de lancement comparativement plus courts, ce qui facilite le stockage. Ces lanceurs sont simples à utiliser, ont de faibles coûts de cycle de vie et peuvent être exploités par du personnel avec une formation minimale.

II.2 Une nouvelle conception de lanceur d'UAV automatique par Utilisation du Bluetooth Low Energy Integrated Système de libération électromagnétique

Dans cette étude, le lanceur conçu (Voir Fig. 15) utilise un seul ressort de traction comme principale source d'énergie. La raison car une telle préférence est d'être capable de concevoir un système automatisé pour le chariot qui a une capacité de fournir les données nécessaires sur le lanceur ainsi que le comportement du drone. Le système sensoriel conçu permet à l'utilisateur de programmer le système de manière à ce que différents drones peuvent être lancés à différentes vitesses. Le lanceur conçu utilise un seul capteur à ultrasons pour contrôler l'électromagnétisme système de déclenchement ainsi que pour obtenir la vitesse réelle, la distance et les données d'accélération en tout point du lanceur.

Ce capteur à ultrasons donne un retour à l'utilisateur dans chaque intervalle de 20 millisecondes. Il est à noter que la conception en ce papier ne contient aucun fil de connexion et les données sont transférées à l'utilisateur via bluetooth basse consommation. Le bluetooth Le système de retour de chariot intégré à faible consommation d'énergie peut garder l'utilisateur connecté au lanceur via un ordinateur ou un appareil mobile pour obtenir les données nécessaires. Malgré de nombreuses fonctionnalités mentionnées ci-dessous, l'ensemble du système peut être fabriqué à un prix étonnamment abordable. Le système est également conçu comme un lanceur modulaire, et ainsi il peut être facilement démonté pour fins de transport.

Quatre paramètres sont fixés tout au long du processus de conception : la longueur du lanceur, poids de l'UAV, angle de lancement et Vitesse de libération du drone. Le poids du drone est de 2,5 kg tandis que l'angle de décollage et la vitesse de décollage sont de 15 degrés et 10 m/s, respectivement. La longueur du lanceur est de 1,5 m. Pour les données exigences de conception, une conception optimale a été essayée pour être obtenue. Les tests structurels sont également effectués pour les parties mécaniques de la conception. Alors qu'une vue isométrique du lanceur est illustrée à la Fig. 15(a), Fig. 15(b) montre la vue latérale du lanceur. Le printemps utilisé dans le lanceur est en acier inoxydable avec un ressort constante de 157,4 N/m. Selon la loi de Hook ci-dessous la limite de proportionnalité, la force est proportionnelle à l'extension d'un ressort ; et le ressort revient à son origine forme lorsque la force est supprimée. Cette région est connue sous le nom de région élastique du ressort. Dans cette région, la force du ressort est exprimée par l'équation suivante :



Figure 15: vue isométrique (a) vue de droite (b)

Afin d'avoir une méthode systématique pour la conception, le processus de conception global est divisé en trois parties : la conception du châssis principal, chariot électromagnétique et système de verrouillage mécanique. Le cadre principal est fabriqué en utilisant 8 mm d'épaisseur tôle d'aluminium et ces plaques sont pliées et soudées ensemble.

Ils sont également fixés à l'aide de vis pour fournir un supplément force. Comme on peut le voir sur la figure 16(a), le chariot se déplace librement sur une rampe sèche où aucune lubrification n'est nécessaire. Le sec la balustrade est fabriqué en utilisant une qualité industrielle à haute résistance aluminium moulé sous pression. Pour les zones où la force appliquée et les moments de flexion sont plus élevés, l'acier inoxydable industriel est utilisé. Un autre important une partie du choix des matériaux est la poulie. La poulie doit être petite, mais suffisamment solide pour retenir la charge appliquée par le ressort de rallonge. C'est pourquoi une poulie de qualité industrielle est choisie qui est généralement utilisé dans les équipements de gym. La poulie et les courroies de liaison sont utilisées qui peuvent également, résister à des forces et des moments de flexion très élevés (voir Fig.16(b)).



Figure 16: chariot électromagnétique et système de verrouillage mécanique.

II.2.1 INSTRUMENTATION DU SYSTÈME :

Le chariot du lanceur est équipé d'un système de libération qui est actionné en utilisant le signal d'un capteur de distance à ultrasons. L'électro-aimant est magnétisé lorsque le chariot est au début de la rambarde et démagnétisé une fois arrivé au bout du garde-corps (Voir Figues. 17(a)-17(b)). L'image du circuit porteur est montrée dans Figure 17(c).

Un capteur de pression est fixé sous le chariot pour mesurer le poids de l'avion. En utilisant les données mesurées, non seulement la vitesse peut être calculée à n'importe quel point du rail mais la vitesse de largage de l'avion peut également être obtenue. Chiffre 4 montre l'architecture du système sensoriel conçu pour le chariot.

Afin d'alimenter le système de rétroaction, deux sources d'alimentation sont utilisées. L'électro-aimant est alimenté par une pile 9V tout en une pile 5V est utilisée pour les capteurs. Un relais est utilisé pour activer et désactiver l'électro-aimant en fonction de l'arrivée signal du capteur à ultrasons. Il est à noter que le système est conçu de manière à ce que l'alimentation électrique du les électro-aimants peuvent être remplacés facilement. La plage de fonctionnement de l'électro-aimant change entre 5V à 12V et il peut tenir 2,5 kg maximum.

En plus de la connexion basse énergie Bluetooth, il est également possible de fournir un streaming de données en direct via un port série dans ce conception. À cette fin, Realterm 2014 est utilisé pour recevoir et enregistrer les données du capteur. Un autre avantage de Realterm est que nous sommes capable d'enregistrer les données enregistrées dans un fichier texte ou Microsoft Excel afin que d'autres manipulations de données peuvent être effectuées via Microsoft.

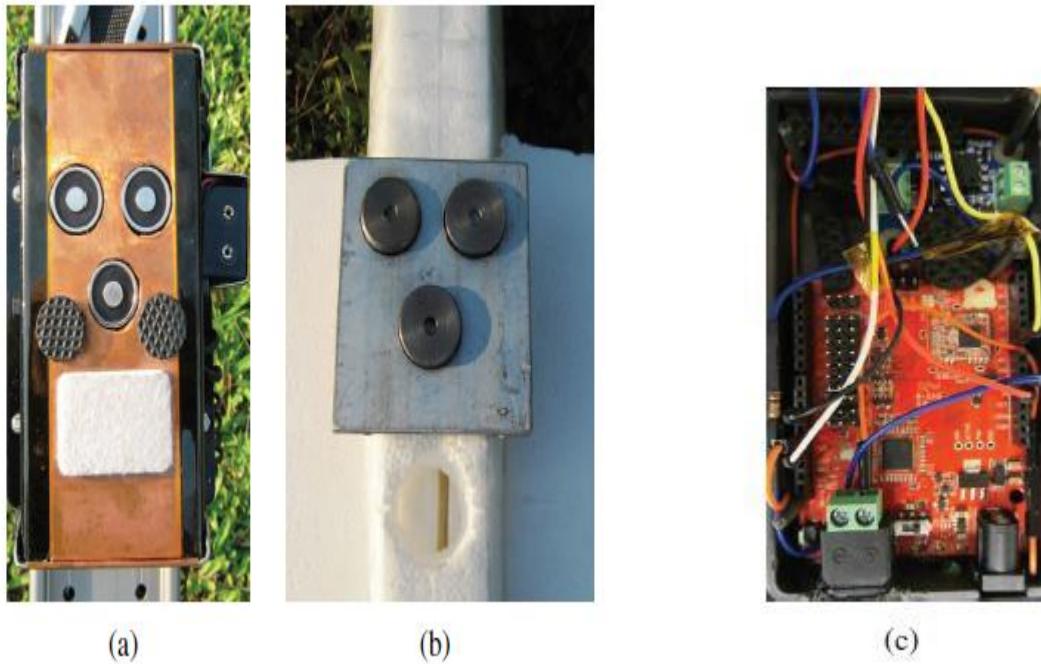


Figure 17: mécanisme de verrouillage du chariot (a) mécanisme de verrouillage de l'avion (b) une image du circuit du chariot (c)

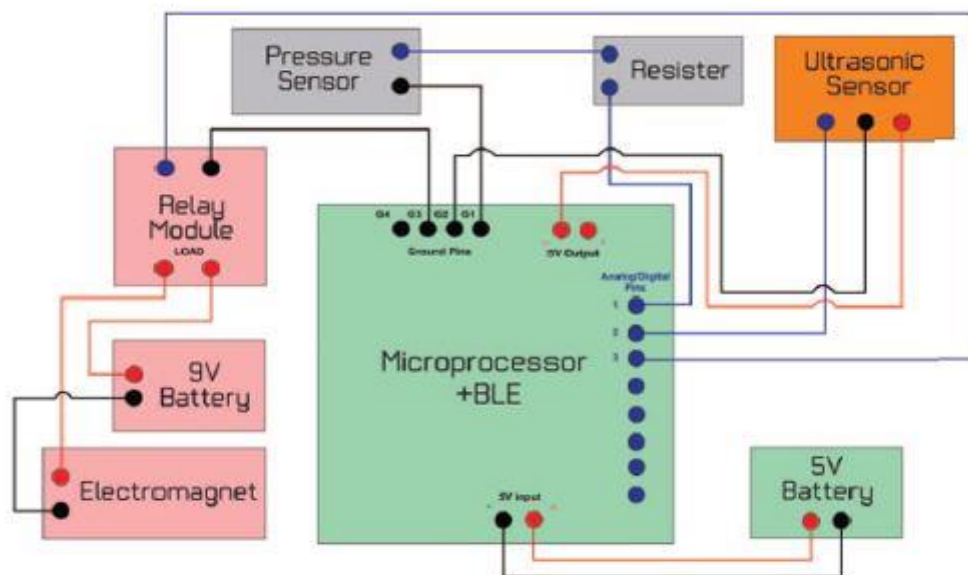


Figure 18: architecture du système sensoriel

Excel ou Matlab. Au cours des expériences de cette étude, les données sont envoyées à un ordinateur personnel via une connexion Bluetooth, et les tracés sont obtenus dans Matlab de manière hors ligne.

Afin de déterminer l'efficacité et l'efficacité de la nouvelle conception proposée dans cette étude, plusieurs tests en temps réel sont réalisés en milieu extérieur. Les expériences sont menées par, à l'aide d'un planeur de 500g (Voir Fig. 19). Plusieurs lancements sont effectués en utilisant le même aéronef, et les valeurs moyennes sont prises pour tracer le obtenu en considérant la réplication de l'expérimentation et le blocage des données. Le système de lancement fournit également un streaming en ligne de données vers un appareil mobile utilisant Android ou IOS. De plus, il est possible de les tracer en ligne données sur un smartphone en utilisant un enregistreur de données. D'après les résultats expérimentaux de la figure 19, la libération la vitesse du drone est de 0,85 cm/ms, ce qui équivaut à 8,5 m/s. La vitesse de déclenchement peut être augmentée en augmentant le ressort longueur ou en utilisant un autre ressort qui a un plus grand caractéristique facteur constant (k). La figure 20 montre également que la libération le temps de l'avion n'est que de 200 ms. Dans ce cas, le maximum l'accélération du système est de 0,0175 cm/ms². Le déplacement le graphique temporel montre un mouvement fluide du chariot le long la rambarde. Les résultats expérimentaux montrent que le lanceur de drone répond ses exigences en remplissant son champ d'application donné. Le conçu lanceur dans cette étude peut encore être amélioré en intégrant une source d'énergie pneumatique, hydraulique ou électrique. Une combinaison de ces sources pourrait se révéler plus efficace système. Il est également possible d'améliorer l'automatisation et faire fonctionner le système à distance en utilisant des équipements supplémentaires.



Figure 19: phase de verrouillage (a) phase de libération (b)

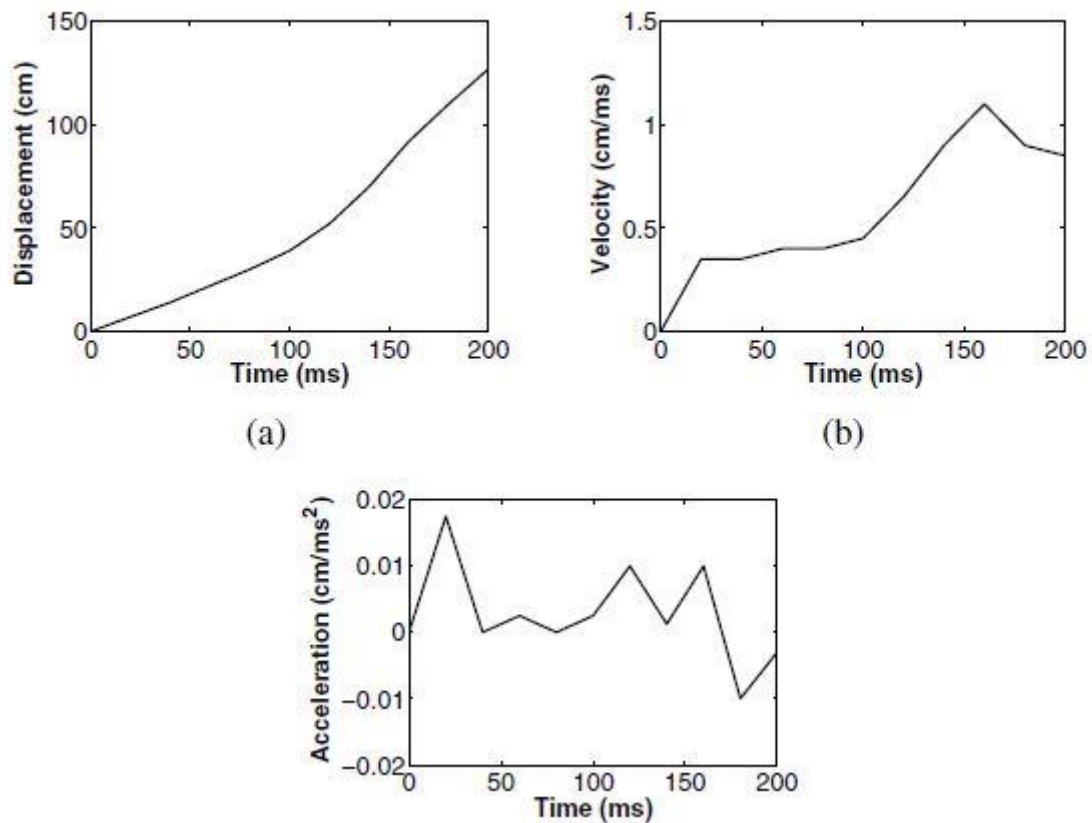


Figure 20: déplacement (a) vitesse (b) accélération (c)

II.2.2 Autres méthodes

Au cours de cette thèse, plusieurs autres méthodes de lancement d'un petit avion ont été étudiées. Deux de ces méthodes peuvent être vues sur la figure 21. Ces méthodes surmontent les problèmes d'utilisation d'un système de lancement sur rail permettant le lancement d'un avion UAV sans système de piste la première méthode de lancement consiste à transporter l'UAV en altitude à l'aide d'un parachute ascensionnel similaire à celui utilisé pour transporter les touristes en altitude. L'UAV est ensuite largué et prend suffisamment de vitesse en piqué pour effectuer une remontée en vol contrôlé en palier (**McDonnell, 2005**). Cette technique de lancement tire parti de la technologie moderne de parachute ascensionnel commercial à faible coût déjà testée La deuxième méthode vue consiste à lancer le drone via une méthode de rotation accélérée (**Urnes, 2009**). Le système a un élément de poteau vertical attaché au navire. Un membre de bras est attaché au membre de poteau et est autorisé à tourner autour de l'axe vertical, déplaçant le membre horizontalement plus haut sur le membre. Le drone est puis libéré pour le vol. Les raisons impliquées comprenaient le temps d'installation. Le contrôle de l'endroit où l'UAV serait lancé, et enfin la flexibilité pour le

commandant local. En conséquence, l'objectif principal de cette thèse comprenait des conceptions conceptuelles basées sur le rail

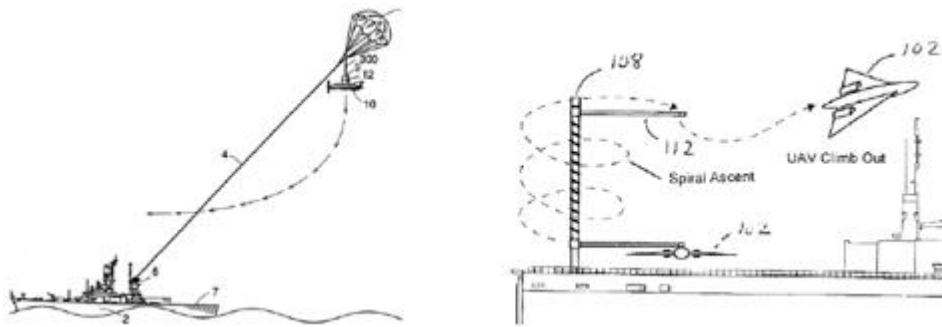


Figure 21: lancement de parachute ascensionnel et déjeuner à bras rotatif autonome

CHAPITRE III :
Études cinématique du catapultage

CHAPITRE III : Études cinématique du catapultage

III.1 Analyse des systèmes LD par rapport à la conception critique exigences et les exigences du client (Benchmarking)

III.1.1 Analyse comparative

L'analyse comparative est un processus où les systèmes existants sont analysés par rapport aux exigences de conception critiques et les mesures. Il permet à la méthode de conception de définir le niveau de performance réelle requis pour produire le niveau de performance perçu, aidant à l'analyse cruciale de la conception (Heslehurst, 2010). Pour cette thèse, Le processus de référence a été comparé à une liste classée des exigences des clients. Une liste de LD évalués est discutée dans cette section, et chaque LD est montré dans les Fig. 22, 23, 24 et 25 respectivement.

