



Université Mohamed Khider de Biskra
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Mécanique

MÉMOIRE DE MASTER

Domaine : Sciences et Techniques
Filière : Génie Mécanique
Spécialité : Construction Mécanique

Réf. : Entrez la référence du document

Présenté et soutenu par :
Nabil DELENDI

Le : jeudi 24 juin 2021

CONCEPTION D'UN MODELE REDUIT D'UN DRONE

Jury :

| | | | | |
|-----|-----------------------|-----|----------------------|------------|
| Pr. | Mohamed Said CHEBAH | Pr | Université de Biskra | Président |
| Pr. | Mohamed Nadhir OMRANE | Pr | Université de Biskra | Examineur |
| Dr. | Kamel AOUES | MCA | Université de Biskra | Rapporteur |

Dédicaces

Toutes les lettres ne sauraient trouver les mots qu'il faut...

Tous les mots ne sauraient exprimer la gratitude,

L'amour, le respect, la reconnaissance...

Aussi, c'est tout simplement que

Je dédie ce thème

A ma petite sœur ♥ Hour Phahla ♥ qui me manque à mon bonheur

Je ne peux retenir mes larmes et mes pleurs.

Tu es présente dans mon passé

Tu vis en moi comme au temps d'avant.

Tu partages ma vie, tu es mon présent.

Ma sœur Je t'aime dans l'éternité.

Je sais, tu es là à mes côtés

Tu vis dans chacune de mes pensées.

Rien ne pourra jamais ma blessure panser

Il me reste les beaux souvenirs que tu m'as laissés

Tu vis aujourd'hui dans ton paradis

Mais tu fais toujours partie de ma vie

Repose en paix ma chère sœur

Je t'aime infiniment ...

Dédicaces

A mes chers parents, pour tous leurs sacrifices, leur amour, leur tendresse, leur soutien et leurs prières tout au long de mes études,

A mon cher frère pour leur appui et leur encouragement,

Je vous dédie ce travail avec tous mes vœux de bonheur, de santé et de réussite, à mon professeur Gjehara Hossemeddine.

À tous ceux que j'aime et ceux qui m'aiment.

Nabil Delendi

Remerciements

Ce travail a été réalisé à l'Université Mohamed Khaider - Biskra, Faculté des Sciences et de la Technologie. Département Génie Mécanique.

Avant tout, nous remercions Dieu le tout puissant de nous avoir donné la force et la foi d'achever ce mémoire.

A notre directeur de thème

Cher Docteur "Kamel AOUES"

Docteur à l'Université Mohamed Khaider – Biskra

Vous avez bien voulu me confier ce travail riche d'intérêt et me guider à chaque étape de sa réalisation. Vous m'avez toujours réservé le meilleur accueil, malgré vos obligations professionnelles.

Vos encouragements inlassables, votre amabilité, votre gentillesse méritent toute admiration. Je saisis cette occasion pour vous exprimer ma profonde gratitude tout en vous témoignant mes respects.

Mes remerciements les plus vifs au Professeur Mohamed Said CHEBAH pour avoir accepté de présider le jury de ce mémoire. C'est pour moi un grand honneur de vous voir siéger dans notre jury. Veuillez trouver, Monsieur, le témoignage de notre grande reconnaissance et de mon profond respect.

Mes remerciements également au Professeur Mohamed Nadhir OMRANE pour accepter de juger mon travail. Veuillez croire, Monsieur, à l'assurance de mon respect et de ma reconnaissance.

Enfin, Nous remercions toutes personnes ayant contribué et aidés de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Sommaire

Dédicace

Remerciement i

Liste des figures ii

Liste des tableaux iv

Liste des abréviations v

Introduction générale 2

Sommaire

Chapitre 1 : Généralités et historique des drones

| | |
|---|----|
| 1.1. Introduction | 5 |
| 1.2. Aperçu historique sur les drones | 5 |
| 1.3. Les différentes catégories de drones | 9 |
| 1.4. Classification des drones | 10 |
| 1.4.1. Selon la taille | 10 |
| 1.4.2. HALE | 10 |
| 1.4.3. MALE | 10 |
| 1.4.4. Mini drones | 11 |
| 1.4.5. Micro drones | 11 |
| 1.4.2. Selon le mode de propulsion | 11 |
| 1.4.2.1 Les drones à voilures fixes | 11 |
| 1.4.2.2 Les drones à ailes battantes | 11 |
| 1.4.2.3 Les drones à voilures tournantes | 12 |
| 1.5. Les drones dans le monde | 12 |
| 1.5.1. Aux Etats-Unis | 13 |
| 1.5.2. En Europe | 15 |
| 1.5.3. En France | 16 |
| 1.6. Conclusion | 18 |

Sommaire

Chapitre II : Rappel théorique et mathématique sur le calcul des paramètres de structures d'un drone

| | |
|---|----|
| 11.1. Introduction | 19 |
| PREMIERE PARTIE : | 19 |
| 11.2. Le dessin | 19 |
| 11.2.1. AILE | 20 |
| 11.2.2. Calcul de la Cam | 23 |
| 11.2.3. Stabilisateur..... | 26 |
| 11.2.4. Vue de profil | 28 |
| 11.2.5. Vue de face | 29 |
| 11.2.6. Gouvernes | 32 |
| 11.2.7. Crochets | 32 |
| DEUXIEME PARTIE | 34 |
| 11.3. PARAMETRES DE VOL | 34 |
| 11.3. Préliminaire 1..... | 34 |
| 11.3.1. Profils et Polaires..... | 34 |
| 11.4. Préliminaire 2..... | 41 |
| 11.4.1. Equilibre de vol plan..... | 41 |
| 11.5. Préliminaire 3..... | 44 |
| 11.5.1. Centrage et stabilité sur l'axe de tangage..... | 44 |
| 11.6. CONCLUSION | 46 |

Sommaire

Chapitre III : Présentation du modèle étudié et calcul ses différent paramètres

| | |
|---|----|
| III.1. Introduction | 48 |
| III.2. PREMIERE PARTIE :..... | 48 |
| III.2. LE DESSIN | 48 |
| III.2.1. Surface à l'aire | 48 |
| III.2.2. Allongement de l'aile | 49 |
| III.2.3. Surface du trapèze..... | 50 |
| III.2.4. Calcul de la Cam..... | 50 |
| III.2.5. La distance D | 51 |
| III.2.6. Bras de levier de stabilisateur..... | 52 |
| DEUXIEME PARTIE..... | 54 |
| III.3 PARAMETRES DE VOL..... | 54 |
| III.3.1. Portance et Trainée..... | 54 |
| III.3.2. REYNOLDS..... | 55 |
| III.3.3. Position du centre de poussée..... | 55 |
| III.3.4. La finesse | 56 |
| III.3.5. La vitesse sur trajectoire..... | 56 |
| III.3.6. Vitesse horizontale..... | 57 |
| III.3.7. Taux de chute..... | 58 |
| III.3.8. Limite de centrage arrière..... | 58 |

Sommaire

| | |
|---|----|
| III.3.9. Taux de stabilité statique du modèle..... | 59 |
| III.4. Conclusion | 60 |
| III.5. Les différents dessins qui définissent notre modèle..... | 61 |
| <i>Conclusion générale</i> | 69 |
| Références bibliographiques | 70 |
| Résumé | |

Liste des figures

Chapitre I

| <i>N° des figures</i> | <i>Titre des figures</i> | <i>Page</i> |
|-----------------------|---|-------------|
| Figure I.1 | D-table | 6 |
| Figure I.2 | Reginald Target Drone Denny 1 (TDD-1), 1935 | 7 |
| Figure I.3 | Prédateur and helfire | 8 |
| Figure I.4 | X-45A Boeing | 12 |
| Figure I.5 | X-47A | 13 |
| Figure I.6 | Démonstrateur Petit Duc © Dassault Aviation | 15 |
| Figure I.7 | SDTI prêts au départ (France) | 17 |

Chapitre II

| <i>N° des figures</i> | <i>Titre des figures</i> | <i>Page</i> |
|-----------------------|--|-------------|
| Figure. II.1 | Surface du trapèze | 23 |
| Figure II.2 | Corde aérodynamique moyenne de l'aile entière | 25 |
| Figure II.3 | Une demi-aile à trois trapèzes | 25 |
| Figure II.4 | Distance D | 25 |
| Figure II.5 | Bras de levier de Stabilisateur | 27 |
| Figure II.6 | l'emplacement des cordes d'emplanture de l'aile et du stab | 28 |
| Figure II.7 | Vue de profil | 28 |

Liste des figures

| | | |
|--------------|--|----|
| Figure II.8 | Un planeur volant de manière rectiligne | 30 |
| Figure II.9 | Un planeur en vol "dérapé" Courbe que viendra s'articuler une aile | 30 |
| Figure II.10 | Courbe que viendra s'articuler une aile | 31 |
| Figure II.11 | Cordes avec les jonctions entre trapèzes | 31 |
| Figure II.12 | Centre de gravité d'un avion | 32 |
| Figure II.13 | Le modèle final | 33 |
| Figure II.14 | Le profil d'aile est le cœur du modèle | 35 |
| Figure II.15 | Les variations de C_z et C_x en fonction de l'angle d'attaque (α) | 36 |
| Figure II.16 | La polaire Eiffel du profil | 37 |
| Figure II.17 | Une situation où incidence et calage ne sont pas égaux | 37 |
| Figure II.18 | Un ensemble typique de polaires d'un même profil pour 3 Reynolds différents | 39 |
| Figure II.19 | vol standard | 40 |
| Figure II.20 | une situation où ceci est vérifié | 43 |

Liste des figures

Chapitre III

| <i>N° des figures</i> | <i>Titre des figures</i> | <i>Page</i> |
|-----------------------|---|-------------|
| Figure III.1 | Surface a l'aire | 48 |
| Figure III.2 | Allongement de l'aile | 49 |
| Figure III.3 | Trapèze simple | 50 |
| Figure III.4 | Calcul de la Cam | 51 |
| Figure III.5 | Corde aérodynamique moyenne de l'aile entière | 51 |
| Figure III.6 | Bras de levier de stabilisateur | 52 |
| Figure III.7 | Portance et Trainée | 54 |
| Figure III.8 | La finesse | 56 |
| Figure III.9 | La vitesse sur trajectoire | 57 |
| Figure III.10 | Limite de centrage arrière | 58 |

Liste des tableaux

Chapitre I

| <i>N° des tableaux</i> | <i>Titre des tableaux</i> | <i>Page</i> |
|------------------------|---------------------------|-------------|
| Tableau I.1 | Classification des drones | 09 |

Chapitre II

| <i>N° des tableaux</i> | <i>Titre des tableaux</i> | <i>Page</i> |
|------------------------|---------------------------|-------------|
| Tableau II.1 | Charge alaire | 21 |
| Tableau II.2 | Allongement | 21 |

Chapitre III

| <i>N° des tableaux</i> | <i>Titre des tableaux</i> | <i>Page</i> |
|------------------------|---------------------------------|-------------|
| Tableau.III.1 | Les données de dessin | 53 |
| Tableau III.2 | Résultats. | 53 |
| Tableau III.3 | Les données de paramètre de vol | 60 |
| Tableau III.4 | Résultats. | 60 |

Nomenclature

Symboles

| <i>Symboles</i> | <i>Unité</i> |
|---|-----------------------|
| <i>Re : Reynolds</i> | <i>sans unité</i> |
| <i>λ : Allongement de l'aile</i> | <i>sans unité</i> |
| <i>Env : Envergure de l'aile</i> | <i>dm²</i> |
| <i>S : Surface du trapèze</i> | <i>dm²</i> |
| <i>H : Hauteur du trapèze</i> | <i>dm</i> |
| <i>C : Grande corde du trapèze</i> | <i>dm</i> |
| <i>c : Petite corde du trapèze</i> | <i>dm</i> |
| <i>F: Flèche du bord d'attaque</i> | <i>mm</i> |
| <i>Vs : Volume de stab</i> | <i>sans unité</i> |
| <i>BL : Bras de levier de stab</i> | <i>mm</i> |
| <i>P : Portance</i> | <i>Newton</i> |
| <i>T : Traînée</i> | <i>Newton</i> |
| <i>V : Vitesse de l'écoulement</i> | <i>km/h</i> |
| <i>Vt : Vitesse sur trajectoire</i> | <i>km/h</i> |
| <i>Vh : Vitesse horizontale</i> | <i>km/h</i> |
| <i>Vz : Taux de chute</i> | <i>km/h</i> |
| <i>σ : Taux de stabilité statique du modèle</i> | <i>sans unité</i> |

Nomenclature

Abréviations

| <i>Abréviations</i> | <i>Explication</i> |
|---------------------|--|
| (UAV) | Unmanned Ariel Véhicule |
| (UCAV) | Unmanned Combat Air Véhicule |
| (IAI) | L'industrie aérospatiale sioniste |
| (TDD-1) | Target Drone Denny 1 |
| (V1) | Un véritable avion-fusée sans pilote |
| (V2) | Une fusée stratosphérique, téléguidée par radio |
| (R.E.A) | Rayon d'action, l'Endurance et l'Altitude |
| (HALE) | Haute Altitude Longue Endurance |
| (MALE) | Moyenne Altitude Longue Endurance |
| (LALE) | Low Altitude Long Endurance |
| (DARPA) | Defense, Advanced Research Projects Agency |
| (J-UCAS) | Joint Unmanned Combat Air System |
| (BAMS) | Broad Area Maritime Surveillance |
| (PESD) | Politique Européenne de Sécurité et de Défense |
| (CAPECON) | Civil UAV Applications & Economic Effectivity of Potential Configuration Solutions |
| (USICO) | Unmanned Aerial Vehicle Safety Issues for Civil Operations |
| (UAV-Net) | Unmanned Aerial Vehicle Network |
| (SDTI) | Système de drone tactique intérimaire |
| (SIDM) | The Society of Indian Defense Manufacturers |
| (Stab) | Stabilisateur |

Introduction générale

Introduction générale

Ce sont les lourdes pertes subies pendant la seconde guerre mondiale par les aviations d'observation de chacun des antagonistes qui suscitèrent l'idée d'un engin d'observation militaire sans équipage (ni pilote, ni observateur). Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960, tel le R 20 de Nord-Aviation, dérivé de l'engin cible CT 20. Mais les exemples significatifs d'une utilisation opérationnelle des drones sont encore peu nombreux. Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones (Firebee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques « SAM-2 » : 3500 missions furent recensées. Plus tard, en 1991, lors de la guerre du Golfe, ils ont fait appel au drone (Pioneer) pour la surveillance jour/nuit, l'acquisition des objectifs, et les réglages de l'artillerie. Dans ce même conflit, les Britanniques et les Français comme incèrent à servir des drones. De leur côté, les Israéliens ont saturé les défenses aériennes le long du canal de Suez lors de la guerre du Kippour (1973) et ce, avec un grand nombre de drones bon marché. Plus tard, ils ont détecté et « leurré » par le même moyen les batteries syriennes anti-aériennes.

Les exemples d'utilisation civile, eux, se font plus rares. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés. En France, deux drones miniatures sont en expérimentation au sein de la Gendarmerie nationale et du GIGN (Coccinelle). De son côté, le Laboratoire Central des Ponts et Chaussées a procédé à des essais de surveillance d'ouvrage d'art, également avec un drone à voilure tournante.

L'objectif principal de notre étude est de concevoir un modèle réduit d'un drone. Une branche qui s'inscrit dans la thématique de l'aéromodélisme de ce genre de construction. La réalisation d'un modèle réduit volant comporte trois étapes : conception, construction, et pilotage. Dans ce travail, nous nous concentrons sur la première phase de conception. Cette dernière se compose de trois parties: 1. Le dessin, 2. Les paramètres de vol et 3. Le vol moteur. A travers une méthode simple, pratique et performante, SPP, qu'on va dimensionner et faire le choix des paramètres du vol et du moteur.

Pour aboutir à notre objectif, nous avons décomposé le manuscrit en trois chapitres : 1. Chapitre I. Généralités et historique des drones, 2. Chapitre II. Rappel théorique et mathématique sur le calcul des paramètres de structure d'un drone, 3. Chapitre 3. Présentation et calcul du modèle étudié.

Introduction générale

Dans le premier chapitre, nous allons découvrir l'histoire de l'évolution des avions sans pilote à bord ou appeler tout simplement "drone". Nous citons les différentes catégories de ces appareils.

Le deuxième chapitre expose un rappel théorique et mathématique sur le calcul des paramètres de structure d'un drone. Nous allons décrire la démarche et la méthode suivie pour nous permettre de dimensionner les différentes parties du drone.

Dans le troisième chapitre, on trouve une présentation détaillée des différentes étapes de calcul de la structure et ses paramètres. Ainsi que les différents dessins qui définissent notre modèle.

Enfin, on termine notre travail par une conclusion générale dans laquelle sont récapitulées toutes les démarches de calcul et les principaux résultats obtenus.

Chapitre I

Généralités et historique des drones

I.1. Introduction :

Un drone est un engin volant capable de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord, il peut voler d'une façon autonome ou à l'assistance d'un pilote à une station. Les drones sont capables de transporter des caméras, des capteurs, des équipements de communication ou d'autres dispositifs. Ils sont utilisés pour réaliser des missions de reconnaissance, de recherche d'informations ou des opérations de combat, etc.

Un drone ou UAV (acronyme de «Unmanned Arial Véhicule») est un aéronef inhabité, inclus dans le domaine de la robotique aérienne ; le pilotage de ce genre d'engin se fait d'une manière autonome ou télé-piloté. Les drones peuvent effectuer des missions variées, pour des usages civils ou militaires selon son genre : cela repose sur les caractéristiques et les capacités de contrôle de leur vol dans les différents environnements.

Les performances d'un drone se mesurent par sa manière de réagir face aux différents facteurs de l'environnement tel que : les phénomènes aérodynamiques, les perturbations (vents)...etc.

Avec l'évolution de la technologie dans le domaine électronique et les systèmes embarqués, la fabrication des engins de différentes tailles et l'embarquement de plusieurs types de capteurs simultanément sont devenu possibles. Ces derniers permettent de minimiser l'intervention humaine dans les missions complexes et dangereuses.

Dans ce chapitre nous allons présenter une vision historique sur les drones et ses différentes catégories.

I.2. Aperçu historique sur les drones :

Les drones sont avant tout une invention militaire ; leurs origines remontent aux conflits au Proche-Orient à la fin des années 1970. Dans la guerre entre le colonisateur sioniste et les pays arabes, des modèles réduits des drones avec des appareils photo sont utilisés par les sionistes pour découvrir la région, mais il fallait quarante-cinq minutes pour développer les photos. L'industrie aérospatiale sioniste (IAI) a lancé le programme Scout (des caméras de télévision volantes avec des ailes, un moteur et un système de communication).

Le développement de drones aériens s'accélère et suscite un intérêt croissant ; après l'utilisation militaire en renseignement et surveillance comme nous avons déjà dit l'utilisation civile a fait irruption dans ce domaine tel que la gestion des infrastructures, la surveillance jour et nuit et l'observation de sites sensibles [1].

L'intérêt actuel pour les drones ne doit pas masquer le fait qu'ils ont déjà une longue histoire : au cours de la première guerre mondiale, quelques spécialistes audacieux ont réussi à faire voler des avions-cibles radiocommandés, sans pilote à bord.

L'arrivée de l'informatique dans les années 1960 a alors permis d'envisager des engins autonomes, capables d'opérer au-dessus d'une zone donnée afin d'y recueillir de précieuses informations. C'est à cette époque que sont apparus en France les premiers drones européens, tel le R20 développé par la société Nord-Aviation et dérivé de l'engin cible CT20 utilisé comme cible pour les avions de chasse ou les missiles. Destiné à la surveillance des champs de bataille, ce drone de reconnaissance R20, opérationnel de 1966 à 1976, est muni d'un programme de vol interne, ce qui le rend insensible aux brouillages. Depuis cette époque, les progrès considérables réalisés dans des domaines tels que l'informatisation, la robotique, l'optronique, l'imagerie radar ou encore la transmission de données ont permis d'étendre l'utilisation des drones à des missions de plus en plus diversifiées.

