

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université SAAD Dahleb de Blida
Faculté des Sciences de l'ingénieur
Département D'Aéronautique

**Projet
de fin d'études**

En vue de l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique

Filière : construction et maintenance aéronautique

Spécialité : structure

THÈME

**Etude Structural D'un Drone (UAV)
En Matériaux Composite**

Réalisés par :

**Bouhadjela Rabah
Louzri Ali**

Promoteur :

Mr:A.Allali.

Juin 2009

Etude Structurale

Remerciements

Premièrement et avant tout nous remercions dieu de nous avoir donné la foi, la force et la santé pour lire écrire et produire. Ensuite un remerciement particulier à nos parents qui n'ont cessé de nous soutenir tout au long de notre cursus.

On tient à remercier, Mr. ALLALI A. , qui a assuré la direction scientifique de ce travail. On remercie son attention, ses précieux conseils, ainsi que la confiance qu'il nous a toujours témoignée, on voudrait qu'il trouve ici l'expression de notre gratitude et toute notre sympathie.

On exprime notre profonde gratitude à l'ensemble des enseignants qui ont contribué à assurer notre formation et qui nous ont aidés de près ou de loin à acheminer ce travail.

Et enfin à tous nos collègues de la promotion d'ingénieur 2009 pour tous les moments de joie et de bonheur.

*Je dédie ce modeste travail à ma très chère
famille, ma mère qui ne cesse jamais de
me soutenir moralement, mon père, mes chers
frères et sœurs.*

*A tous ceux qui ont participé à notre formation
dès la première année.*

*A tous mes amis de la promotion, à tous ceux
qui me connaissent et qui m'aiment. Surtout*

Zahra 2 COSTANTINE SEC

RABAH

BIBLIOGRAPHIES

BIBLIOGRAPHIES

- [1] Peter Van Blyenburgh. Uavs s where do we stand ? Military Technology, pages 29–30, March 1999.
- [2] Marci Buschmann, Jens Bange, and Peter Vörsmann. MMAV - a miniature unmanned aerial vehicle (mini-UAV) for meteorological purposes. In 16th Symposium on Boundary Layers and Turbulence, 2004.
- [3] PASCAL BRISSET .Drone civils perspectives et réalités ENAC ,page 11-12 ,2004
- [4]. Jean-Marie BERTHELOT. Comportement mécanique et analyse des structures composites. (Page 5). MASSON. Paris (1991).
- [5] Daniel GAY. Matériaux composites (page 18). HERMES.Paris (1989).
- [6]. Tsai, S.W and Hahn, H.T.Introduction to Composite Materials. Publishing Co. Lancaster (1980).
- [7]. Maurice Reyne. Technologie des composites. (Pages 31-33). HERMES.Paris (1990).
- [8].Techniques de l'ingénieur- Traité Plastiques et Composites -1993.
- [9]. BERTHET (G.). Le moulage de pièces composites. Centre Européen de Recherches et d'Essais. Saint-Gobain.Vétrotex France SA. Rapport interne, avril 1975.
- [10].G.Chrétien.D.Hatat.
Initiation aux plastiques et aux composites. (Pages 146-147).technique et documentation, Lavoisier.Paris (1990).
- [11]. Techniques de l'ingénieur- *Moulage par injection-réaction*, traité Plastiques et Composites, 2001
- [12]. G.HELLARD.
Les matériaux composites.P.LAFON. (1984).
- [13]. TOUHSAENT, THOMAS et SPEILING.
Polymer Science (Page 175). (1974).
- [14]. Manuel des techniques de collage -G. FAUNER- Paris 1984.
- [15] Daniel Gray Matériaux composite, 3^{em} édition revue et augmentée, Edition Hermes
- [16] Thomas Alarich Knapp, Thèse doctorat, Etude structurale d'un avion de voyage de formule canard, en matériaux composite, Ecole nationale supérieur de l'aéronautique et de l'espace supaero,1981
- [17] J.M.Fehrenbach, élément de calcul des structures d'avions, supaero 1991

Sites Internet :

- [S1] www.recherche.enac.fr/brisset
- [S2] www.uavforum.com
- [S3] www.onera.fr/coupdezoom/07-drone-feux-forets.html
- [S4] Recherche sur les drone www.darpa.mil.
- [S5] Solidworks sur www.solidworks.fr
- [S6] Aircraft Design softwar(ADS) sur www.oad.aero
- [S7] L'univers sur les matériaux composites sur www.composite.free.
- [S8] Nadia Bahlouli, Cours Composites sur le site Internet
www.ipst.ustrasbg.fr/cours/matériaux-composites

TABLE DES MATIERES

Résumée	
Remerciement.....	
Tables des matières	
Dédicaces.....	
Liste des figures.....	
Liste des tableaux.....	
Nomenclature.....	
INTRODUCTIN GENERALE.....	1
CHAPITRE I : LE SYSTEME DE DRONE	
1. Introduction.....	3
2. Catégories des drones.....	2
3. Domaine d'application selon la masse et altitude.....	5
CHAPITRE II : DESIGHE PRELIMINAIRE	
1. Introduction.....	7
2. Eliment constitutifs d'un drone.....	7
2.1 La cellule.....	7
2 .2.Le groupe motopropulseur (GMP).....	7
3 .Dessin descriptive de l'UAV.....	8
3 .1.Les ouvertures dans la cellule.....	9
3.2 .Arrangement structural de l'aile.....	10
3.3. Arrangement structural de fuselage.....	10
3.4. Jonction aile-fuselage et empennage-poutre arrière	10
3-5.Fixation du moteur	11
4. L'utilisation de logiciel de C A O (SOLIDWORKS).....	11
4.1. Conception assistée par ordinateur (CAO).....	11
4.2. Présentation solidworks 2008.....	12
4.3Designe de l'UAV par SOLIDWORKS 2008.....	15
5. Sélection du matériau de construction.....	;..22
6. Calcul les caractéristiques générales de l'UAV étudié par logiciel ADS.....	23
6.1 .Les étapes des calculs les performances	;.....23
6 .2.Les résultats du calcul	;25
7. Conclusion.....	31

CHAPITRE III GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES

1. Définition.....	32
2. Constituants d'un matériau composite.....	32
2.1.Le renfort.....	32
2.2.Les matrices.....	35
3.Que fabrique -t-on avec des matériaux composites ?.....	38
4. Classification des matériaux composites.....	39
4.1. Classification suivant la forme des constituants.....	39
4.2. Classification suivant la nature des constituants.....	40
5. Comportement mécanique.....	41
5.1.Elasticité et viscoélasticité.....	41
5.2.Fatigue.....	41
6.Procédés de fabrication.....	42
6.1.Le formage par moulage.....	42
6.2 Le moulage par compression.....	43
7.Autre procédés de moulage.....	46
7.1.Formage de plaque.....	46
7.2. Formage de profilé.....	46
8.Coûts des produits et techniques.....	47
9. Les matériaux sandwichs.....	48
9.1. Qu'est ce que un matériau sandwich.....	48
9. 2. Propriétés.....	48
9.3. Nids d'abeilles.....	48
10. Etude théorique d'un matériau sandwich.....	50
10.1 Caractéristique du mélange renfort matrice.....	50
10.2 Relation contrainte - déformation d'un composite.....	52
10.3 Constantes élastiques d'un pli dans une direction.....	52
10.4 Critère de rupture.....	58
10.4.1 Introduction.....	58
10.4.2 Critère de TSI-HILL.....	58
10 .5 Etude d'une plaque stratifiée.....	60
10.5.1 Loi de comportement d'une plaque stratifiée.....	60
10.5.2 Comportement en membrane.....	60
10.5.3 Modules apparents du stratifiée.....	62
10.5.4 Non- Rupture de stratifie.	63
11.Conclusion.....	63

CHAPITRE IV ANALYSE DE LA STRUCTURE

1. Le principe de calcule des charges	65
1.1 Introduction.....	65
1.2 La norme FAR.....	65

1.3 Charges appliquées sur un structure d'avion.....	66
1.4 Facture de charge.....	67
2.Voilure.....	68
2.1 Introduction.....	68
2.2 Composition de l'aile.....	68
2.3 Caractéristique d'une voilure.....	68
2.4 La résultante aérodynamique (R).....	70
2.5 Evaluation des charges par la méthode de STANTON – JOHNES.....	75
2.5.1 Efforts internes appliquées à la structure.....	76
2.5.2 L'organigramme de calcul des charges.....	78
2.5.3 Les courbes de la répartition des efforts	81
2.6 Dimensionnement du longeron.....	83
2.7 Vérification à la rupture.....	90
CONCLUSION GENERALE.....	91
BIBLIOGRAPHIE.....	92
ANNEXES.....	94

LISTE DES FIGURES

Figure I.1	Drones portables	2
Figure I.2	Drone Rmax yamaha	3
Figure I.3	Le predator	4
Figure I.4	Le global hawk	4
Figure II.1	Géométrie de l'UAV	8
Figure II.2	Vue de gauche de l'UAV	9
Figure II.3	Vue de face de l'UAV	9
Figure II.4	Vue de dessous de l'UAV	9
Figure II.5	Vue de dessous de l'UAV	10
Figure II.6	Les ouvertures dans la cellule	10
Figure II.7	Arrangements structural de l'aile	10
Figure II.8	Jonction aile -fuselage	11
Figure II.9	Géométrie de fuselage	15
Figure II.10	Le nez de l'UAV	15
Figure II.11	Fuselage+Kockpite	16
Figure II.12	Demi -aile+aileron (gauche)	16
Figure II.13	Demi aile+ aileron (droite)	17
Figure II.14	La poutre	17
Figure II.15	L'empennage horizontal+volet de profondeur	18
Figure II.16	L'empennage vertical+volet de direction	18
Figure II.17	Vue de dessus	19
Figure II.18	Vue de gauche	19
Figure II.19	Vue de face	20
Figure II.20	Vue de dessous	20
Figure II.21	Vue isométrique	21
Figure II.22	Les quatre vues	21
Figure II.23	Choix de l'appareil	23
Figure II.24	Choix type de drone	23
Figure II.25	Les géométries de l'UAV	24
Figure II.26	Calcul des caractéristiques	24
Figure III.1	Le renfort linéique	33
Figure III.2	Renfort surfacique	34
Figure III.3	Tissus multidimensionnelles	35
Figure III .4	Principaux matériaux de renfort	35
Figure III.5	Les différentes familles de matrices	38
Figure III.6	Les procédés de formage par moulage	42
Figure III.7	Le moulage au contact	43
Figure III.8	Le moulage par compression	43
Figure III.9	Le moulage sous vide	44
Figure III.10	Le moulage par injection de résine	44
Figure III.11	Le moulage par injection de pré-imprégné	45
Figure III.12	Moulage par injection de mousse	45
Figure III.13	Moulage de pièces de révolution	46

LISTE DES FIGURES

Figure III.14	Formage de profilé	46
Figure III.15	Formage par estampage	46
Figure III.16	Prix moyens des structures en composites	47
Figure III.17	Matériau sandwich	49
Figure III.18	Eléments constitutifs d'un panneau sandwich en nida	49
Figure III.19	Etapes successives de la fabrication d'un nida a partir de papier méta-aramide	49
Figure III.20	Les conditions d'orthotrope du pli	52
Figure IV.1	Choix de profil	69
Figure IV.2	Les données géométriques	69
Figure IV.3	Profils NACA 23018	70
Figure IV.4	Les composantes de R	71
Figure IV.5	Répartition des pressions autour d'un profil	72
Figure IV.6	Présentation de la force de trainé	73
Figure IV.7	L'aile de l'UAV	75
Figure IV.8	Les efforts internes appliqués à la structure	77
Figure IV.9	La poutre de longeron	83

LISTE DES TABLEAUX

Tableau [I.1]	Catégories des drones	5
Tableau [III.1]	Les matrices les plus utilisée actuellement	36
Tableau [III.2]	Caractéristiques essentielles des thermoplastiques	37
Tableau [III.3]	Domaine d'application des composites.	38
Tableau [III.4]	Prix moyens des structures en composites.	47

LISTE DES NOTATIONS

1. NOTATIONS LIEES AUX COMPOSITES

1.1). Caractéristiques du mélange renfort — matrice

M_{fb} : la teneur en masse de renfort

M_m : la teneur en masse de matrice

V_{fb} : la teneur en volume de renfort

V_m : la teneur en volume de matrice

p : la masse volumique de pli

h : l'épaisseur du pli

m_{of} : grammage de renfort

1.2). Relation contrainte - déformation d'un composite

$S = (S_{ij})$ la tenseur des contraintes

$e = (e_{ij})$: la tenseur des petites déformations

$[C]$: la matrice de rigidités de rang 6

$[S]$: la matrice de souplesse de rang 6

1.3). Constantes élastiques d'un pli dans une direction quelconque

e_x

e_y : déformation relatif respectivement suivant x, y

g_{xy}

e_l, e_t déformation relatif respectivement suivant l, t .

ν : coefficient de poisson

S_x, S_y : contrainte respectivement suivant la direction x, y

S_l, S_t : contrainte respectivement suivant la direction l, t .

G_{lt} : module de cisaillement dans le plan l, t .

$[T], [T]'$: matrice de passage

1.4). Critère de rupture

a : nombre de Tsai — Hill

K : coefficient multiplicatif

(S_l) : contrainte de rupture (traction ou compression) suivant la direction l

(S_t) : contrainte de rupture (traction ou compression) suivant la direction t

1.5). Etude d'une plaque stratifiée

N_x : effort résultant dans la direction x, par unité de largeur suivant la direction x

N_y : effort résultant dans la direction y, par unité de largeur suivant la direction y.

T_{xy} : cisaillement de membrane par unité de largeur suivant la direction y (respectivement suivant la direction x)

u_0 : déplacement élastique selon x

v_0 : déplacement élastique selon y .