Le robonic MC01515LLD a les caractéristiques suivantes :

| | | | |
|--------------------------------|-----------|----------------------|-----------|
| Type of launcher: | Pneumatic | | |
| Length deployed (m): | 3.5 | Set-up time (min): | ≤ 15 |
| Max UAV mass (kg): | 20 | Recharge time (min): | ≤ 5 |
| Max UAV launch velocity (m/s): | 15 | Pack-up time (min): | ≤ 5 |



Figure 22: Le robonic MC01515LLD

Le bélier RO-1 LD a les caractéristiques suivantes :

| | | | |
|--------------------------------|-----------|----------------------|-----------|
| Type of launcher: | Pneumatic | | |
| Length deployed (m): | 6.1 | Set-up time (min): | ≤ 30 |
| Max UAV mass (kg): | 360 | Recharge time (min): | 10 – 20 |
| Max UAV launch velocity (m/s): | 36 | Pack-up time (min): | ≤ 20 |



Figure 23: Le bélier RO-1 LD

Chapitre III : Etude cinématique du catapultage

Le frazer-nash LD a les caractéristiques suivantes :

| | | | |
|--------------------------------|----------------|----------------------|-----|
| Type of launcher: | Kinetic Energy | | |
| Length deployed (m): | 6.02 | Set-up time (min): | ≤ 5 |
| Max UAV mass (kg): | 120 | Recharge time (min): | ≤ 5 |
| Max UAV launch velocity (m/s): | 40 | Pack-up time (min): | ≤ 5 |



Figure 24: Le frazer-nash LD

Le continental CGSL 5000-2 a les caractéristiques suivantes

| | | | |
|--------------------------------|-----------|----------------------|-----|
| Type of launcher: | Pneumatic | | |
| Length deployed (m): | 4.83 | Set-up time (min): | ≤ 2 |
| Max UAV mass (kg): | 91 | Recharge time (min): | ≤ 1 |
| Max UAV launch velocity (m/s): | >30 | Pack-up time (min): | ≤ 2 |



Figure 25: Le continental CGSL 5000-2

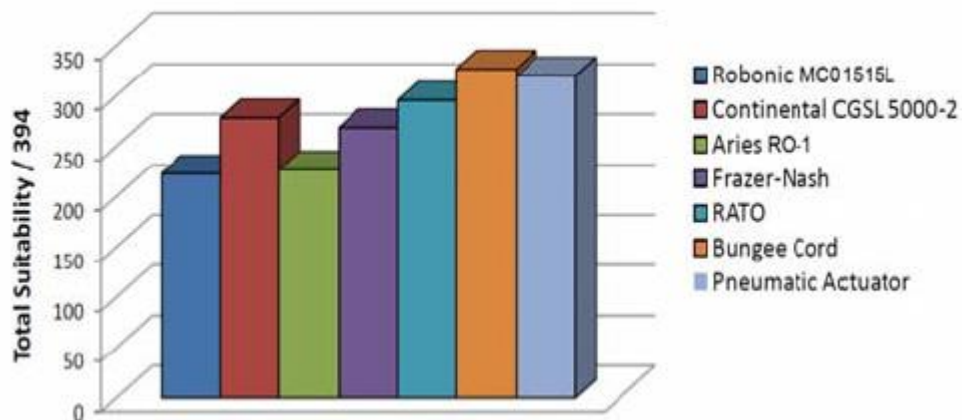


Figure 26: Comparer les LD de référence et de conception conceptuelle aux exigences des clients (FRANCIS J., 2010)

Aujourd'hui, la technologie du Cordon élastique a été considérablement améliorée quant à sa puissance et son élasticité par rapport aux années 90. Le résultat de la masse au décollage et de la vitesse de lancement augmente. Universal Target Systems Ltd. a développé le système de cible aérienne MSAT-500 NG dont la catapulte à l'élastique peut lancer un UAV de 105 kg avec une vitesse de lancement de 24 m/s.

III.1.2 Schéma fonctionnel de la catapulte à l'élastique

La catapulte à corde élastique (Fig.27) est considérée comme un système matériel constitué d'un corps de catapulte stationnaire rail (1), et un système dynamique qui se compose de un berceau (2), un jeu de cordons élastiques (3), un rouleau arrière (4), un rouleau (5) et un drone (6).

La conception du corps de catapulte permet un angle d'élévation du rail de lancement de configuration réglable α afin de compenser la déclinaison locale du sol.

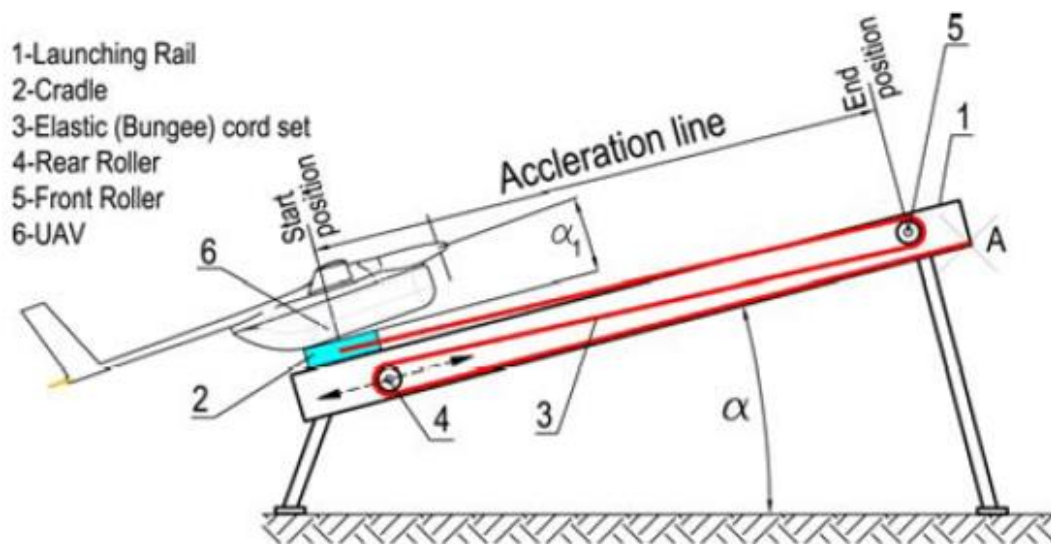


Figure 27: schéma fonctionnel de la catapulte à l'élastique

III.2 Modèle mathématique

Le résultat de l'examen des hypothèses suivantes est la figure 28. Qui représente une simplification des forces de travail dans un système dynamique de catapulte à l'élastique.

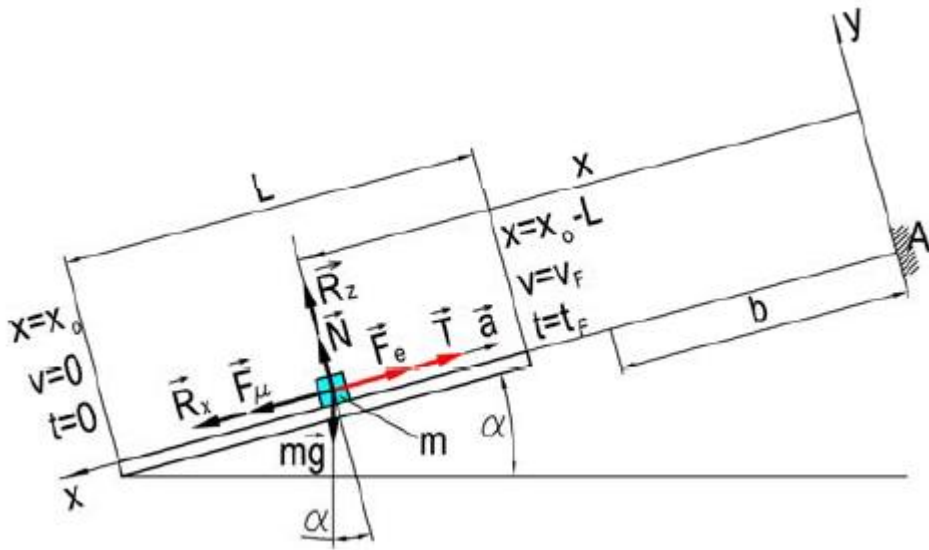


Figure 28: Diagramme de corps libre pour le lancement d'une masse selon un angle projeté α

III.2.1 les Hypothèses

La catapulte est un système dynamique considéré comme la cinétique d'une particule.

Puisque le drone et le berceau se déplacent linéairement sur le plan incliné, cette hypothèse peut être adoptée en plus de l'adoption des deux hypothèses suivantes.

- La masse des cordes élastiques est négligée.
- La masse des rouleaux est négligée.

Ces masses négligées existent réellement dans la catapulte système dynamique (la masse élastique du cordon est plus influente), mais leurs influences doivent être compensées par la réserve d'énergie dans les cordes élastiques.

- Direction de la force des cordes élastiques qui tractent le berceau avec le drone est coplanaire au plan incliné.

La force de remorquage du berceau agit toujours en biais par rapport au plan incliné en raison de contraintes structurelles. Cet angle est plus petit lorsque le berceau est en position de départ et grandit lorsque le berceau se déplace vers sa position finale. Pour cette raison, le rouleau avant doit être installé aussi près que possible au plan incliné sur lequel se déplace le berceau.

- La force de frottement des cordes élastiques sur les rouleaux est négligée.

Étant donné que les rouleaux ont leur propre rotation, cela diminue considérablement la force de frottement de l'élastique cordes sur les rouleaux.

- La rigidité des cordes élastiques est constante.

Chapitre III : Etude cinématique du catapultage

- Le travail de la force de friction lorsque le drone glisse du berceau en fin de course est négligé.
- Le travail de la force de friction lorsque le drone glisse.
- Le berceau est relativement petit en raison du court terme distance.
- Toutes les forces de frottement négligées doivent être compensées par la réserve d'énergie des cordons élastiques.
- La force des cordes élastiques sommables F_e est linéaire à l'allongement.
- L'hypothèse est valable si l'allongement est dans la plage de 20 à 80 %.
- On considère que la force R_x est coplanaire au plan incliné. De plus, la force R_z est colinéaire à N , i. e. elles ou ils agir perpendiculairement au plan incliné.

Afin d'obtenir une force de levage suffisante, le drone est mis en place sur le berceau à l'angle α_1 par rapport au plan incliné.

Comme l'angle α_1 est relativement petit ($\cos\alpha_1 \sim 1$) cela L'hypothèse peut être considérée comme correcte.

L'équation différentielle du mouvement des particules libres dans une forme vectorielle est :

$$m\vec{a} = \sum_{i=1}^n \vec{f}_i^a + \sum_{i=1}^n \vec{f}_i^r \quad (\text{III.1})$$

En appliquant (1) sur le modèle mathématique de la catapulte, un peut obtenir :

$$m\vec{a} = \vec{F}_e + m\vec{g} + \vec{F}_\mu + \vec{R}_x + \vec{N} \quad (\text{III.2})$$

La force des cordes élastiques fictives est :

$$F_e = q(x - b) \quad (\text{III.3})$$

La masse du drone et du berceau est :

$$m = m_{UAV} + m_{CRD} \quad (\text{III.4})$$

La force de levage du drone est :

$$R_z = C_z \frac{\rho v^2}{2} S \quad (\text{III.5})$$

La force de glissement de frottement est :

$$F_\mu = \mu N \quad (\text{III.6})$$

- La force de traînée R_x du drone est négligée.
- La force de portance du drone R_z est négligée.

Ces deux hypothèses sont prises en considération dans afin de simplifier l'équation (7). La force de levage du drone R_z diminue indirectement la force de glissement de frottement F_μ pour le montant approximatif de R_x . l'équation suppose la forme :

$$m\vec{a} = \vec{F}_e + m\vec{g} + \vec{F}_\mu + \vec{N} \quad (\text{III.7})$$

Puisque le mouvement des particules est plan et linéaire par le projection en abscisse et en ordonnée, on obtient :

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= F_\mu + mg \cdot \sin \alpha - F_e \\ N &= mg \cos \alpha \end{aligned} \quad (\text{III.8})$$

Ensuite :

$$\ddot{x} + \frac{q}{m} x = g (\mu \cos \alpha + \sin \alpha) + \frac{q}{m} b \quad (\text{III.9})$$

La solution de l'équation non homogène (9) est :

$$x(t) = C_1 \cos \sqrt{\frac{q}{m}} t + C_2 \sin \sqrt{\frac{q}{m}} t + \frac{mg}{q} (\mu \cos \alpha + \sin \alpha) + b \quad (\text{III.10})$$

Pour les valeurs initiales : $t = 0, x = x_0, \dot{x} = 0$ équation (9) prend la forme :

$$\begin{aligned} x(t) &= \left[x_0 + \frac{T}{q} - \frac{mg}{q} (\mu \cos \alpha + \sin \alpha) - b \right] \cos \sqrt{\frac{q}{m}} t \\ &\quad + \frac{mg}{q} (\mu \cos \alpha + \sin \alpha) + b \end{aligned} \quad (\text{III.11})$$

L'équation (10) représente la loi de mouvement sur la catapulte.

En trouvant la dérivée première de (10), l'expression de la vitesse sur la catapulte est :

$$\dot{x}(t) = - \left[x_0 - \frac{mg}{q} (\mu \cos \alpha + \sin \alpha) \right] \sqrt{\frac{q}{m}} \sin \sqrt{\frac{q}{m}} t \quad (\text{III.12})$$

En trouvant la dérivée de (11), l'accélération l'expression sur la catapulte est :

$$\ddot{x}(t) = - \left[x_0 - \frac{mg}{q} (\mu \cos \alpha + \sin \alpha) - b \right] \frac{q}{m} \cos \sqrt{\frac{q}{m}} t \quad (\text{III.13})$$

III.2.12 L'énergie cinétique

Afin d'appliquer le principe du travail et de l'énergie aux solutions de problèmes, Hibbeler (2004) décrit qu'il est d'abord nécessaire de formuler des expressions pour l'énergie potentielle cinétique et gravitationnelle d'une particule. L'énergie cinétique d'une particule peut être décrite comme :

$$KE = \frac{1}{2} mv^2 \quad (\text{III.14})$$

Où KE kinetic energy de la particule, m = masse du corps et v = la vitesse du corps. L'énergie potentielle gravitationnelle d'une particule est l'énergie qu'un objet possède en raison de sa position en hauteur.

III.2.13 L'énergie potentielle

Hibbeler montre que l'énergie potentielle gravitationnelle positive peut être décrite comme :

$$GPE = mgh \quad (\text{III.15})$$

Où GPE = gravitational potential energy de la particule, m = masse du corps et g = l'accélération due à la gravité, et h = la hauteur au-dessus d'un niveau de référence, dans ce cas le sol.