De plus, le concept de conflit « zéro mort », d'origine américaine – en réalité le souhait d'une stricte limitation des pertes humaines –, ne peut qu'amplifier l'emploi de ces engins [2].

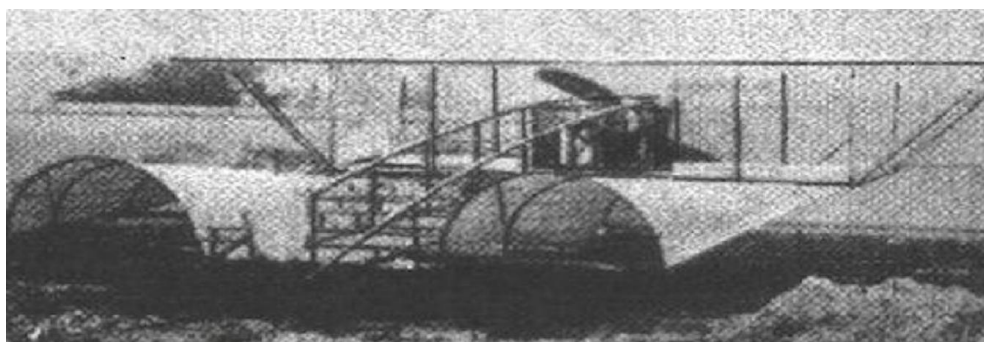


Figure I.1. D-table [2].

Le concept naît pendant et après la Première Guerre mondiale : des prototypes d'avions sans pilote radiocommandés ont ainsi vu le jour, avec des tentatives de « torpilles aériennes » (telle 28le Kettering Bug) télécommandées par télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope, mais ce type d'avions n'a jamais été opérationnel sur le terrain. En 1916, au Royaume-Uni, fut conçu l'Aerial Target, un projet d'avion-cible, par l'ingénieur Archibald Löw. En 1917, aux États-Unis, le projet Hewitt-Sperry automatique air plane des ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper Hewitt se développe.

Des prototypes d'avions-cibles autonomes furent ensuite construits dans les années 1934-1938 au Royaume-Uni et aux États-Unis d'Amérique où le Radio plane OQ-2, qui était d'abord un jouet prenant la forme d'avion de taille réduite télé piloté, fut construit à plusieurs exemplaires avant de susciter l'intérêt de l'armée américaine.

En 1941, l'US Navy passe une commande d'un nouveau modèle baptisé Target Drone Denny 1 (TDD-1), fabriqué à Los Angeles à plus de mille exemplaires (figure I.2) [2].

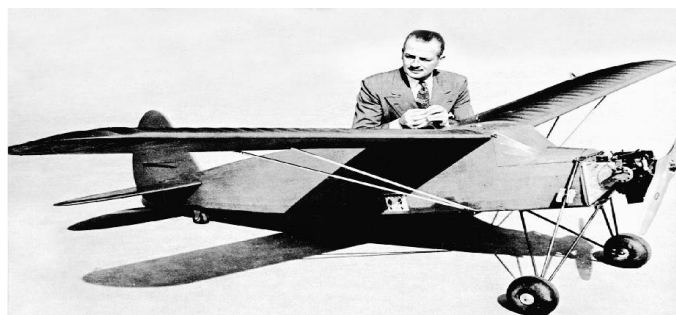


Figure I.2. Reginald Target Drone Denny 1 (TDD-1), 1935 [2].

L'armée allemande développa à partir de 1938 des recherches sur des vecteurs guidés à distance et prenant la forme de bombes planantes antinavires, de bombes antichar radioguidées et surtout de véhicules à chenilles filoguidés : en 1943 fut par exemple opérationnel le Goliath, d'après le prototype confisqué à Adolphe Kégresse. Les avions sans pilote V1 et le missile V2 allemands de la Seconde Guerre mondiale (1939-1945), n'étant ni guidés à distance, ni capables de navigation autonome (à part la chute finale programmée du V1) peuvent-ils être considérés comme des drones ? Plutôt des bombes volantes, mais le V1 à aile droite et pulsoréacteur dorsal a servi de modèle à des avions-cibles (« drone » en anglais) [3].

Durant cette guerre, les drones stricto sensu ne sont encore que des expérimentations, bien que le Goliath puisse être commandé à distance par fil.

Le grand essor des drones date de la guerre de Corée et de celle du Viêt Nam. À cette époque de la guerre froide, le drone a été développé de façon confidentielle par les États-Unis d'Amérique comme un moyen de supériorité stratégique et de rupture capacitaire devant permettre la surveillance et l'intervention militaire chez l'ennemi sans encourir les risques humains que l'opinion ne supportait pas. Il est notamment utilisé pour larguer des tracts dans le cadre de la guerre psychologique.

Cette supériorité a été acquise au travers de l'innovation technologique, surtout dans les domaines de l'automatique et des transmissions. Les transferts vers Israël de certains systèmes ont permis à ce pays de développer de façon pragmatique une collection de drones à vocation tactique à courte et moyenne portées et à transmissions directes de données [4].

Les programmes de recherche et de fabrication de drones s'intensifient pendant la guerre froide, l'incident de l'U-2 révélant la nécessité de développer des avions sans pilotes. Pour limiter les coûts de tests en soufflerie et d'essais en vol, de nombreux projets s'appuient sur les progrès de la modélisation aérodynamique poussée (et sur la modélisation du comportement/réactivité du drone), mais l'absence de pilote à bord pose de nouveaux problèmes lors les essais en vol [5].



Figure I.3. Prédateur and helfire [6].

Dans les années 1990, la doctrine de la guerre « zéro mort » conduit à développer les projets de drones armés à travers le monde mais la toute première utilisation de ceux-ci a lieu durant la guerre Iran-Irak où l'Iran a déployé un drone armé de six RPG7. Dans les années 2000, le drone était présent dans tous les conflits

et opérations de maintien de la paix, dont au Kosovo ou au Tchad, lors des attaques aériennes américaines au Pakistan ou contre la piraterie maritime, par les Américains qui l'ont introduit en 2009 [6].

1.3. Les différentes catégories de drones :

Chaque catégorie de drone a un nombre de caractéristique qui le distinguent; nous pouvons alors proposer une classification des drones en se basant sur différents critères :

- Classification générale des drones en fonction de leur Rayon d'action, l'Endurance et l'Altitude (R.E.A).
- Classification selon le mode de vol.

| Nom | Rayon d'action | Endurance | Altitude |
|--|---------------------------------|----------------------|-----------------------|
| Drones HALE (Haute Altitude Longue Endurance) | Plusieurs milliers de kilomètre | Trentaine d'heures | 20 000 mètres |
| Drones MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance) | | Trentaine d'heures | 5 000 – 15 000 mètres |
| Drones de combat UCAV (Unmanned Combat Air Véhicules) | 2 800 km | | 12 200 mètres |
| Drones tactiques TUAV | Plus de 100 km | Dizaine d'heures | 200-5000 mètres |
| Mini drones MAV | 30km | | 300 mètres |
| Micro/Nano drones | Dizaine de kilomètres | Vingtaine de minutes | |

Tableau I.1 : Classification des drones [6, 7, 8].

I.4. Classification des drones :

Les drones peuvent être répartis selon plusieurs critères : la taille, l'altitude, les systèmes de contrôle, etc.

I.4.1. Selon la taille :

On distingue les drones Haute Altitude Longue Endurance (HALE), Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE), micro drones et mini drones. Ces catégories sont résumées ci-après :

I.4.1.1 .HALE : (Haute Altitude Longue Endurance) :

Ce sont des drones de grande taille, le plus souvent à voilure fixe. Ils sont capables de rester très longtemps en vol et de collecter des informations sur de très longues périodes (entre 12 et 48 heures).

I.4.1.2. MALE : (Moyenne Altitude Longue Endurance):

Ils sont utilisés pour des vols de longue durée à moyenne altitude opérationnelle, ayant une grande autonomie.

Ces deux types de drones font partie de la classe de grande taille. Ils peuvent embarquer des armes, ce qui nécessite généralement d'avoir un humain dans la boucle, ce dernier doit garder la décision de tir et pouvoir à tout moment annuler la mission.

I.4.1.3. Mini drones : Ce sont des drones légers et de taille réduite (jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1 à 2 mètres) ils ont une autonomie relativement faible (de 10 à 30 minutes) et généralement utilisés pour l'observation de zones difficiles à l'accès.

I.4.1.4. Micro drones : Ce sont des drones ayant des tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres. Généralement propulsés électriquement. Ils permettent de faire des vols à l'intérieur. Ils s'emportent de faibles charges.

1.4.2. Selon le mode de propulsion :

On peut aussi classer les drones selon le fonctionnement aérodynamiques dont on trouve :

1.4.2.1. Les drones à voilures fixes :

Sont des drones utilisant les ailes fixes dans leur mode de déplacement. Ce genre est constitué d'une paire d'ailes, un fuselage, un empennage et un ensemble d'hélices. Les configurations de ce genre donnent plus d'autonomie au drone.

Parmi les inconvénients de cette configuration [7] :

- La nécessité d'une piste de décollage.
- Elle n'autorise pas le vol stationnaire.
- Le vol à basse vitesse est impossible.
- Le vol à basse altitude est impossible.
- Plus lourd que l'air : type avion.
- Plus léger que l'air : type Dirigeable.

1.4.2.2. Les drones à ailes battantes : De type oiseau ou insecte. Le guidage et le pilotage de ce genre de drones se fait grâce à des ailes battante. Ils imitent les insectes, ils peuvent aussi faire des vols stationnaires à basse vitesse et effectuées des missions dans des espaces très réduits [8].

1.4.2.3. Les drones à voilures tournantes : Ce type présente les avantages suivants :

- Un décollage et atterrissage vertical.
- Sont capables d'effectuer un vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude.

Ce genre de drone a la capacité de décoller, voler et atterrir verticalement, ils utilisent des voilures tournantes ou rotor multiples pour voler en état stationnaire, ils n'ont pas besoin d'une piste de décollage/atterrissage et ils peuvent réaliser une très grande variété de missions irréalisables par des drones à voile fixe [9].

Parmi les types de ce genre :

- Les hélicoptères classiques.
- Engins à rotor tandem.
- Engins à rotors coaxiaux carénés
- Engins à rotors coaxiaux contrarotatifs
- Engins à rotors engrenant
- Engins à rotors en tandem pivotants [10].

1.5. Les drones dans le monde :

Selon des estimations américaines, quelque 32 pays développeraient ou construiraient actuellement en série plus de 250 modèles de drones différents, 80 de ceux-ci étant exploités par 41 nations, essentiellement dans le domaine militaire.

La production et le développement des drones sont largement dominés par l'industrie américaine, mais plusieurs pays se sont lancés avec succès dans la compétition, en particulier Israël, qui possède une longue expérience, grâce au fait que son espace aérien n'est contrôlé que par les militaires, et la France.



Figure I.4 : X-45A Boeing [11].

1.5.1. Aux Etats-Unis :

Très tôt, la défense américaine a été convaincue que les drones pourraient contribuer à accroître sa supériorité stratégique. L'armée de l'air (US Air Force ou

USAF) élabore en conséquence une doctrine d'emploi spécifique pouvant s'appuyer sur un important programme d'équipement.



Figure I.5 : X-47A [11].

Elle analyse une nouvelle tactique de puissance aérienne grâce aux systèmes de drones de combat dont elle envisage l'intégration dans ses forces à l'horizon 2015. Ces systèmes seraient consacrés en priorité à des missions de reconnaissance, à la suppression des défenses aériennes ennemies, puis à des opérations de frappe par tout temps.

Plusieurs programmes de démonstrateurs d'UCAV réunissent en ce sens la DARPA (Defence, Advanced Research Projects Agency), l'US Air Force et l'US Navy qui s'est regroupées en octobre 2003 sous le sigle «Joint Unmanned Combat Air System» (J-UCAS) afin de faire converger des spécifications jusqu'alors assez différentes.

Après une première étape réalisée par des modèles réduits (X-45A de Boeing et X-47A de Northrop Grumman), un programme de démonstration baptisé Block 2 doit se poursuivre avec des véhicules de plus grandes dimensions. Le but est, entre autres, d'examiner la capacité des drones de communiquer entre eux (afin de mener des missions coordonnées), d'effectuer le largage d'une bombe à guidage GPS, de faire l'objet de reprogrammation de mission en cours de vol, ainsi que d'un transfert de contrôle de la mission, d'un opérateur vers un autre, distant du premier.

La démonstration des véritables capacités opérationnelles seront les objectifs des deux nouveaux démonstrateurs en cours de développement chez les deux mêmes constructeurs, respectivement le X-45C et le X-47B, cette fois de masse et de dimensions comparables à celles d'avions de combat (Le X-45C de Boeing aura une envergure de 15 m et une masse au décollage de 16 570 Kg, dont 2040 Kg de charge utile). Selon les spécifications communes du J-UCAS, ces appareils devront avoir un rayon d'action maximal supérieur à 2000 km, une vitesse de croisière de Mach 0,85, à une altitude supérieure à 10500 m, et emporter deux bombes de 1 tonne en soute. Le programme de démonstration devrait aboutir en 2007 ; il sera suivi d'une phase d'évaluation opérationnelle qui se poursuivra pendant deux ans. Il semble ainsi qu'aux États-Unis, la place des UCAVs dans l'ensemble des systèmes d'armes, le choix de leurs missions prioritaires et surtout les coûts d'acquisition et de possession, feront l'objet d'études et de discussions pendant plusieurs années, avant une décision de lancement d'un programme opérationnel.

Plusieurs autres programmes d'évaluation ou de démonstration de drones sont en cours (au total, une douzaine), comme par exemple le BAMS (Broad Area Maritime X-47A © Northrop Grumman Surveillance) lancé par l'US Navy pour 2 Md\$, en complément du futur avion multimission MMA (devant remplacer le P-3C Orion), pour la surveillance, l'appui tactique et le relais de communications (parmi les candidats figure le Predator B de Lockheed Martin), ou l'UCARE, programme de drones de combat à voilure tournante, dotés de missiles et de roquettes [11].

1.5.2. En Europe :

L'Europe s'est ralliée tardivement au concept des drones, tant dans la réalisation des plates formes non pilotées que dans l'élaboration d'une doctrine d'emploi, hormis quelques engins tactiques utilisés par les armées de terre. Ainsi, il n'existe pas encore de véritable politique européenne en matière de drones, en dehors de quelques programmes de recherche très amont. En revanche, des accords ponctuels ont été passés à plusieurs reprises entre pays, de leur propre initiative. Par exemple, le premier accord de coopération, préfigurant le futur programme Euro male a été signé fin 2003 entre la France et les Pays-Bas sur les études de faisabilité d'un drone

MALE. Inscrit dans le cadre de la PESD (Politique Européenne de Sécurité et de Défense), cet accord était dès le départ, ouvert à d'autres pays européens [12].



Figure I.6 : Démonstrateur Petit Duc © Dassault Aviation [12].

D'autres projets industriels, à retombées européennes, ont vu le jour depuis, tels l'Euro Hawke (un Global Hawke américain doté d'une charge utile européenne à vocation d'écoute à longue distance qui réunit la France et l'Allemagne), et l'UCAV français, piloté par la France, qui associe celle-ci avec la Suède et la Grèce. Les possibilités de coopération des états européens sur les programmes futurs sont traitées par le sous-groupe «système de combat aérien futur européen» (SCAFE), les plates formes, vecteurs pilotés et UCAV étant inscrits dans le périmètre de l'étude. Une nouvelle initiative a été prise dans le cadre du «Security Framework» [12].

Naturellement orientée sur l'utilisation des drones pour développer la sécurité en Europe, elle prévoit plusieurs projets, pour un total de 15 M€. On doit noter au Royaume-Uni, le programme de drones de renseignement militaire Watchkeeper – le plus important envisagé à ce jour en Europe (1,2 Md€) – dont la maîtrise d'œuvre a été confiée à Thales, placée à la tête d'un consortium international réunissant six entreprises. Ce programme s'appuie sur les drones Hermes 450 et 180 d'Elbit, rebaptisés WK 450 et WK 180. Du côté de la recherche, le 5^{ème} PCRD – Programme Cadre de Recherche et Développement (1998 – 2002) a été très ouvert au sujet des drones. Plusieurs projets d'études, impliquant fortement l'Onera, ont été lancés tels que : • CAPECON (Civil UAV Applications & Economic Effectivity of

Potential Configuration Solutions), cherchant à identifier les applications civiles potentielles des drones, en y associant respectivement la configuration nécessaire, la charge utile et le coût. • USICO (Unmanned Aerial Vehicle Safety Issues for Civil Operations), pour la certification des drones aux plans de la navigabilité et de leur utilisation opérationnelle, incluant leur intégration dans la circulation aérienne. • UAV-Net (Unmanned Aerial Vehicle Network), visant à élaborer un réseau thématique européen permettant l'échange et la diffusion de la connaissance relative aux technologies des drones.

Ces programmes de recherche, dont les résultats sont maintenant disponibles, ont permis de faire avancer considérablement certains sujets vitaux pour l'avenir des drones. En revanche, le 6ème PCRD (2002 – 2006) n'a rien prévu dans le domaine des drones, ce qui pourrait refléter un manque profond de conviction de la part de certains décisionnaires politiques [12].

1.5.3. En France :

Dans ce contexte, la France représentait, à mi-2004, le quart de l'ensemble des investissements européens dans le domaine des drones. Malgré un budget «drones» en forte croissance (multiplication par 10 en 10 ans), il ne correspondra, à l'horizon 2010, qu'à moins de 1% du budget total d'équipement militaire. A cette même date, les Américains, dont le financement du Département de la Défense pour le développement, l'achat et l'utilisation des drones prévoit d'être, lui aussi, multiplié par 10 en dix ans, dépenseront 16 fois plus que nous ! (en 2010, ce budget dépassera 3 milliards de dollars).

La prise de conscience de la révolution majeure que représente l'introduction progressive des drones dans les systèmes opérationnels de défense s'est concrétisée en France par la création de deux groupes de travail UAV / UCAV, d'une part au sein du Conseil Général de l'Armement, d'autre part sous l'égide du Conseil Scientifique de la Défense, dont les mandats visent à mettre en perspective le calendrier des besoins et des évolutions, et à préconiser les actions à entreprendre. C'est l'armée de terre qui a perçu la première l'intérêt des drones avec l'utilisation opérationnelle dès 1993 des drones tactiques CL-289 (Canadair/EADS) puis Crécerelle (Sagem) en 1995, ce qui

lui a permis d'acquérir une certaine expérience pratique, avant d'entrer dans une démarche plus volontariste de se forger une véritable culture "drone" [13].



Figure I.7 : SDTI prêts au départ (France) [13].

Réticente dans un premier temps, l'armée de l'air a pris conscience du potentiel de ces nouveaux systèmes, et adopte aujourd'hui une démarche résolument volontariste. Ce sont les contraintes budgétaires qui rythment la lente montée en puissance du plan d'équipement : des programmes «intérimaires» (SDTI et SIDM) permettront d'assurer une continuité entre l'obsolescence des systèmes actuels et l'arrivée des programmes futurs (MCMM et MALE).

Ainsi, par étapes pragmatiques, l'armée de l'air estime pouvoir se constituer une doctrine d'emploi évolutive, fonction des progrès technologiques démontrés, à intégrer dans un nouveau concept de combat aérien. La France a pris en 2003 et 2004 plusieurs initiatives fédératrices de projets industriels à l'échelle européenne [14].