A_{ij} : matrice d'extension

e_k : épaisseur de pli N°_ K

p^k (%) ; pourcentages des plis suivant l'orientation K

2). NOTATIONS LIEES AUX CALCULES DE CHARGES

T : portance

P : trainée

n : facteur de charge

L : la portance globale

C_x : coefficient de portance

C_y : coefficient de trainée

C_L : coefficient de portance global

$C_L(h)$: coefficient de portance local

C : corde de Palle

C_{emp} : la corde de l'empennage

S : surface alaire

ρ : densité de l'air

A : allongement

l : effilement de l'aile

e : épaisseur maximale de profile

r_e : rayon du bord d'attaque

M : nombre de Mach

m : masse totale de l'avion

h : abscisse relatif

b : envergure

M_f : moment fléchissant

M_T : moment de torsion

T : effort tranchant

M_v : masse a vide

M_d : masse totale au décollage

INTRODUCTION GENERALE :

Les drones appelés communément R.P.V (Remotely Piloted Vehicle) véhicule piloté à distance ou U.A.V (Unamanned Aerial Vehicle) : véhicule aérien sans pilote, ont connu un franc succès lors des conflits survenus au moyen orient lors des trois dernières décennies (Kippour 1973, Golon 1981, Golf 1991). Ceci a poussé tous les pays industrialisés à mettre au point, seuls ou en collaboration, des engins de ce type. Ils sont destinés essentiellement aux :

- Surveillance, reconnaissance et acquisition d'objectifs.
- Photos aériennes, inspection .
- Activités gouvernementales (police, douanes, environnement, ...).

L'objectif de notre travail est l'étude de la cellule d'un drone en matériaux composites (calcul de base de la structure et l'établissement des dessins), en utilisant les nouvelles techniques de calcul par CAO (Conception Assistée par l'Ordinateur) .

En premier lieu on a fait un recherche sur le système de drone et on a jugé qu'il est indispensable d'étudier l'avion léger par sa constitution afin de prévoir un design préliminaire par logiciel solidworks en partant d'un arrangement structural du U.A.V et en utilisant logiciel ADS(Aircraft Design Softwer) pour les calculs les performances

L'étape suivante est une étude théorique du principal matériau de construction (le matériau composite).

Après cette étape, on calcul la répartition des 'charges sur la structure principale (aile), afin d'aboutir à un dimensionnement correcte de la structure (longeron de l'aile)

Les étapes de notre étude vont être reparties comme suit :

Chapitre 1 : Le système de drone.

chaptire2 : Le désigne préliminaire (U A V) par solidworks.

chaptire3 : Généralité sur les matériaux composites.

chaptire4 : Analyse de la structure principale (longeron de l'aile).

Nous terminons ce mémoire par une conclusion dans laquelle nous avons émis quelques réflexions et quelques remarques sur le sujet traité.

1) INTRODUCTION :

Un système de drones est un ensemble de moyens permettant d'assurer des fonctions opérationnelles, principalement de surveillance et d'observation ; il se compose de :

- un ou plusieurs véhicules aériens équipés de charges utiles.
- stations de contrôle.
- moyens de communication.
- moyens de lancement, de récupération, de maintenance.

Le drone est un véhicule aérien sans équipage à bord, autonome, pouvant être programmé ou télécommandé en vol, et récupérable en fin de vol. L'absence d'équipage à bord permet d'assurer des missions de plus longue durée ou à plus grand risque, et permet de concevoir des drones de petites dimensions, ce qui en diminue le coût.[S1]

2) CATÉGORIES DE DRONES :[1]**a- Drones miniatures :**

Envergure inférieure à 50 centimètres, dont les micro drones de dimensions inférieures à 15 centimètres et les nano drones de quelques centimètres ; destinés à l'observation en milieu urbain.

b- Drones de court rayon d'action :

Envergure 0,5 à 2 mètres, ces drones sont destinés à voir de l'autre côté de la colline.

Généralement à voilure fixe, ils ont une vitesse faible (quelques dizaines de km/h) et une masse de quelques kg.



Figure. I .1 Drones portables : Evolution (BAI Aerosystem)

b- Drones tactiques à moyen rayon d'action :

Ce sont les plus répandus. Ils sont utilisés pour des missions de surveillance et de reconnaissance, avec utilisation de senseurs optiques (visible et infrarouge).

- Rayon d'action : 30 à 500 km
- Altitude de vol : 200 à 5000 mètres
- Endurance : 2 à 8 heures
- Masse au décollage : 100 à 800 Kg

c- Drones hélicoptères :

Ce type de drone tactique est capable d'atterrir sur des surfaces de petites dimensions, par exemple sur des plates-formes de navires.



Figure. I .2 .Rmax Yamaha .

d- Les grands drones de longue endurance :

Ils sont destinés à l'observation, principalement par radar, de l'ensemble du théâtre d'opérations : ce sont les drones MALE (moyenne altitude longue endurance) et HALE (haute altitude longue endurance) dont les caractéristiques sont les suivantes :

- Envergure : 15 à 40 mètres .
- Rayon d'action : 1000 à 5000 km .
- Altitude de vol : 10000 à 20000 mètres.
- Endurance : 12 à 48 heures.
- Masse au décollage : 1500 à 15000 kg.



Figure. I .2 .Le predator .

e- UCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle) :[S4]

Ils sont destinés à des missions de pénétration à grande vitesse afin de traiter, avec l'homme dans la boucle décisionnelle, un objectif dans la profondeur, voire, à un horizon plus lointain, d'assurer des missions de défense aérienne.



Figure. I. 3 .Le Global Hawk [2]

L'ensemble des valeurs données dans ce tableau suivant n'est là qu'à titre indicatif, il est en effet très difficile de donner une limite exacte entre les différentes catégories. La distinction entre un drone MALE et un drone HALE, ou entre un drone MR et MRE est des plus délicate. D'autre part, le concept d'emploi de ces différents drones n'est pas défini et donc cette catégorisation ne tient compte que des performances ou des dimensions des différents drones.

Tableau 1 : Catégories de drones. [S2]

Catégorie	Acronyme	Distance	Altitude	Endurance	Masse
Micro UAV	□	<10	250	1	<5
Mini UAV	Mini	<10	350	<2	<30
Close Range	CR	10 à 30	3000	2 à 4	150
Short Range	SR	30 à 70	3000	3 à 6	200
Medium Range	MR	70 à 200	5000	6 à 10	1250
Medium Range	MRE	>500	5000-8000	10 à 18	1250
Low Altitude Deep	LADP	>250	50 à 9000	0,5 à 1	350
Low Altitude Long	LALE	>500	3000	>24	<30
Medium Altitude Long	MALE	>500	5000-8000	24 à 48	1500
Hight Altitude Long	HALE	>2000	15000-	24 à 48	12000
Unhinabited Combat	UCAV	1500	10000	2	10000

3) DOMAIN D'APPLICATION SELON MASSE ET ALTITUDE :[3]

Tous les avantages reconnus des drones pour les applications militaires sont transposables aux applications civiles : comme mentionné dans l'introduction, les environnements

peuvent se rencontrer dans le domaine civil. Des missions civiles très similaires aux missions de défense comme la surveillance des frontières et la surveillance des personnes (lors de manifestations publiques par exemple ou lors de simples missions de police) sont facilement envisageables. D'autres applications, plus originales, sont étudiées `a plus ou moins long terme : observation de la terre, télécommunications, transport,

a- Mini et micro-drones `a basse altitude :

- Photos aériennes, inspection .
- Publicité.
- ´Epannage agricole, surveillance des cultures, garde de troupeaux.
- Expériences scientifiques, mesures atmosphériques.

b- MALE :

- Activités gouvernementales (police, douanes, environnement, ...).
- Missions scientifiques.
- Surveillance d'infrastructures (réseau routier, lignes électriques, pipe-lines, ...).

Les drones de cette catégorie sont sur le marche (militaire) mais ne peuvent pas être intègres au trafic civil.

c- HALE géostationnaire :

- Radiodiffusion (télévision, ...).
- Télécommunications mobiles.
- Environnement (incendies, pollution maritime, ...).

L'étude précédente a permis de classifier les différents drones existants ou en développement. Elle a aussi permis de séparer les drones légers (classe SR, CR, MAV, mini drone, etc.) des drones plus intéressants dans le cadre de l'étude que sont les drones lourds (HALE, MALE et UCAV) et dont le concept est émergent. **[S3]**

Les drones moyenne altitude et longue endurance(MALE) peuvent être une solution pour de nombreuses missions. La difficulté dans la réalisation de tels drones est due aux moyennes altitudes visées et à la faible puissance électrique disponible pour alimenter les moteurs. L'optimisation réalisée ici consiste à maximiser la charge utile pour une masse totale fixée. Elle nécessite l'expression des postes de masse constituant le drone. En particulier, la masse de la voilure est minimisée par l'utilisation de matériaux composites et en tolérant une grande souplesse. L'optimisation montre l'existence du drone dans un plan vitesse de croisière/coefficient de portance. Celle-ci fait apparaître une solution optimale présentant une charge utile de l'ordre de 10% de la masse totale.

II -1-INTRODUCTION :

Avant de concevoir une pièce, il est primordial de bien définir sa fonction le plus précisément possible dans l'ensemble de la structure. Pour cela on a jugé qu'il est utile de définir l'avion par sa constitution, et par les paramètres qui permettent de caractériser ce dernier.

II -2- ELEMENTS CONSTITUTIFS D'UN AVION :

Un avion comprend deux parties essentielles :

2 -1) La cellule : comprend les éléments suivant :

*Le fuselage : constitue la partie centrale de l'avion Il a la fois un organe de liaison entre les ailes et les empennages, et un organe de transport qui contient tous dispositifs de guidages, et comporte le train de d'atterrissage et quelque fois les moteurs

*Les ailes : sont des surfaces qui permettent a l'avion de prendre appui sur l'air

*Les empennages : il sert à designer les plumes qui organise la queue des flèches pour le tir a l'arc, afin de stabiliser leur trajectoire

* Les trains d'atterrissage : est le système de roues qui permet à l'avion de se mouvoir au sol et d'atterrir

*Les équipements : ils comprennent les instruments de bord, de radions et de sécurité qui comme leur nom indique (l'équipe) l'avion

2- 2) Le groupe motopropulseur (G M P) : comprend

a- Soit un moteur a piston, soit a réaction

b-Une hélice : c'est une pièce en bois ou en métal, destiné à transformer la rotation du moteur en translation de l'avion Elle comporte essentiellement un moyeu de fixation et plusieurs pales(hélice bipale,tripales,quadri pales)

c-Les accessoires :ils sont constitués par tous les organes d'équipement du moteur

III -3-DESSIN DESCRIPTIVE :

Dans le cahier des charges la configuration et la géométrie externe sont fixées Fig(II,1) A partir de cette configuration on a établi un design préliminaire en tenant compte des ouvertures dans la cellule, de l'arrangement structural de l'aile, de la jonction aile fuselage et poutre arrière, et fixation du moteur

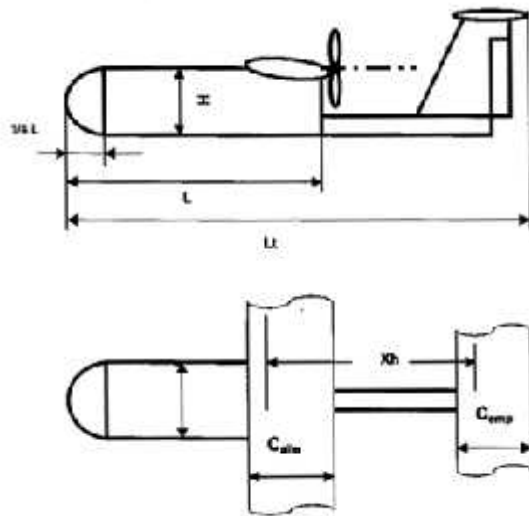
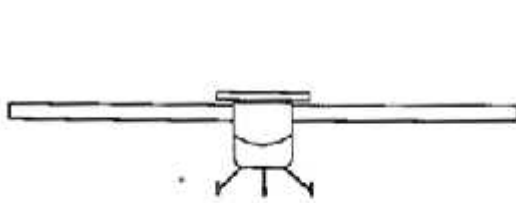


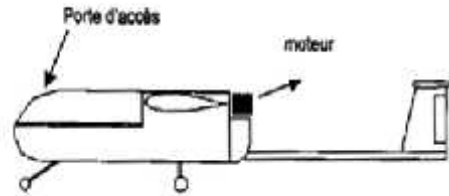
Fig. (II,1) : $L_t = 3\text{m}$, $L = 1,48\text{m}$, $l = 500\text{mm}$,

- Longueur total: $L_t = 3\text{m}$
- Longueur de caisson $L = 1,48\text{m}$
- Hauteur $H = 400\text{ mm}$
- largeur $I = 500\text{ mm}$
- l'envergure $E = 4\text{ m}$
- la corde de l'aile $C_{aile} = 560\text{ m}$
- la corde d'empennage $C_{emp} = 310\text{ m}$

La géométrie adoptée : les vues sur le plan



Fig(II, 3) : Vue de face de l'RPV



Fig(II,2) : Vue de gauche de

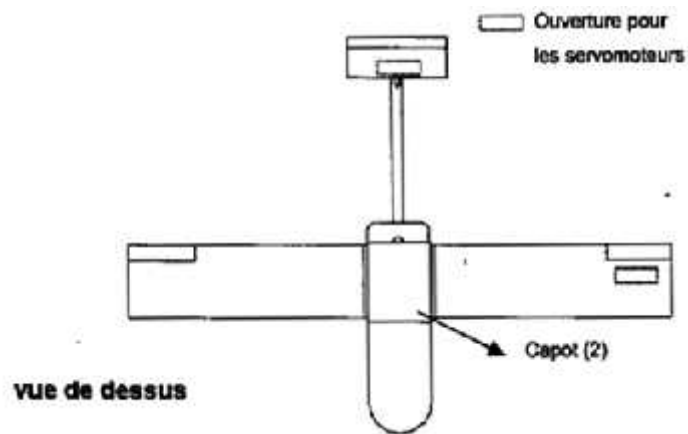


Fig (II, 4)

3-1 LES OUVERTURES DANS LA CELLULE :

La localisation des ouvertures dans la cellule est nécessaire .On doit avoir des portes de visite pour Fig. (II,1) et Fig(II,2)

- *Le moteur (capot1)
- *Le réservoir de carburant (capot2, porte accès)
- *Les batteries et les génératrices électroniques
- *Les systèmes de guidage et les servomoteurs
- *La timonerie de commande

* Des portes d'accès pour la charge utile

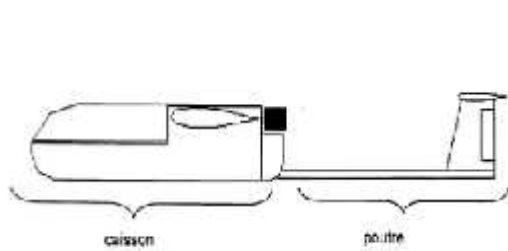


Fig. (II,5)

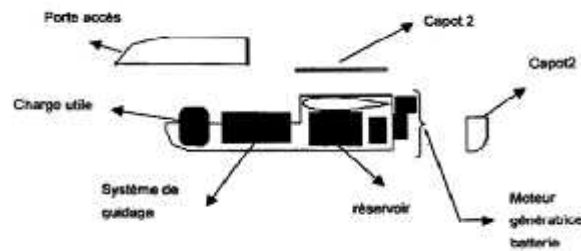


Fig. (II,6)

3-2) ARRANGEMENT STRUCTURAL DE L'AILE :

Généralement, en construction aéronautique l'aile se compose d'un longeron principal et d'un faux longeron et de nervures

La position du longeron principal se situe entre 15% et 30% la corde de l'aile dans notre travail on prend 30%, position qui correspond au centre de poussée du N.A.C.A 23018 (profil de l'aile imposé par le cahier des charges) .