III.2.14 L'énergie totale

À partir de l'équation [14-15], on peut montrer que l'énergie totale d'une particule (E) avec une masse et une vitesse données peut être décrite comme :

$$\sum E = KE + GPE \tag{III.16}$$
$$\sum E = \frac{1}{2}mv^2 + mgh$$

Donc :

$$\sin \alpha = \frac{h}{3}$$
$$\sin \alpha = \frac{1.3}{3}$$
$$\sin \alpha = 0.43$$

i.e: $\alpha = 25.5^\circ$

Alors :

$$\sin 60 = \frac{h}{1.5}$$
$$h = 1.5 \times \sin 60$$
$$h = 1.3 \text{ m}$$

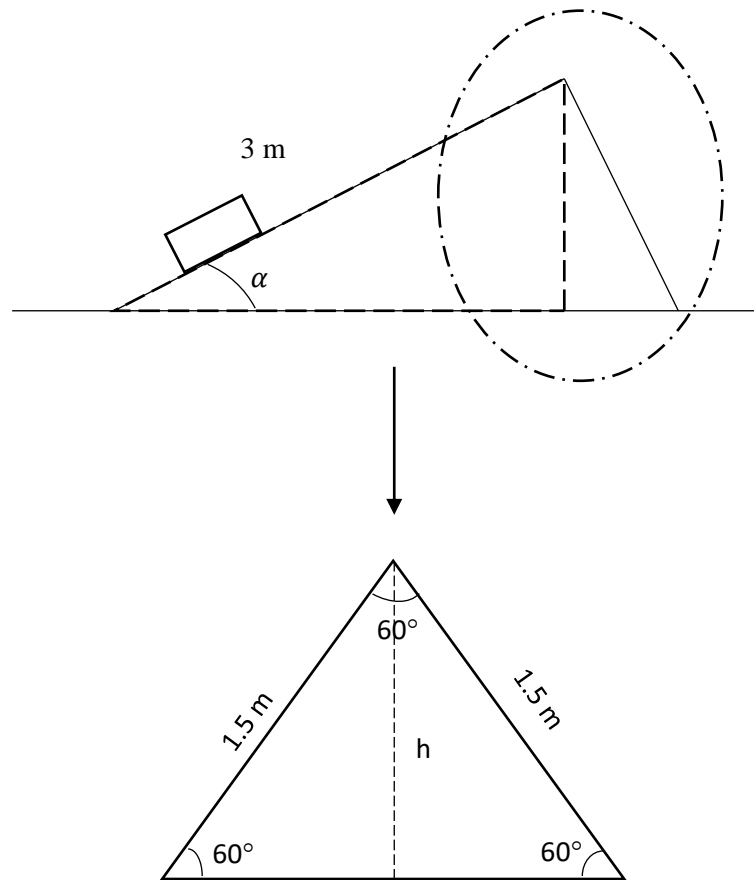


Figure 29: catapultage

h = C'est la hauteur

α = L'angle entre le rail et le sol

CHAPITRE IV :

Conception de lanceur à cordon élastique.

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique :

IV.1 Le lanceur à cordon élastique

La conception de l'élastique consiste en un rail de lancement fendu, soit dans une configuration linéaire comme dans la conception de l'actionneur pneumatique, soit dans une configuration en "y".

L'actionneur pneumatique, soit dans une configuration en "y". Un berceau de drone se fixe sur le rail fendu, qui est alimenté par un système de sandows.

Est alimenté par un système de cordes élastiques. La conception des sandows utilise les caractéristiques de l'énergie emmagasinée dans élastique pour lancer le berceau à une vitesse appropriée. Les sandows sont d'abord placés dans la condition "non étirée", ce qui pourrait avoir intrinsèquement une certaine précharge sur l'élastique.

Les sandows sont ensuite tendus à l'aide d'un treuil manuel ou d'un treuil électrique alimenté par le réseau électrique de l'ACPB. Ce système fonctionne à l'aide d'une corde de traction ou d'une corde à distance qui libère le berceau du drone le long du rail de lancement. Comme dans le cas de la conception pneumatique, le rail comprend un amortisseur pour ralentir le berceau et ainsi libérer l'aéronef à une vitesse suffisante.

L'aéronef à une vitesse suffisante. Deux concepts de rail de lancement sont présentés ci-dessous, respectivement sur les figures 30 et 31.

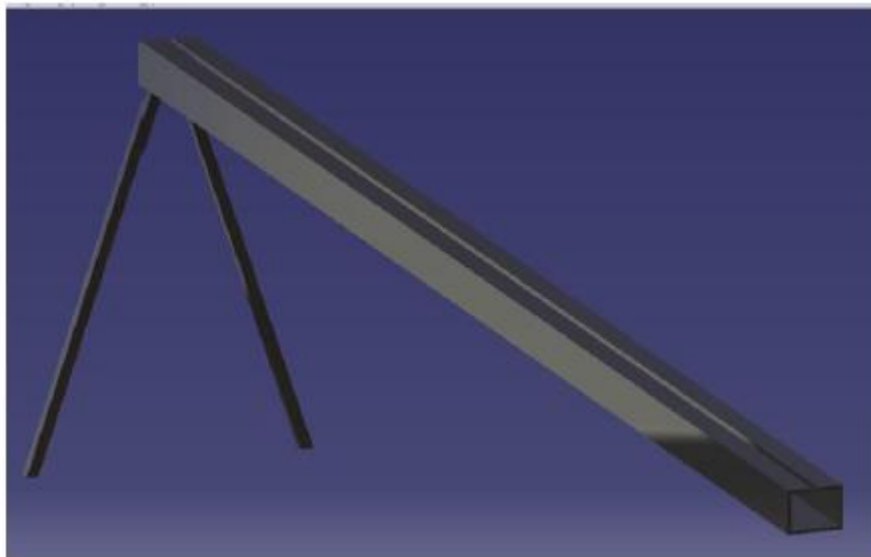


Figure 30: conception de rail de lancement à fentes linéaires

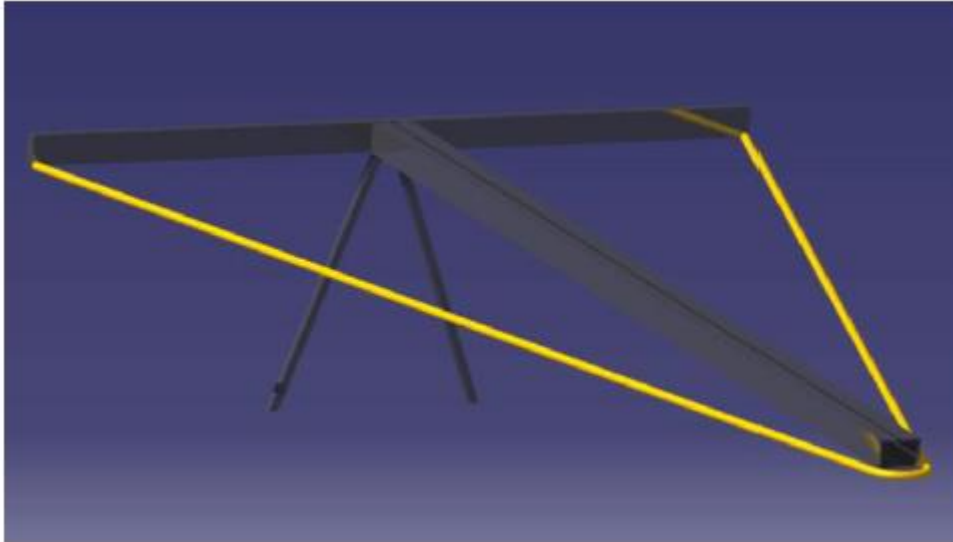


Figure 31: Configuration en "y" conception de rail de lancement fendu

Ces conceptions montrent les différentes configurations pour un rail linéaire par rapport à une configuration en "y".

Le système d'élastiques est composé de quatre sous-composants, à savoir le rail de lancement à fente ou à configuration en "y" avec amortisseur, le système d'élastiques, le treuil électrique et le système d'entraînement.

Le système de corde élastique, le treuil électrique et le berceau du drone, les sandows peuvent être utilisés en parallèle pour multiplier la force que chaque sandow est capable de produire. Par conséquent, en conséquence, un sandow de rigidité moyenne a été sélectionné, permettant d'obtenir la force nécessaire pour accélérer l'UAV jusqu'à sa vitesse de décrochage.

Les dimensions d'un rail de lancement linéaire fendu sont les suivantes : longueur 3000mm, largeur 80mm et hauteur 1300mm.

Le concept des sandows présente l'avantage d'être un système peu coûteux et nécessitant peu d'entretien, car les sandows sont relativement faciles à utiliser.

Les sandows sont relativement bon marché et peuvent être utilisés de nombreuses fois. Si le treuil électrique est choisi, il peut être alimenté par l'ACPB, qui fait également office de source d'énergie.

Si le treuil électrique est choisi, il peut être alimenté par l'ACPB, ce qui rend également le système souhaitable car il n'a qu'une seule opération mécanique.

Les inconvénients associés à la conception du sandow proviennent des cordes elles-mêmes.

Les normes australiennes et néo-zélandaises (AS/NZS) stipulent que les sandows ne doivent pas dépasser leurs charges de fonctionnement, et recommandent, si possible, une barrière de protection entre les cordes et l'opérateur (AS/NZS 5848:2010,2010). Pour cette conception, une structure légère est destinée à dissimuler les cordes élastiques, afin de protéger les utilisateurs d'une rupture de corde.

Utilisateurs de la rupture des cordes. Une fois stocké en état de "charge", le système d'élastiques retient une quantité considérable d'énergie dans les cordes.

Considérable d'énergie dans les cordes. C'est pourquoi le système doit être conçu pour garantir une sécurité en cas de défaillance du treuil ou du mécanisme de libération.

Mécanisme de libération tombe en panne. Une dernière difficulté liée à cette conception est la configuration de l'élastique. Après le relâchement, les cordes peuvent se tordre ou s'emmêler les unes aux autres, ce qui crée d'autres problèmes si un redémarrage rapide est nécessaire.

IV.2 Description de la conception

La conception conceptuelle choisie est estimée à 3000mm de long sur 80mm de large, avec une hauteur de 1300 mm. Cette conception utilisera plusieurs cordons élastiques pour accélérer un berceau de lancement et une masse d'UAV à une vitesse de lancement. La conception est basée sur une arbalète, mais au lieu d'utiliser un membre flexible, le bungee LD tire sa puissance de cordons élastiques, similaire à la méthode de fonctionnement d'un fusil marin. Les modifications qui doivent être envisagées pour développer davantage la conception comprennent la sélection des composants principaux et leurs configurations. Ceux-ci seront discutés plus en détail ci-dessous :

IV.2.1 Cordon élastique :

Le bungee cord (BC) typique est composé de plusieurs brins élastiques formant un noyau et est recouvert d'une gaine tissée en coton ou en polypropylène. Dans certaines applications, telles que BC utilisé pour plusieurs sauts à l'élastique cordes à sauter, la corde peut être entièrement constituée de brins élastiques. La section transversale d'un sandow typique disponible dans le commerce est illustrée à la figure 32



Figure 32: vue en coupe transversale d'un cordon élastique typique

Menz (1993) note que lorsqu'on considère la sélection de BC; (1) une installation donnée aura un nombre limité de câbles de longueurs et de rigidités différentes, et (2) ces câbles se sont avérés présenter une rigidité variable sur leur plage d'utilisation. Trois courbes différentes de force en fonction de l'allongement pour trois BC sont présentées sur la figure 33.

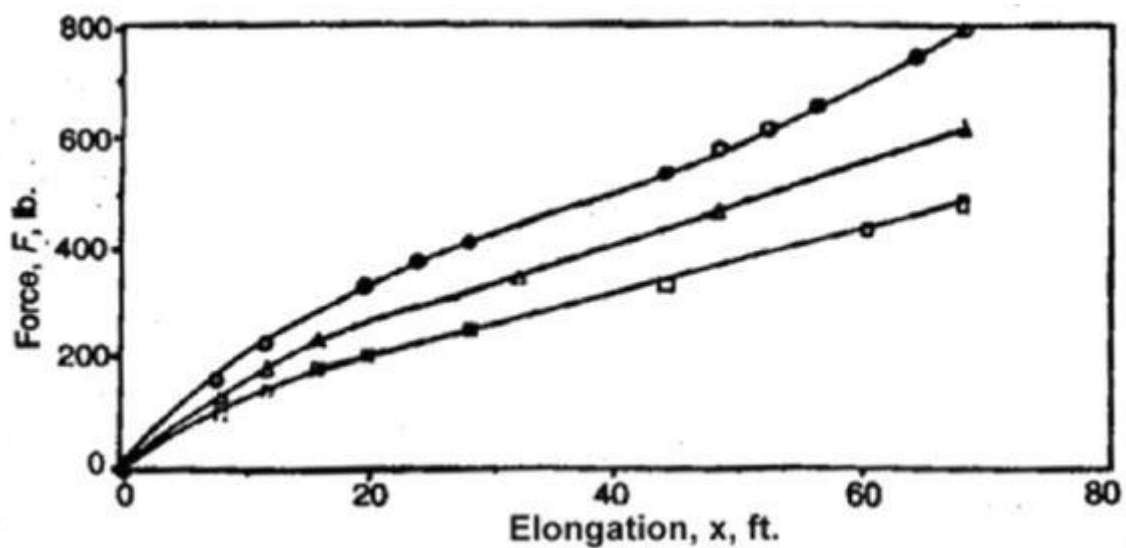


Figure 33: courbes force vs allongement pour trois sandows (Menz, 1993)

IV.2.2 Conception de rails et disposition à l'élastique :

Comme indiqué précédemment, la conception du rail mesure 3000 mm de longueur sur 80 mm de largeur, avec une hauteur de 1300 mm. Le matériau choisi pour ce rail est un alliage d'aluminium corroyé, série 5000, car il offre une excellente résistance à la corrosion, ténacité et soudabilité (Aluminium association, 1998). L'acier doux est un choix alternatif pour la construction du LD, car il a des capacités de résistance supérieures. Cependant, les alliages Al-Mg de la série 5000 offrent des capacités de résistance importantes, avec l'avantage d'être légers et d'avoir une excellente résistance à la corrosion, même en eau salée.

Le rail sera de conception compartimentée, pour permettre de ranger facilement le rail de 3000 mm. Dans les configurations préliminaires, Les autres composants du LD seront également en aluminium, assemblés à l'aide de méthodes de verrouillage rapide similaires. La conception du rail dépend fortement du type d'ensemble de berceau UAV utilisé. Le berceau de l'UAV sera discuté au sous-paragraphe cinq

Deux configurations du LD ont été discutées dans la section de conception, à savoir un rail linéaire et une configuration en « y ». Le rail linéaire utilise moins de matériau et une disposition BC linéaire. La configuration « y » utilise une plus grande quantité de matériau ; a cependant une méthode différente d'arrangement à l'élastique. Cela permet une pré-tension de l'agencement BC avant que le LD ne soit chargé.