I.6. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous proposons une description des différents types des drones et leurs historiques, les différentes catégories de drones et leurs classifications. Nous avons cité les différentes configurations et conceptions de drones réalisées à travers le monde.

Chapitre II

*Rappel théorique et mathématique sur le
calcul des paramètres de structures d'un
drone*

II.1. Introduction :

La réalisation d'un modèle réduit volant comporte trois étapes : conception, construction, et pilotage. Si la plupart des aéromodélistes maîtrisent les deux dernières phases, la conception est en revanche souvent laissée de côté, faute d'information.

Et pourtant, quelle satisfaction de faire voler un modèle sorti de sa propre imagination ! La méthode proposée ici est basée sur les lois de la mécanique du vol. Même si ces lois physiques ne seront pas utilisées directement, un minimum de connaissances en mathématiques est nécessaire à une bonne compréhension.

Les formules retenues pour les calculs sont aussi simples que possible. Il en est de même pour les termes techniques utilisés, appartenant au vocabulaire aéronautique de base. Vous devriez donc vous y retrouver sans trop de mal, même si vous êtes débutant en conception.

Vous l'avez compris : cette méthode se veut simple, pratique et performante (S.P.P., c'est son nom).

Elle s'applique à tous les aéronefs de "formule classique" monoplans, c'est à dire tout ce qui vole sauf les biplans, les triplans, les déca-plans, les ailes volantes, les formules canard, les fusées ... et les vaisseaux intergalactiques.

PREMIERE PARTIE :***LE DESSIN******II.2. Le dessin :***

Sur trois vues (dessus, profil et face), cette première esquisse ne représentera pas les calages de l'aile et du stabilisateur, qui seront déterminés plus tard, au cours de la deuxième partie. Commençons par la vue de dessus.

II.2.1. AILE :

Vous devez en avoir fixé l'envergure. Afin de déterminer la surface alaire nécessaire, il vous faut faire une estimation de la masse de votre futur modèle. Pour cela, pesez d'abord les éléments de radio et de propulsion embarqués.

Pesez ensuite d'anciens fuselages et ailes de tailles proches de celles prévues pour vous faire une idée de la masse restante. Faites l'addition, vous avez la masse totale. Choisissez maintenant une charge alaire. Le tableau II.1 peut vous aider. Il présente les valeurs usuelles de charge, avion et planeur (pour un moto-planeur, référez vous à la colonne planeur, mais n'espérez pas obtenir une charge très faible). Plus le modèle sera chargé, plus il volera vite (si vous doublez la charge, la vitesse de vol sera multipliée par presque 1,5 - nous verrons ça plus loin) [15].

Vous avez la masse, vous avez la charge, vous pouvez calculer la surface :

$$S_a = \frac{M}{Ch}$$

Avec : S_a : surface alaire (dm²)
 M : masse du modèle (g)
 Ch : charge alaire (g/dm²)

Surface et envergure permettent de calculer l'allongement de votre aile :

$$\lambda_a = \frac{Env^2}{S_a}$$

Avec : λ_a : allongement de l'aile (sans unité)
 Env : envergure de l'aile (m)
 S_a : surface alaire (m²)

| Tableau II.1 | | |
|------------------|------------------------------------|---------|
| Envergure (m) | Charge alaire (g/dm ²) | |
| | Avion | planeur |
| 1 | 30 à 45 | 15 à 30 |
| 2 | 50 à 100 | 25 à 50 |
| 3 | | 40 à 60 |

Tableau II.1. Charge alaire

| Tableau II.2 | | |
|------------------|-------------|---------|
| Envergure (m) | Allongement | |
| | Avion | planeur |
| 1 | 4 à 8 | 6 à 8 |
| 2 | | 8 à 14 |
| 3 | | 12 à 20 |

Tableau II.2. Allongement

Pour ce calcul comme pour tous les autres, faites bien attention aux unités. Arrêtons-nous quelques instants sur cet allongement, en commençant par rappeler ce que ce paramètre signifie.

Prenons l'exemple simple d'une aile rectangulaire : l'allongement est alors égal au rapport de la longueur du rectangle (envergure) sur sa largeur (corde).

Si une aile rectangulaire fait 1 mètre d'envergure et 20 cm de corde, l'allongement est alors égal à 5. Une autre aile de 2 mètres d'envergure et 10 cm de corde aurait un allongement de 20. Remarquez que les deux ailes ont une surface de 20 dm².

L'allongement décrit donc l'aspect de l'aile (ramassée ou au contraire filiforme), d'où son nom anglais "aspect ratio", ratio signifiant "proportion". Les ailes rectangulaires ont la particularité d'avoir une corde constante sur toute l'envergure, ce qui n'est pas le cas général. La formule précédemment donnée a l'avantage d'être valable pour toutes les formes d'ailes.

Pour une surface alaire donnée, une aile est d'autant plus performante que son allongement est important. Mais si l'allongement est trop grand, les cordes de l'aile deviennent trop faibles pour que le profil fonctionne de manière satisfaisante, et les performances retombent. Comme d'habitude, tout est affaire de compromis. D'autre part, plus l'allongement est faible, plus les cordes sont importantes, et donc plus l'aile est épaisse, rigide et solide. Les valeurs classiques d'allongement se lisent dans le tableau II.2 [15].

Les calculs peuvent mener à un allongement qui ne vous convient pas. S'il vous semble trop faible, cela veut dire que la surface alaire est trop grande pour l'envergure prévue. Il vous faut alors revoir votre envergure et / ou votre charge à la hausse, et recalculer surface et allongement. Si, au contraire, l'allongement est trop important, faites les modifications inverses. Dès que l'allongement vous convient, passez à la suite.

Vous avez les valeurs définitives de l'envergure et de la surface. Trois autres paramètres sont à déterminer avant de dessiner l'aile :

- Le nombre de trapèzes composant une demi-aile :

Ce nombre reste à votre libre choix, mais pensez que trop de trapèzes compliqueront la construction.

- La flèche :

En aviation grandeur, l'effet principal de la flèche est d'améliorer les performances aux vitesses de vol transsoniques, c'est à dire proches de la vitesse du son. Ceci n'a aucun intérêt en modélisme, à moins que vous ayez l'habitude de voler à mach 1, ce qui est peu probable.

La flèche a au moins deux autres effets : premièrement, elle augmente la stabilité autour de l'axe de lacet (vous avez en annexe un rappel des noms des trois axes), c'est ce qu'on peut appeler un "effet dérive". Deuxièmement, elle a un effet stabilisateur sur l'axe de roulis, encore appelé "effet dièdre".

Ces effets ne sont vraiment détectables que si la flèche est importante (saumon franchement en arrière de l'emplanture, comme sur la (figure II.2). Malheureusement, à nos vitesses de vol subsoniques, une aile en forte flèche a un bien moins bon rendement qu'une aile droite, ce qui limite souvent l'usage de la flèche aux reproductions de modèles supersoniques (avions de chasse notamment) [15].

- L'effilement :

C'est le rapport de la corde au saumon sur la corde d'emplanture. Pour une aile en simple trapèze, les meilleurs rendements sont obtenus pour un effilement d'environ 0,7. Pour des ailes à multiples trapèzes, c'est plus compliqué, le rapport des cordes d'extrémités voulant plus dire grand chose. Si on veut gagner en performances, le but est théoriquement de se rapprocher de l'aile elliptique. Mais dessinez plutôt une aile qui vous plait esthétiquement. Seule restriction, la corde ne devra jamais passer sous les 100 mm, encore une fois pour

préservent l'efficacité du profil sur toute l'envergure. Cette limite peut passer à 140, voire 180 mm pour les modèles prévus pour voler lentement.

Armé de toutes ces valeurs, vous pouvez enfin dessiner la vue de dessus de votre aile. Pour être en accord avec vos calculs, la somme des surfaces des trapèzes doit être égale à la surface alaire prévue. Rappelons la formule de la surface d'un trapèze (figure II.1) :

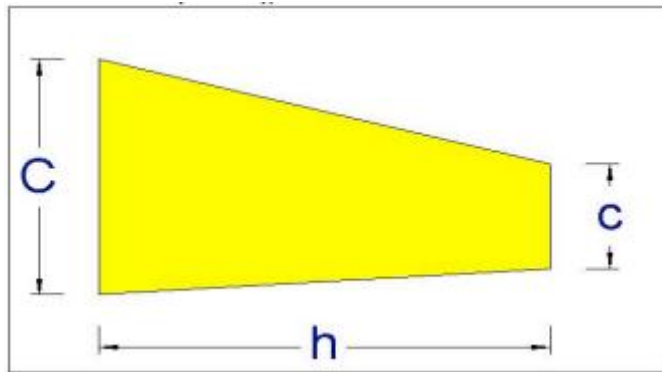


Figure II.1. Surface du trapèze.

$$S = h \times \frac{(G+c)}{2}$$

Avec :
 S : surface du trapèze (dm²)
 h : hauteur du trapèze (dm)
 C : grande corde du trapèze (dm)
 c : petite corde du trapèze (dm)

De plus, laissez entre les deux demi-ailes un espace de la largeur du fuselage (déterminez cette largeur selon la disposition des éléments embarqués dans le fuselage).

Avant de passer au dessin du stabilisateur, il vous faut connaître la valeur et la position de la corde aérodynamique moyenne (abréviation : CAM) [15].

II.2.2. Calcul de la Cam :

La CAM est une corde qui représente à elle seule l'aile dans sa totalité, du point de vue des forces qui s'y appliquent. Sa position sur l'aile est aussi importante que sa longueur.

Ces valeurs servent à plusieurs reprises dans de la conception d'un avion ou d'un planeur. Voyons d'abord le cas d'une demi-aile en simple trapèze :

Vous connaissez la corde d'implanture, la corde au saumon. Pour avoir la longueur de la CAM, faites :

$$CAM = \frac{2}{3} \times \frac{C_e^2 + C_e \times C_s + C_s^2}{C_e + C_s}$$

Avec : CAM : corde aérodynamique moyenne (mm)
 Ce : corde d'emplanture (mm)
 Cs : corde de saumon (mm)

Physiquement, la CAM est une corde représentative de l'aile entière. Il se trouve que, mathématiquement, la CAM est aussi la corde qui divise le trapèze en deux surfaces égales. Il n'est pas utile de chercher où se place la CAM sur la hauteur du trapèze [15]. C'est plus exactement la distance entre le bord d'attaque de la corde d'emplanture et celui de la CAM qui est intéressante, projetée sur l'axe longitudinal. Cette distance s'appellera D. Voyez la (figure II. 2) La flèche f du bord d'attaque sert au calcul de D :

$$D = \frac{1}{3} \times \frac{(C_e + 2 \times C_s)}{C_e + C_s} \times f$$

Avec : D : "distance D" (mm)
 Ce : corde d'emplanture (mm)
 Cs : corde de saumon (mm)
 f : flèche du bord d'attaque (mm)

Pour obtenir la CAM d'une demi-aile à plusieurs trapèzes, il faut calculer la CAM de chacun des trapèzes, puis faire la moyenne de ces CAM, en pondérant avec les surfaces. Pour une demi-aile à trois trapèzes :

$$CAM = \frac{CAM_1 \times S_1 + CAM_2 \times S_2 + CAM_3 \times S_3}{S_1 + S_2 + S_3}$$

Avec : CAM : corde aérodynamique moyenne de l'aile entière (mm)
 CAM₁ : CAM du premier trapèze (mm)
 CAM₂ : CAM du second trapèze (mm)
 S₁ : surface du premier trapèze (dm²)

De même, pour calculer la distance D de l'aile entière, il faut faire la moyenne pondérée, mais en tenant compte pour chaque trapèze des flèches des autres trapèzes plus proches de l'emplanture. Pour plus de clarté, référez-vous à la (figure II.3) et à la formule suivante, toujours pour l'exemple d'une demi-aile à trois trapèzes :

$$D = \frac{D_1 \times S_1 + (D_2 + f_1) \times S_2 + (D_3 + f_2 + f_1) \times S_3}{S_1 + S_2 + S_3}$$

Avec : D : distance D de l'aile entière (mm)
 D₁ : distance D du premier trapèze (mm)
 f₁ : flèche du bord d'attaque du premier trapèze (mm)
 S₁ : surface du premier trapèze (dm²)

Remarquez qu'avec la longueur de la CAM et la distance D de l'aile entière, vous pourriez avoir envie de retrouver la CAM quelque part sur l'aile, comme sur la (figure II.2) C'est souvent impossible. La CAM d'une aile à plusieurs trapèzes est virtuelle, en quelque sorte. Vous ne pourrez donc la tracer que sur l'axe longitudinal, comme sur la (figure II.4) qui montre l'avancement de votre dessin à ce moment de la conception [15].

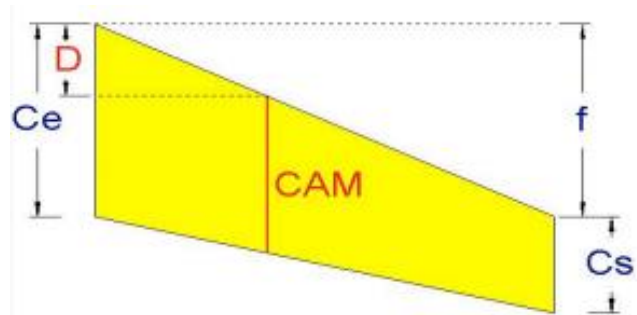


Figure II.2. Corde aérodynamique moyenne de l'aile entière.

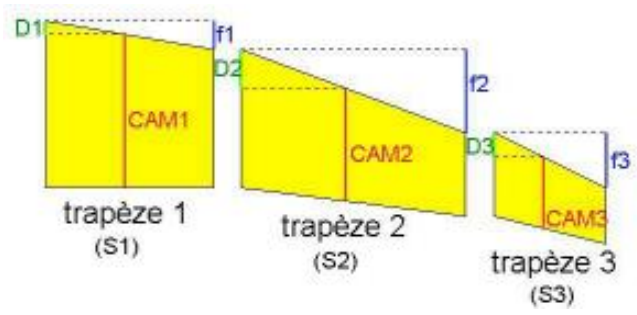


Figure II.3. Une demi-aile à trois trapèzes.

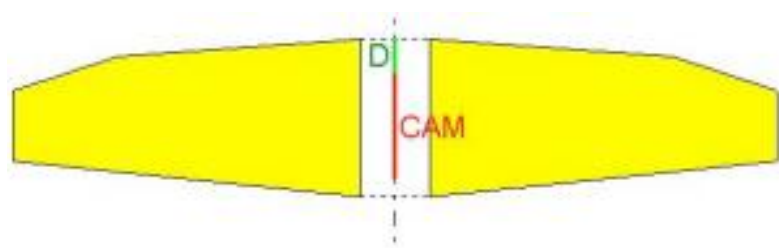


Figure II.4. Distance D.

II.2.3. Stabilisateur :

C'est une petite aile située en arrière du centre de gravité du modèle, qui agit comme une girouette sur l'axe de tangage. Elle assure le bon fonctionnement de l'aile en la forçant à conserver un angle d'incidence constant, quand vous ne donnez aucun ordre à la radio. Comme toute aile, le "stab", puisque c'est son petit nom, possède une CAM, notée CAMs pour la distinguer de la CAM de l'aile, désormais notée CAMa. L'efficacité du stab dépend principalement de deux paramètres : sa surface et son bras de levier.

Le bras de levier, noté BL, est la distance du centre de gravité du modèle au "centre de poussée" du stab. On peut considérer pour l'instant que le modèle sera centré au premier tiers de la CAMa, même si un calcul plus précis sera fait dans la deuxième partie. Quant au centre de poussée du stab, c'est le point où s'applique la force de portance. Le profil du stab étant symétrique, son centre de poussée est situé au premier quart de CAMs (cela sera développé dans la deuxième partie). Résumons : BL est la distance entre un point situé à 33% de CAMa et un autre point à 25% de CAMs. L'efficacité du stab augmente à la fois avec sa surface et avec BL [15].

Commencez par dessiner votre stab dans un coin de la feuille ; on ne sait pas encore à quelle distance le placer de l'aile. Sa surface (S_s) sera comprise entre 10 et 20% de la surface alaire, son allongement entre 3 et 6. Calculez sa CAM et sa distance D, tracez les sur le dessin, comme pour l'aile.

Il faut maintenant choisir un paramètre important : le "volume de stab", noté V_s . Une valeur suffisante de V_s assure la stabilité du modèle sur l'axe de tangage. Celle-ci devra être comprise entre 0,4 et 0,8. Voilà quelques indices pour choisir le bon V_s :

L'inertie de rotation d'un planeur autour de son axe de tangage est comparativement bien inférieure à celle d'un avion. Ceci fait que les valeurs courantes de V_s pour un planeur tournent autour de 0,5, alors que celles pour un avion sont plus souvent proches de 0,6 ou 0,7.

Plus votre modèle est prévu pour voler lentement, plus son V_s devra être important. Inversement, si vous êtes en train de concevoir un modèle de vitesse, un V_s assez faible suffira.

Le choix de V_s vous permet de calculer BL :

$$BL = V_s \times CAM_a \times \frac{S_a}{S_s}$$

Avec : BL : bras de levier de stab (mm)
 V_s : volume de stab (sans unité)
 S_a : surface alaire (dm^2)
 S_s : surface de stab (dm^2)
 CAM_a : corde aérodynamique moyenne de l'aile (Mm)

Redessinez maintenant le stab à sa place, derrière l'aile, en prenant compte de la valeur de BL. Pour plus de facilité, reportez une distance B entre les bords d'attaque à l'emplanture de l'aile et du stab. Compte tenu de ce qui a été dit sur BL, la distance B se calcule comme suit :

$$B = BL + (D_a + 0.33 \times CAM_a) - (D_s + 0.25 \times CAM_s)$$

Avec : B : distance recherchée (mm)
 BL : bras de levier de stab (mm)
 D_a : distance D de l'aile (mm)
 CAM_a : corde aérodynamique moyenne de l'aile (mm)
 D_s : distance D du stab (mm)
 CAM_s : corde aérodynamique moyenne du stab (mm)

Voyez la (figure II.5).

Si l'aspect obtenu ne vous satisfait pas, pensez qu'un même V_s peut être obtenu avec une infinité de couples S_s , BL. Ainsi, si votre modèle vous paraît trop court, redessinez un stab plus petit, et recalculer BL, sans changer V_s . Et vice-versa. Le plus gros du dessin est fait, passons aux autres vues [15].

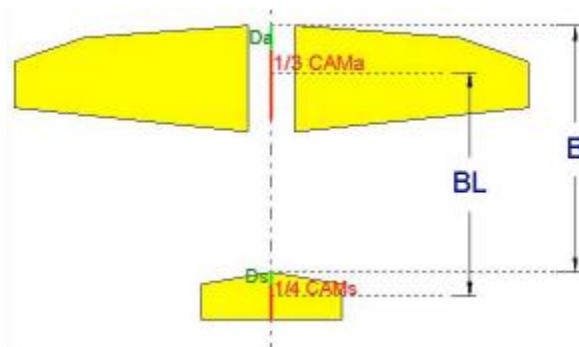


Figure II.5. Bras de levier de Stabilisateur.

II.2.4. Vue de profil :

Tracez l'axe longitudinal de votre vue de profil parallèlement à celui de votre vue de dessus. Cet axe sera utilisé comme référence lors des calages des surfaces portantes. Il définit donc la direction de vol du modèle. Reportez l'emplacement des cordes d'emplanture de l'aile et du stab, comme sur la (figure II.6). Puis dessinez le contour de votre fuselage. C'est là que vous choisissez entre aile haute, médiane ou basse, et stab en T ou en croix. Votre dérive devra faire approximativement 60% de la surface du stab (dans le cas particulier d'un stab en V, la vue de profil du stab devra reprendre les cordes d'emplanture et de saumon de la vue de dessus, et sa hauteur devra faire environ 30% de son envergure, cela pour une ouverture à 120°). Rappelons que le rôle de la dérive est, comme pour le stab, d'assurer un effet girouette, mais sur l'axe de lacet [15].