La position du faux longeron se situe entre 65% et 75% de la corde de l'aile. On prendra 75%, qui correspond à la position du bord d'attaque de l'aileron.

L'espacement entre les nervures est généralement de 25 à 26cm on prend 20cm

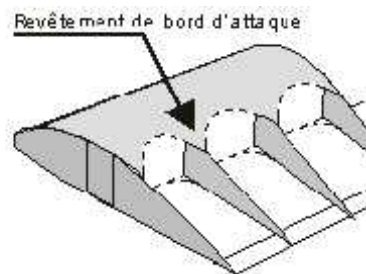


Fig. (II,5)

3-3) ARRANGEMENT STRUCTURAL DE FUSELAGE :

Le fuselage comporte :

- Trois cadres destinés, à la fixation du moteur, à la fixation de l'aile, et à la fixation de train.
- Un revêtement non travaillant.
- Des lisses qui servent à transmettre les efforts du revêtement aux cadres

3-4) JONCTION AILE- FUSELAGE ET EMPENNAGE-POUTRE ARRIERE:

Pour une configuration à aile haute, la jonction aile-fuselage pose un problème relativement

délicat. Vu les sollicitations auxquelles est soumise cette partie, pour une première disposition, on adoptera un cadre fort pour cette partie de fuselage au niveau du cadre principal Fig (II, 6)

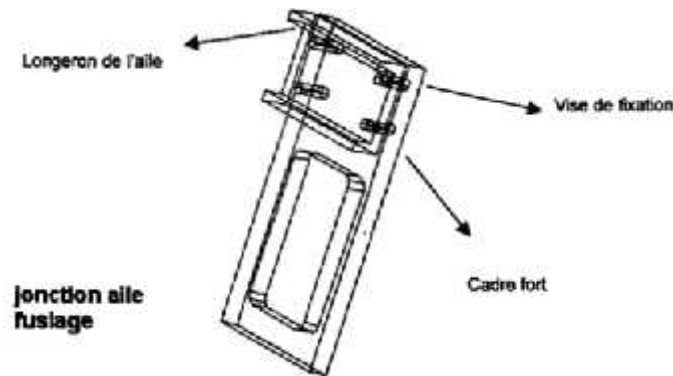


Fig (II,6)

3-5) FIXATION DU MOTEUR :

Le cadre arrière de fuselage recevra le moteur. Le mode de fixation doit vérifier les trois critères suivants :

- Facilité d'accès
- Vibration atténuée
- Refroidissement correcte du moteur

II-4-L'UTILISATION DE LOGICIEL DE CAO (SOLIDWORKS) :

4.1 Conception Assistée Par Ordinateur (CAO) :

La conception assistée par ordinateur (CAO) permet de créer une vue virtuelle d'un projet servant de maquette à usage de tests et de simulations avant de procéder à l'étape de production en grandeur nature. Cette technique est particulièrement intéressante, compte tenu de l'enjeu économique et financier de certains projets. La CAO est aussi utilisée pour réaliser des séquences cinématographiques qu'il serait impossible ou trop onéreux de tourner véritablement.

Les différentes applications de la CAO permettent de créer des objets en deux (2D) ou trois (3D) dimensions, et de les visualiser en modèles filaires, surfaciques, volumiques, ou encore sous forme de solides avec leur texture.

Les modèles 3D sont établis par des méthodes dites des éléments finis ou des volumes finis, qui décomposent la structure de l'objet à étudier en éléments simples (triangles, parallélépipèdes...). À partir de ces modèles numériques, des calculs exploitant les lois de la géométrie, de la physique et de la mécanique permettent de tester le comportement du produit à réaliser.

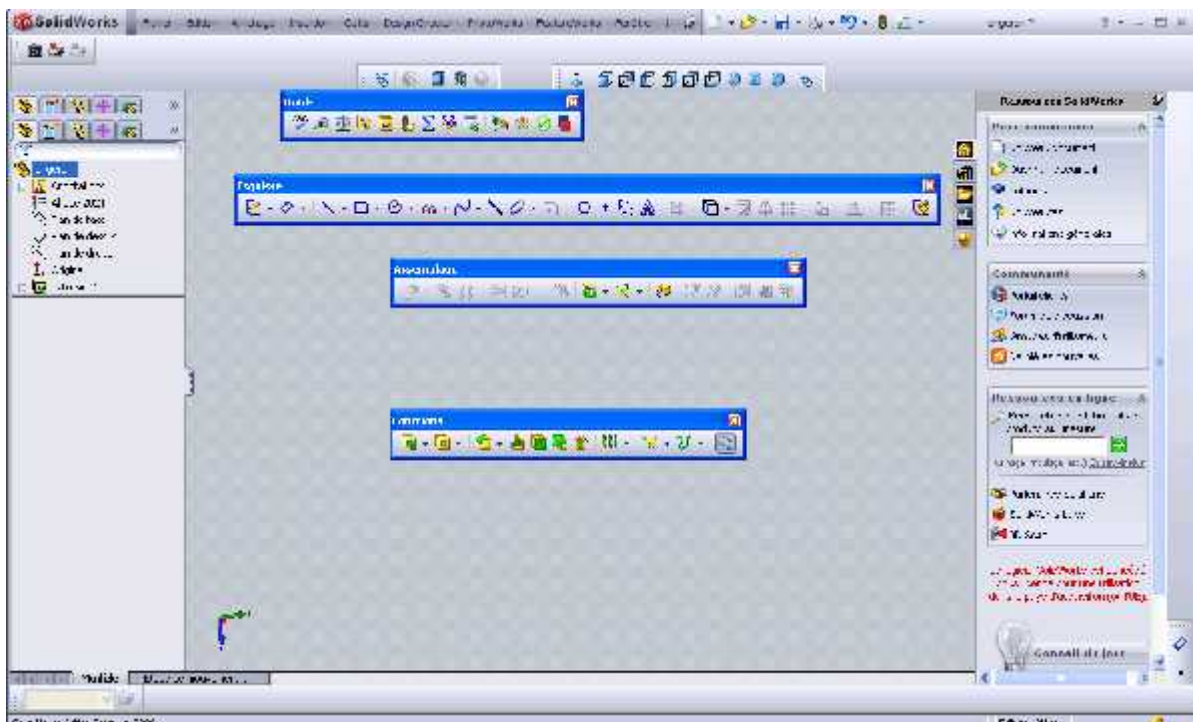
Certains programmes de CAO peuvent faire évoluer l'objet dans l'espace et le visualiser selon différentes perspectives, en modifier la taille, en montrer l'intérieur, ou même fournir la liste des composants nécessaires à sa construction. Les programmes 3D de CAO, gros consommateurs de puissance de calcul pour les simulations, nécessitent donc des stations de travail très performantes. Ils sont utilisés dans tous les services de recherche et de développement de nombreux métiers liés à l'industrie (automobile, armement, aéronautique, etc.), mais également dans des applications nécessitant une représentation graphique fidèle de ce que l'on envisage de réaliser, comme en architecture et dans le bâtiment.

La conception assistée par ordinateur (CAO) est devenue une technique incontournable dans l'industrie aéronautique.

II.4.2 Logiciel SolidWorks 2008 :

Le logiciel SolidWorks est une application de conception mécanique qui tire partie de l'interface utilisateur graphique de Microsoft Windows. Grâce à ce logiciel, les concepteurs peuvent esquisser rapidement une idée, expérimenter avec des fonctions et des cotes et produire des modèles et des mises en plan précis.

L'interface du solidworks2008 :



II.4.2.1 Principales améliorations de SolidWorks 2008 :

En plus des fonctions existantes déjà dans les versions précédentes, SolidWorks 2008 contient plus de 250 améliorations suggérées par les utilisateurs. On met l'accent sur les plus importantes d'entre elles:

- Améliorations apportées aux assemblages :

Contraintes de limite :

Les contraintes de limite permettent aux composants de se déplacer dans les limites d'une plage de valeurs de contraintes à distance et en angle.

Déplacer et faire pivoter les composants :

on peut désormais déplacer un composant en le faisant glisser dans la zone graphique sans avoir besoin de passer par le PropertyManager ou la boîte de dialogue. On peut aussi déplacer un composant le long d'un axe ou le faire pivoter autour d'un axe à l'aide d'un manipulateur.

- Outils de conception de produits de consommation :

Fonction Déformer :

La fonction Déformer vous permet d'altérer la forme d'un modèle tout en conservant les relations existant par rapport aux limites d'origine. on peut étirer un modèle en un point ou déformer un modèle en fonction d'une esquisse ou d'une courbe existante.

- Automatisation du processus de mise en plan :

Bulles automatiques :

On peut ajouter des bulles à tous les composants qui existent dans une ou plusieurs vues de mise en plan en une seule opération. De plus, on peut contrôler l'orientation et l'alignement des bulles.

Tables de perçages :

Les tables de perçages permettent de mesurer les positions de perçages sélectionnés par rapport à un point d'origine spécifié. on peut sélectionner une face pour inclure tous les perçages qu'elle contient dans la table de perçages.

Nomenclature :

On peut générer une nomenclature listant le nombre de pièces ou d'assemblages de chaque configuration dans une même table. Les nouvelles tables de nomenclature retiennent plus fidèlement vos formats personnalisés (subdivisions, retour à la ligne à l'intérieur des cellules, etc.)

- Outils de conception de moules :

On peut désormais créer un moule en utilisant une séquence d'outils qui vous permettent de contrôler l'ensemble du processus. Les principales étapes du nouveau processus de conception de moules consistent à créer les éléments suivants:

- Bloc noyau-empreinte
- Ligne de joint
- Plan de joint
- Surface d'arrêt

➤ Performance :

Sous-assemblages allégés :

On peut ouvrir un sous-assemblage à l'état allégé pour accélérer l'ouverture et le travail sur les assemblages complexes.

Mises en plan allégées :

on peut créer des mises en plan pendant qu'on est en mode allégé. Le logiciel SolidWorks n'a pas besoin de charger toutes les données du modèle pour créer tous les types de vues de mise en plan ou rattacher des annotations aux modèles dans les vues.

Productivité accrue :

Les principales améliorations offrant une productivité accrue sont:

- Gestionnaire de commandes. Le Gestionnaire de commandes est une barre d'outils contextuelle qui se met à jour de manière dynamique en fonction de la barre d'outils à laquelle vous souhaitez accéder. Il contient par défaut des barres d'outils intégrées, selon le type de document ouvert.
- Postsélection. On est plus obligé de créer et de sélectionner une esquisse avant de créer une fonction. Par exemple, avec la fonction Extrusion, le système vous invite à sélectionner une esquisse existante ou à sélectionner un plan, une face plane ou une arête pour créer une nouvelle esquisse.

➤ RealView :

On peut désormais appliquer des shaders et des matériaux réalistes aux pièces et assemblages. Cette fonctionnalité fournit un environnement réaliste dans lequel on peut visualiser les conceptions sans recourir aux prototypes.

➤ Planificateur de tâches SolidWorks :

Le Planificateur de tâches SolidWorks est un nouvel utilitaire dans lequel vous pouvez définir les tâches à effectuer à une date ou une heure ultérieure. On peut ainsi programmer l'exécution de tâches telles que l'impression par lots et l'export/import par lots durant la nuit ou pendant que l'ordinateur est inactif.