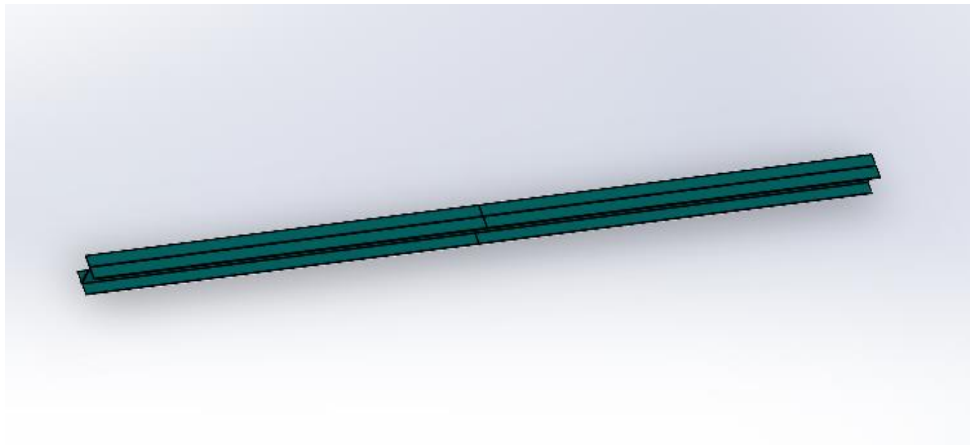


Figure 34: le rail de lanceur

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

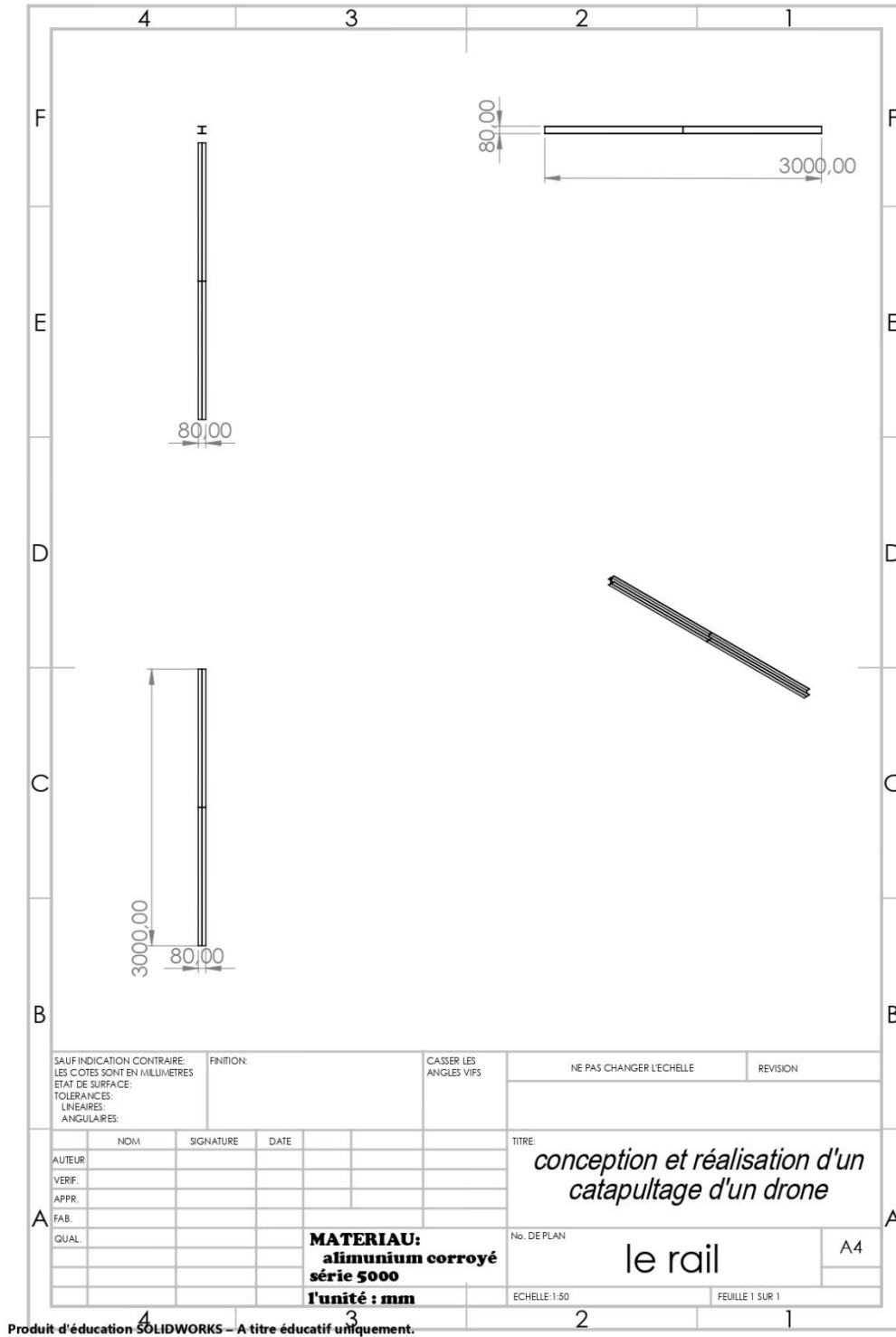


Figure 35: mise en plan de rail de lanceur

IV.2.3 Dispositif d'amortissement :

Une méthode pour ralentir le berceau UAV à l'extrémité du rail de lancement est l'utilisation d'un simple ressort. Ce ressort peut être modélisé à l'aide de l'équation de la force du ressort :

$$F = K . x \quad (16)$$

Où F = la force de rappel exercée par le matériau, k = la constante du ressort et x = le déplacement de l'extrémité du ressort depuis sa position d'équilibre. La quantité de force requise pour ralentir le berceau de l'UAV sera considérablement élevée, car le ralentissement du berceau sera obtenu sur la distance la plus courte possible. C'est une conséquence de la longueur maximale de rail nécessaire pour accélérer l'UAV jusqu'à sa vitesse de décrochage.

De même, un actionneur d'amortissement ou un actionneur d'amortissement à ressort pourrait être utilisé pour ralentir le berceau de l'UAV. Bowden et al. (1990) décrivent un dispositif d'amortissement relativement simple comprenant une combinaison piston-cylindre-ressort qui a un fonctionnement relativement simple et économique. Il utilise de l'air comme dispositif d'amortissement dans le piston plutôt que de l'huile afin de résoudre le problème des fuites de fluide..

Le positionnement du dispositif d'amortissement est prévu pour être le plus près possible du rail. Il devrait être positionné pour se rapporter à une face du berceau de l'UAV, qui est conçu pour supporter la charge du ressort (*Jack Francis1 University*).

IV.2.4 le treuil :

Le treuil manuel Jarrett a été sélectionné pour la conception. Il utilise du zinc-cobalt électrolytique pour une protection supérieure contre la corrosion, à l'aide d'un câble en acier de six mm. Il y a trois raisons principales pour lesquelles le treuil manuel a été choisi par rapport au treuil électrique ; (1) Le treuil manuel est capable de fournir la charge requise pour tendre les cordons élastiques, donc un treuil électrique n'est pas nécessaire pour l'alimentation. (2) La surface fermée sur les BC garantit qu'un opérateur peut se tenir à proximité en toute sécurité pendant la tension. (3) L'utilisation du treuil manuel permet un meilleur contrôle de l'opération, ce qui serait difficile avec un treuil électrique

Le positionnement du treuil sur le LD doit être couplé à la mise en place du berceau UAV. Pour ce raisonnement, il faudrait le positionner à la base du rail de lancement, à une hauteur alignée avec la base du berceau. Pour faire fonctionner le LD, la ligne de treuil serait attachée à la configuration du berceau BC et UAV. La tension est ensuite appliquée en actionnant le treuil à la condition de charge appropriée, et un loquet de sécurité est ensuite

appliqué. Ce loquet de sécurité est envisagé comme un verrou avec un agencement de goupille fendue. Une fois que ce loquet est appliqué et que le mécanisme de libération est en place, le câble du treuil peut être déconnecté du BC et du berceau UAV et le LD est prêt pour le lancement.

Le mécanisme de libération pour le LD est susceptible d'être une conception de longe de traction. Cette conception serait couplée avec le loquet de sécurité, mais libérera les parties actives du LD une fois tirée. En raison de la force importante à appliquer sur ce mécanisme, un actionneur mécanique serait un choix approprié pour ce dispositif.

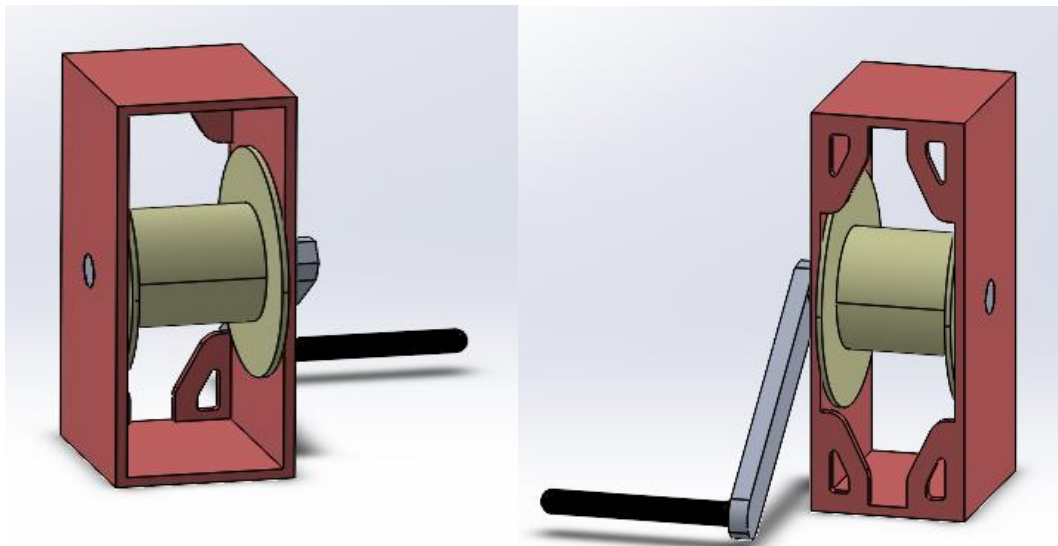


Figure 36: le treuil

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

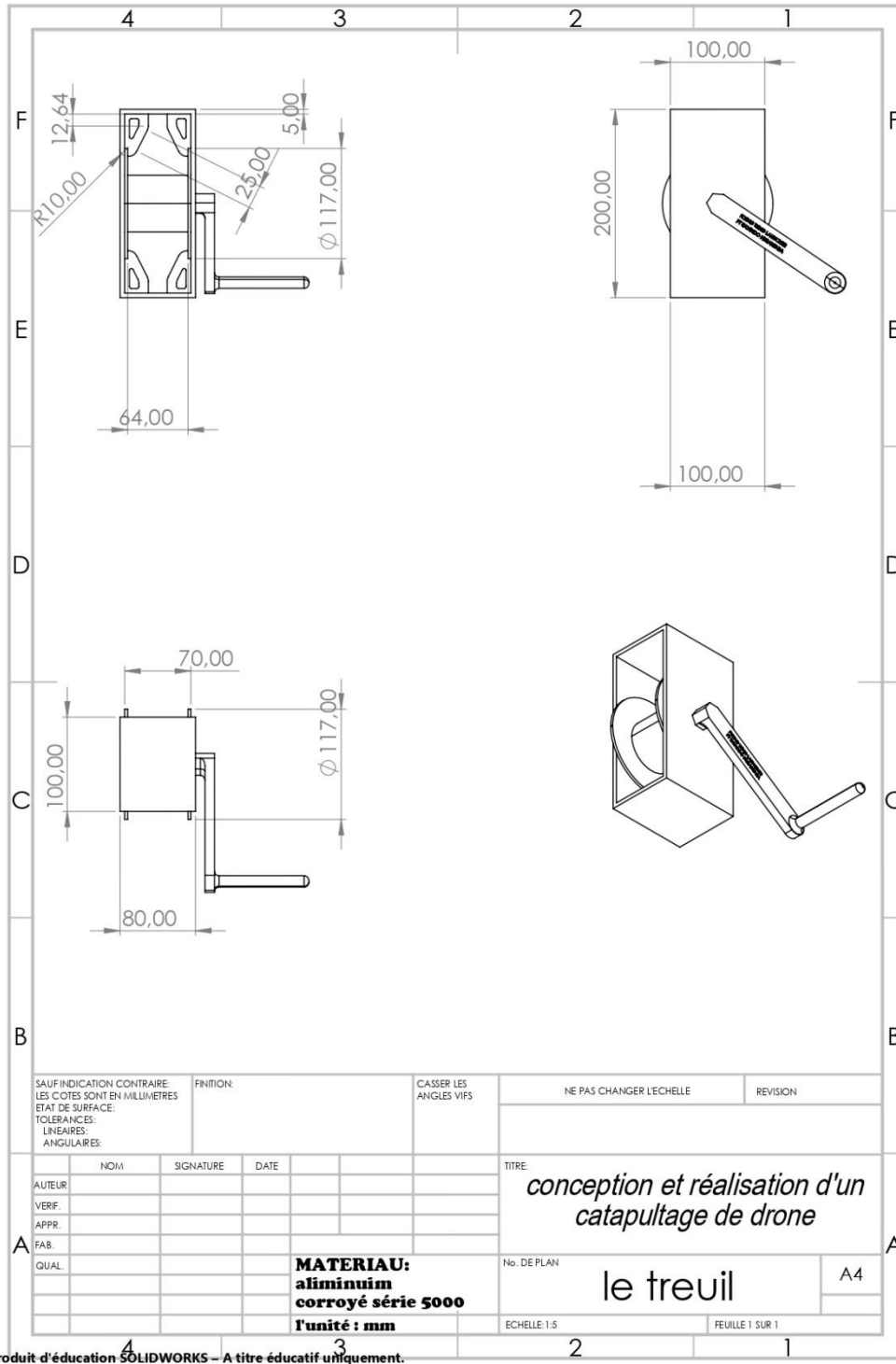


Figure 37: mise en plan du treuil

IV.2.5 Berceau de drone :

La catapulte à corde élastique LD a été conçue pour utiliser à différents UAV, Un berceau de drone générique, pouvant être adapté à plusieurs types de drones, serait souhaitable. En conséquence, le berceau prévu lancera l'avion à partir d'un support de base principal et est maintenu en place par d'autres composants structurels du berceau, Il existe diverses méthodes qui ont été examinées dans le cadre de la fixation du berceau UAV au rail de lancement. L'un de ces concepts est un arrangement de traversée. Une douille est un palier lisse indépendant qui est inséré dans un boîtier. Cette application utiliserait quatre roulements linéaires pour soutenir le berceau sur le rail de lancement, Les cordes élastiques seraient supportées à la base du berceau, et la sous-structure pour le support de l'UAV serait construite à partir de la plate-forme.