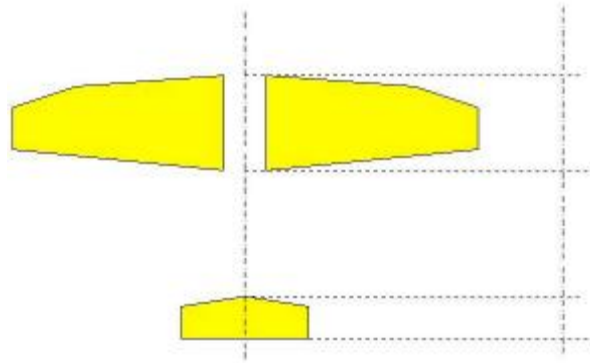


Figure II.6. L'emplacement des cordes d'emplanture de l'aile et du stab.

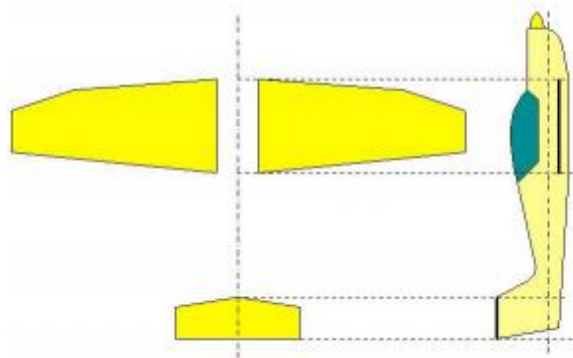


Figure II.7. Vue de profil.

La partie du fuselage en avant de l'aile doit avoir un volume suffisant pour loger radio et propulsion. Par ailleurs, essayez d'estimer la longueur avant nécessaire à un centrage sans plomb. On pourrait facilement déterminer cette longueur par calcul, mais il nous faudrait les masses précises des empennages et des parties avant et arrière du fuselage, que vous ne

pouvez pas encore connaître. Comme pour le contour de l'aile, c'est donc l'esthétique plus que les mathématiques qui guideront ici votre crayon ; de toute façon, s'il fallait finalement rajouter du plomb pour obtenir le bon centrage, ce n'est pas ce petit excès de masse qui bouleverserait les performances du modèle. La (figure II.7). Vous montre où nous en sommes [15].

II.2.5. Vue de face :

Sur cette vue de face, l'axe longitudinal du modèle est réduit à un point. Autour de ce point, reportez hauteur et largeur du fuselage, ainsi que les empennages, puis tracez une horizontale passant par la jonction aile-fuselage. Il faut choisir pour l'aile une valeur de dièdre. L'effet du dièdre est plus complexe qu'il n'y paraît. Essayons d'y voir plus clair : soit un planeur volant de manière rectiligne, uniforme et symétrique. (Figure II.8). La portance de l'aile droite est égale à la portance de l'aile gauche. Toutes les forces et les moments s'équilibrent, le planeur conserve sa trajectoire. Prenons le même planeur, en vol "dérapé", c'est-à-dire dans un cas où l'axe longitudinal du planeur n'est plus parallèle à sa trajectoire de vol. (Figure II.9).

Ce type de vol particulier a lieu dès qu'un ordre est donné à la direction, par exemple. Le planeur voit donc le vent relatif arriver légèrement de travers. Si le dièdre est nul, rien d'important ne se passe au niveau de l'aile. Si par contre l'aile a du dièdre, l'angle d'incidence d'une des deux demi-ailes augmente, alors que celui de l'autre diminue. La portance est alors dissymétrique. Le dièdre est donc à l'origine d'un couple sur l'axe de roulis lorsque le modèle est en vol dérapé. Ce couple a plusieurs conséquences sur le pilotage. D'abord, un des effets du dièdre est de pouvoir mettre un modèle en virage par une simple action à la dérive. C'est comme ça que sont pilotés tous les avions et planeurs deux axes, qui n'ont pas de commande sur l'axe de roulis [15].

De plus, le dièdre a d'autres effets, comme celui de faciliter la remise à plat des ailes après une perturbation en roulis, ou celui de réduire la tendance des modèles à accentuer l'inclinaison d'un virage.

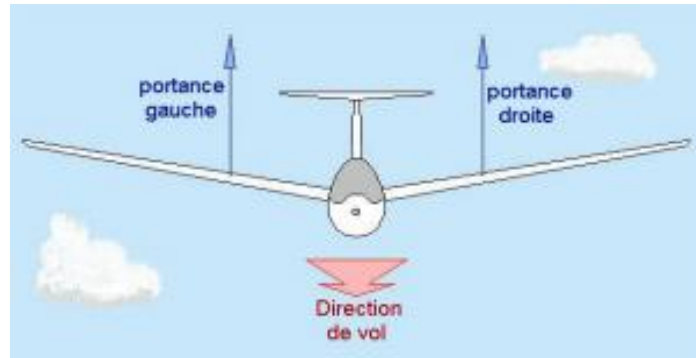


Figure II.8. Un planeur volant de manière rectiligne [16].

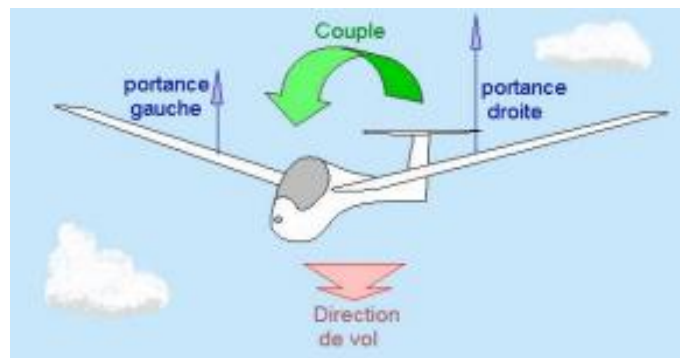


Figure II.9 Un planeur en vol "dérapé" [17].

Le dièdre n'est à bannir que dans un cas : celui des avions et planeurs de voltige, qui se passeront volontiers de tous ces effets induits.

Les valeurs classiques de dièdre sont les suivantes, et sont valables en avion comme en planeur : 6 à 9° pour un deux axes, 2 à 5° pour un trois axes, et 0 à 2° pour un modèle de voltige. Ces valeurs sont mesurées entre le plan d'une demi-aile et l'horizontale, pour une aile à simple dièdre. Si vous voulez pour votre aile un dièdre multiple (comparativement plus efficace), suivez la méthode suivante :

Commencez votre vue de face de l'aile comme si elle allait être équipée d'un simple dièdre. Supposons que vous ayez choisi une valeur de 3°, et que vos demi-ailes aient une longueur de 1m 10. Tracez de chaque côté du fuselage, à 1m 10 de celui-ci, deux traits verticaux. Pour déterminer la hauteur sous le saumon, multipliez la longueur de la demiaile par la tangente de l'angle. Ici : $110 \times \tan(3^\circ) \cong 6 \text{ cm}$. Reportez cette longueur sur vos deux traits verticaux, en partant de leur intersection avec l'horizontale. Ceci détermine la position de vos saumons. Pour un simple dièdre, il ne vous resterait plus qu'à tracer deux traits, joignant chacun des saumons au fuselage. Dans le cas d'un dièdre multiple, tracez plutôt à

l'aide d'un pistolet une moitié d'ellipse, joignant les deux saumons, et passant par la jonction aile-fuselage. Voyez la (figure II.10). C'est sur cette jolie courbe que viendra s'articuler votre aile.

Intéressons-nous au quart d'ellipse droit : il faut choisir quelque part sur cette courbe des points de segmentation du dièdre. Ces points (un seul pour un double dièdre, deux pour un triple dièdre) correspondent à des cordes où l'aile fera un angle. On fait généralement coïncider ces cordes avec les jonctions entre trapèzes. (Figure II.11). Ces points ont bien sûr leurs symétriques du côté gauche [15].

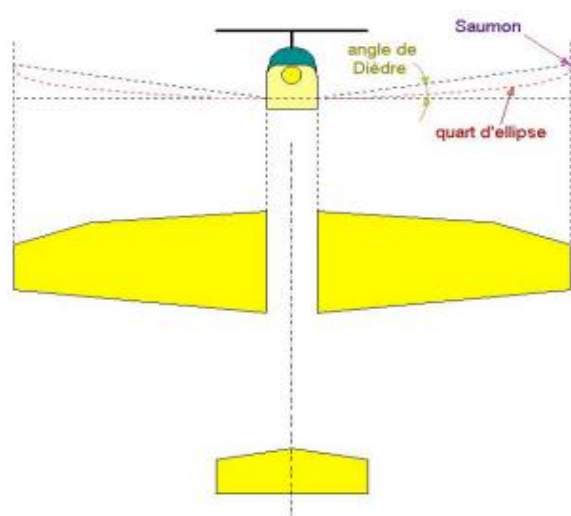


Figure II.10. Courbe que viendra s'articuler une aile.

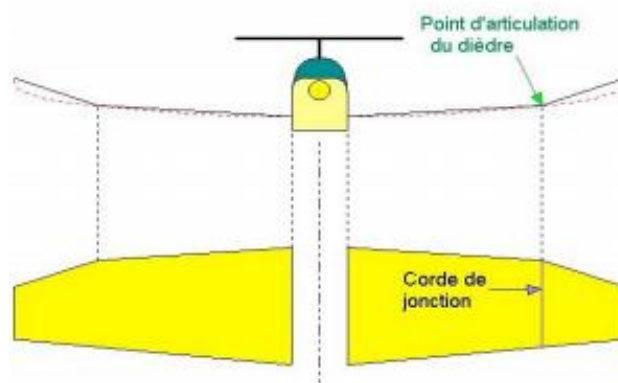


Figure II.11. Cordes avec les jonctions entre trapèzes.

II.2.6. Gouvernes :

Sauf dans le cas d'empennages pendulaires, stab et dérive auront des volets mobiles sur environ 40% de leurs surfaces. Les ailerons d'un modèle trois axes pourront représenter à eux deux 10% de la surface alaire, et seront placés plus proches du saumon que de l'emplanture, pour plus d'efficacité [15].

II.2.7. Crochets :

Pour une mise en altitude au sandow ou au treuil, le crochet devra se trouver entre 15 et 30 degrés en avant du centre de gravité (figure II.12). Plus vous choisirez une position avancée, plus la montée sera "pépère". Si vous préférez un départ à la catapulte (10m de sandow puissant et 10m de fil ; violent mais efficace), l'angle devra alors être proche de 50°. Le planeur part presque à l'horizontale, ne cabrez que quand il est décroché. Enfin, les as du manche qui pratiquent le remorquage savent déjà que le crochet doit se trouver très en avant, sous le nez du planeur.

Avant de contempler votre chef d'œuvre des heures durant, achevez le en dessinant le fuselage sur la vue de dessus, et en fixant quelques accessoires comme par exemple le train d'atterrissage (si nécessaire), ou la forme des saumons d'aile et de stab : juste arrondis, ou bien peut-être des winglets ? [15].

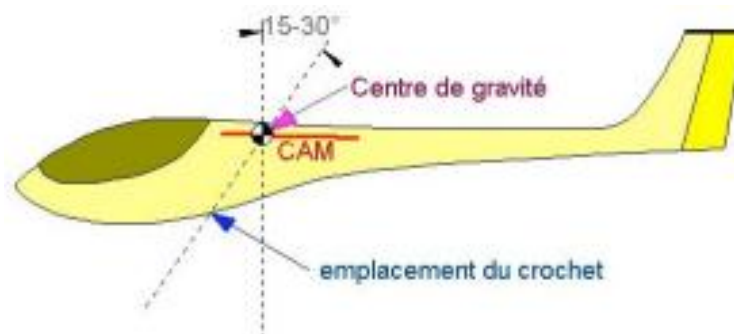


Figure II.12. Centre de gravité d'un avion [17].

Les nombreuses contraintes subies tout au long de ce dessin pourraient faire croire qu'avec une telle méthode, tous les modèles seraient semblables au final. Et pourtant, je suis sûr que le vôtre ne ressemble pas à la (figure II.13).

Pour finir, il est utile de faire un récapitulatif de toutes les dimensions de votre modèle. Pour ma part, je le fais par ordinateur, en utilisant un tableur.

C'est bien pratique : je ne reporte que les dimensions lisibles directement sur le dessin (cases grises), et l'ordinateur calcule en un clin d'œil tous les autres paramètres, tels que les CAM ou le V_s , grâce aux formules que j'ai préalablement rentrées (cases jaunes). Chaque modèle a donc sa fiche, et toutes sont à la même norme. Très clean, non ? [15].

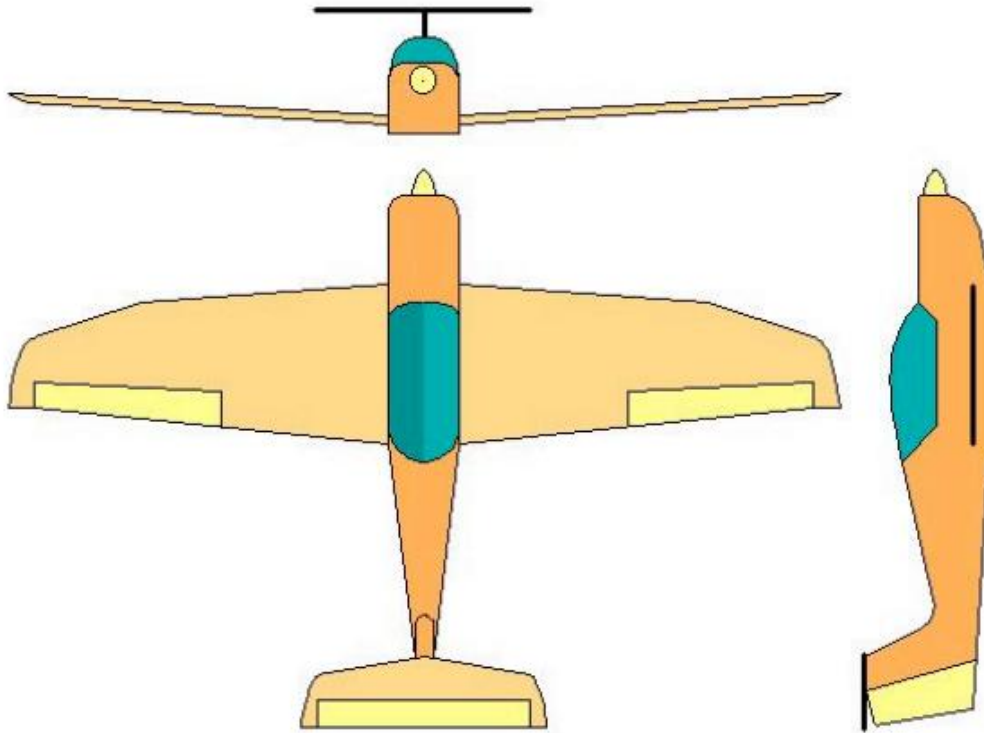


Figure II.13. Le modèle final [18].

DEUXIEME PARTIE :

PARAMETRES DE VOL

Jetez un coup d'œil à votre dessin ; que manque - t'ilencore avant de débiter la construction ? Quatre données importantes restent à déterminer : le profil d'aile, les calages d'aile et de stab, ainsi que le point de centrage. Ce sont ces données auxquelles nous allons maintenant nous intéresser. Par la même occasion, nous pourrions déterminer les performances "naturelles" de votre modèle, c'est à dire sa vitesse de vol et sa finesse lorsque vous ne donnerez aucun ordre à la radio (moteur calé pour un avion). Ces conditions de vol rectiligne, stabilisé, manches lâchés, moteur calé seront désormais appelées "vol standard". Un paragraphe supplémentaire sera réservé aux avionneurs et moto-planistes, pour qui la détermination des performances du modèle en "vol moteur" sera source de quelques tracasseries. Si l'usage d'un ordinateur était commode pour la première partie, il sera pratiquement indispensable pour les calculs de performances.

II.3. Préliminaire 1:

II.3.1. Profils et Polaires :

Le profil d'aile (figure II.14) est le cœur du modèle. Il mérite donc qu'on s'y attarde un peu. Le dessus du profil est appelé extradados, le dessous intrados. La droite passant par le bord d'attaque et le bord de fuite se nomme ligne de référence. La corde est le segment de cette droite, allant du bord d'attaque au bord de fuite. Lorsque de l'air s'écoule autour d'un profil, des variations de pression ont lieu tout autour de lui.

Les profils d'ailes sont dessinés de façon à ce que, en vol, une dépression se crée à l'extrados, alors qu'une surpression s'établit à l'intrados. Cette différence de pression est à l'origine d'une force tirant le profil à la fois vers le haut et vers l'arrière, appelée "résultante". Cette force s'applique en un point particulier de la ligne de référence : le centre de poussée [15].

La résultante peut être décomposée en deux forces différentes: la première, perpendiculaire à la direction de l'écoulement, est la composante efficace : c'est la portance. La seconde, parallèle à l'écoulement, est l'inévitable composante parasite. Son nom : la traînée.



Figure II.14. Le profil d'aile est le cœur du modèle [19].

Les valeurs de ces deux forces pour l'aile entière se calculent :

$$P = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_z$$

$$T = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_x$$

Avec: P : portance (Newton, abréviation N)
 T : traînée (N)
 ρ : masse volumique de l'air (1,225 kg/m³)
 S : surface portante (m²)
 V : vitesse de l'écoulement (mètres par seconde, m/s)
 C_z : coefficient de portance du profil (sans unité)
 C_x : coefficient de traînée du profil (sans unité)

Les coefficients C_z et C_x sont fonctions de l'angle d'attaque (ou angle d'incidence) du profil, c'est-à-dire l'angle que fait la ligne de référence avec la direction de l'écoulement. C'est d'ailleurs la façon dont varient ces coefficients avec l'angle d'attaque qui détermine les performances d'un profil [15].

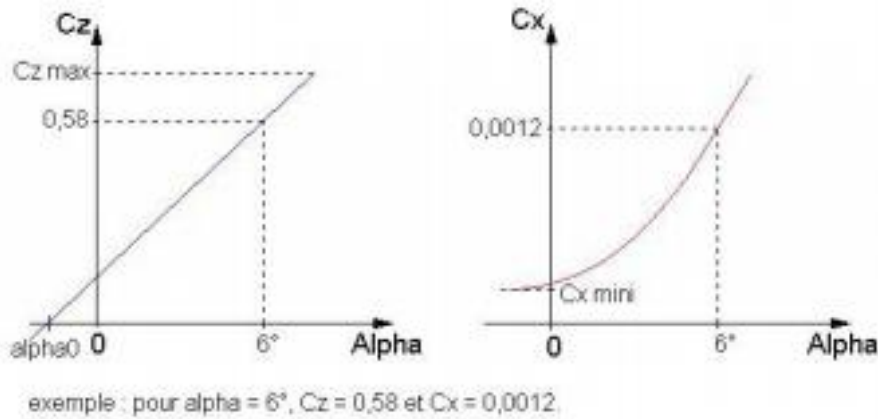


Figure II.15. Les variations de C_z et C_x en fonction de l'angle d'attaque (α).