4-2) Désigne de l'U A V par solidworks : pour notre travail on a pris les étapes suivantes :

a) Fuselage (caisson) :

tout d'abord on crée des plants et sur le quel on désigne le plan de coupe et a partir ces plan on fait l'extorsion d'un plan a l'autre par la touche

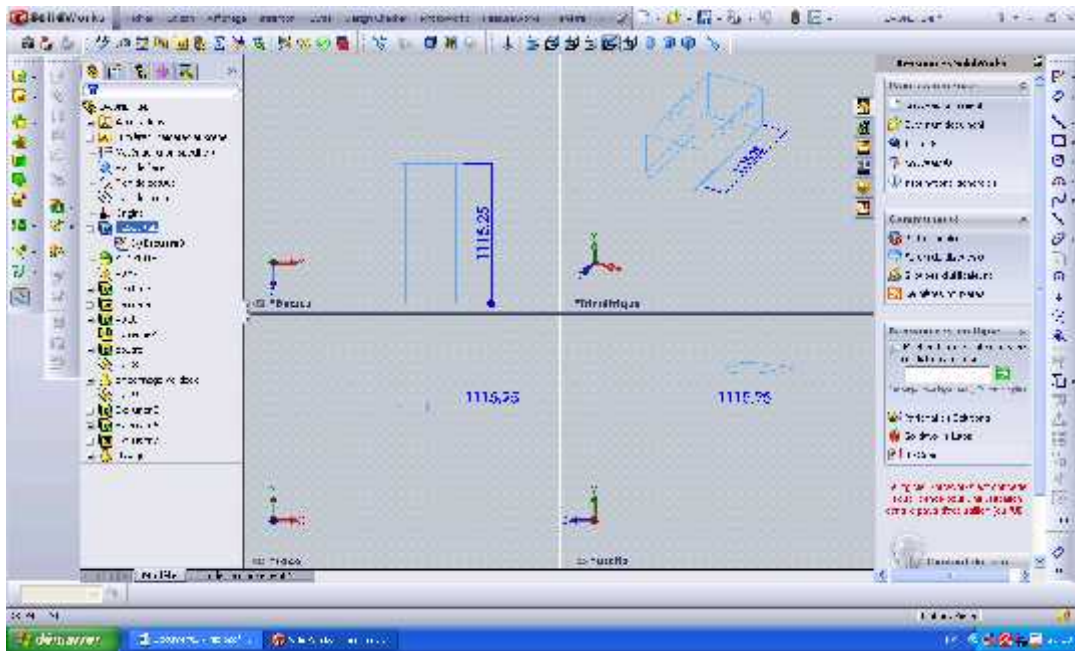


Fig. (II,7) géométrie de fuselage

b) Kockbite. :

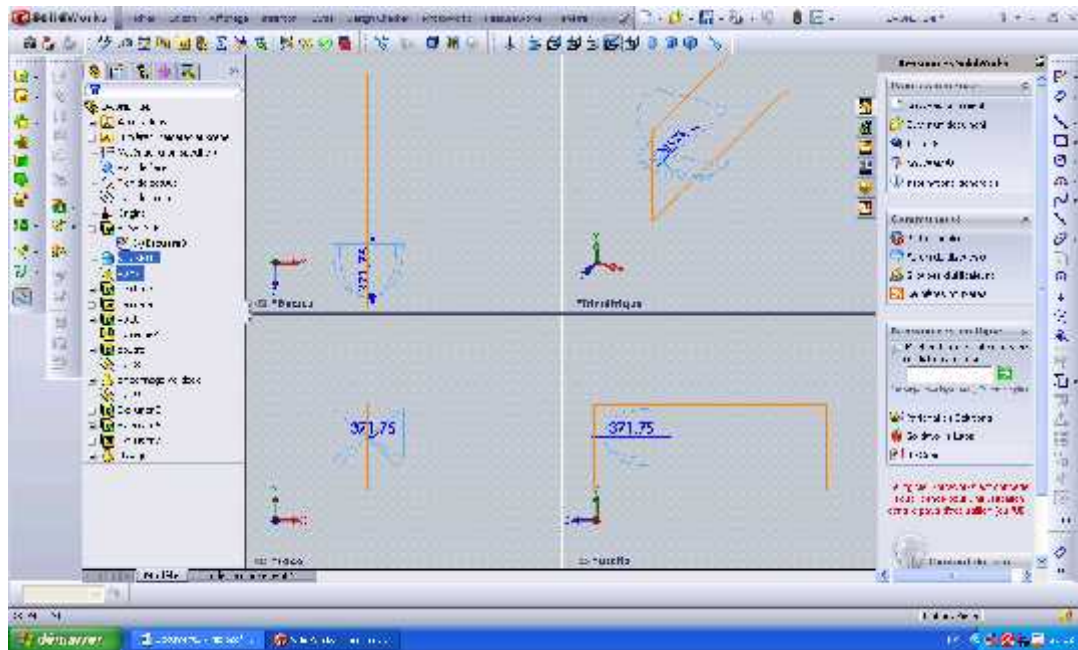


Fig. (II,8) KOCKBITE

c) fuselage+kockbite

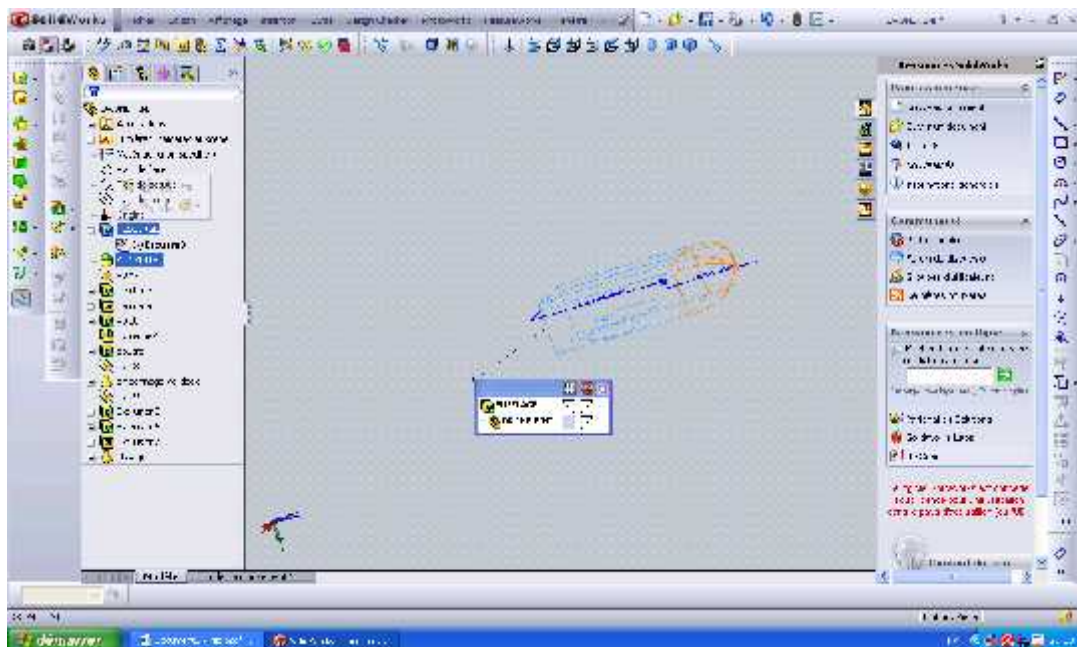


Fig. (II,8) fuselage +KOCKBITE

c) Demi aile+aileron

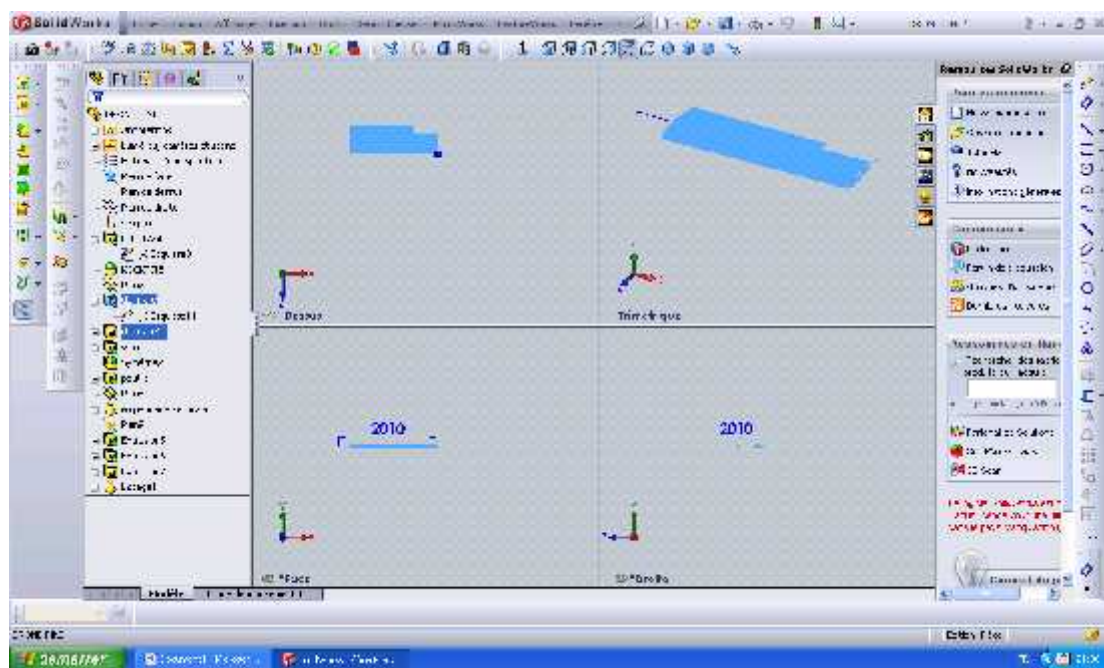


Fig. (II,8) Demi aile+aileron (gouache)

e) Demi aile+aileron(droite)

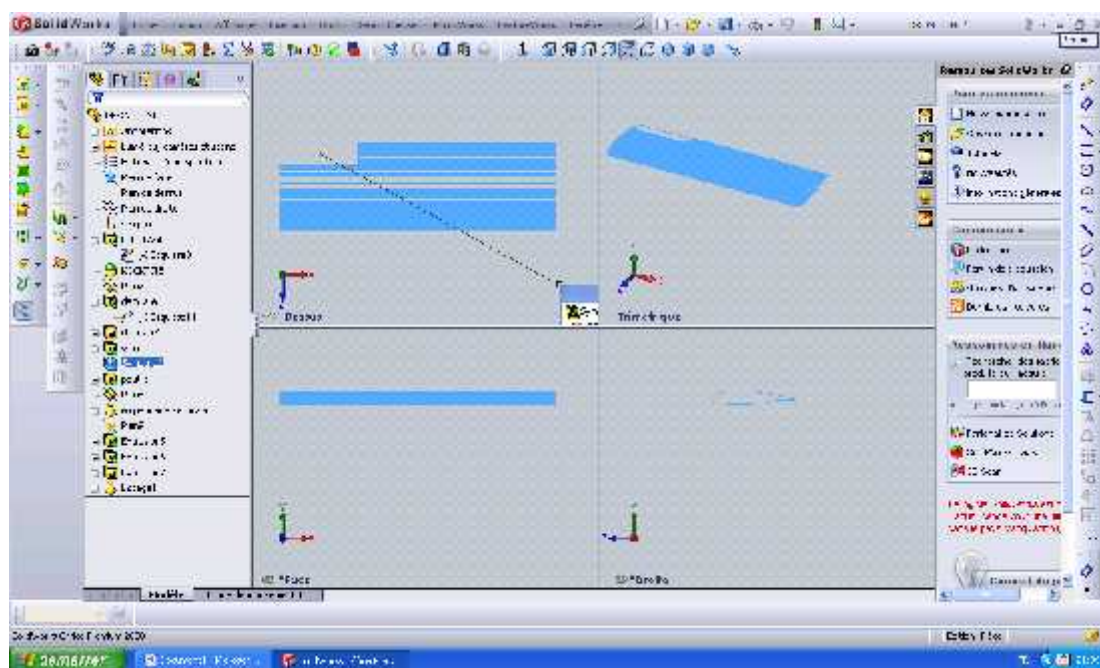


Fig. (II,9) Demi aile+aileron(droite)

f) la poutre :

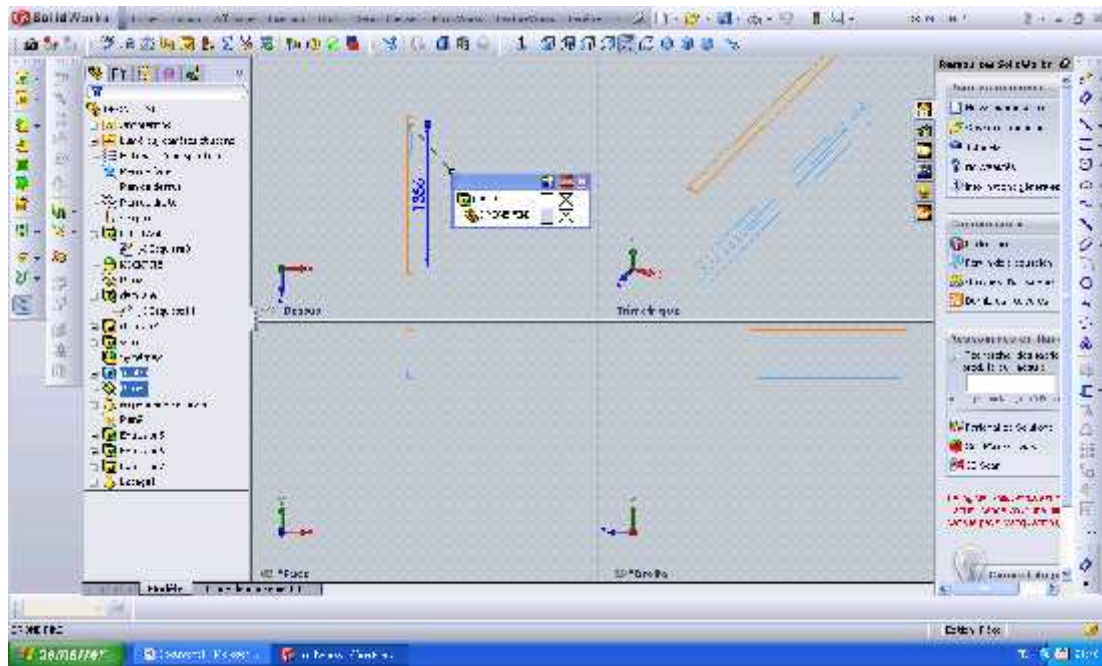


Fig. (II,9) la poutre

g) l'empennage horizontale+ volet de profondeur

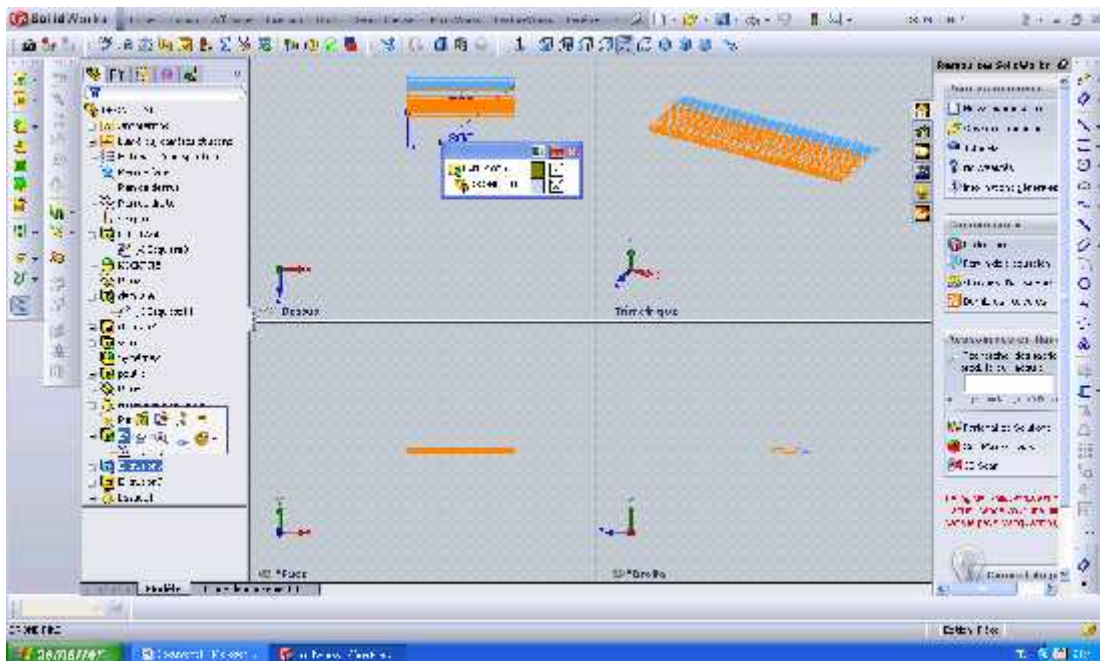


Fig. (II,10)