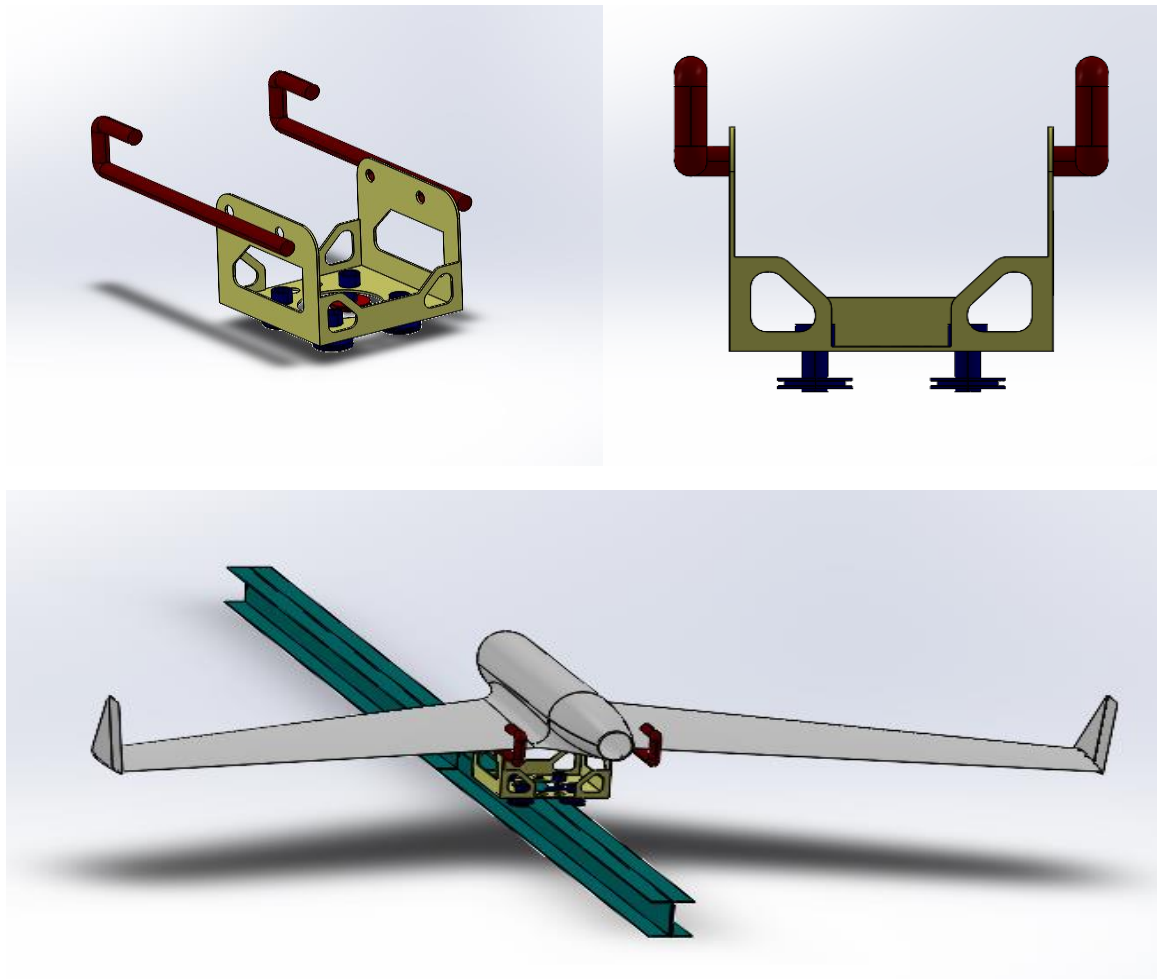


Figure 38: Le Berceau de drone

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

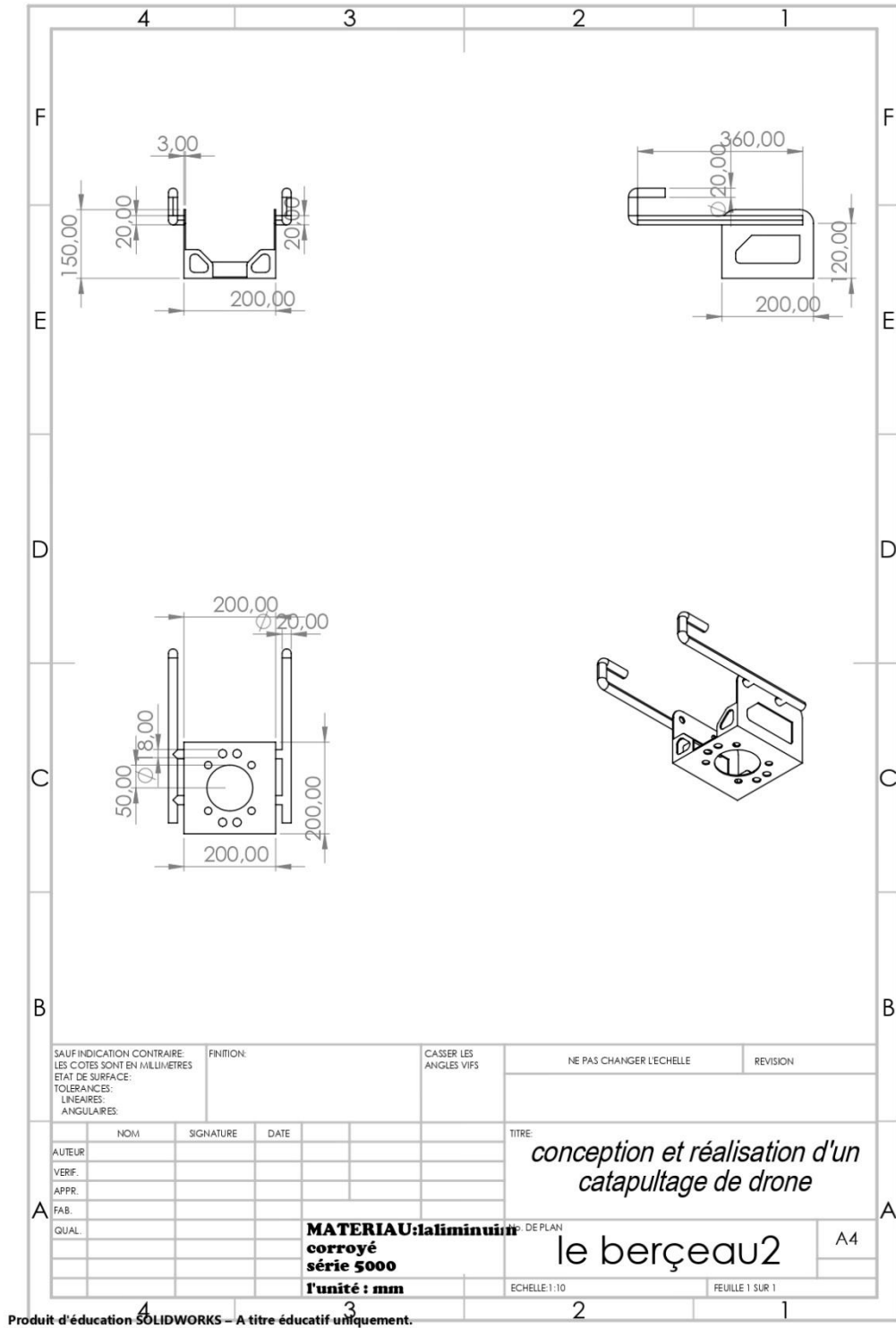


Figure 39: mise en plan du Berçeau de drone

IV.2.6 Les roue de berceau :

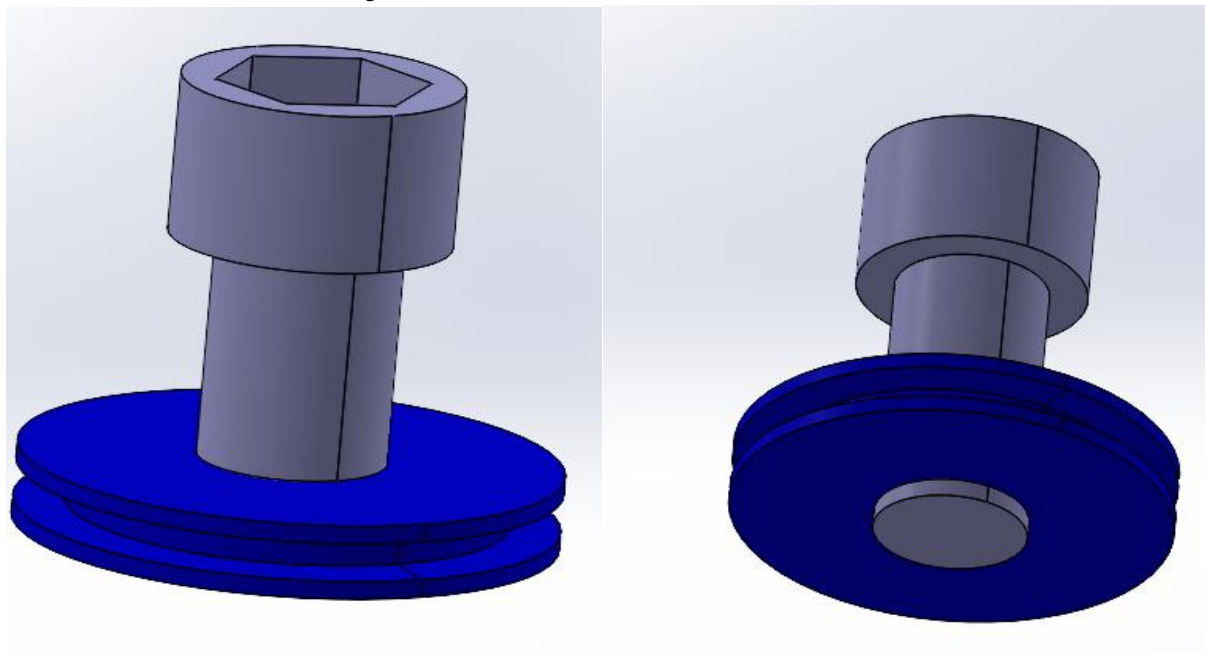


Figure 40: La roue de berceau

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

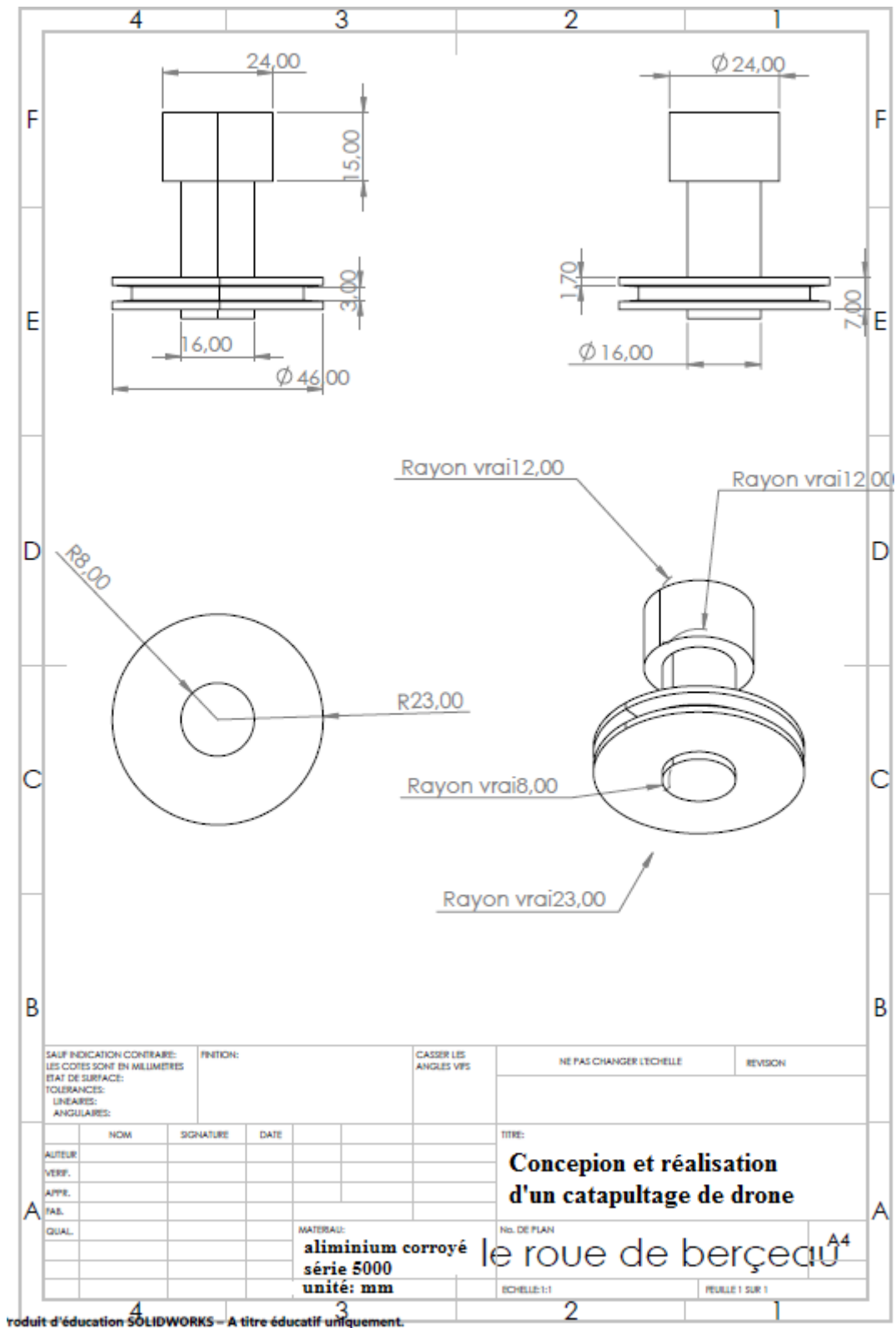


Figure 41: mise en plan de roue de berçeau

IV.2.7 La poulie et le support de bas :

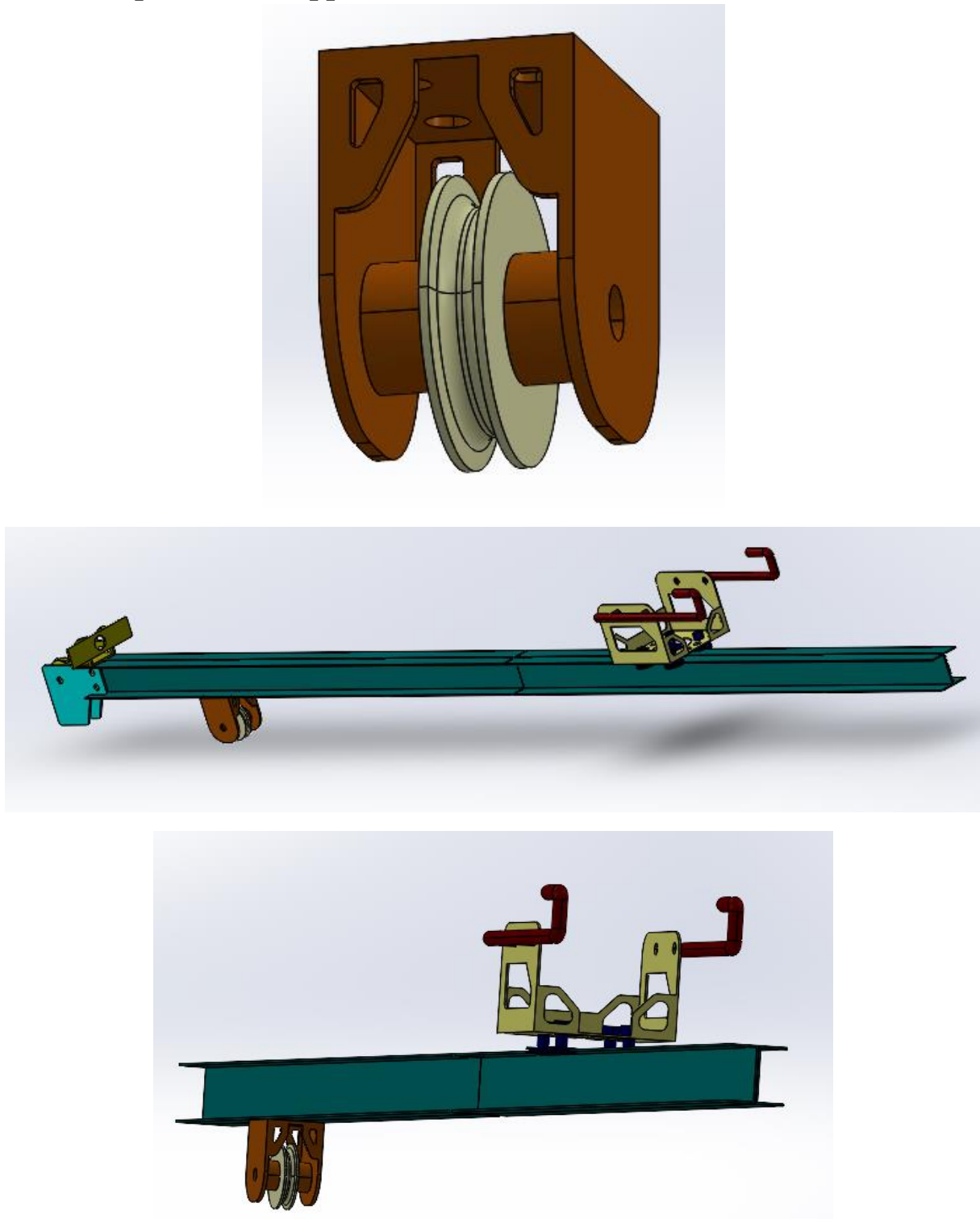


Figure 42: La poulie et le support de bas

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

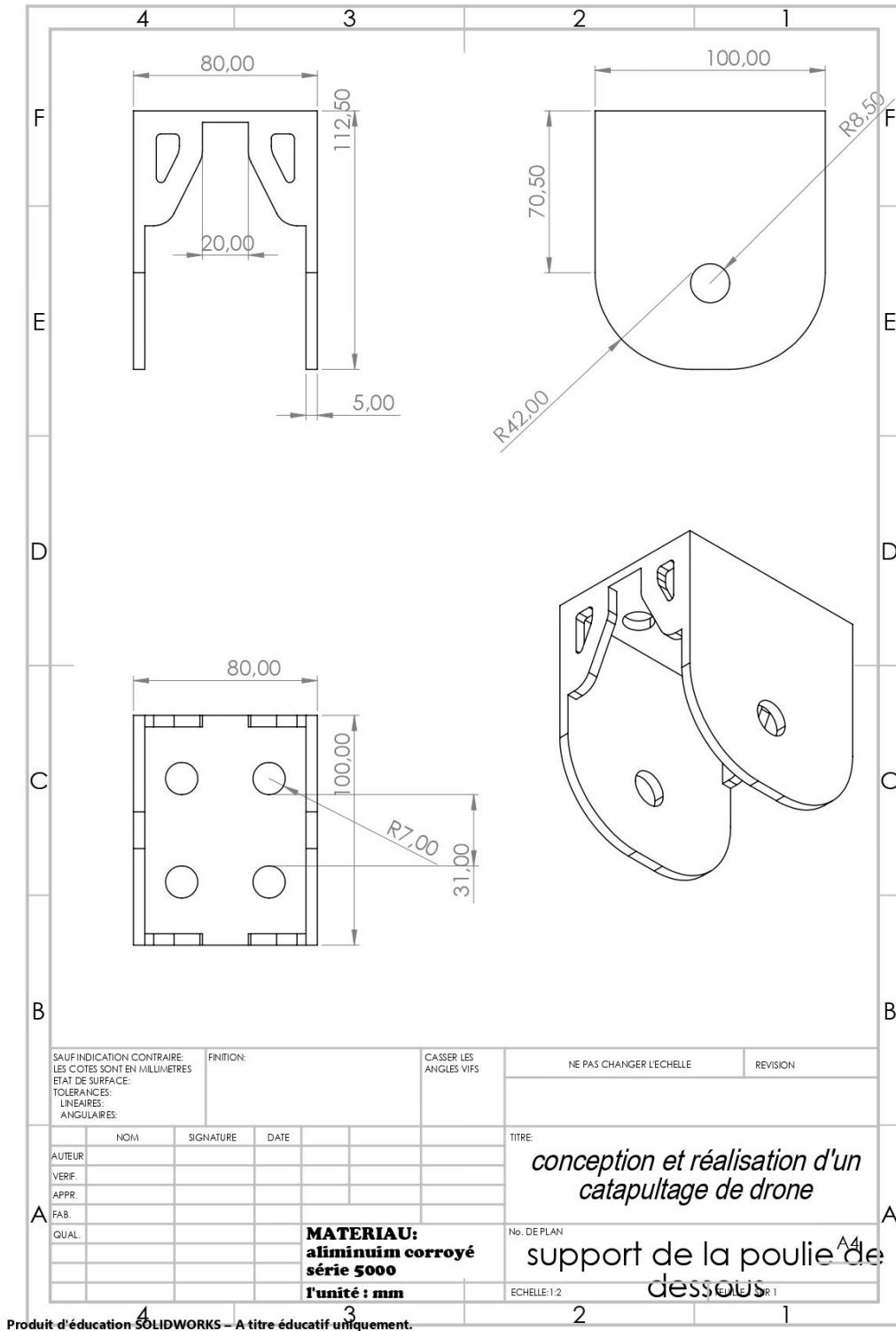


Figure 43: Mise en plan de La poulie et le support de bas

IV.2.8 Le stoppeur de berceau :

Le stoppeur :

Le stoppeur est une méthode pour stopper le berceau et décoller le drone, il se trouve à l'extrémité de rail, la largeur de stoppeur est 200 mm comme le berceau exactement et de hauteur de 50 mm .