La surface de l'aile et la masse volumique de l'air étant supposées fixes, on déduit que portance et traînée varient en vol avec deux paramètres : la vitesse (au carré) et l'angle d'attaque. Observons de plus près les variations de C_z et C_x en fonction de l'angle d'attaque (α) : (figure II.15) On voit que la courbe représentant le C_z en fonction d' α est une droite. Pour une certaine valeur d' α ("alpha zéro", ou angle de portance nulle), le C_z est nul, et donc la portance l'est aussi. Le C_z croît linéairement avec α , jusqu'à une valeur $C_z \text{ max}$, au-delà de laquelle le profil décroche, l'angle d'incidence étant trop important pour que l'écoulement de l'air autour du profil se fasse régulièrement. Le C_x , quant à lui, n'est pas une fonction linéaire d' α . La courbe ressemble plus à une parabole. De plus, vous pouvez remarquer que, contrairement au C_z , le C_x n'est jamais nul [15].

Autrement dit, pour l'incidence "alpha zéro", la portance est nulle, mais l'aile traîne quand même. A un angle d'incidence correspondent une valeur de C_z et une valeur de C_x . Heureusement pour nous, la valeur du C_x est en moyenne presque cent fois plus faible que celle du C_z . Le rapport C_z/C_x est d'ailleurs une donnée à la quelle nous nous intéresserons de plus près un peu plus loin. On peut rassembler les deux courbes de la (figure II.15) en une seule, en traçant pour un profil donné le C_z en fonction du C_x [15].

La courbe obtenue s'appelle la polaire Eiffel du profil. Cette représentation est utile pour comparer les profils entre eux, mais elle ne suffit pas dans le cadre d'une conception de modèle ; elle ne présente en effet aucune information quant à l'angle d'incidence. Ce type d'information nous sera pourtant nécessaire dans la suite de la méthode, notamment au moment de la détermination du bon calage d'aile.

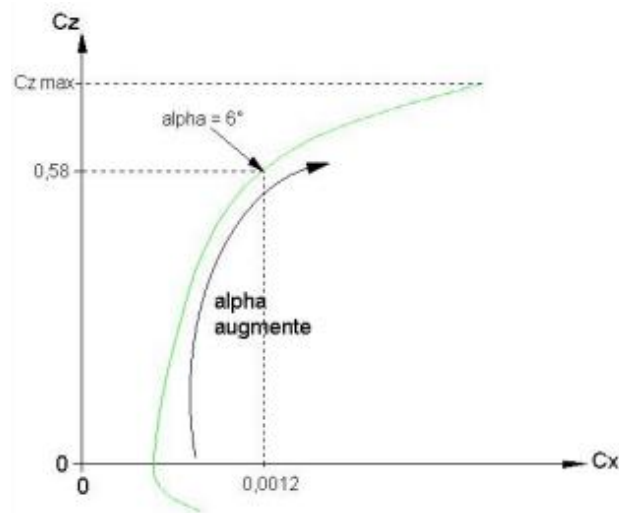


Figure II.16. La polaire Eiffel du profil.

J'en profite pour faire un petit distinguo : comme nous venons de le voir, l'incidence de l'aile est l'angle entre la ligne de référence du profil et la direction de l'écoulement de l'air. Cet angle varie en vol, dès que vous donnez un ordre à la profondeur, par exemple. Il ne faut pas le confondre avec le calage de l'aile, qui est l'angle entre la ligne de référence du profil et l'axe longitudinal du fuselage. Cet angle est fixé à la construction, et ne varie pas en vol (sauf dans le cas très particulier des modèles à incidence intégrale). (La figure II.17) montre une situation où incidence et calage ne sont pas égaux. Calage et incidence ne sont confondus que quand l'écoulement de l'air se fait parallèlement à l'axe longitudinal du modèle. (Ceci est vérifié en vol standard [15].

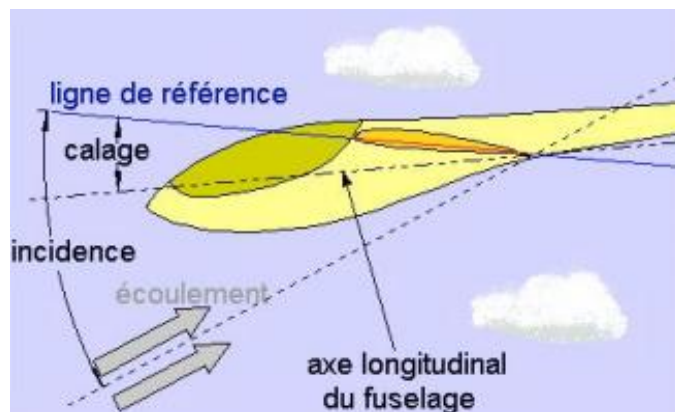


Figure II.17. Une situation où incidence et calage ne sont pas égaux [20].

Revenons aux C_z et C_x : chaque profil a donc sa polaire, représentant ses performances pour toute la fourchette d'angles d'attaque (s'étendant approximativement de -5° à 15°). En réalité c'est plus complexe que ça. En effet, tout profil fonctionne d'autant mieux que l'écoulement est rapide, et que la corde du profil est importante. Autrement dit, à corde égale,

un profil avançant à 50 km/h par rapport à l'air aura un C_z plus grand et/ou un C_x plus petit que le même profil évoluant à 30 km/h avec le même angle d'incidence. Ceci est indépendant des formules des forces données plus haut ; nous parlons bien ici de C_z et de C_x , et non pas de portance ou de traînée. De la même manière, à vitesse égale, un profil est plus efficace s'il est utilisé avec une grande corde. Mais alors, comment s'y retrouver, si la polaire d'un profil n'est valable que pour une valeur de corde et une valeur de vitesse ? Heureusement, les effets de la vitesse et de la corde sur l'efficacité du profil sont tout à fait similaires. Multiplier la vitesse par deux a le même effet favorable sur les performances que de doubler la corde. On utilise donc un nombre bien pratique, prenant à la fois compte de la corde et de la vitesse :

Le nombre de Reynolds (abréviation : Re) [15].

$$Re = 20 \times C \times V$$

Avec : C : corde du profil (mm)

V : vitesse de l'écoulement (km/h)

Le nombre de Reynolds est représentatif des conditions dans lesquelles le profil travaille. Faire 10 cm de corde et voler à 40 km/h, ou bien faire 20 cm de corde et voler à 20 km/h, pour un profil, c'est pareil. Dans les deux cas, le nombre de Reynolds est de 80 000. En accord avec ce qui a été dit plus haut, on peut affirmer que les profils supportent mal les faibles nombres de Reynolds, et ceci d'autant plus qu'ils sont creux et/ou épais. En aéromodélisme, les profils travaillent, selon les modèles, à des Re compris entre 60 000 et 500 000 (voire 1 000 000 pour les modèles à la fois très gros et rapides). C_z et C_x sont donc finalement fonctions non seulement de l'angle d'attaque, mais aussi du nombre de Reynolds. Ainsi, un profil donné a une infinité de polaires, puisqu'il existe une infinité de nombre de Reynolds ... En fait, on se contente d'avoir les polaires correspondant à quelques Re (souvent 100 000, 200 000 et 300 000). Pour le calcul des performances, il suffira de choisir le Re qui se rapproche le plus des conditions de vol du futur modèle. (La figure II.18) présente un ensemble typique de polaires d'un même profil, pour trois Re différents. On voit que la traînée (C_x) augmente quand le Re diminue, les polaires se situant de plus en plus vers la droite sur le graphe. Quant au C_z max, lui, il diminue avec les Re faibles. Sur la polaire à Re 100 000, on voit une déformation représentant une forte augmentation de la traînée pour certains angles [15].

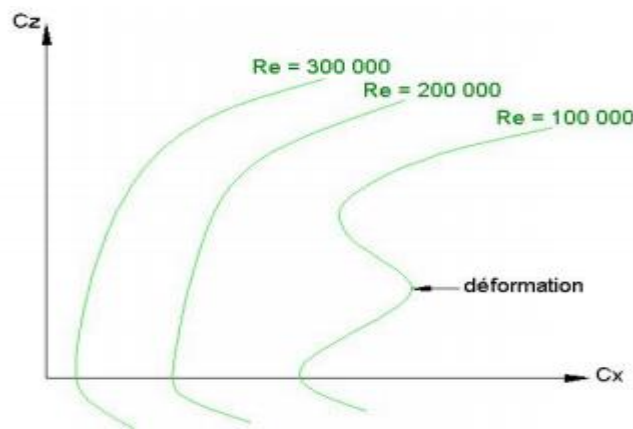


Figure II.18. Un ensemble typique de polaires d'un même profil pour 3 Reynolds différents.

D'incidences. C'est un signe que le profil commence à ne plus bien fonctionner du tout. Il vaudra donc mieux éviter d'utiliser ce profil en dessous de $Re\ 100\,000$. Un court recueil de profils vous est proposé dans ce dossier. Loin d'être exhaustif, il contient tout de même les meilleurs profils actuels, utilisés notamment en compétition planeur, plus certains profils avion. De plus, chaque profil est présenté avec toutes ses caractéristiques, c'est à dire :

- Le listing des coordonnées de l'extrados et de l'intrados, dans un repère orthonormé ayant pour origine le bord d'attaque et pour unité la corde du profil. Ceci ne vous sera utile que pour retracer le profil par ordinateur, afin de pouvoir l'imprimer aux cordes voulues. Plus simplement, vous pourrez photocopier le tracé fait à une corde de 20 cm, en réduisant ou en agrandissant à souhait.

- Trois tableaux regroupant les coordonnées de trois polaires, à trois différents nombres de Reynolds. Ces tableaux sont agrémentés des angles d'attaque correspondant à chaque couple C_z/C_x . Ces courbes sont issues de tests en soufflerie. Elles ne sont pas infaillibles, les performances d'un profil étant très sensibles à la qualité de la construction. Pourtant, il faut bien se baser sur quelque chose, et l'utilisation de ces données constitue déjà un énorme progrès par rapport à la "pifométrie" habituellement pratiquée. Ces informations sont disponibles sur le site Web du professeur Selig.

- L'angle de portance nulle du profil. C'est une moyenne, cet angle variant légèrement avec le Re considéré. La valeur de cet angle ne sera d'ailleurs d'aucune utilité par la suite. Mais puisqu'on a dit que toutes les caractéristiques étaient présentées...

Une autre constante est donnée pour chaque profil : le C_{m0} . Abréviation de "coefficient de moment à portance nulle", le C_{m0} sert concrètement à calculer la position du centre de

poussée sur la corde, c'est à dire le point où s'applique la résultante. Ce calcul est d'un grand intérêt pour nous : en effet, le centre de poussée est l'endroit idéal où centrer le modèle, pour avoir une traînée minimale en vol standard [15].

$$CP = C \times \left(0,25 - \frac{C_{mo}}{C_z}\right)$$

Avec :

- CP : position du centre de poussée (en mm par rapport au bord d'attaque)
- C : corde (mm)
- C_{mo} : coefficient de moment à portance nulle du profil (constante sans unité)
- C_z : coefficient de portance du profil (variable sans unité)

Cette formule vous donne la position de CP sur la corde. Vous voyez que CP varie avec le C_z, si le C_{mo} est différent de zéro. Or, dans le recueil de profil, vous pouvez trouver un profil ayant un C_{mo} égal à zéro. Remarquez que ce profil est symétrique par rapport à la ligne de référence. Voilà une observation intéressante : les profils symétriques ont un centre de poussée fixé à 25% de leur corde. Nous avons déjà utilisé cette caractéristique dans la première partie, lors du calcul de la longueur du bras de levier de stab. Les autres profils du recueil ont un C_{mo} négatif, ce qui signifie que le CP est situé en arrière des 25% de la corde, et cela d'autant plus que le C_z est faible. Si le C_z est nul, le calcul donne un résultat aberrant : le CP serait situé à l'infini en arrière de l'aile. Cette bizarrerie peut se comprendre intuitivement : le CP étant le point d'application de la résultante, il est aussi celui de la portance. Or à C_z nul, la portance est inexistante. Difficile de trouver le point d'application d'une force qui n'existe pas ... [15].

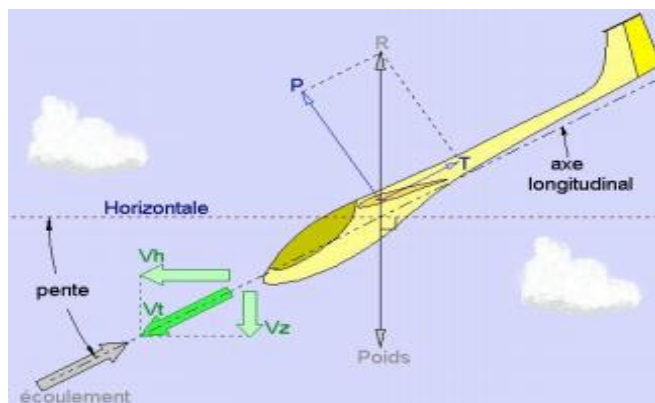


Figure II.19. Vol standard [20].

II.4. Préliminaire 2 :**II.4.1. Equilibre de vol plan :**

Malgré son titre, ce chapitre n'est pas réservé aux planeuristes ; rappelons qu'un avion dont le moteur a calé n'est rien de plus qu'un (piètre) planeur. Le mot équilibre signifie pour un objet que sa vitesse dans l'espace est constante, à la fois en valeur et en direction. Une loi fondamentale de la mécanique nous dit que l'équilibre est atteint si et seulement si deux conditions sont vérifiées :

- ✓ La somme vectorielle des forces appliquées à l'objet est nulle.
- ✓ La somme des moments des forces par rapport au centre de gravité de l'objet est nulle (le moment d'une force par rapport à un point est, grossièrement, le produit de la valeur de la force par la distance séparant le point de la force). Tout ça est un peu pompeux, voyons l'application à un modèle planant ; (la figure II.19) montre un planeur en vol équilibré, et de plus en conditions standards (axe longitudinal parallèle à la vitesse). La résultante, somme de la portance et de la traînée, équilibre exactement le poids. Mathématiquement, ceci s'écrit [15] :

$$P \times \cos \beta + T \times \sin \beta = M \times g$$

Avec : P : portance (N)
 T : traînée (N)
 $\beta (> 0)$: pente de vol (degrés, °)
 M : masse du modèle (kg)
 g : accélération de la pesanteur (9,81 m/s²)

Si centre de gravité et centre de poussée sont bien confondus comme sur le dessin, la vitesse reste alors constante. L'équilibre est atteint. La direction du vol fait un certain angle avec l'horizontale : la pente de vol. Plus parlant que la pente, on préfère utiliser la "finesse". C'est le rapport de la distance horizontale parcourue sur l'altitude perdue (exemple : en volant avec une finesse de 12, un planeur pourra parcourir horizontalement 120 m, avec une altitude de départ de seulement 10 m). La finesse se calcule facilement à partir de la pente de vol [15] :

$$F = \frac{1}{\tan \beta}$$

Avec: F : finesse (sans unité)
 β : pente de vol (°)

Sur la (figure II.19), il est intéressant de remarquer que, dans ces conditions d'équilibre, l'angle que fait la portance avec la résultante est égal à l'angle de pente. Ceci nous permet d'écrire :

$$\tan \beta = \frac{T}{P} = \frac{\frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_x}{\frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_z} = \frac{C_x}{C_z}$$

Ce qui nous donne, avec l'équation précédente :

$$F = \frac{C_z}{C_x}$$

Avec :

- F : finesse (sans unité)
- Cz : coefficient de portance du profil (sans unité)
- Cx : coefficient de traînée du profil (sans unité)

La finesse est donc directement donnée par le rapport des coefficients de portance et de traînée du planeur. Elle représente en quelque sorte le rendement du modèle. La vitesse sur trajectoire peut aussi être calculée en fonction des Cz et Cx ; il suffit de réécrire l'équilibre des forces en remplaçant l'angle de pente par arc tangente de Cx/Cz. On obtient après simplification [15] :

$$V_t = 3.6 \times \sqrt{\frac{2 \times M \times g}{\rho \times S_a}} \times \frac{1}{c_x + c_z}$$

Avec : Vt : vitesse sur trajectoire (km/h)
M : masse du modèle (kg)
g : accélération de la pesanteur (9,81 m/s²)
ρ : masse volumique de l'air (1,225 kg/m³)
Sa : surface alaire (m²)
Cz, Cx (sans unité)

Le facteur 3,6 donne un résultat en km/h, plutôt qu'en m/s. La vitesse horizontale et le taux de chute s'obtiennent alors en faisant :

$$V_h = V_T \times \cos\left(\arctan\left(\frac{C_x}{C_z}\right)\right) = V_T \times \frac{C_z}{C_x + C_z}$$

$$V_z = \frac{V_h}{F}$$

Avec : V_t : vitesse sur trajectoire (km/h)
 V_h : vitesse horizontale (km/h)
 V_z : taux de chute (km/h)

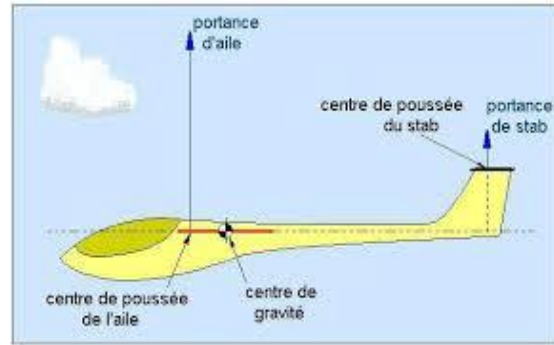


Figure II.20. Une situation où ceci est vérifié.

Nous venons de voir ce qu'implique l'équilibre des forces lors du vol plané. Ces calculs de performances, faits à partir des valeurs de C_z et C_x du planeur complet, vous permettront de choisir l'angle d'incidence du profil d'aile correspondant le mieux à ce que vous souhaitez obtenir comme vol standard. La deuxième condition pour que le planeur conserve sa trajectoire réside dans l'équilibre des moments au centre de gravité (CG), comme mentionné plus haut. Deux forces sont susceptibles d'avoir un moment par rapport au CG : la portance de l'aile, et la portance de stab. Pour que l'équilibre ait lieu, il faut donc avoir [15] :

$$MP_a + MP_s = 0$$

MP_a : moment de la portance de l'aile par rapport au centre de gravité (Newton mètre, Nm)
 MP_s : moment de la portance du stab par rapport au centre de gravité (Nm)

(La figure II.20) montre une situation où ceci est vérifié. On peut s'amuser à développer cette équation (on aboutit à une relation liant distance CP-CG et C_z de stab). La manière la plus simple de la résoudre reste quand même de vérifier :

$$MP_a = 0$$

Et

$$MP_s = 0$$

Le moment d'une force par rapport à un point est nul dans des cas divers, dont font partie les deux suivants : la force est nulle, ou bien la distance entre son point d'application et le point de référence est nulle.

Ici, nous aurons un de chaque : pour le moment de stab, c'est la portance qui sera égale à zéro, et pour l'aile, c'est la distance du centre de poussée au centre de gravité qui sera inexistante (CP et CG seront confondus). Le modèle devra donc être centré exactement au centre de poussée, et son stab calé de manière à ce qu'il ne porte pas du tout en vol standard. Remarquez que cette solution simple est aussi la plus performante : en effet, c'est à portance nulle que le stab traînera le moins [15].

II.5. Préliminaire 3 :

II.5.1. Centrage et stabilité sur l'axe de tangage :

Nous avons commencé à voir comment régler le planeur en fonction d'un équilibre de vol voulu.

Seulement un planeur à l'équilibre ne signifie en aucun cas un planeur stable. Ne confondons pas ; "équilibre" signifie vitesse constante, en valeur et en direction. "Stabilité" signifie : retour à la position d'équilibre si on en a été écarté. On sépare même la stabilité en deux :

La stabilité statique, et la stabilité dynamique. On dit qu'un objet est statiquement stable si, quand on l'écarte un petit peu de sa position d'équilibre, les forces et les moments qui s'y appliquent tendent à ramener l'objet à sa position de départ. La stabilité dynamique, elle, décrit la façon dont se fait le retour à l'équilibre au cours du temps, en étudiant par exemple la trajectoire de l'objet.