h) l'empennage verticale+volet de direction

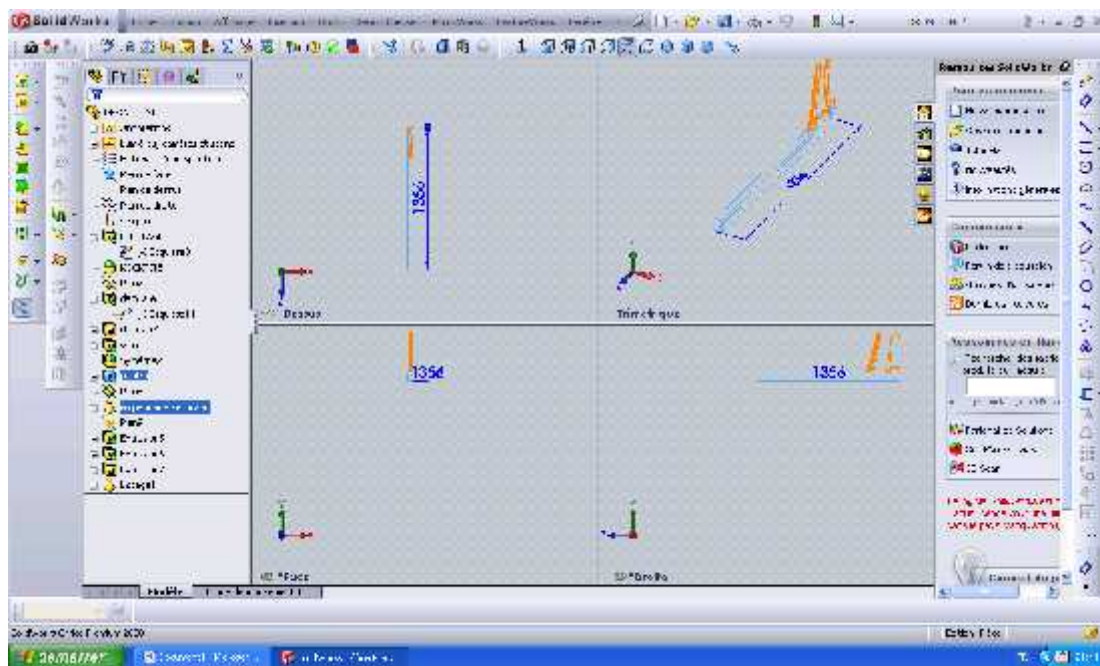


Fig. (11,11)

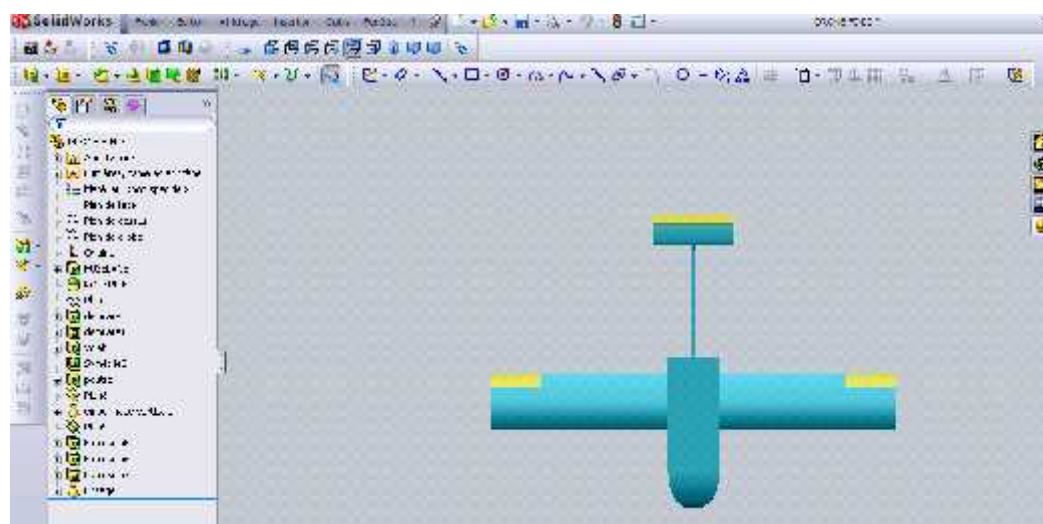


Fig. (1,7) Vue de dessus



Fig. (II,10) Vue de face

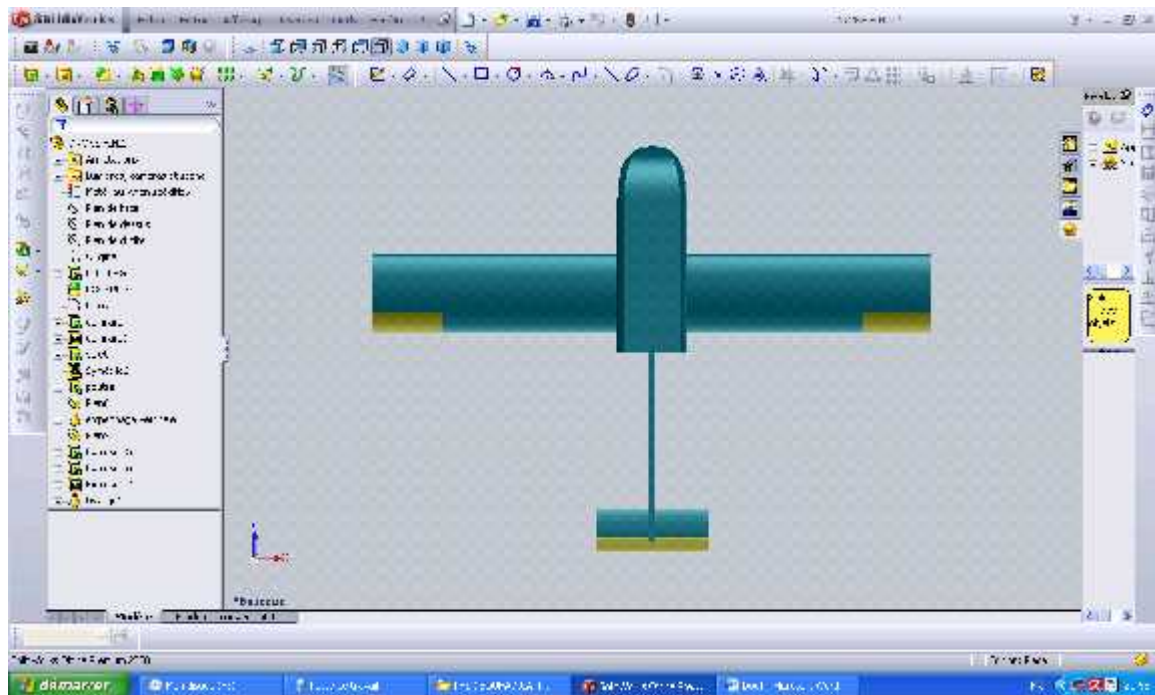


Fig. (II,11) Vue de dessous

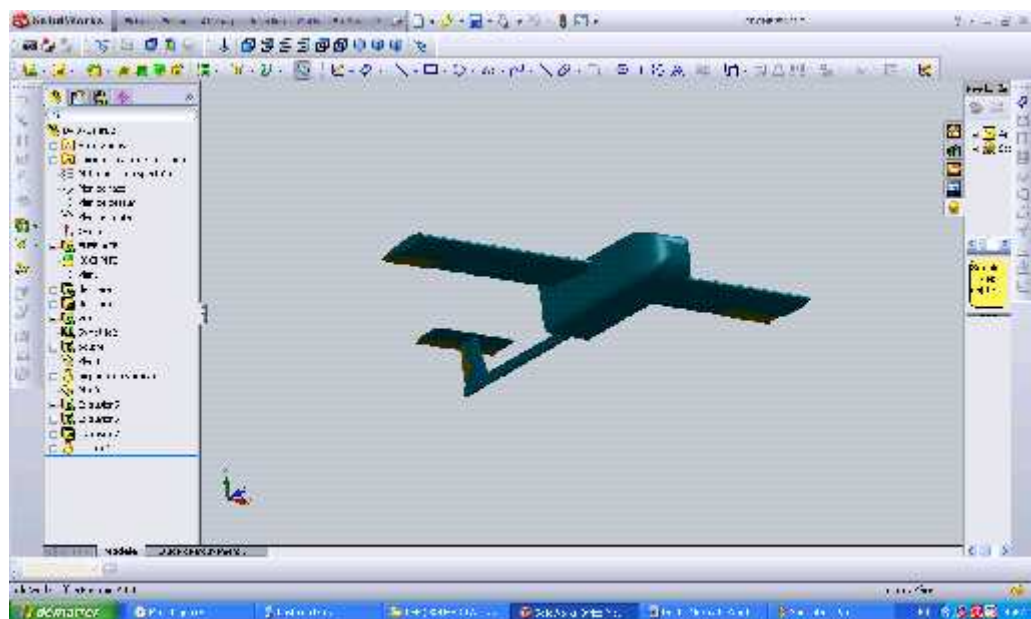


Fig. (II,12) Vue isométrique

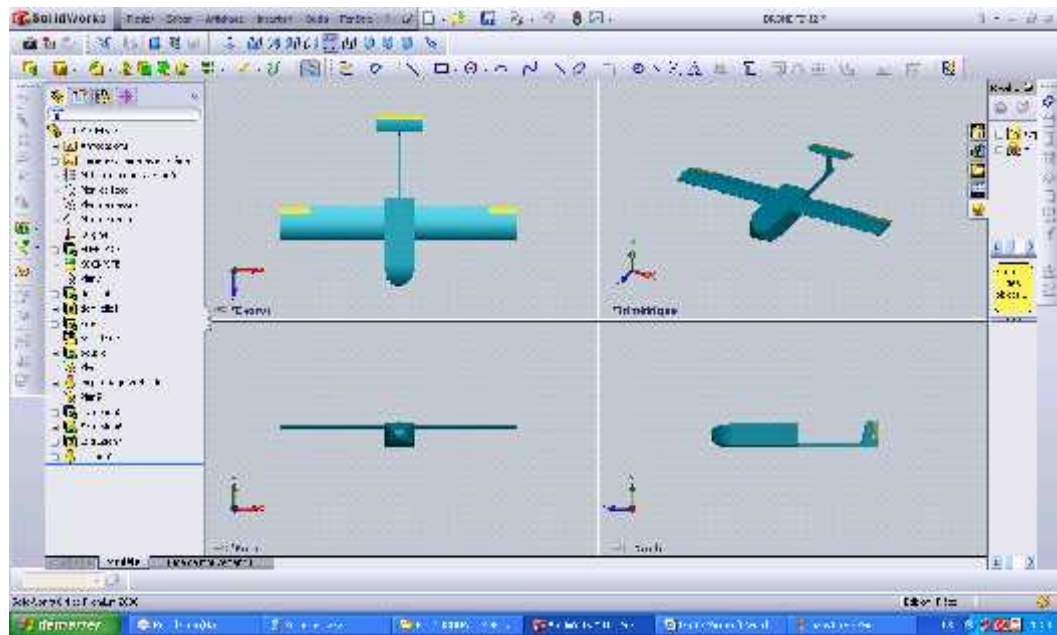


Fig. (II,13) les quater vues

III -5-) SELECTION DU MATERIAU DE CONSTRUCTION :

En aéronautique, le choix du matériau de construction est conditionné par les points suivants :

- Le rapport résistance / poids élevée
- comportement en fatigue
- Les modes de propagation des fissures et les modes de rupture dominantes Les
- Tolérances d'endommagement et corrosion
- La familiarité et expérience dans la manipulation des matériaux en question
L'existence de moyen de mise en œuvre
- Les prix des matériaux
- Les coûts de production
- Les exigences du client

Les matériaux composites sont particulièrement aptes à répondre à ces critères, en effet ils permettent, notamment dans des structures soumises à des charges uni axiale une économie en poids, et une réduction du nombre de pièce constituant la structure, (fig.