Il est conçu par aluminium corroyé séries 5000 car ils offrent une bonne résistance contre la corrosion.

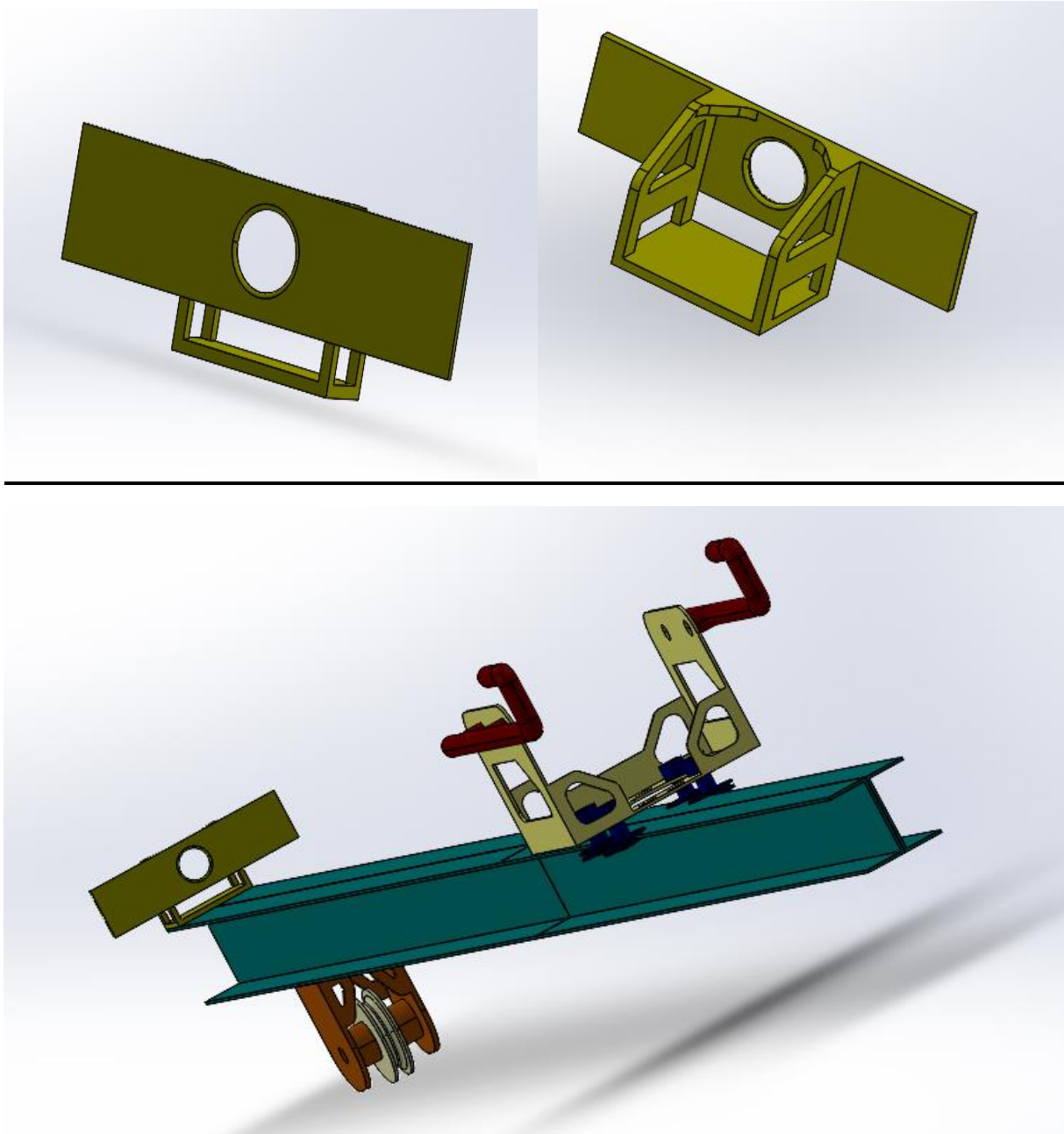


Figure 44: Le stoppeur de berceau

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

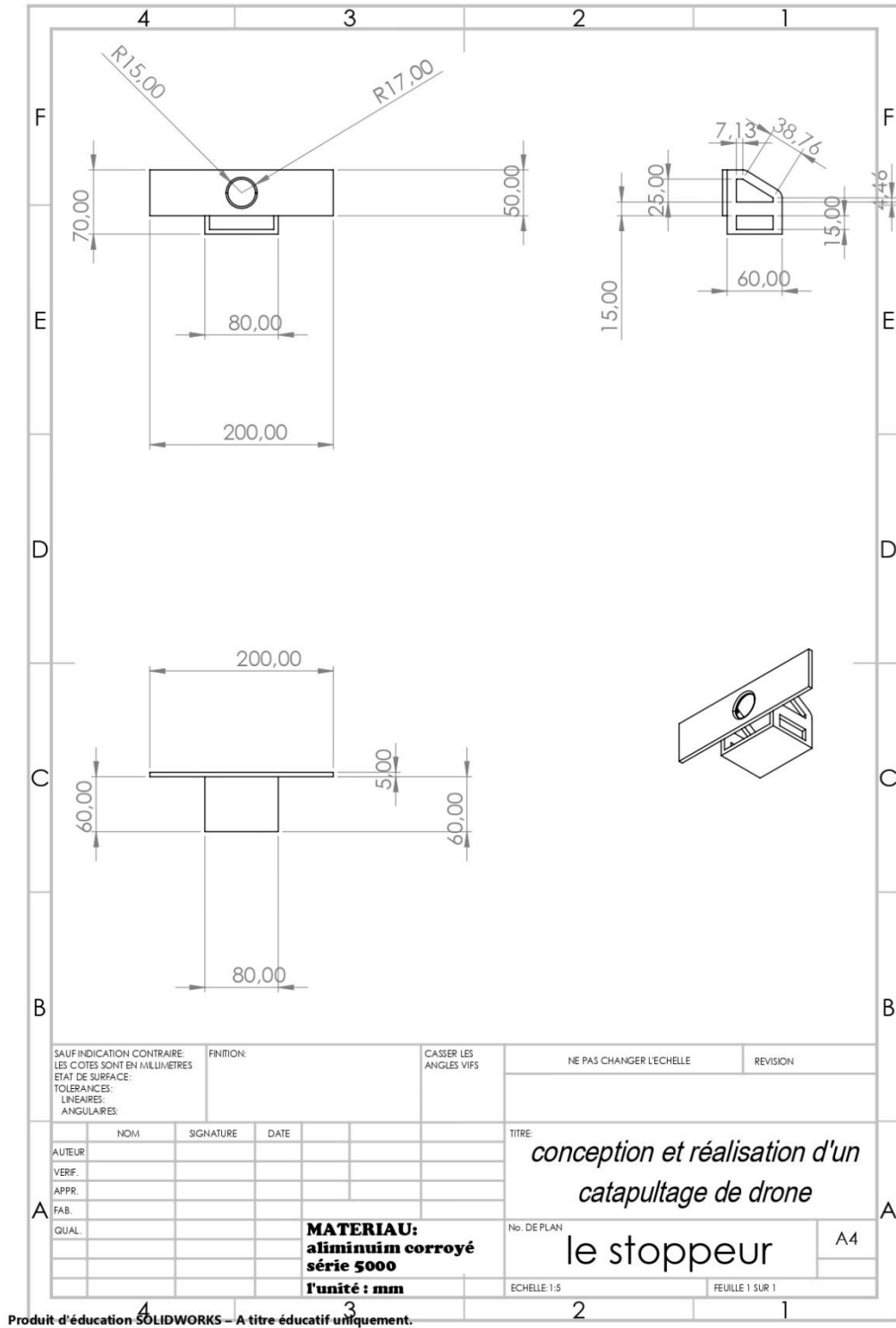


Figure 45: mise en plan de stoppeur de berceau

IV.2.9 La poulie et ses mains avant

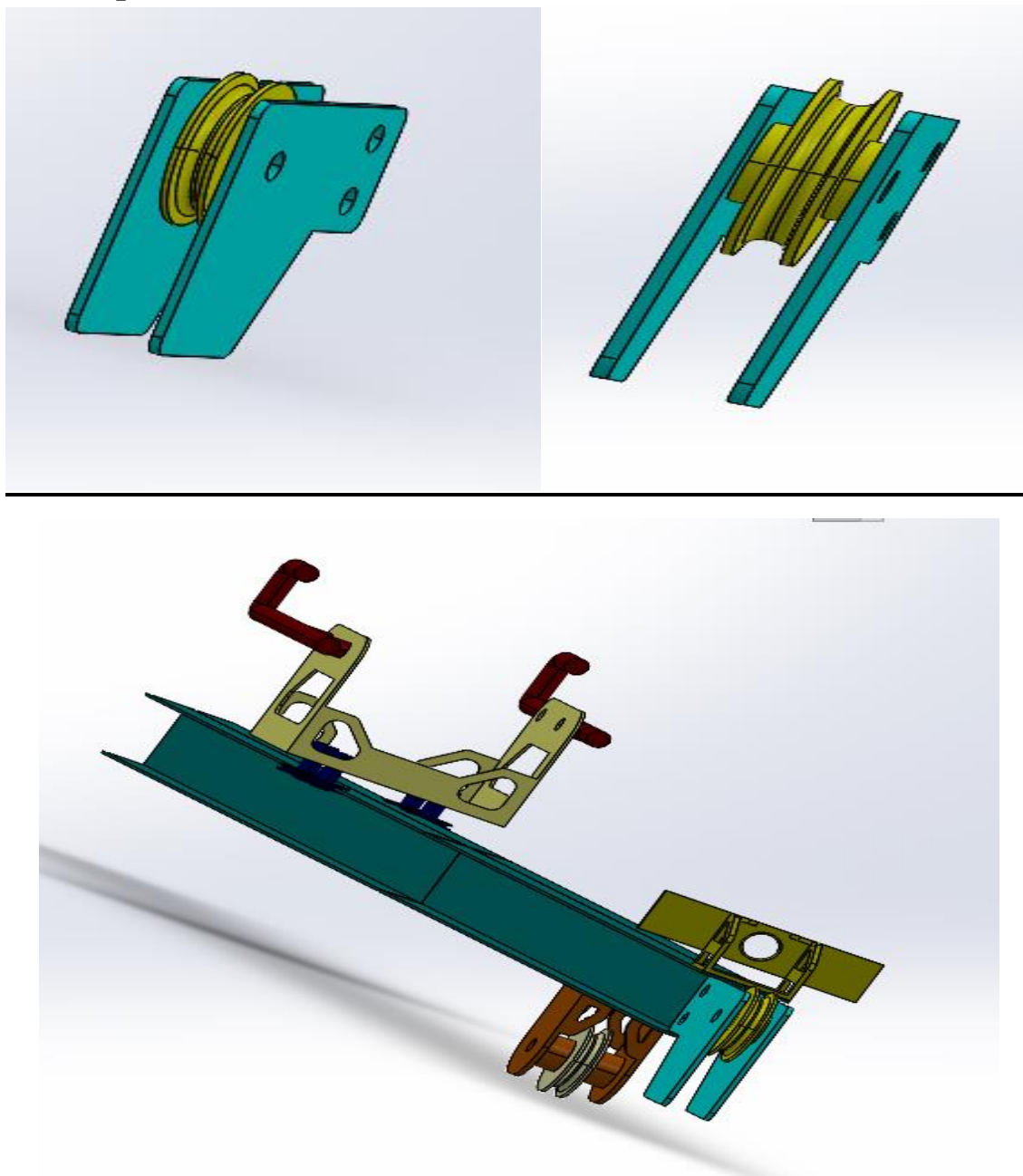


Figure 46: La poulie et ses mains avant

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

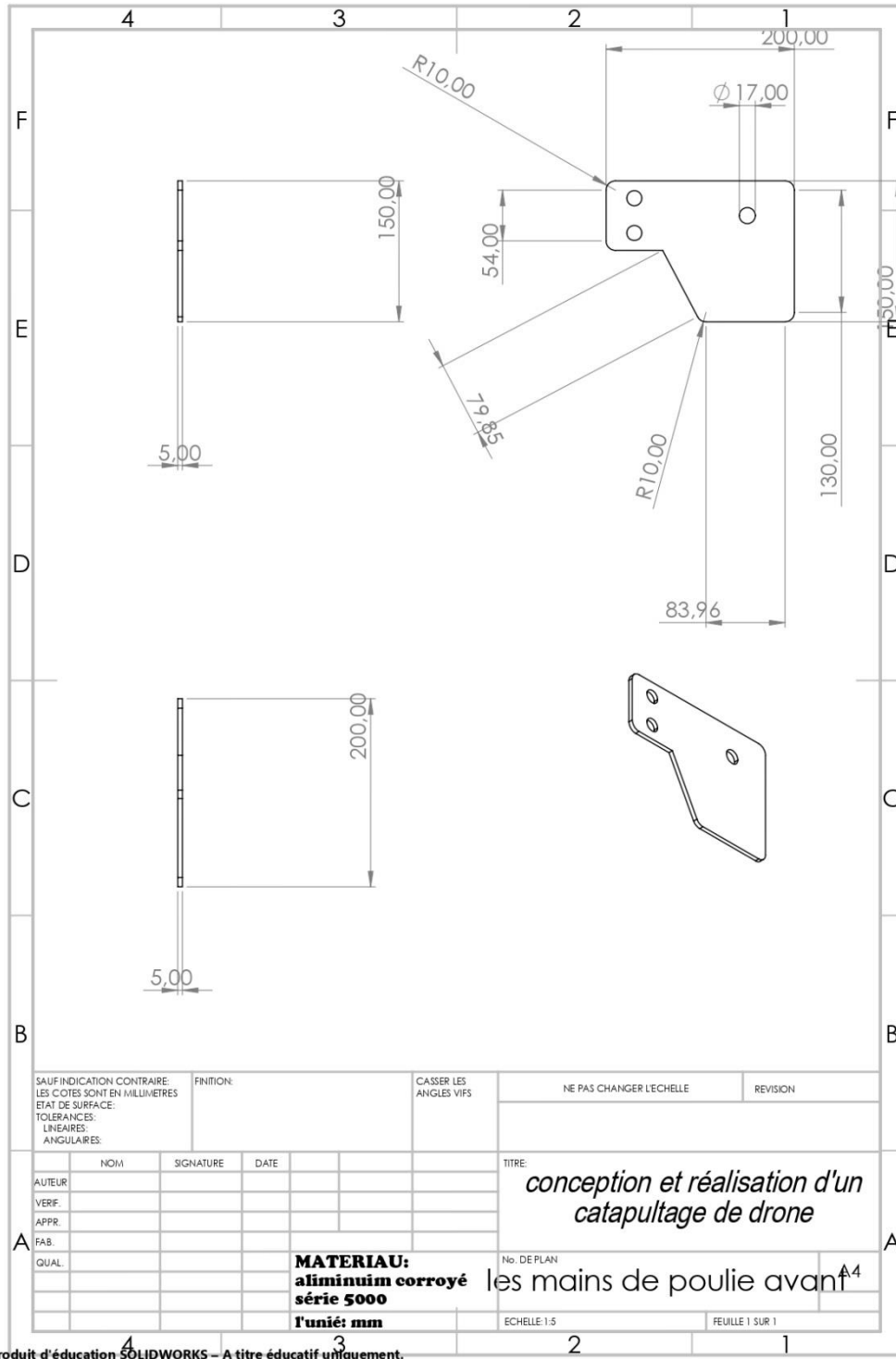


Figure 47: mise en plan de La poulie et ses mains avant

IV.2.10 Le support arrière de treuil et le treuil :