La stabilité de votre modèle sur l'axe de tangage est assurée par le stab. Le taux de stabilité statique est donc fonction du volume de stab. Plus précisément, voilà comment les choses se présentent : il existe un point sur l'axe longitudinal du modèle appelé limite de centrage arrière (abréviation LCA). La stabilité statique du modèle est garantie si vous le centrez en avant de cette limite. La position de ce point sur la CAMa se calcule ainsi [15] :

$$LCA = CAMa \times (0.25 + V_s \times \lambda_s / \lambda_s + 2 \times \lambda_a - 2 / \lambda_a)$$

Avec : LCA : limite de centrage arrière (en mm par rapport au bord

D'attaque de la CAMa)

CAMa : corde aérodynamique moyenne de l'aile (mm)

Vs : volume de stab (sans unité)

λ_s : allongement du stab (sans unité)

λ_a : allongement de l'aile (sans unité)

Le taux de stabilité statique de votre modèle (noté σ) est fonction de la distance entre son centre de gravité et sa LCA. Si, comme conseillé, vous centrez votre modèle au centre de poussée de l'aile, la formule de σ est :

$$\sigma = \frac{LCA - CP}{CAMA}$$

Avec : σ : taux de stabilité statique du modèle
(sans unité)

LCA : limite de centrage arrière (en mm par
rapport au bord

D'attaque de la CAMa)

CP : position du centre de poussée (en mm par
rapport au

Bord d'attaque de la CAMa)

CAMa : corde aérodynamique moyenne de l'aile
(mm)

Le V_s ayant été choisi au cours de la première partie, la valeur de σ de votre modèle sera fixée dès que vous aurez choisi un C_z de vol. Il faudra vérifier que cette dernière est positive. Cette valeur est habituellement comprise entre 0,1 et 0,3. Plus σ est important, plus le modèle est stable et revient de lui-même à sa position d'équilibre. Quand un pilote recule le centrage de son modèle, il diminue la valeur de σ . Le modèle devient [15].

Alors plus susceptible à la profondeur, conservant moins bien une trajectoire rectiligne. A l'extrême, si le centre de gravité est placé en arrière de la LCA, le modèle devient impitoyable, incapable de voler droit sans assistance du pilote.

D'autre part, il semble que σ doive être adapté à l'inertie de rotation du modèle sur son axe de tangage. Par exemple, un avion (lourd) devra avoir un σ plus important qu'un planeur (léger) pour avoir des trajectoires comparables hors d'équilibre. C'est pourquoi le V_s est un peu plus important pour un avion. Plutôt que de pousser la théorie trop loin et de vous faire définitivement tourner la page, disons que c'est déjà une sacrée sécurité de savoir assez précisément où se trouve la limite de centrage arrière d'un modèle [15].

En espérant que cette légère introduction à la mécanique du vol n'a pas été trop soporifique, passons maintenant à la marche à suivre pour le calcul des paramètres de vol et des performances du bestiau [15].

II.6. CONCLUSION :

L'aéromodélisme - le modélisme en général – est une passion qui trouve son originalité et sa richesse dans la variété de ceux qui la pratiquent. Comme on le comprend vite sur les terrains, ce hobby rassemble en effet des individus de tous âges et de toutes professions.

Par conséquent, il est difficile de satisfaire tout le monde dans le cadre d'un tel dossier. Certains jugeront cette méthode SPP simpliste, ou à l'opposé hermétique. J'espère seulement que d'autres, plus patients, trouveront au fil des lectures de quoi mener à bien leurs projets personnels de planeurs et d'avions.

Pour ceux qui voudraient en savoir plus, il faudra aller faire un tour dans les bibliothèques de physique (universités, écoles), au rayon aérodynamique ou mécanique du vol.

Chapitre III

***Présentation du modèle étudié et
calculer ses différents paramètres***

III.1. Introduction :

Dans ce chapitre, nous allons identifier et étudier le type d'avion que nous avons choisi et calculer toutes les valeurs et relations qui nous aident à façonner l'avion et à déterminer comment il vole. Et à partir de là, nous allons calculer le poids et la longueur de l'aile. Et corde aérodynamique ainsi le stabilisateur Et de nombreuses valeurs et relations.

PREMIERE PARTIE :

III.2. LE DESSIN :

III.2.1. Surface à l'aire :

La surface alaire d'un avion ou d'un planeur est l'aire des ailes projetée sur le plan horizontal (visible dans la vue de dessus).

Elle se calcule comme toute aire en mathématiques. La surface reliant les ailes à travers le fuselage est incluse dans le calcul [21].

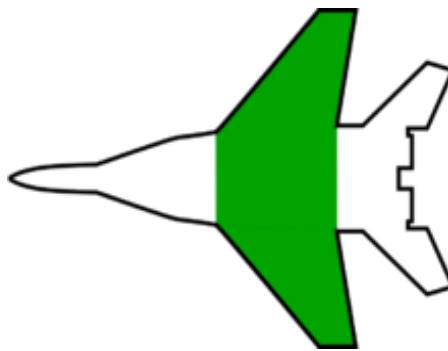


Figure III.1 : Surface a l'aire [21].

Vous avez la masse, vous avez la charge, vous pouvez calculer la surface :

La formule :

$$S_a = \frac{M}{CH}$$

Avec : S_a : Surface alaire dm^2 .

M : 5600 g.

Ch : 70 g/dm^2 .

Calcul :

$$S_a = \frac{5600}{70} \rightarrow S_a = 80 \text{ dm}^2$$

III.2.2. Allongement de l'aile :

En aérodynamique, l'allongement d'une aile (noté λ (lambda), ou *AR* scope pour l'anglais *Aspect Ratio*) est égal au quotient de l'envergure par la corde moyenne. Pour une aile rectangulaire sans flèche, il est donc égal au quotient de l'envergure par la corde. Pour une aile de forme quelconque, l'allongement est égal au carré de l'envergure divisé par la surface portante [22].

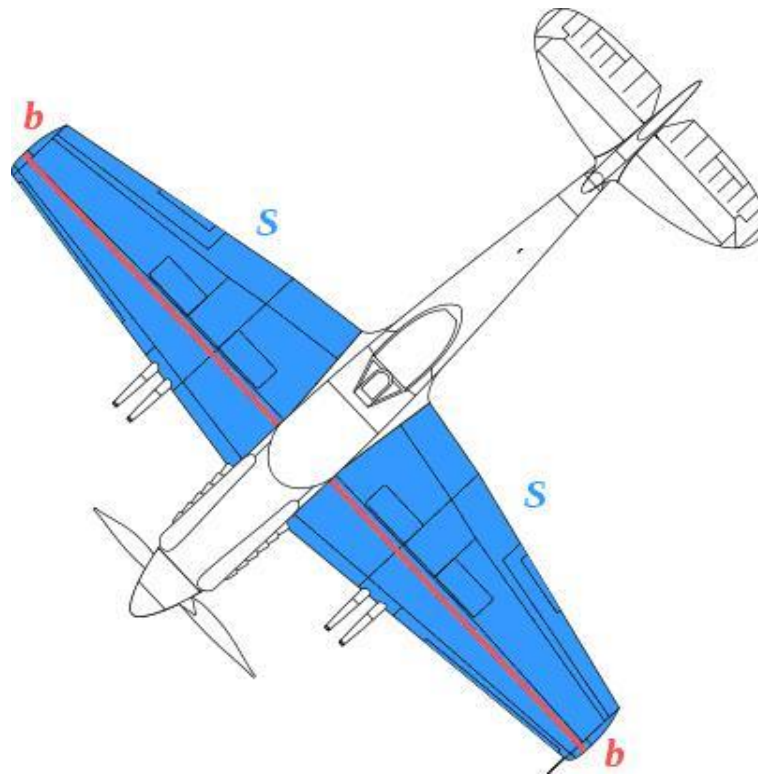


Figure III.2 : Allongement de l'aile [22].

La formule :

$$\lambda_a = \frac{Env^2}{S_a}$$

Avec :

λ_a : Allongement de l'aile (sans unité)

S_a : 80 dm²

Env : 20 dm²

Calcule :

$$\lambda_a = \frac{(20)^2}{80} \rightarrow \lambda_a = 5$$

III.2.3. Surface du trapèze :

L'aire du trapèze vaut le produit de sa hauteur par la demi-somme de ses bases. C'est-à-dire, soit h la hauteur, C la Grande base, et c la deuxième

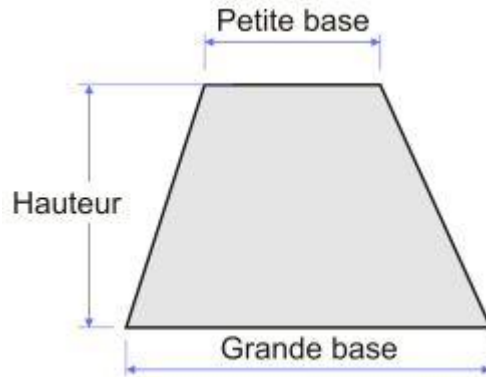


Figure III.3 : Trapèze simple.

La formule :

$$S = h \times \frac{(C+c)}{2}$$

Avec : S : surface du trapèze dm^2

h : 9.66 dm

C : 2 dm

c : 1.09 dm

$$\text{AN} \Rightarrow S = 9.66 \times \frac{(2+1.09)}{2}$$

$$S = 14.92 \text{ dm}^2$$

III.2.4. Calcul de la Cam :

La CAM est une corde qui représente à elle seule l'aile dans sa totalité, du point de vue des forces qui s'y appliquent. Sa position sur l'aile est aussi importante que sa longueur.

Ces valeurs servent à plusieurs reprises dans de la conception d'un avion ou d'un planeur [15].

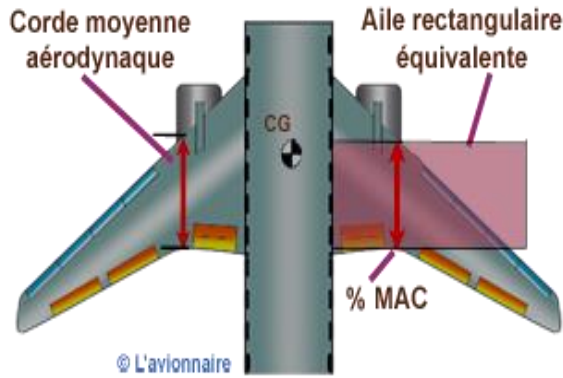


Figure III.4 Calcul de la Cam.

La formule :

$$CAM = \frac{2}{3} \times \frac{Ce^2 + (Ce \times Cs) + Cs^2}{Ce + Cs}$$

Avec : CAM : Corde aérodynamique moyenne (mm)

Ce = C : 200 mm

Cs = c : 109.33 mm

$$AN \Rightarrow CAM = \frac{2}{3} \times \frac{(200)^2 + (200 \times 109.33) + (109.33)^2}{200 + 109.33}$$

$$\Rightarrow CAM = \frac{2}{3} \times \frac{(200)^2 + (200 \times 109.33) + (109.33)^2}{200 + 109.33}$$

$$CAM = 159.08 \text{ mm}$$

III.2.5. La distance D :

C'est plus exactement la distance entre le bord d'attaque de la corde fondamentale et celle de la CAM qui est intéressante, projetée sur l'axe longitudinal.

Cette distance sera appelée D. La flèche f sur le bord d'attaque est utilisée pour calculer d [15].

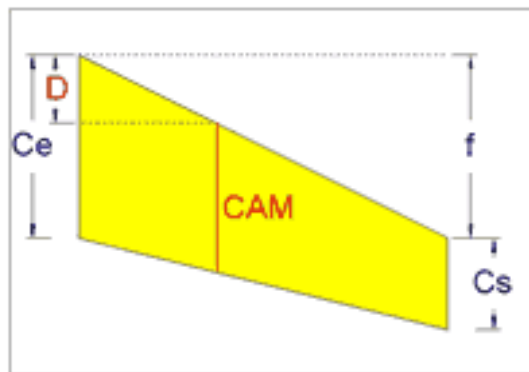


Figure III.5 : Corde aérodynamique moyenne de l'aile entière

Chapitre III *Présentation du modèle étudié et calculer ses différents paramètres*

La formule :

$$D = \frac{1}{3} \times \frac{(C_e + 2 \times C_s)}{C_e + C_s} \times f$$

Avec : D : "distance D" mm

C_e : 200 mm

C_s : 109.33 mm

f : 90.33 mm

$$AN \Rightarrow D = \frac{1}{3} \times \frac{(200 + (2 \times 109.33))}{200 + 109.33} \times 90.33$$

$$D = 49.57 \text{ mm}$$

III.2.6. Bras de levier de stabilisateur :

Le bras de levier, noté BL, est la distance du centre de gravité du modèle au "centre de poussée" du stab.

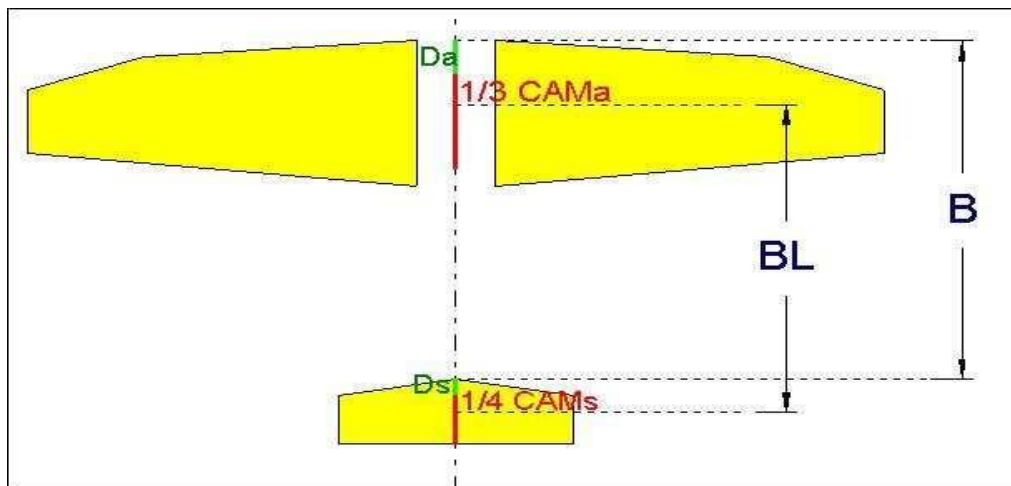


Figure III.6 : Bras de levier de stabilisateur

La formule :

$$BL = V_s \times CAM_a \times \frac{S_a}{S_s}$$

Avec : BL : bras de levier de stab mm

V_s : 0.6 (sans unité)

Chapitre III *Présentation du modèle étudié et calculer ses différents paramètres*

$$S_a : 80 \text{ dm}^2$$

$$S_s : 16 \text{ dm}^2$$

$$\text{CAMa: } 159.08 \text{ mm}$$

$$\text{AN} \Rightarrow \text{BL} = 0.6 \times 159.08 \times \frac{80}{16}$$

$$\text{BL} = 477.28 \text{ mm}$$

Nous résumons ces calculs dans les tableaux suivants:

| DATA | |
|------------------------------------|------------|
| Poid (g)= | 5600 |
| H (dm) | 9,66 |
| env (dm) | 20 |
| Charge à l'air Ch= | 70 |
| C=C _s (dm) | 2 |
| c=C _e (dm) | 1,09 |
| F(mm) | 90,33 |
| D (mm) | 49,57 |
| S _a (dm) | 80 |
| S _s =20% S _a | 16 |
| V _s 0,4---- 0,8 | 0,6 |
| Cama=cam | 159,094492 |
| C _s (mm) | 200 |
| C _e (mm) | 109,33 |

Tableau III.1. Les données.

| CALCULATION | |
|---|------------|
| Surface d'aile (mm ²) | 14,9247 |
| CAM (mm) | 159,094492 |
| S _a (dm ²) | 80 |
| Allongement de l'aile (λ _a) | 5 |
| Distance D | 49,5778822 |
| bras de lever (mm) | 477,283477 |

Tableau III.2. Résultats.

DEUXIEME PARTIE :

III.3. PARAMETRES DE VOL :

III 3.1. Portance et Trainée :

- ❖ Pour une *voile*, la portance est dirigée de l'intrados (la face « au vent », concave), vers l'extrados (la face « sous le vent », convexe).
- ❖ Pour une aile d'avion, la portance est dirigée de l'intrados (la face inférieure), vers l'extrados (la face supérieure).
- ❖ Pour un planeur ou un avion en descente moteur coupé, la portance est alors légèrement orientée vers l'avant ; sa composante parallèle au vecteur vitesse est une poussée égale et opposée à la traînée. L'aile du planeur est alors propulsive [23].

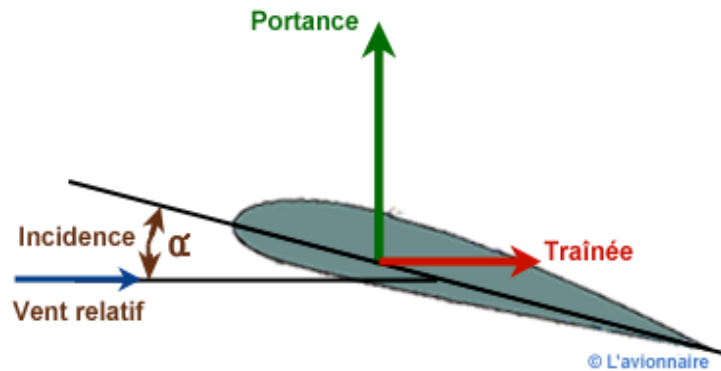


Figure III.7 : Portance et Trainée [23].

La formule :

$$P = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_z$$
$$T = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_x$$

- Avec:
- P : portance (Newton, abréviation N)
 - T : traînée (N)
 - ρ : masse volumique de l'air (1,225 kg/m³)
 - S : 0.8 m²
 - V : 20.83 m/s
 - C_z : 0.58 sans unité
 - C_x : 0.0012 sans unité
 - α : 6 degré

$$AN \Rightarrow P = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 0.8 \times (20.83)^2 \times 0.58$$

$$P = 123.31 N$$

$$AN \Rightarrow T = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 0.8 \times (20.83)^2 \times 0.0012$$

$$T = 0.255 N$$

III.3.2. REYNOLDS :

Le nombre de Reynolds est représentatif des conditions dans lesquelles le profil travaille. Faire 10 cm de corde et voler à 40 km/h, ou bien faire 20 cm de corde et voler à 20 km/h, pour un profil, c'est pareil. Dans les deux cas, le nombre de Reynolds est de 80 000 [15].

La formule :

$$Re = 20 \times C \times V$$

Avec : C : 200 mm

V : 75 km/h

$$AN \Rightarrow Re = 20 \times 200 \times 75$$

$$\Rightarrow Re = 300\ 000$$

III.3.3. Position du centre de poussée :

Cette formule vous donne la position de CP sur la corde.

La formule :

$$CP = C \times \left(0,25 - \frac{C_{mo}}{C_z}\right)$$

Avec : C : corde mm

Vous voyez que CP varie avec le C_z , si le C_{mo} est différent de zéro. Or, dans le recueil de profil, vous pouvez trouver un profil ayant un C_{mo} égal à zéro.

$$AN \Rightarrow CP = 0.25 \times 0,25$$

$$\Rightarrow CP = 50\ mm$$

III.3.4. La finesse :

La finesse d'un aérodyne à voilure fixe est le rapport entre sa portance et sa traînée aérodynamique. En vol plané (sans force de traction/propulsion) à vitesse (vitesse de l'aéronef par rapport à la masse d'air dans laquelle il se déplace) constante [24].