1.6) Ceci est très important, car toute réduction de la masse structurale peut se traduire par une augmentation de la charge utile ou de la quantité de carburant emportée ou encore les performances. De plus. Ils permettent de réaliser des qualités de surface et de forme excellente, et aident ainsi à optimiser l'aérodynamique d'un avion.

III -6-) CALCULE LES PERFORMANCE GENERALE DE L'U A V :

ADS(Aircraft Design Software) est un outil simple d'utilisation et convivial, destiné à faire l'étude conceptuelle d'un projet d'avion léger mono ou bimoteur pouvant satisfaire aux exigences de la FAR23.

6-1) Les étapes des calculs LES PERFORMANCE :

a- choix de l'appareil drone(UAV) :

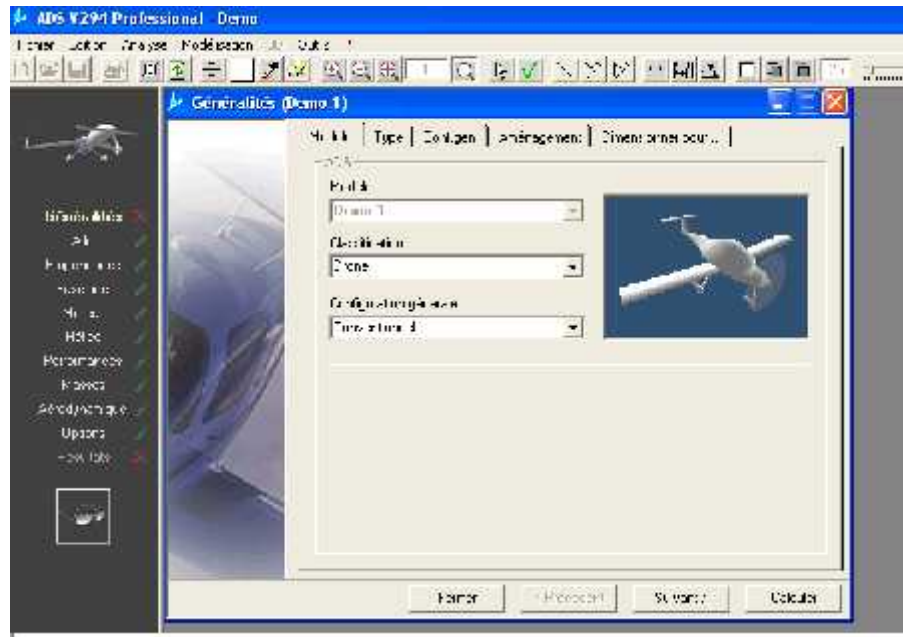


Fig. (II,14)

b- choix de type de UAV(drone moyenne altitude longue endurance)

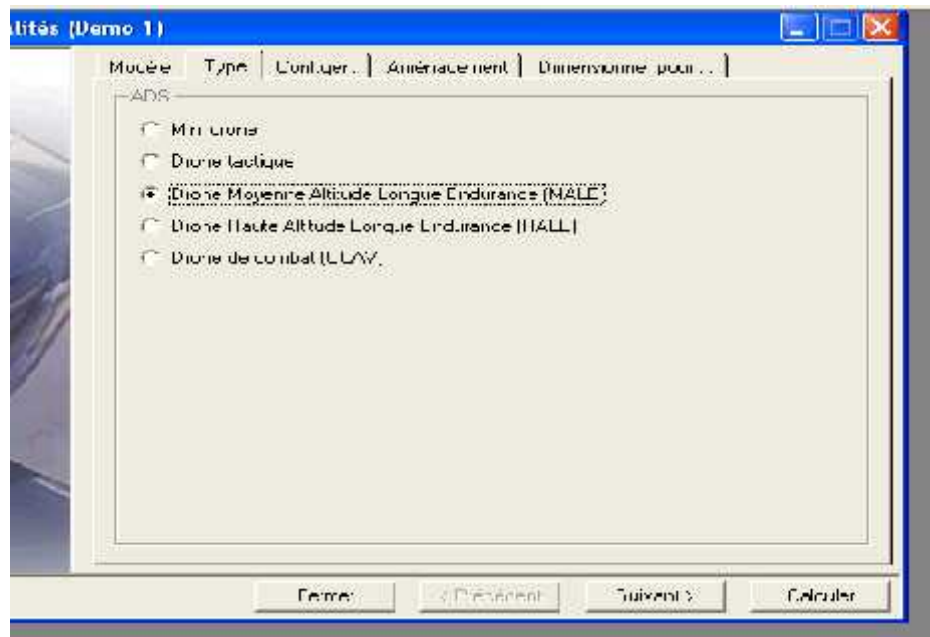


Fig. (II,15)

c-

Les géomètres de UAV :

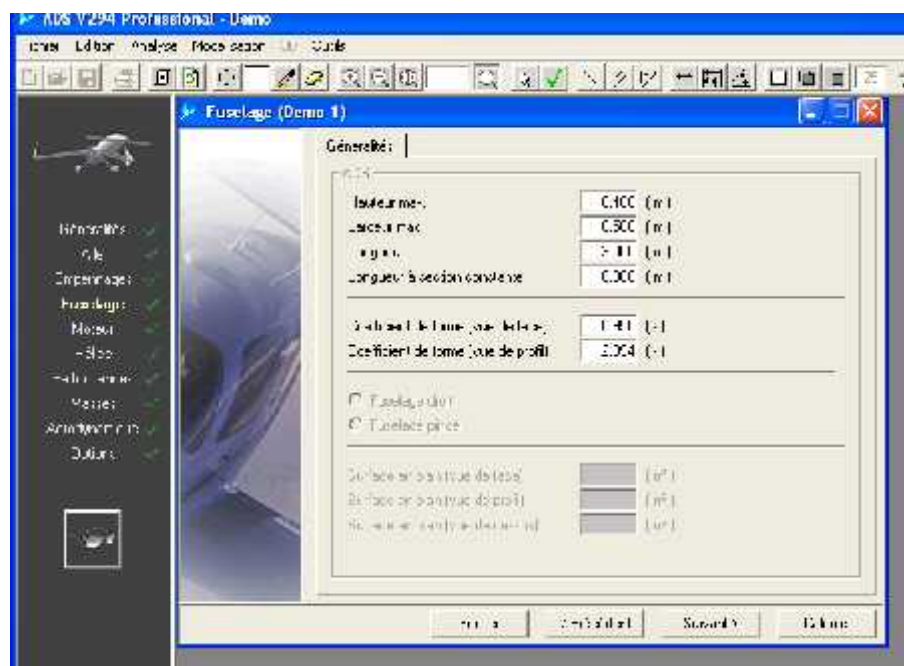


Fig. (II,16)

d-
performances

Calcul les

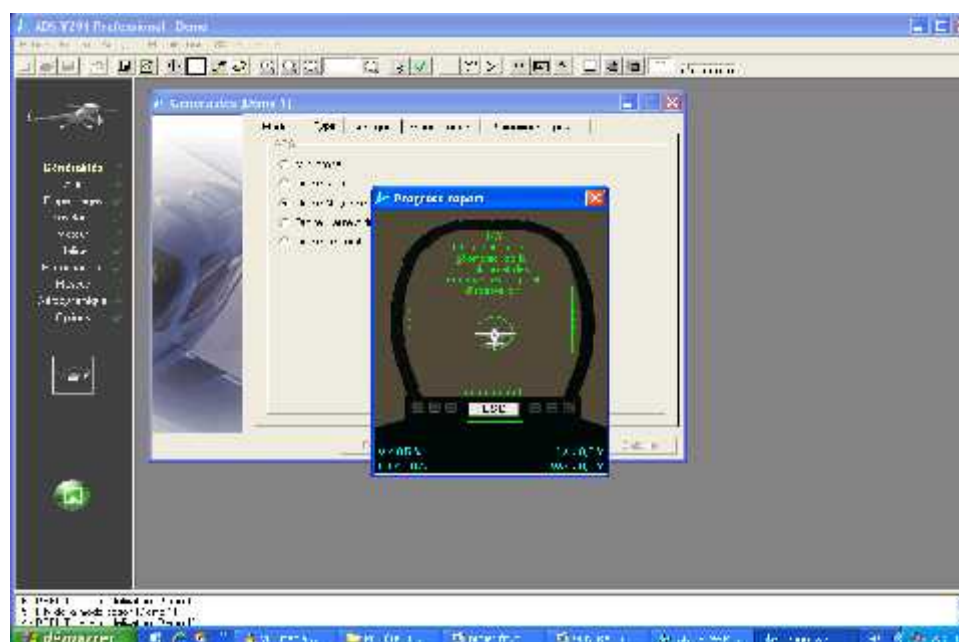


Fig. (II,17)

6-2)

LES

RESULTATS:

GÉNÉRALITÉS

Modèle	1
Classification	Drone
Configuration générale	Conventionnel
Réglementation	JAR 23 (U) Appendix A
Type	Drone Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE)
Configuration de la propulsion	Un, Piston, Tractif, Fixée sur le fuselage
...	
Surface mouillée totale	10,261 m ²

AILE

Surface	2,972 m ²
Envergure	4,000 m
Allongement (géométrique)	5,38
Allongement (effectif)	5,38
Surface mouillée	5,344 m ²
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée du fuselage	1,729
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale	0,521

EMPENNAGES

Surface	0,892 m ²
Surface mouillée	1,828 m ²
Surface / Surface de l'aile	0,300
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale	0,178

FUSELAGE

Longueur	3,000 m
Hauteur max.	0,400 m
Largeur max.	0,500 m
Longueur à section constante	0,000 m
Diamètre moyen	0,492 m
Coefficient de forme (vue de face)	0,950
Coefficient de forme (vue de côté)	2,094
Surface frontale	0,190 m ²
Surface mouillée	3,090 m ²

MOTEUR

Moteur - Type	4T refroidi par air
Moteur - Consommation spécifique	0,307 kg/kW.h
Moteur - Masse spécifique	2,31 kg/kW
Moteur - Puissance max. du moteur	27,992 kW

Moteur - Puissance max. du moteur	37,5 hp
Rapport - Puissance max. (total) / Surface alaire	9,42 kW/m ²
Rapport - Masse max. au décollage / Puissance max. (total)	
...	6,39 kg/kW
Rapport - Puissance max. (total) / Masse max. au décollage	
...	0,120 kW/kg

HÉLICE

Type	Pas fixe
Nombre de pâles	3
Diamètre	0,975 m
Surface du disque	0,746 m ²
Diamètre maximum	0,975 m
Facteur d'activité (/pâle)	90
Facteur d'activité (total)	270
Hélice - Angle de calage	45,0°
Vitesse de rotation	2550 t/min
Charge du disque	37,50 kW/m ²
Charge du disque vs Nombre de pâles	12,50 kW/m ²

MASSES ET CHARGEMENT

Masse max. de vol	178,7 kg
Masse à vide	155,3 kg
Charge utile	23,4 kg
Masse de l'équipage - Unitaire	70,0 kg
Masse du frêt - Unitaire	9,0 kg
Masse du frêt- Total	9,0 kg
Carburant	14,4 kg
Propulsion	66,4 kg
Moteur(s)	64,8 kg
Hélice(s)	1,6 kg

RAPPORTS DE MASSES

Rapport - Masse à vide / Masse max. au décollage	0,869
Rapport - Masse du planeur / Masse max. au décollage	0,500
Rapport - Masse utile / Masse max. au décollage	0,131
Rapport - Masse de carburant / Masse max. au décollage	0,081
Rapport - Masse du planeur / Masse à vide	0,575
Rapport - Masse utile / Masse à vide	0,151
Rapport - Masse de carburant / Masse à vide	0,093
Rapport - Masse de carburant / Masse utile	0,615
Rapport - Masse à vide / Surface de l'aile	52,3 kg/m ²
Rapport - Masse du planeur / Surface de l'aile	30,1 kg/m ²
Rapport - Masse à vide / Surface mouillée totale	15,1 kg/m ²
Rapport - Masse max. au décollage / Surface mouillée totale	

... 17,4 kg/m²

AÉRODYNAMIQUE

Coefficient de portance maximum	1,51
Charge alaire à la masse max. de vol	60,1 kg/m ²
Charge alaire à la masse à vide	52,3 kg/m ²
Coefficient de frottement (vol moteur)	0,01100
Coefficient de traînée induite (avion)	0,80

CRITÈRES DE QUALITÉ

Coef. de traînée globale (croisière) / Masse de vol	0,00025 /kg
Coef. de traînée globale (croisière) / Masse utile	0,00194 /kg
Coef. de traînée globale (autonomie max.) / Masse de vol	0,00046 /kg
Coef. de traînée globale (autonomie max.) / Masse utile	0,00348 /kg
Coef. de traînée globale (endurance max.) / Masse de vol	0,00096 /kg
Coef. de traînée globale (endurance max.) / Masse utile	0,00732 /kg
Rapport - Masse à vide / Masse max. au décollage	0,869
Rapport - Masse du planeur / Masse max. au décollage	0,500
Rapport - Masse utile / Masse max. au décollage	0,131
Rapport - Masse à vide / Surface mouillée totale	15,1 kg/m ²

CROISIÈRE

Vitesse de vol	220 km/h
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Altitude de vol	2100.m
Distance franchissable	500 km
Endurance	2,3 h
Puissance délivrée	21,848 kW
Puissance relative du moteur	78,0 %
Hélice - Vitesse de rotation	2550 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Vitesse en bout de pale	518 km/h
Hélice - Nombre de Mach en bout de pale	0,434
Hélice - Rendement	71,6 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	1,48
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,324
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,157
Hélice - Traction (brute)	256 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	251 N
Rapport Poussée/Puissance disponible	11,5 N/kW

Coefficient de frottement (cf)	0,01100
Cf (écoulement laminaire total)	0,00061 (5,6%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00340 (30,9%)
Laminarité	-272,6 %
Portance	1745 N
Traînée	251 N
Traînée - Traînée de portance nulle	210 N
Traînée - Traînée induite	41 N
Coefficient de portance	0,32
Coefficient de traînée	0,04534
Coefficient de traînée - Propre (subsonique)	0,03798 (83,8%)
Coefficient de traînée - Induite (subsonique)	0,00736 (16,2%)
Finesse	7,0