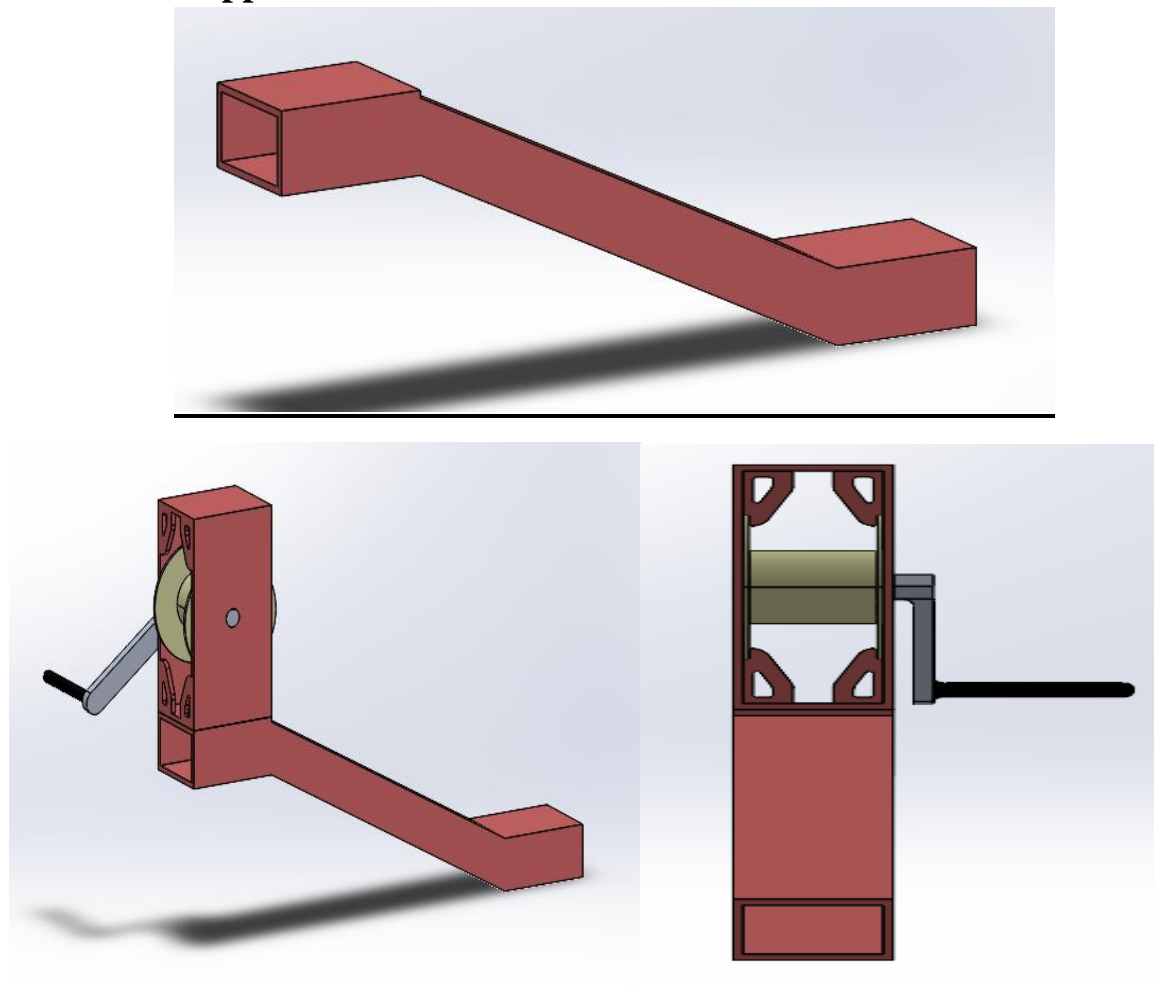


Figure 48: Le support arrière de treuil

CHAPITRE IV : Conception de lanceur à cordon élastique

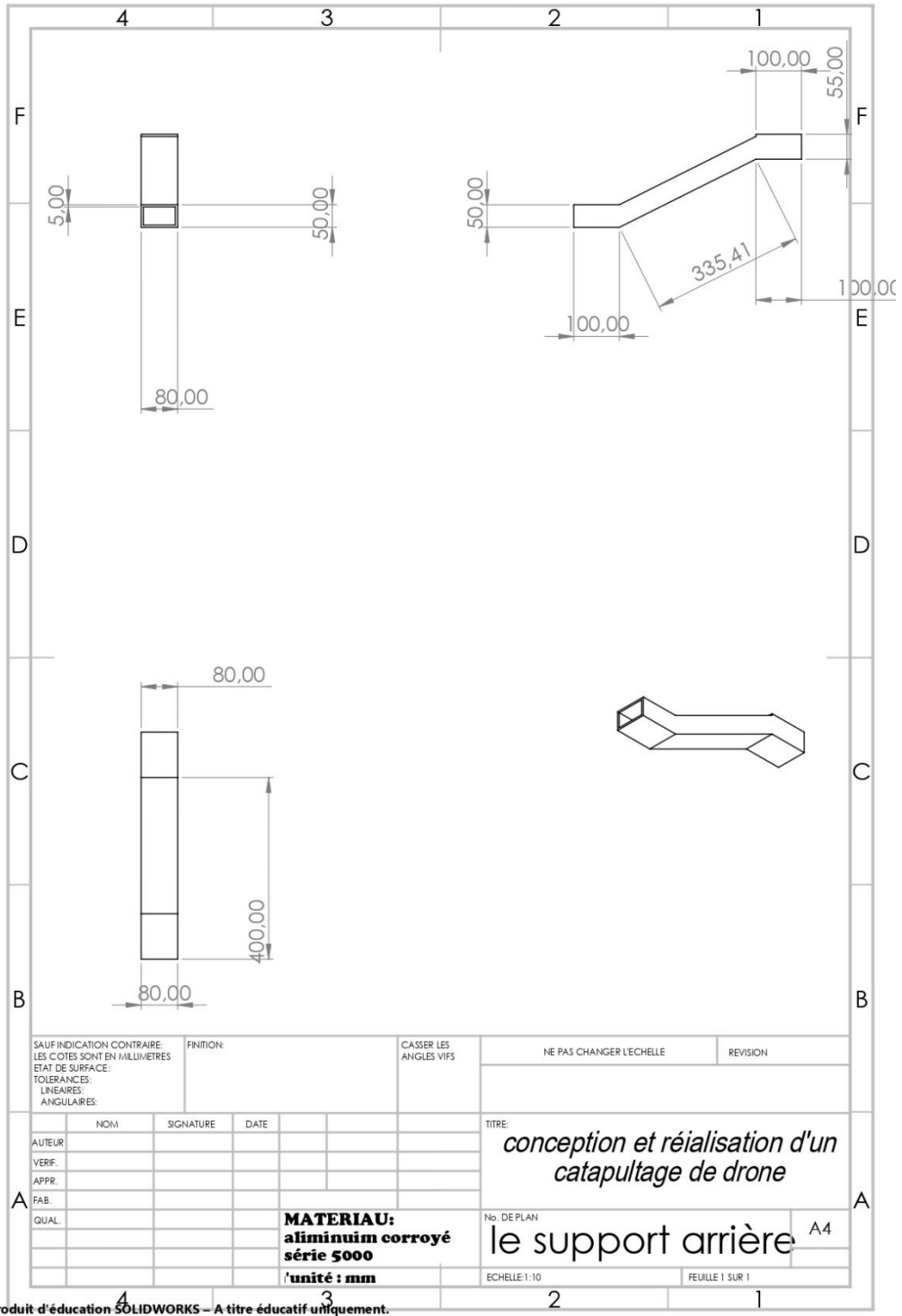


Figure 49: mise en plan du support arrière de treuil

- Alors après l'assemblage primaire la conception devient comme vous voyez sur les figures ci-dessous :

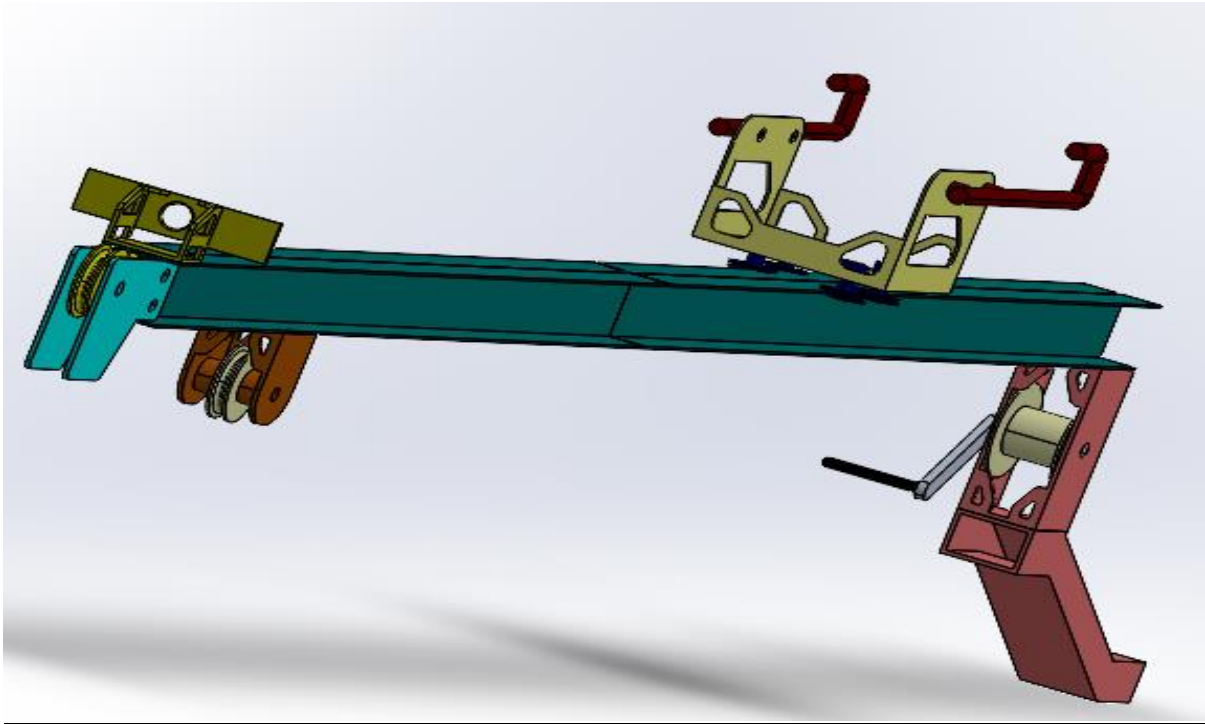


Figure 50: L'assemblage primaire

IV.2.11 Le support de rail avant :

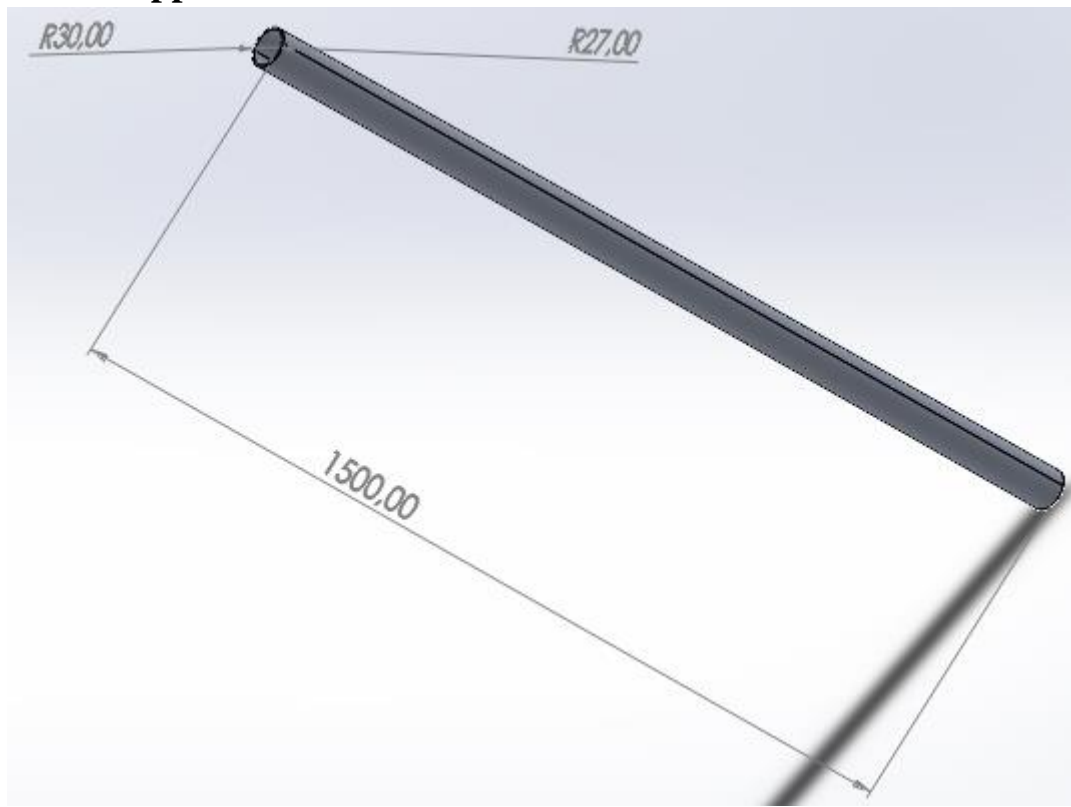


Figure 51: Le support de rail avant

IV.3 La conception compelt de catapultage à corde élastique :