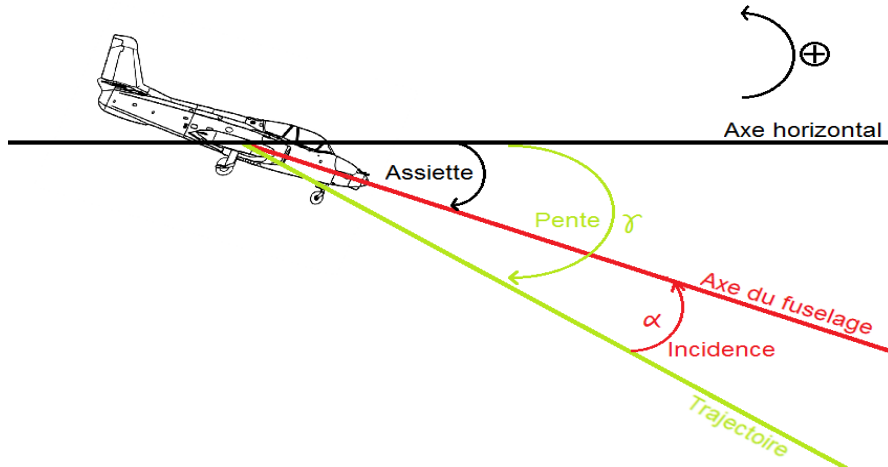


Figure III.8. La finesse [25].

La finesse se calcule facilement à partir de la pente de vol :

La formule :

$$F = \frac{1}{\tan \beta}$$

Avec: F : finesse sans unité

β : pente de vol ($^{\circ}$)

$$\tan \beta = \frac{T}{P} = \frac{Cx}{Cz}$$

$$AN \Rightarrow \tan \beta = \frac{0.255}{123.31} = 0.0020$$

$$\Rightarrow F = \frac{1}{0.0020} = 500$$

$$\Rightarrow F = 500$$

III.3.5. La vitesse sur trajectoire :

La vitesse sur trajectoire peut aussi être calculée en fonction des Cz et Cx ; il suffit de réécrire l'équilibre des forces en remplaçant l'angle de pente par arc tangente de Cx/Cz . On obtient après simplification

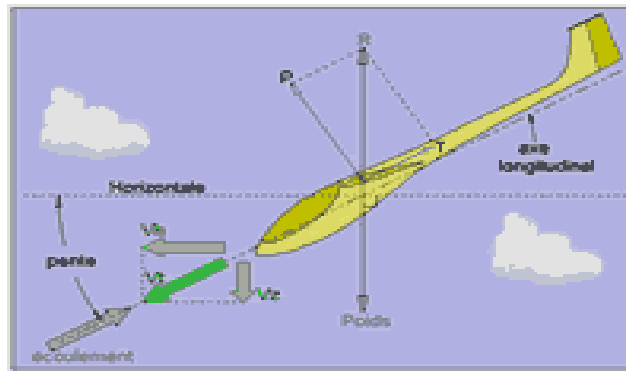


Figure III.9. La vitesse sur trajectoire [20].

La formule :

$$V_t = 3.6 \times \sqrt{\frac{2 \times M \times g}{\rho \times S_a}} \times \frac{1}{c_x + c_z}$$

Avec : V_t : vitesse sur trajectoire km/h

M : 5.6 kg

g : 9,81 m/s²

ρ : 1,225 kg/m³

S_a : 0.8 m²

C_z, C_x sans unité

AN \Rightarrow

$$V_T = 3.6 \times \sqrt{\frac{2 \times 5.6 \times 9.81}{1.225 \times 0.8}} \times \frac{1}{0.58 + 0.0012}$$

$V_T = 50.005$ km/h

III.3.6. Vitesse horizontale:

$$V_h = v_t \times \frac{c_z}{c_x + c_z}$$

$$AN \Rightarrow V_h = 50.005 \times \frac{0.58}{0.58 + 0.0012}$$

$V_h = 49.97$ km/h

III.3.7. Taux de chute :

$$V_z = \frac{Vh}{F}$$

$$AN \Rightarrow V_z = \frac{49.97}{483.33} = 0.10$$

$$V_z = 0.10 \text{ km/h}$$

III.3.8. Limite de centrage arrière :

La stabilité longitudinale d'un avion est son aptitude à revenir à une position d'équilibre en tangage quand la trajectoire a été modifiée par le pilote ou par un agent extérieur (ascendance, turbulence).

Cet article se présente en trois parties :

Éléments de la stabilité longitudinale. L'étude de la stabilité passe au préalable par l'étude de l'équilibre. Cette étude de l'équilibre nécessite elle-même une description précise des forces aérodynamiques sur un profil.

Équilibre des moments précis la condition d'équilibre et le rôle essentiel de l'empennage.

Stabilité longitudinale aborde la stabilité statique qui implique la position du centre de masse de l'avion [26].

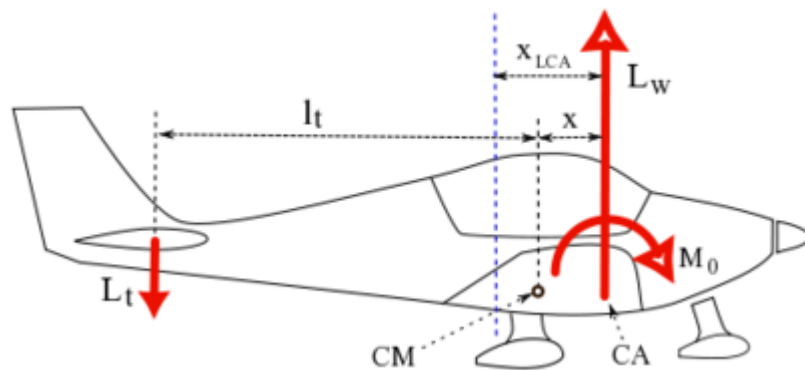


Figure III.10. Limite de centrage arrière [27].

Chapitre III *Présentation du modèle étudié et calculer ses différents paramètres*

La formule :

$$LCA = CMAa \times (0.25 + V_s \times \frac{\lambda_s}{\lambda_s + 2} \times \frac{\lambda a - 2}{\lambda a})$$

Avec :

LCA : limite de centrage arrière (en mm par rapport au bord d'attaque de la CAMa)

CAMa : 159.08 mm

V_s : 0.6 sans unité

$$\lambda_s : \frac{Env^2}{sa} = \frac{(6)^2}{80} = 0.45$$

λa : 5

$$AN \Rightarrow LCA = 48.53 \text{ mm}$$

III.3.9. Taux de stabilité statique du modèle :

Le taux de stabilité statique de votre modèle (noté sigma) est fonction de la distance entre son centre de gravité et sa LCA. Si, comme conseillé, vous centrez votre modèle au centre de poussée de l'aile, la formule de sigma est [15] :

$$\sigma = \frac{LCA - CP}{CAMa}$$

Avec :

σ : taux de stabilité statique du modèle (sans unité)

LCA : 50.29 (en mm par rapport au bord D'attaque de la CAMa)

CP : 50 (en mm par rapport au Bord d'attaque de la CAMa)

CAMa: 159.08 (mm)

$$AN \Rightarrow \sigma = 50.29 - 50 / 159.08$$

$$\sigma = 0.001$$

Chapitre III *Présentation du modèle étudié et calculer ses différents paramètres*

Nous résumons ces calculs dans les tableaux suivants:

| | |
|------------------------------------|------------|
| Rho= | 1,225 |
| Vitesse (m/s) | 20,8333333 |
| Cz= | 0,58 |
| Cx= | 0,0012 |
| surface a l'aire (m ²) | 0,8 |
| angle d'attaque | 6 |
| corde du profil (mm) | 200 |
| vitesse (km/h) | 75 |
| cp (mm) | 50 |
| pente de vol (β) | 0,1145 |
| tan β | 0,002 |
| masse du modèle (kg) | 5,6 |
| g (m/s ²) | 9,81 |
| Vh : vitesse horizontale(km/h) | 49,8967 |
| Vz : taux de chute | 0,10323473 |
| Allongement de l'aire | 5 |
| Env de stab (dm) | 6 |
| Sa (dm) | 80 |
| CAMa | 159,094492 |
| vs | 0,6 |

Tableau III.3

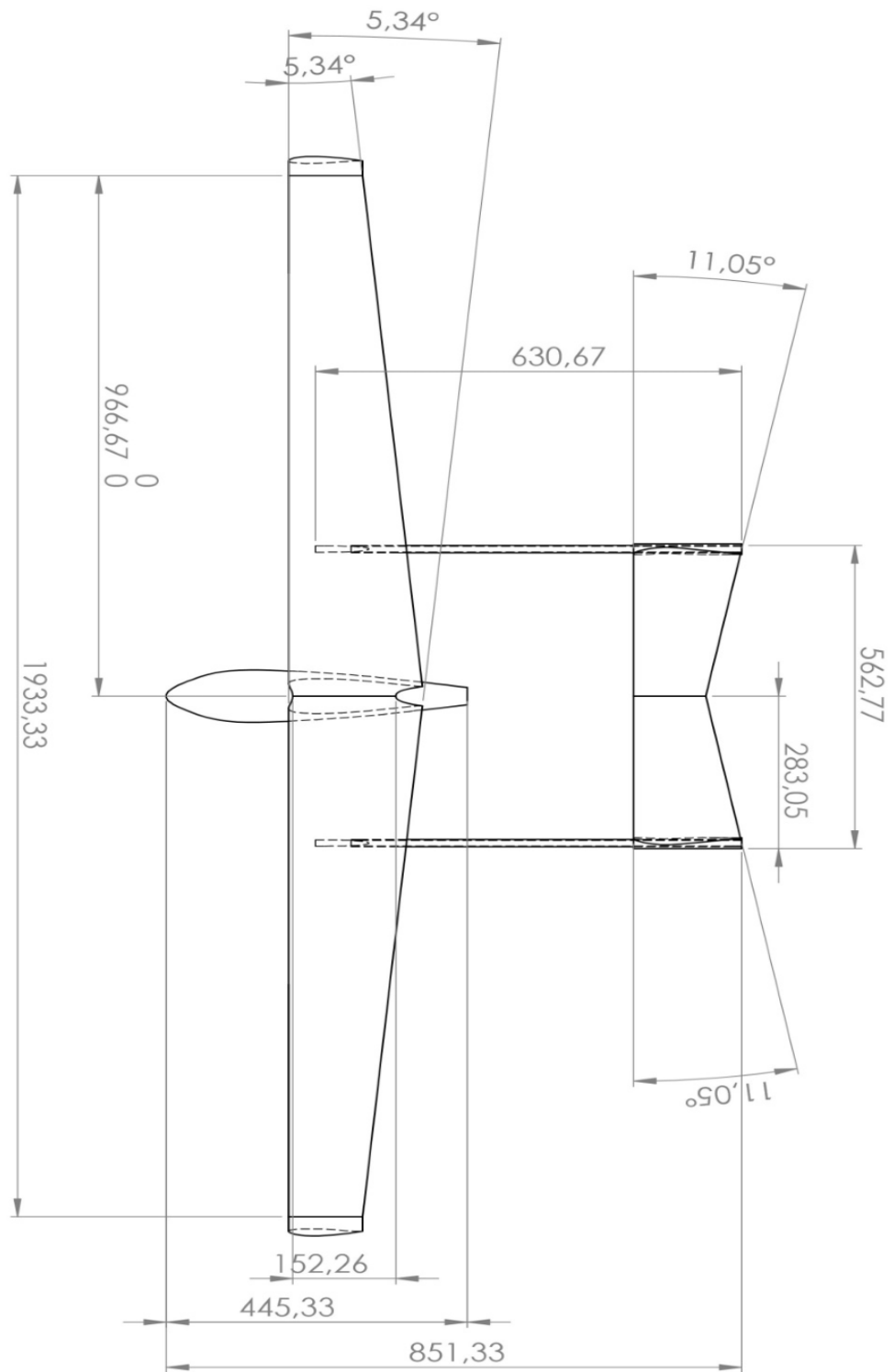
| | |
|--------------------------------------|------------|
| Portance (N) | 123,350694 |
| Trainée (N) | 0,25520833 |
| Reynolde | 300000 |
| centre de pousse cp (mm) | 50 |
| tan β | 0,00206897 |
| finesse | 483,333333 |
| vitesse sur trajectoire (km/h) | 50,0000197 |
| Vh : vitesse horizontale(km/h) | 49,8967849 |
| Vz : taux de chute (km/h) | 0,10323473 |
| Allongement de stab | 0,45 |
| LCA : limite de centrage arrière | 50,2933404 |
| taux de stabilité statique du modèle | 0,00184381 |

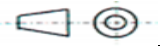
Tableau III.4

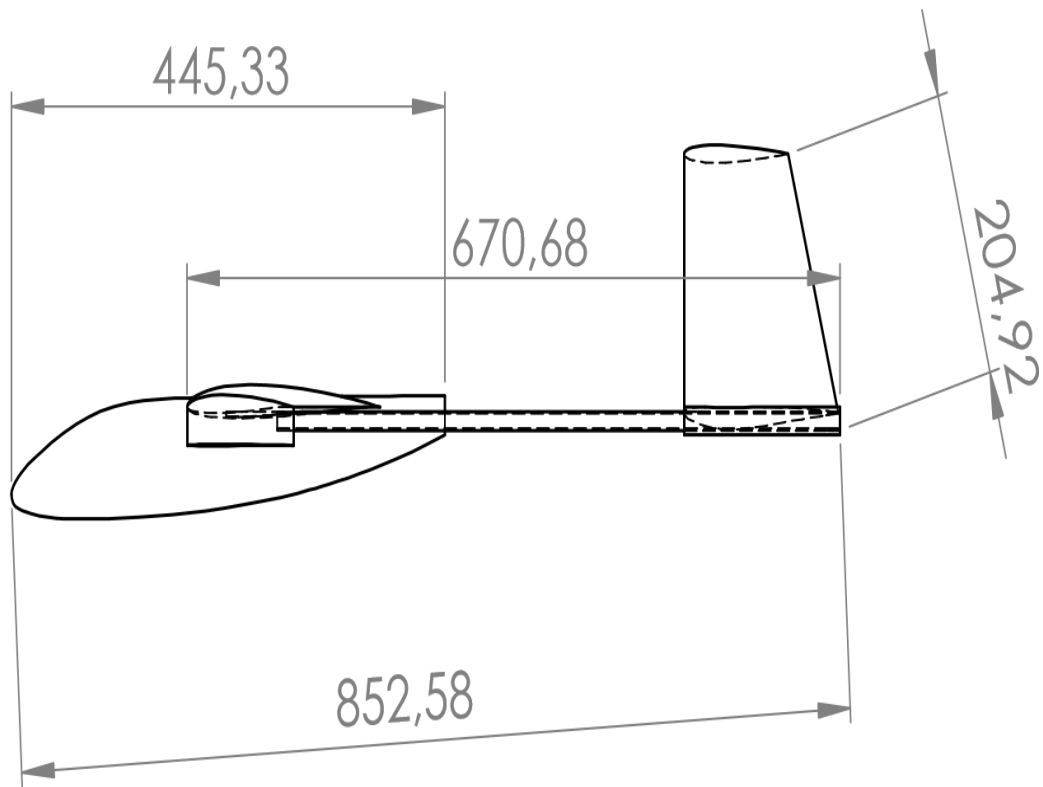
III.4. Conclusion :

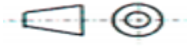
Dans ce chapitre nous avons réalisé le dessin de définitions de notre drone à travers les différents calculs des dimensions des parties (aile, fuselage,.....) sur logiciel solid Works.

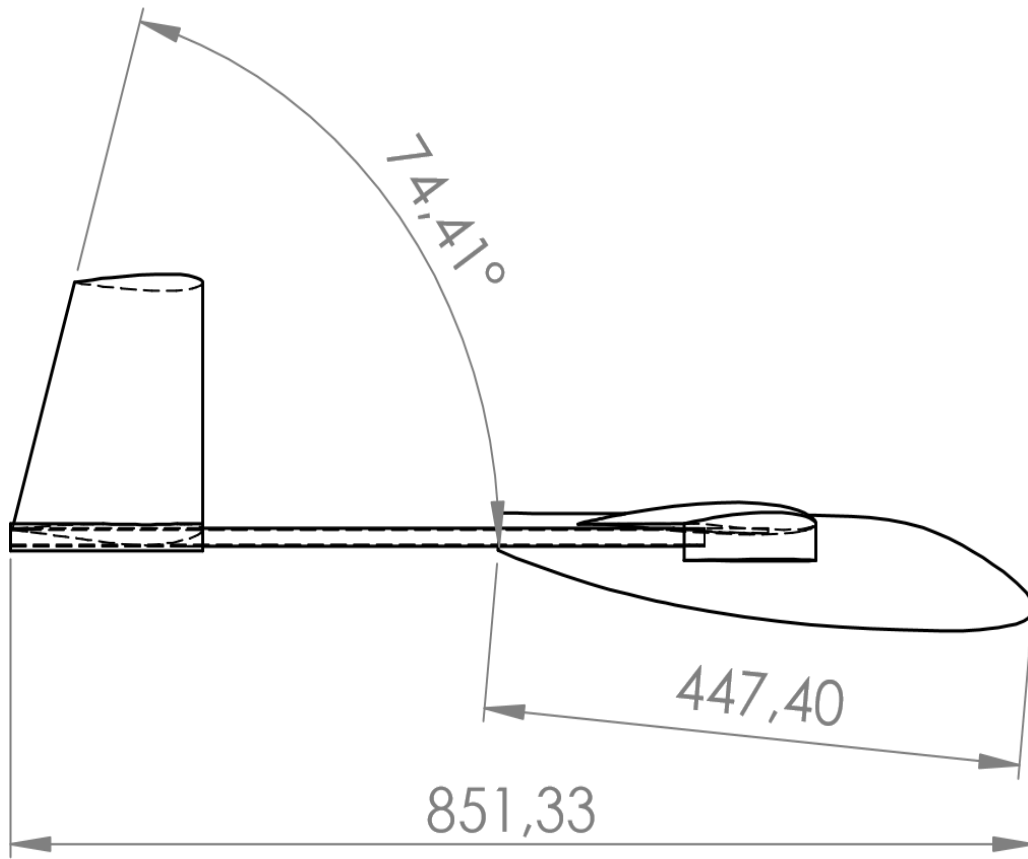
III.5. Les différents dessins qui définissent notre modèle



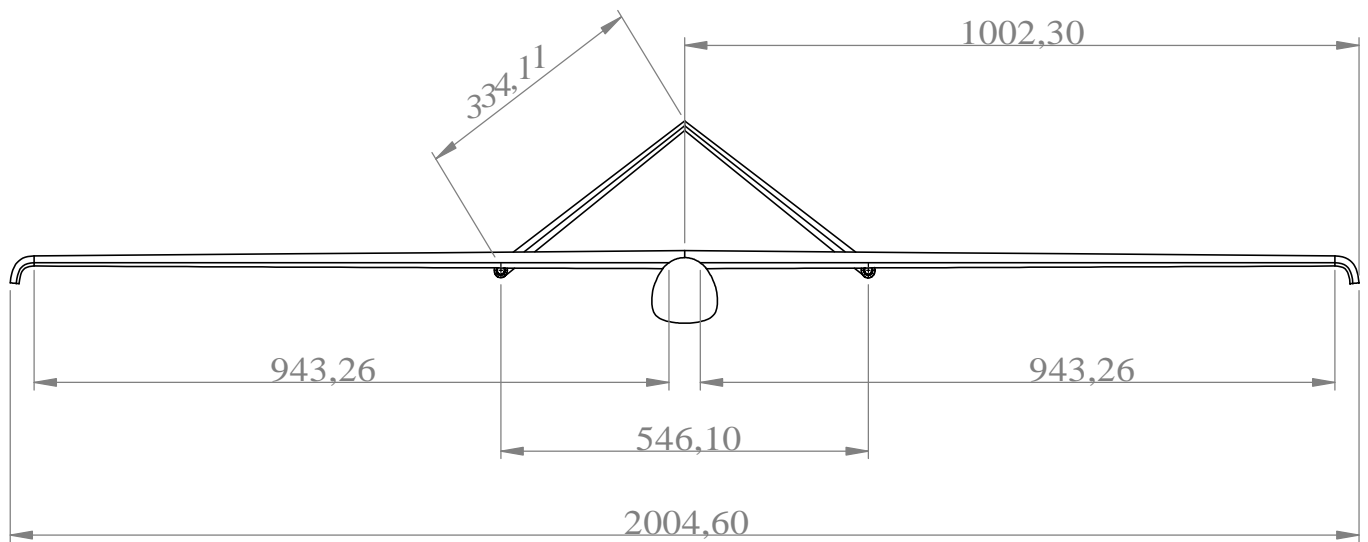
| | | | |
|---|----------------------|----------------------|-----------------------------|
| Echelle 1 : 120 | Fibre de verre | Université de Biskra | Dessiné Par : Nabil DELENDI |
|  | Vue de dessus | | Le 15/06/2021 |
| ISO | | | |