ENDURANCE MAXIMALE

Endurance	2,9 h
Altitude de vol	2100.m
Vitesse de vol	108 km/h
Autonomie	304 km
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Charge alaire optimale	60,3 kg/m ²

Puissance nécessaire	17,630 kW
Puissance relative du moteur	63,0 %

Hélice - Vitesse de rotation	2287 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Rendement	39,4 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	0,807
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,3638
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,1776
Hélice - Traction (brute)	232 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	228 N
Rapport Poussée/Puissance disponible	12,9 N/kW

Nombre de Reynolds - Aile	1283822
Nombre de Reynolds - Fuselage	5183390
Nombre de Reynolds - Appareil	2297933

Coefficient de frottement	0,01243
Laminarité	-289,3 %
Cf (écoulement laminaire total)	0,00088 (7,0%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00384 (30,9%)
Portance	1753 N
Traînée	228 N
Traînée - Traînée de portance nulle	57 N
Traînée - Traînée induite	171 N

Coefficient de portance	1,32
Coefficient de traînée	0,171
Coefficient de traînée - Propre	0,04293 (25,1%)
Coefficient de traînée - Induite	0,12823 (74,9%)
Finesse	7,7

AUTONOMIE MAXIMALE

Autonomie	490 km
Altitude de vol	2100.m
Vitesse de vol	144 km/h
Endurance	3,5 h
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Charge alaire optimale	60,3 kg/m ²

Puissance nécessaire	14,596 kW
Puissance relative du moteur	52,1 %

Hélice - Vitesse de rotation	2205 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Rendement	53,7 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	1,116
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,3363
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,1617
Hélice - Traction (brute)	197 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	193 N
Rapport Poussée/Puissance disponible	13,2 N/kW

Nombre de Reynolds - Aile	1711199
Nombre de Reynolds - Fuselage	6908914
Nombre de Reynolds - Appareil	3062903

Coefficient de frottement	0,01183
Cf (écoulement laminaire total)	0,00076 (6,4%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00366 (30,9%)
Laminarité	-281,9 %
Portance	1753 N
Traînée	193 N
Traînée - Traînée de portance nulle	97 N
Traînée - Traînée induite	96 N
Coefficient de portance	0,74
Coefficient de traînée	0,081
Coefficient de traînée - Propre	0,04083 (50,1%)
Coefficient de traînée - Induite	0,04062 (49,9%)
Finesse	9,1

Décrochage en configuration lisse

Vitesse de vol	91 km/h
Altitude de vol	0.m

LES PERFORMANCE

CROISIÈRE

Vitesse de vol	220 km/h
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Altitude de vol	2100.m
Distance franchissable	500 km
Endurance	2,3 h
Puissance délivrée	21,848 kW
Puissance relative du moteur	78,0 %

Hélice - Vitesse de rotation	2550 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Vitesse en bout de pale	518 km/h
Hélice - Nombre de Mach en bout de pale	0,434
Hélice - Rendement	71,6 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	1,48
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,324
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,157
Hélice - Traction (brute)	256 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	251 N
Rapport Poussée/Puissance disponible	11,5 N/kW

Coefficient de frottement (cf)	0,01100
Cf (écoulement laminaire total)	0,00061 (5,6%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00340 (30,9%)
Laminarité	-272,6 %
Portance	1745 N
Traînée	251 N
Traînée - Traînée de portance nulle	210 N
Traînée - Traînée induite	41 N
Coefficient de portance	0,32
Coefficient de traînée	0,04534
Coefficient de traînée - Propre (subsonique)	0,03798 (83,8%)
Coefficient de traînée - Induite (subsonique)	0,00736 (16,2%)
Finesse	7,0

6-3) CONCLUSION :

L'étude conceptuelle est un processus itératif dont les principales étapes sont :

- a) La définition du cahier des charges. Le cahier des charges est un document dans lequel figurent les objectifs à atteindre en terme de performances, de coûts, ... ainsi que les contraintes auxquelles il faut se soumettre telle que la réglementation choisie par exemple
- b) L'analyse des technologies existantes pour déterminer celles qui pourraient être intégrées dans le projet.
- c) Le premier coup de crayon, les premières esquisses.
- d) L'analyse de l'existant, de nos propres réalisations mais également et surtout, de celles des autres. Cette analyse est indispensable afin de définir certains paramètres massiques (fraction de masse à vide), aérodynamiques (qualité aérodynamique), géométriques (rapport de surfaces).

d) La première estimation des performances et de la géométrie, généralement définie au point d'adaptation de l'appareil.

f) L'optimisation des performances et de la géométrie, pour toutes les phases de vol. Au terme de cette optimisation, on obtient la meilleure configuration, c'est à dire la configuration qui répond de façon optimale aux exigences du cahier des charges. On a une idée précise de : La masse totale, - La masse de carburant à emporter, - La puissance du moteur,

1-INTRODUCTION :

Avant de concevoir une pièce, il est primordial de bien définir sa fonction le plus précisément possible dans l'ensemble de la structure. Pour cela on a jugé qu'il est utile de définir l'avion par sa constitution, et par les paramètres qui permettent de caractériser ce dernier.

2- ELEMENTS CONSTITUTIFS D'UN AVION :

Un avion comprend deux parties essentielles :

2 -1) La cellule : comprend les éléments suivant :

*Le fuselage : constitue la partie centrale de l'avion Il a la fois un organe de liaison entre les ailes et les empennages, et un organe de transport qui contient tous dispositifs de guidages, et comporte le train de d'atterrissage et quelque fois les moteurs

*Les ailes : sont des surfaces qui permettent a l'avion de prendre appui sur l'air

*Les empennages : il sert à designer les plumes qui organise la queue des flèches pour le tir a l'arc, afin de stabiliser leur trajectoire

* Les trains d'atterrissage : est le système de roues qui permet à l'avion de se mouvoir au sol et d'atterrir

*Les équipements : ils comprennent les instruments de bord, de radions et de sécurité qui comme leur nom indique (l'équipe) l'avion

2- 2) Le groupe motopropulseur (G M P) : comprend

a- Soit un moteur a piston, soit a réaction

b-Une hélice : c'est une pièce en bois ou en métal, destinée à transformer la rotation du moteur en translation de l'avion Elle comporte essentiellement un moyeu de fixation et plusieurs pales(hélice bipale,tripales,quadri pales)

c-Les accessoires :ils sont constitués par tous les organes d'équipement du moteur

3-DESSIN DESCRIPTIVE :

Dans le cahier des charges la configuration et la géométrie externe sont fixées Fig(II,1) A partir de cette configuration on a établi un design préliminaire en tenant compte des ouvertures dans la cellule, de l'arrangement structural de l'aile, de la jonction aile fuselage et poutre arrière, et fixation du moteur

3.1CARACTERISTIQUES GEOMETRIQUES :

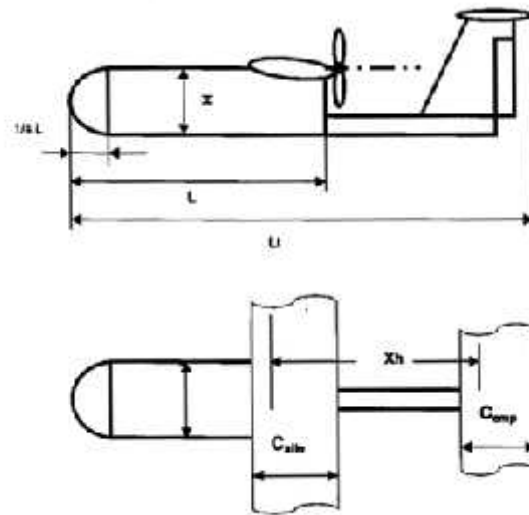


Figure.II.1.Géométries de l'UAV.

- Longueur total: $L_t = 3\text{m}$.
- Longueur de caisson $L = 1,48\text{m}$.
- Hauteur $H = 400\text{ mm}$.
- largeur $I = 500\text{ mm}$.
- l'envergure $E = 4\text{ m}$.
- la corde de l'aile $C_{aile} = 560\text{ m}$.
- la corde d'empennage $C_{emp} = 310\text{ m}$.

La géométrie adoptée : les vues sur le plan

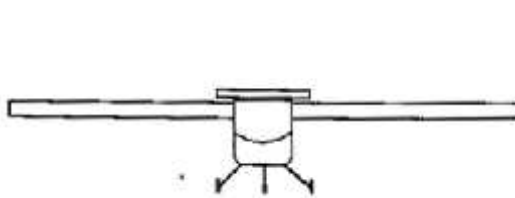


Figure.II.2. Vue de face de l'RPV

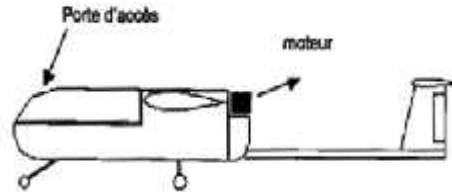


Figure.II.3. Vue de gauche de

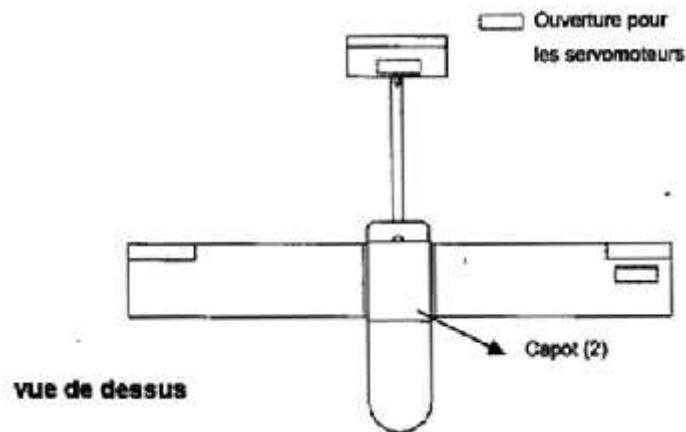


Figure.II.4

3-1 LES OUVERTURES DANS LA CELLULE :

La localisation des ouvertures dans la cellule est nécessaire .On doit avoir des portes de visite pour Figure.II.1. et Figure.II.2

- *Le moteur (capot1).
- *Le réservoir de carburant (capot2, porte accès).
- *Les batteries et les génératrices électroniques.
- *Les systèmes de guidage et les servomoteurs.
- *La timonerie de commande.
- * Des portes d'accès pour la charge util

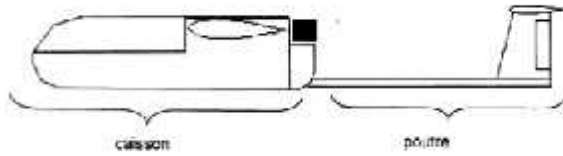


Figure.II.5

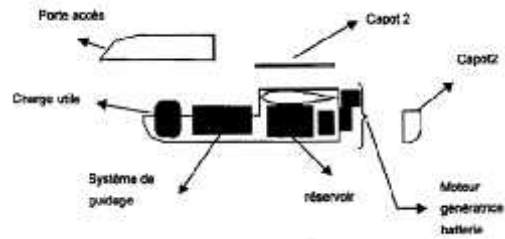


Figure.II.6

3-2) ARRANGEMENT STRUCTURAL DE L'AILE :

Généralement, en construction aéronautique l'aile se compose d'un longeron principal et d'un faux longeron et de nervures

La position du longeron principal se situe entre 15% et 30% la corde de l'aile dans notre travail on prend 30%, position qui correspond au centre de poussé du N.A.C.A 23018((profil de l'aile impose par le cahier des charges)) .

La position du faux longeron se situe entre 65% et 75% de la corde de l'aile. On prendra 75%, qui correspondent à la position à la position du bord d'attaque de l'aileron.

L'espace entre les nervures est généralement de 25 à 26cm on prend 20cm

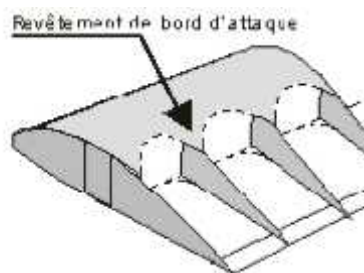


Figure.II.7.

3-3) ARRANGEMENT STRUCTURAL DE FUSELAGE :

Le fuselage comporte :

- Trois cadres destinés, à la fixation du moteur, à la fixation de l'aile, et à la fixation de train.
- Un revêtement non travaillant.
- Des lisses qui servent à transmettre les efforts du revêtement aux cadres

3-4) JONCTION AILE- FUSELAGE ET EMPENNAGE-POUTRE ARRIERE:

Pour une configuration à aile haute, la jonction aile-fuselage pose un problème relativement délicat. Vu les sollicitations auxquelles est soumise cette partie, pour une première disposition, on adoptera un cadre fort pour cette partie de fuselage au niveau du cadre principal Figure.II.8

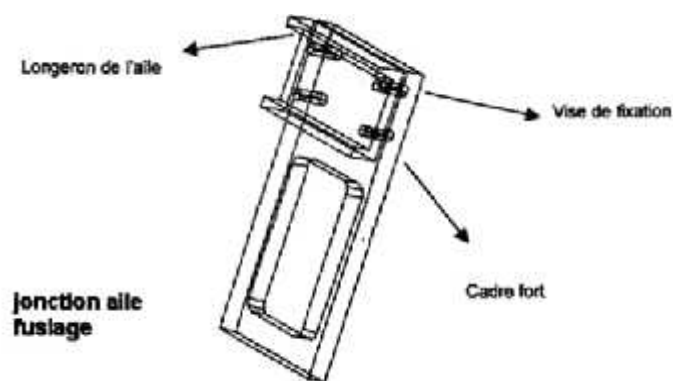


Figure.II.8.