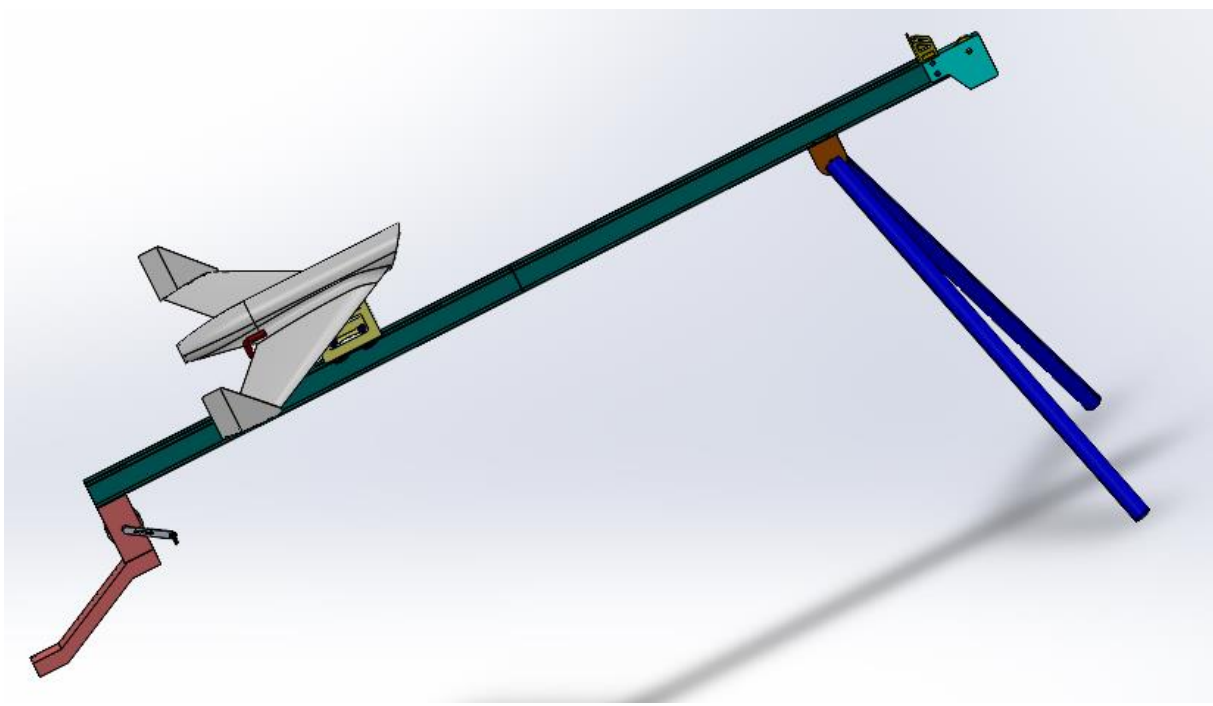
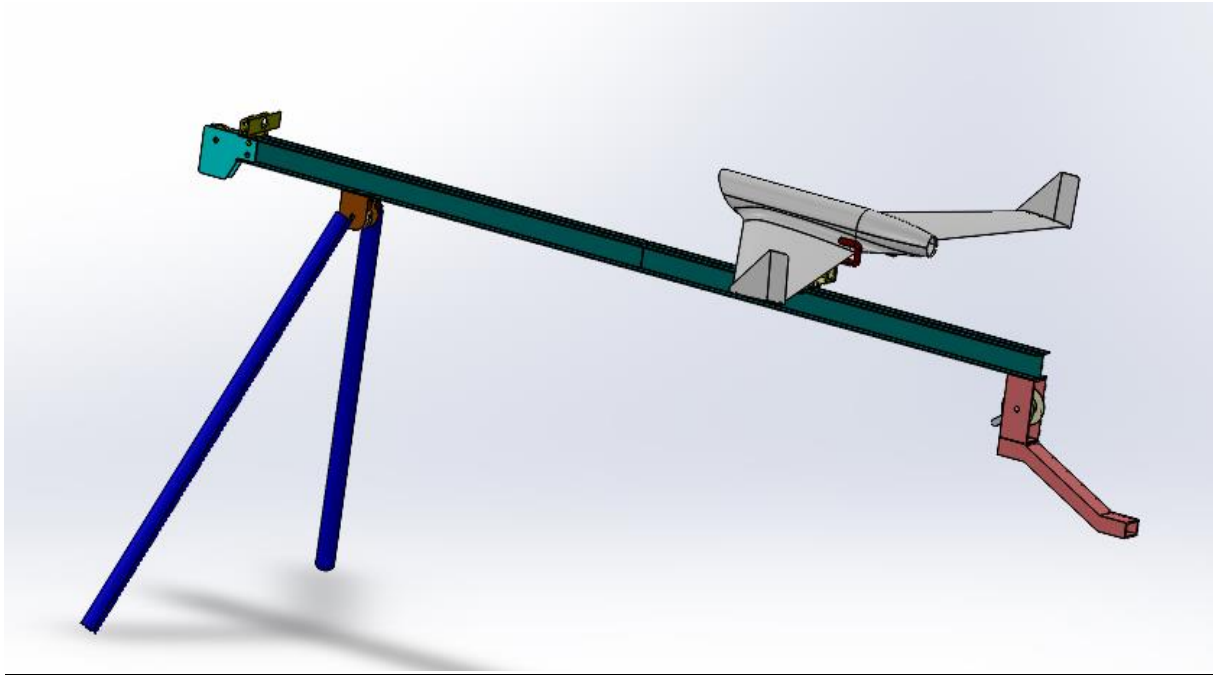


Figure 52: conception complet de catapultage à corde élastique

Conclusion Générale

Conclusion Générale :

Les véhicules aériens sans pilote continueront d'être utilisés pour détecter, suivre et identifier les cibles d'intérêt. L'objectif principal de cette mémoire était de développer une conception conceptuelle du LD (Dispositif De Lancement) et tester un véhicule aérien sans pilote léger utilisant notamment des concepts qui évitent le besoin d'une piste, d'une route ou d'une grande surface. Il faut généralement accélérer tout véhicule aérien à voilure fixe (AV) à une minimum vitesse contrôlable avant de la lâcher du lanceur. (UAV) Le lanceur doit être capable de lancer un UAV avec la bonne vitesse et le bon lancement caractéristique tel qu'il peut générer de la portance et prendre son envol. Le lanceur doit également être réutilisable. L'analyse du LD actuel par rapport à ces exigences ont été menées. En conséquence, multi conceptions conceptuelles ont été étudiés, donc le cordon élastique LD ayant les plus grandes chances de succès. Cependant, une enquête plus approfondie a montré que les conceptions pneumatiques ont un grand nombre de sous-composants, généralement utilisés pour augmenter la vitesse de l'actionneur. En conséquence, cette conception prend plus de temps à mettre en place et a été choisie comme inappropriée dans le cadre de la mémoire.

La mémoire avait également pour objectifs de développer une conception et un modèle à l'échelle ou une maquette de conception assistée par ordinateur (CAO) logicielle de SolidWorks du LD sélectionné. Présentée à chapitre de conception de lanceur à cordon élastique, cette représentation du sandow LD donne un aperçu de la façon dont la conception finale peut être configurée. La conception n'a pas été réalisée en raison de la complexité de la conception conceptuelle et de la nature de la portée de cette mémoire. Cela est venu à la reconnaissance que la conception conceptuelle ne pouvait pas être précipitée, et que plus de temps passé dans cette phase de la mémoire faciliterait une sélection de conception approfondie.

Recommandations :

Il est recommandé de poursuivre le développement du sandow LD dans la phase de conception préliminaire et détaillée. Cela impliquera la modélisation et les tests de la sélection, de la configuration, de la conception du rail, du berceau de l'UAV et du dispositif d'amortissement du cordon élastique. Une enquête sur l'analyse structurelle de chacun des composants est recommandée, car le poids est un facteur critique dans le développement de l'UAV.

Il est important de noter qu'il est recommandé de poursuivre les recherches sur le rail de lancement en utilisant différents matériaux, car il contient la majeure partie de la masse du LD.

La conception pneumatique a obtenu des résultats élevés par rapport aux exigences du client. Cependant, pour une série de raisons, principalement la complexité du système, il n'a pas été sélectionné comme conception conceptuelle. Un développement plus poussé de la conception de l'actionneur pneumatique est recommandé, car un système pneumatique simple pourrait permettre le lancement réussi de l'UAV.

La conception et le développement du LD ont été principalement limités en raison de la masse opérationnelle et de la vitesse de décollage du drone.

Il est recommandé que l'UAV soit analysé par rapport au poids, ce qui améliorerait considérablement les capacités de lancement et de récupération.

Une analyse approfondie de l'UAV est recommandée, en se concentrant particulièrement sur la sensibilité et l'intégrité structurelle de l'UAV.

Enfin, il est recommandé que des recherches supplémentaires soient menées pour la conception du berceau. Cela pourrait inclure des agencements de roulements, des conceptions de roues opposées ou une surface électromagnétique sans friction à faible coût et de faible poids. Cela améliorerait la conception, permettant au berceau de l'UAV une transition pratiquement « sans friction » tout au long du processus de lancement.

Références Bibliographiques

Références Bibliographiques :

- [1] A. Kedlaya, "Uav maritime surveillance," Ph.D. dissertation, Manipal Institute of Technology, Manipal, 2014.
- [2] A. Richards, J. Bellingham, M. Tillerson, and J. How, "Co-ordination and Control of Multiple UAVs," in AIAA guidance, navigation, and control conference, Monterey, CA, 2002. [Online]. Available: <http://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.20024588>
- [3] A. V. Topalov, N. G. Shakev, O. Kaynak, and E. Kayacan, "Neuroadaptive approach for controlling a quad-rotor helicopter using sliding mode learning algorithm," in Proc. of the IFAC Int. Workshop on Adaptation and Learning in Control and Signal Processing ALCOSP2010, vol. 10, no. 1, 2010, pp. 94–99.
- [4] AIR02 M. Quiret, "La France se jette dans l'aventure des microdrones", Air & Cosmos, n° 1850, 5 juillet 2002
GER05 1st US-European Micro-Aerial Vehicle Technology Demonstrations, Emau Castle, Allemagne, <http://www.as.go.dlr.de/MAV05/>
- [5] Amazon prime air," <http://www.amazon.com/b?node=8037720011>, accessed: 24-07-2021.
- [6] ARM04 "The growing world of Unmanned Airborne Species", Armada International, Issue 3, 2004
- [7] B. L. Stevens and E. L. Lewis, Aircraft control and simulation. John Wiley & Sons, 2003. [Online]. Available: <http://www.worldcat.org/oclc/51751879> [9] P. G. Fahlstrom and T. J. Gleason, Introduction to UAV Systems. John Wiley & Sons, 2012
- [8] B. P. Tice, "Unmanned Aerial Vehicles: The Force Multiplier of the 1990s," Airpower Journal, pp. 41-54, 1991. [Online]. Available:
- [9] Balloon Bomber," Technology and Culture, vol. 35, no. 4, pp. 750-767, 1994. [Online]. Available:<http://www.jstor.org/stable/pdfplus/3106505.pdf?&acceptTC=true&jpdConfirm=true>
- [10] Boudin et ratni, mémoire de fin d'étude, conception et réalisation d'un mini drone BR-50 pour l'agriculture, 2013, P19.
- [11] C. A. Ziegler, "Weapons Development in Context: The Case of the World War
- [12] CAA04 Civil Aviation Authority, United Kingdom, "Unmanned Aerial Vehicle Operations in UK", Airspace – Guidance, CAP 722, 12 Novembre 2004.

- [13] CAS03 Civil Aviation Safety Authority, Australia, "Unmanned Aircraft and Rocket Operations" CASR Part 101. Janvier 2003
- [14] COR96A.H. Cordesman & A.R. Wagner, "The lessons of modern war –Volume IV – The Gulf War", Boulder, Westview, 1996.
- [15] D. Weatherington and U. Deputy, "Unmanned Aircraft Systems Roadmap, 2005-2039." Department of Defense, Tech. Rep., 2005. [Online]. Available: https://fas.org/irp/program/collect/uav_roadmap_2005.pdf
- [16] Delft university of technology: "Ambulance drone," <http://www.tudelft.nl/en/current/latest-news/article/detail/ambulance-drone-tu-delft-vergroot-overlevingskans-bij-hartstilstand-drastisch>, note = Accessed: 2015-03-08.
- [17] DRA05 www.globalsecurity.org, "Sikorsky Cypher II - Dragon Warrior"
- [18] EXD91 "All the Worlds' Unmanned Air Vehicles," *Interavia Aerospace Review*, December 1991, 47
- [19] Français. j, lunch system for unmanned ariel vehicles for use on ran patrol boats, final thesis report, 2010, SEIT, UNSW@ADFA.
- [20] H. Geer and C. Bolkcom, "Unmanned aerial vehicles: Background and issues for Congress," DTIC Document. LIBRARY OF CONGRESS WASHINGTON DC CONGRESSIONAL RESEARCH SERVICE, 2005. [Online]. Available: <http://oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=ADA477738>
<http://ezproxy.net.ucf.edu/login?url=http://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=aph&AN=9604290455&site=ehost-live>
https://janes.ibs.com.libproxy.nps.edu/CustomPages/Janes/Display_Page.aspx?DocType=Reference&Itemid=+++1318002&Pubabbrev=JUAVAAI/IAIRQ-2
- [21] J. A. Winnefeld and F Kendall, "Unmanned Systems Integrated Roadmap 2013," Department of Defense, Tech. Rep., 2013. [Online]. Available: <http://www.defense.gov/pubs/DOD-USRM-2013.pdf>
- [22] J. Francis, "Launch system for unmanned aerial vehicles for use on ran patrol boats," 2011. [Online]. Available: <http://seit.unsw.adfa.edu.au/ojs/index.php/juer/article/view/368>
- [23] J. Hervas, E. Kayacan, M. Reyhanoglu, and H. Tang, "Sliding mode control of fixed-wing uavs in windy environments," in *Control Automation Robotics Vision (ICARCV)*, 2014 13th International Conference on, Dec 2014, pp. 986–991.
- [24] J. M. Sullivan, "Evolution or revolution? The rise of UAVs," *IEEE Technology and Society Magazine*, vol. Fall, pp. 43-49, 2006.

- [25] J. R. Hervas, M. Reyhanoglu, H. Tang, and E. Kayacan, "Nonlinear control of fixed-wing {UAVs} in presence of stochastic winds," *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, vol. 33, pp. 57 – 69, 2016.
- [26] J. Sun, R. J. Sanders, R. C. Starace, and W. K. Hackman, "Air defense destruction missile weapon system," Oct. 17 1995, uS Patent 5,458,041.
- [27] Jack Francis, Final Thesis Report, SEIT, UNSW@ADFA, University of New South Wales at the Australian Defence Force Academy, 2010, p24
- [28] Jane's : unmaned arial vehicles and targets, issue 29,2007, launch and recovery chapter.
- [29] L. K. L. Cook, "The silent force multiplier: The history and role of UAVs in warfare," in *Aerospace Conference*. IEEE, 2007. [Online]. Available: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=4161584>
- [30] M. A. Goodrich, B. S. Morse, D. Gerhardt, J. L. Cooper, M. Quigley, J. A. Adams, and C. Humphrey, "Supporting wilderness search and rescue using a camera-equipped mini uav," *Journal of Field Robotics*, vol. 25, no. 1-2, pp. 89–110, 2008.
- [31] M. Khanesar and E. Kayacan, "Controlling the pitch and yaw angles of a 2-dof helicopter using interval type-2 fuzzy neural networks," in *Recent Advances in Sliding Modes: From Control to Intelligent Mechatronics*, ser. *Studies in Systems, Decision and Control*, X. Yu and M. Onder Efe, Eds. Springer International Publishing, 2015, vol. 24, pp. 349–370.
- [32] Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk," Jan. 2014.
- [33] ONE04 Onera – DGA, "Concours International Universitaire de Drones Miniatures", <http://concours-drones.onera.fr/>, Octobre 2004.
- [34] P. fahlstrom and T.J gleason, *introduction to UAV systems -4th ed.* john wiley & sons ltd 2012 p13.
- [35] Pioneer," 2010. [Online]. Available: <https://janes.ihp.com.libproxy.nps.edu/CustomPages/Janes/DisplayPage.aspx?DocType=Reference & Itemid=+++1317879&Pubabbrev=JUAV>
- [36] POI91 M. Cowley, "Pointer FQM-151A Unmanned Aerial Vehicle (UAV) System", Aerovironment Inc., <http://www.aerovironment.com/area-aircraft/prod-serv/pointer.html>
- [37] Prasanna Guruge, Basaran Bahadir Kocer, and Erdal Kayacan, Nanyang Technological University, School of Mechanical and Aerospace Engineering, 639798, Singapore
- [38] SEO05 9th International MAV Competition, Seoul, Corée du Sud, <http://imavc.com/>
- [39] T. Pepper, "General Drones - ethical considerations and medical implications," *Journal Royal Naval Medical Service*, vol. 98, no. 11, pp. 37-40, 2012. [6] M.B.C. Lavelle,

- "Zeppelinitis," Report, AIR COMMAND AND STAFF COLLEGE MAXWELL AFB AL, 1997. [Online]. Available: <http://oai.dtic.mil/ai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=ADA 397845 17>)
- [40] Teal Group predicts worldwide UAV market will total \$89 billion in its 2014 UAV market profile and forecast," July 2014. [Online]. Available: [http://tealgroup.com/index.php/about-teal/teal-group-in-the-media/3/79-teal-group-predicts-worldwide uav-market-will-total-89-billion-in-its-2012-uav-market-profile-and-forecast](http://tealgroup.com/index.php/about-teal/teal-group-in-the-media/3/79-teal-group-predicts-worldwide-uav-market-will-total-89-billion-in-its-2012-uav-market-profile-and-forecast)
- [41] TOU04 4th European micro-UAV Meeting, Toulouse, France, <http://www.micro-uav04.net/>
- [42] VIG99 <http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ac/row/vigilant.htm>
- [43] VTO03 <http://prototypes.free.fr/vtol/vtol-1.htm>
- [44] WAS02 M. Cowley, "AeroVironment's WASP Micro Air Vehicle Sets World Record", Aout 2002, <http://www.aerovironment.com/news/news-archive/wasp62.html>
- [45] WEI05 R. E. Weibel & R. J. Hansman, "Safety Considerations for Operation of Unmanned Aerial Vehicles in the National Airspace System", MIT International Center for Air Transportation, Report No. ICAT-2005-1, Mars 2005.
- [46] WID01 J. M. Grasmeyer and M. T. Keennon, "Development of the Black Widow Micro Air Vehicle", AIAA-0127-2001, January 2001
- [47] Zoran nivakovic, nikola medar, analysis of UAV bungee cord launching device, vol 63, 2013, P43.