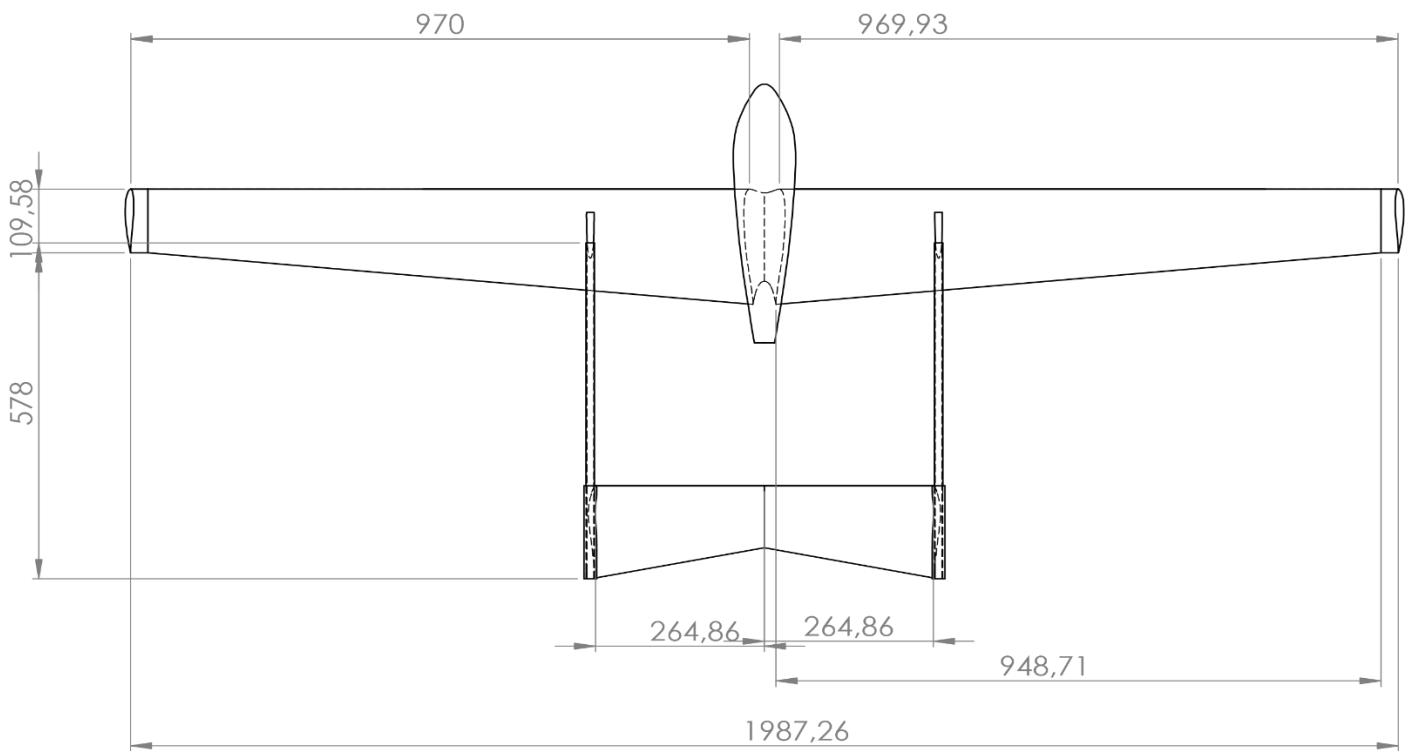
| | | | |
|---|----------------------|----------------------|-----------------------------|
| Echelle 1 : 120 | Fibre de verre | Université de Biskra | Dessiné Par : Nabil DELENDI |
|  | Vue de droite | | Le 15/06/2021 |
| ISO | | | |



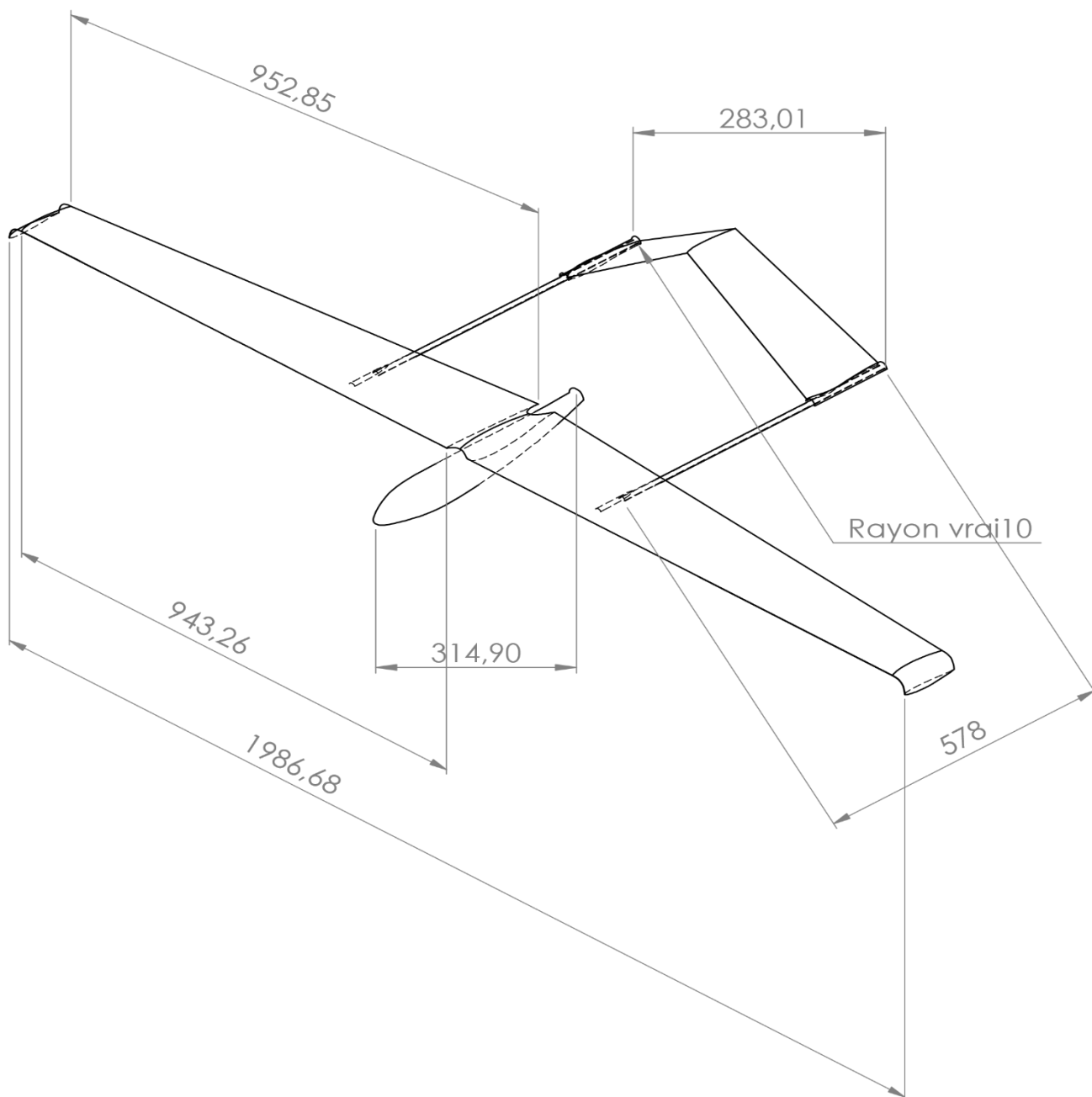
| | | | |
|---|----------------------|----------------------|-----------------------------|
| Echelle 1 : 120 | Fibre de verre | Université de Biskra | Dessiné Par : Nabil DELENDI |
|  ISO | Vue de Gauche | | Le 15/06/2021 |

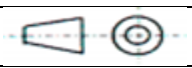


| | | | |
|---|----------------|----------------------|----------------------------|
| Echelle 1 : 120 | Fibre de verre | Université de Biskra | Dessiné Par: Nabil DELENDI |
|  | Vue D'avant | | Le 15/06/2021 |
| ISO | | | |



| | | | |
|-----------------|-----------------|----------------------|-----------------------------|
| Echelle 1 : 120 | Fibre de verre | Université de Biskra | Dessiné Par : Nabil DELENDI |
| | Vue D'inférieur | | Le 15/06/2021 |
| ISO | | | |



| | | | |
|---|------------------|----------------------|-----------------------------|
| Echelle 1 : 120 | Fibre de verre | Université de Biskra | Dessiné Par : Nabil DELENDI |
|  ISO | Isométrie | | Le 15/06/2021 |

CONCLUSION

GÉNÉRALE

CONCLUSION GÉNÉRALE

Dans ce travail, nous avons mené une étude théorique pour concevoir un modèle réduit d'un drone.

L'objectif principal de notre étude est de pouvoir réaliser un appareil volant sans pilote à bord appelé "Drone" ou "UAV" (Unmanned Aerial Véhicule).

Pour aboutir à notre objectif, nous avons fait une recherche bibliographique sur l'histoire des avions sans pilote embarqué et les différentes configurations et modèles conçus. Aujourd'hui l'intérêt pour les drones est de plus en plus important malgré du fait qu'ils ont déjà une longue histoire : au cours de la première guerre mondiale, quelques spécialistes audacieux ont réussi à faire voler des avions-cibles radiocommandés, sans pilote à bord [2].

Dans cette première partie d'étude, nous avons réalisé la première phase de conception. Cette dernière se compose de trois parties: 1. Le dessin, 2. Les paramètres de vol et 3. Le vol moteur. Pour cela nous avons adopté une méthode simple, pratique et performante, SPP, issus des lois de la mécanique et l'aérodynamique.

En premier, nous avons fixé l'envergure. Puis faire une estimation de la masse de notre modèle et celle des éléments de la radio et de propulsion embarqués afin de déterminer masse totale. Ensuite, nous avons déterminé les différentes dimensions des ailes, du stabilisateur et du fuselage.

Dans la deuxième partie, nous avons calculé les paramètres du vol qui sont le profil d'aile, les calages d'aile et de stabilité, ainsi que le point de centrage.

A la fin de cette étude, nous avons réalisé les dessins de définition nécessaire qui représentent les différentes vues de notre drone.

Résumé :

Dans ce travail, nous avons mené une étude théorique pour concevoir un modèle réduit d'un drone. L'objectif principal de notre étude est de pouvoir réaliser un appareil volant sans pilote à bord appelé "Drone" ou "UAV" (Unmanned Arial Véhicule). Pour aboutir à notre objectif, nous avons fait une recherche bibliographique sur l'histoire des avions sans pilote embarqué et les différentes configurations et modèles conçus. Dans cette première partie d'étude, nous avons réalisé la première phase de conception. Cette dernière se compose de trois parties: 1. Le dessin, 2. Les paramètres de vol et 3. Le vol moteur. Pour cela nous avons adopté une méthode simple, pratique et performante, SPP, issus des lois de la mécanique et l'aérodynamique. En premier, nous avons fixé l'envergure. Puis faire une estimation de la masse de notre modèle et celle des éléments de la radio et de propulsion embarqués afin de déterminer masse totale. Ensuite, nous avons déterminé les différentes dimensions des ailes, du stabilisateur et du fuselage. Dans la deuxième partie, nous avons calculé les paramètres du vol qui sont le profil d'aile, les calages d'aile et de stabilité, ainsi que le point de centrage. A la fin de cette étude, nous avons réalisé les dessins de définition nécessaire qui représentent des différentes vues de notre drone.

Mots clés : Conception, Drone, UAV, modèle réduit, Aile, Fuselage.

ملخص :

في هذا العمل ، أجرينا دراسة نظرية لتصميم نموذج مصغر لطائرة بدون طيار . حيث كان الهدف الرئيسي من دراستنا هو التحكم في طرق التصميم ولتحقيق هذا الهدف قمنا بإجراء بحث في تاريخ مراحل تطور الطائرات بدون طيار على متنها ومختلف التصميمات والنماذج المصنعة سابقا في هذا الجزء الاول من الدراسة قمنا بانجاز المرحلة الاولى من التصميم. حيث هذا الاخير ينقسم الى ثلاثة اجزاء 1 : الرسم ، 2 عوامل خاصة بالطيران ، 3 خصائص محركات الدفع. لأجل اتمام هذه الدراسة قمنا بتبني طريقة بسيطة ، عملية وذات مردودية عالية في هذه الاحجام، المنبثقة من قوانين الميكانيكا و الديناميكا الهوائية للمركبات الطائرة. بداية قمنا بتحديد عرضها ثم تحديد كتلة النموذج الخاص بنا و العناصر المكملة: الية التحكم عن بعد ومحركات الدفع من اجل تحديد الكتلة الكلية للنموذج. ثم قمنا بتحديد كل الابعاد الخاصة بالأجنحة وجسم الطائرة. في الجزء الثاني من الدراسة ، قمنا بحساب كل معاملات الطيران مثل شكل الجناح والثبات بالإضافة الى نقطة المركز. وفي نهاية هذه الدراسة قمنا برسم كل الرسومات التعريفية بالنموذج الخاص بنا طائرة بدون طيار .

الكلمات المفتاحية: صميم ، طائرة بدون طيار ، طائرة بدون طيار ، نموذج مصغر ، جناح ، جسم الطائرة.

Abstract:

In this work, we conducted a theoretical study to design a reduced model of a drone. The main objective of our study is to be able to produce a flying device without a pilot on board called a " Drone 'or' UAV '(Unmanned Arial Vehicle). To achieve our goal, we did a bibliographic research on the history of unmanned airplanes on board and the different configurations and models designed. In this first part of the study, we carried out the first design phase. The latter is made up of three parts: 1. The drawing, 2. The flight parameters and 3. The powered flight, for this we have adopted a simple, practical and efficient method, derived from the laws of mechanics and aerodynamics. First, we fixed the wingspan. Then we estimate the mass of our model and that of the radio and on-board propulsion components to determine the total mass. Next, we determined the different dimensions of the wings, stabilizer and fuselage. In the second part, we calculated the flight parameters which are the wing profile, the wing and stability settings, as well as the center point. At the end of this study, we have the necessary reinserts which represent different views from our drone.

Keywords: Design, Drone, UAV, scale model, Wing, Fuselage.

Références bibliographiques

- [1]. Le parisien, <http://www.leparisien.fr/high-tech/l-histoire-du-drone-racontee-par-son-inventeur-13-02-2015-4530761.php> , consulté le 14-6-2017.
- [2]. Kared Saber, Modélisation et Commande d'un Mini-Hélicoptère Drone, thèse de doctorat, département génie électrique, université de Skikda, soutenu le : 22-1-2013.
- [3]. Océane Zubeldia, *Histoire des drones : de 1914 à nos jours*, Paris, Librairie Académique Perrin, 2012, 238 p. (ISBN 978-2-262-03448-1).
- [4]. L. R. Newcome, *Unmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*, American Institute of Aeronautics & Ast, 2004, 166 p. (ISBN 978-1-56347-644-0).
- [5]. Dufour J.P., Problématique des essais en vol de drones: L'utilisation de la simulation en essais. REE. Revue de l'électricité et de l'électronique, 2001, (6), 51-57
- [6]. Iran's Asymmetric Naval Warfare [archive] - Fariborz Haghshenass, Policy Focus 87, The Washington Institute for Near East Policy, septembre 2008.
- [7]. Mokhtari Mohammed Rida, Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes, Thèse de doctorat, faculté de Technologie, Université de Tlemcen, Soutenu le : 22-10-2015.
- [8]. Thomas Rakotomamonjy, Modélisation et contrôle du vol d'un micro drone à ailes battantes, thèse de doctorat, faculté des sciences et techniques, UNIVERSITÉ PAUL CÉZANNE AIX-MARSEILLE, soutenu le : 8-2-2006.
- [9]. Tarek Hamel, Philippe Souères, Modélisation, estimation et contrôle des drones à voilures tournantes : Un aperçu des projets de recherche français, UNSA-CNRS, LAAS-CNRS, Toulouse, France, (sans année).
- [10]. R. E. Weibel and 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.
- [11]. Air et Cosmos n° 2205, p. 9.
- [12]. Océane Zubeldia, « L'armée française et l'utilisation des drones dans les missions de reconnaissance, de 1960 au conflit du Kosovo » [archive], sur *Revue historique des armées*, 10 novembre 2010 (consulté le 19 octobre 2013).
- [13]. Damien Leloup, « Les drones à Paris, une pratique illégale... mais banale », *Le Monde*, 4 mars 2015 (lire en ligne [archive], consulté le 11 juillet 2020).
- [14]. Véronique Sartini, « Le SIDM, enfin ! », *Technologie et Armement*, n° 12, juillet-août 2008, p. 49-52 (ISSN 1953-5953).

Références bibliographiques

- [15]. Avion, D. E. P. O. D. (n.d.). Méthode SPP. 1-31.
- [16]. <https://www.google.com/url?sa=i&url=http%3A%2F%2Fdocplayer.fr%2F75361340-Methode-spp-conception-d-un-modele-reduit-de-planeur-ou-d-avion>.
- [17]. <https://www.google.com/search?q=sppMETHODE+SPP+METHOD+E+SPP+CONCEPTION+D%27UN+MODELE+REDUIT+E+PLANEUR+OU+D%27AVION&h>.
- [18]. <https://www.google.com/url?sa=i&url=http%3A%2F%2Fdocplayer.fr%2F75361340-Methode-spp-conception-d-un-modele-reduit-de-planeur-ou-d-avion>.
- [19]. <https://www.google.com/url?sa=i&url=http%3A%2F%2Fmaeth57.free.fr%2Fftp%2Fvfrac%2FSPP.pdf&psig=AOvVaw3A0N71w4NjQ>.
- [20]. <https://www.google.com/url?sa=i&url=http%3A%2F%2Fdocplayer.fr%2F75361340-Methode-spp-conception-d-un-modele-reduit-de-planeur-ou-d-avion>.
- [21]. https://fr.wikipedia.org/wiki/Fichier:Surface_Alaire.png.
- [22]. Les avions de transport modernes et futurs, André Peyrat-Armandy, Teknea.
- [23]. Stephen Vogel, "Comparative Biomechanics: life's Physical World", About Lift, pages 225 ET 252 "In short, it will have a component of thrust...".
- [24]. Antonio Filippone, « Advanced topics in aerodynamics-Lift-to- DragRatios » [archive].
- [25]. https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Angles_en_a%C3%A9ronautique.png?uselang=fr.
- [26]. Faure, T. (2006) : *Aérodynamique Appliquée*, Master SDI Parcours MIS -Module MS 154.
- [27]. <https://sites.google.com/site/demoichelle13/Calculs/limite-de-centrage-arriere>.