3-5) FIXATION DU MOTEUR :

Le cadre arrière de fuselage recevra le moteur. Le mode de fixation doit vérifier les trois critères suivants :

- Facilité d'accès
- Vibration atténuée
- Refroidissement correcte du moteur

II-4-L'UTILISATION DE LOGICIEL DE CAO (SOLIDWORKS) :

4.1 Conception Assistée Par Ordinateur (CAO) :

La conception assistée par ordinateur (CAO) permet de créer une vue virtuelle d'un projet servant de maquette à usage de tests et de simulations avant de procéder à l'étape de production en grandeur nature. Cette technique est particulièrement intéressante, compte tenu de l'enjeu économique et financier de certains projets. La CAO est aussi utilisée pour réaliser des séquences cinématographiques qu'il serait impossible ou trop onéreux de tourner véritablement.

Les différentes applications de la CAO permettent de créer des objets en deux (2D) ou trois (3D) dimensions, et de les visualiser en modèles filaires, surfaciques, volumiques, ou encore sous forme de solides avec leur texture.

Les modèles 3D sont établis par des méthodes dites des éléments finis ou des volumes finis, qui décomposent la structure de l'objet à étudier en éléments simples (triangles, parallélépipèdes...). À partir de ces modèles numériques, des calculs exploitant les lois de la géométrie, de la physique et de la mécanique permettent de tester le comportement du produit à réaliser.

Certains programmes de CAO peuvent faire évoluer l'objet dans l'espace et le visualiser selon différentes perspectives, en modifier la taille, en montrer l'intérieur, ou même fournir la liste des composants nécessaires à sa construction. Les programmes 3D de CAO, gros consommateurs de puissance de calcul pour les simulations, nécessitent donc des stations de travail très performantes. Ils sont utilisés dans tous les services de recherche et de développement de nombreux métiers liés à l'industrie (automobile, armement, aéronautique, etc.), mais également

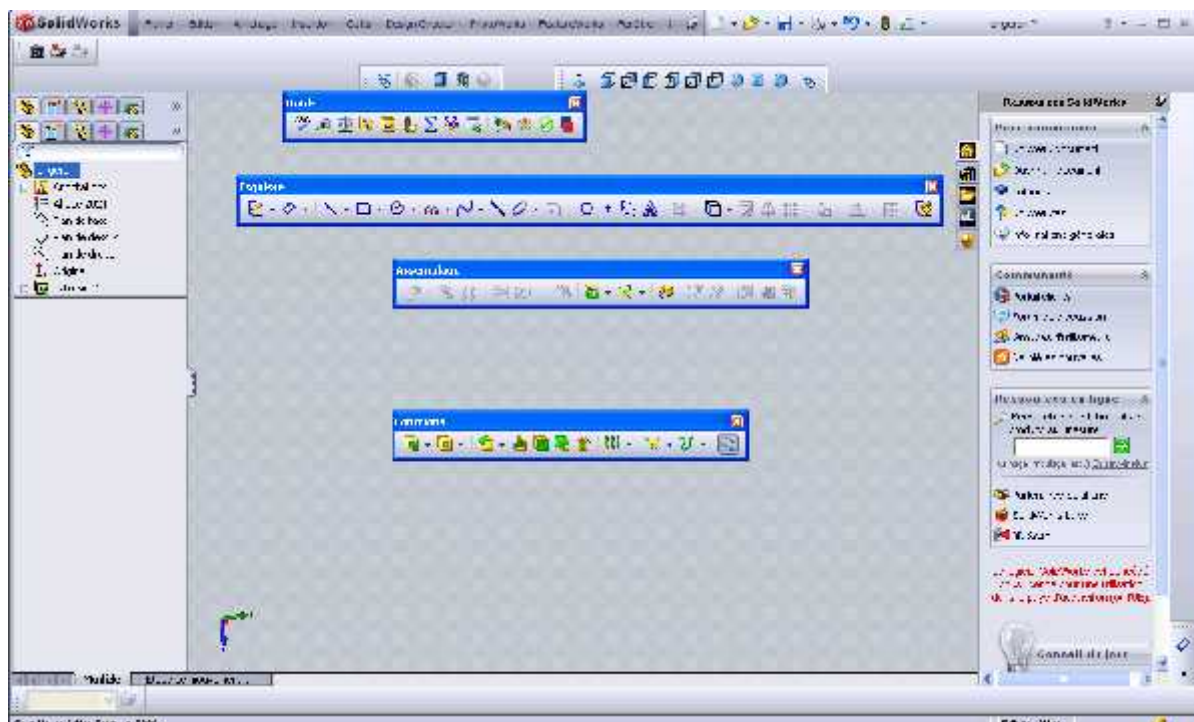
dans des applications nécessitant une représentation graphique fidèle de ce que l'on envisage de réaliser, comme en architecture et dans le bâtiment.

La conception assistée par ordinateur (CAO) est devenue une technique incontournable dans l'industrie aérospatiale.

4.2 Logiciel SolidWorks 2008 :

Le logiciel SolidWorks est une application de conception mécanique qui tire partie de l'interface utilisateur graphique de Microsoft Windows. Grâce à ce logiciel, les concepteurs peuvent esquisser rapidement une idée, expérimenter avec des fonctions et des cotes et produire des modèles et des mises en plan précis.[S5]

L'interface du solidworks2008 :



4.2.1 Principales améliorations de SolidWorks 2008 :

En plus des fonctions existantes déjà dans les versions précédentes, SolidWorks 2008 contient plus de 250 améliorations suggérées par les utilisateurs. On met l'accent sur les plus importantes d'entre elles:

- Améliorations apportées aux assemblages :
Contraintes de limite :

Les contraintes de limite permettent aux composants de se déplacer dans les limites d'une plage de valeurs de contraintes à distance et en angle.

Déplacer et faire pivoter les composants :

on peut désormais déplacer un composant en le faisant glisser dans la zone graphique sans avoir besoin de passer par le PropertyManager ou la boîte de dialogue. On peut aussi déplacer un composant le long d'un axe ou le faire pivoter autour d'un axe à l'aide d'un manipulateur.

➤ Outils de conception de produits de consommation :

Fonction Déformer :

La fonction Déformer vous permet d'altérer la forme d'un modèle tout en conservant les relations existant par rapport aux limites d'origine. on peut étirer un modèle en un point ou déformer un modèle en fonction d'une esquisse ou d'une courbe existante.

➤ Automatisation du processus de mise en plan :

Bulles automatiques :

On peut ajouter des bulles à tous les composants qui existent dans une ou plusieurs vues de mise en plan en une seule opération. De plus, on peut contrôler l'orientation et l'alignement des bulles.

Tables de perçages :

Les tables de perçages permettent de mesurer les positions de perçages sélectionnés par rapport à un point d'origine spécifié. on peut sélectionner une face pour inclure tous les perçages qu'elle contient dans la table de perçages.

Nomenclature :

On peut générer une nomenclature listant le nombre de pièces ou d'assemblages de chaque configuration dans une même table. Les nouvelles tables de nomenclature retiennent plus fidèlement vos formats personnalisés (subdivisions, retour à la ligne à l'intérieur des cellules, etc.)

➤ Outils de conception de moules :

On peut désormais créer un moule en utilisant une séquence d'outils qui vous permettent de contrôler l'ensemble du processus. Les principales étapes du nouveau processus de conception de moules consistent à créer les éléments suivants:

- Bloc noyau-empreinte
- Ligne de joint
- Plan de joint
- Surface d'arrêt

➤ Performance :

Sous-assemblages allégés :

On peut ouvrir un sous-assemblage à l'état allégé pour accélérer l'ouverture et le travail sur les assemblages complexes.

Mises en plan allégées :

on peut créer des mises en plan pendant qu'on est en mode allégé. Le logiciel SolidWorks n'a pas besoin de charger toutes les données du modèle pour créer tous les types de vues de mise en plan ou rattacher des annotations aux modèles dans les vues.

Productivité accrue :

Les principales améliorations offrant une productivité accrue sont:

- Gestionnaire de commandes. Le Gestionnaire de commandes est une barre d'outils contextuelle qui se met à jour de manière dynamique en fonction de la barre d'outils à laquelle vous souhaitez accéder. Il contient par défaut des barres d'outils intégrées, selon le type de document ouvert.
- Postsélection. On est plus obligé de créer et de sélectionner une esquisse avant de créer une fonction. Par exemple, avec la fonction Extrusion, le système vous invite à sélectionner une esquisse existante ou à sélectionner un plan, une face plane ou une arête pour créer une nouvelle esquisse.

➤ RealView :

On peut désormais appliquer des shaders et des matériaux réalistes aux pièces et assemblages. Cette fonctionnalité fournit un environnement réaliste dans lequel on peut visualiser les conceptions sans recourir aux prototypes.

➤ Planificateur de tâches SolidWorks :

Le Planificateur de tâches SolidWorks est un nouvel utilitaire dans lequel vous pouvez définir les tâches à effectuer à une date ou une heure ultérieure. On peut ainsi programmer l'exécution de tâches telles que l'impression par lots et l'export/import par lots durant la nuit ou pendant que l'ordinateur est inactif.

4-2) Désigne de l'U A V par solidworks :

pour notre travail on a pris les étapes suivantes :

- a) Fuselage (caisson) : tout d'abord on crée des plans et sur le quel on désigne le plan de coupe et a partir ces plan on fait l'extorsion d'un plan a l'autre par la touche

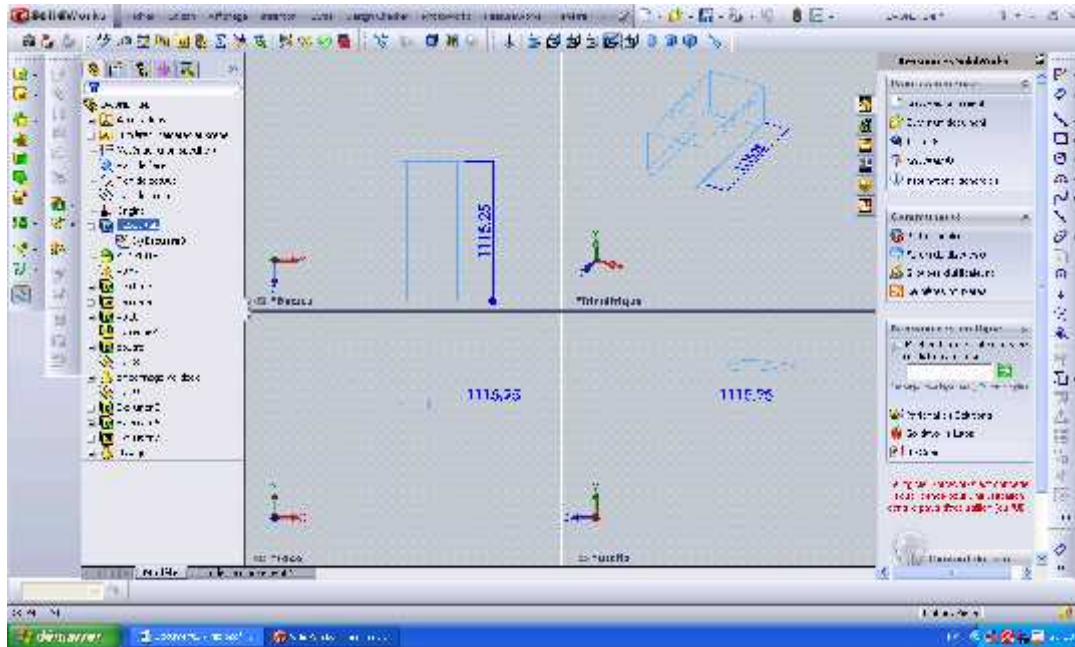


Figure II.9. Géométrie de fuselage

- b) Le nez de l'UAV. :

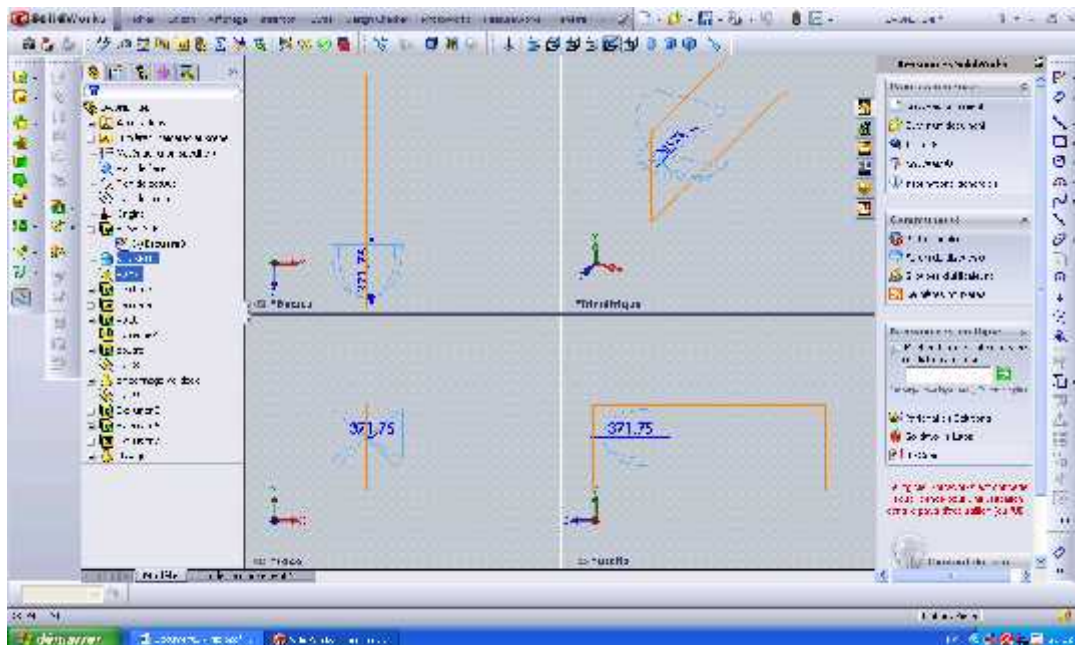


Figure II.10. Le nez de l'UAV

c) fuselage+le nez :

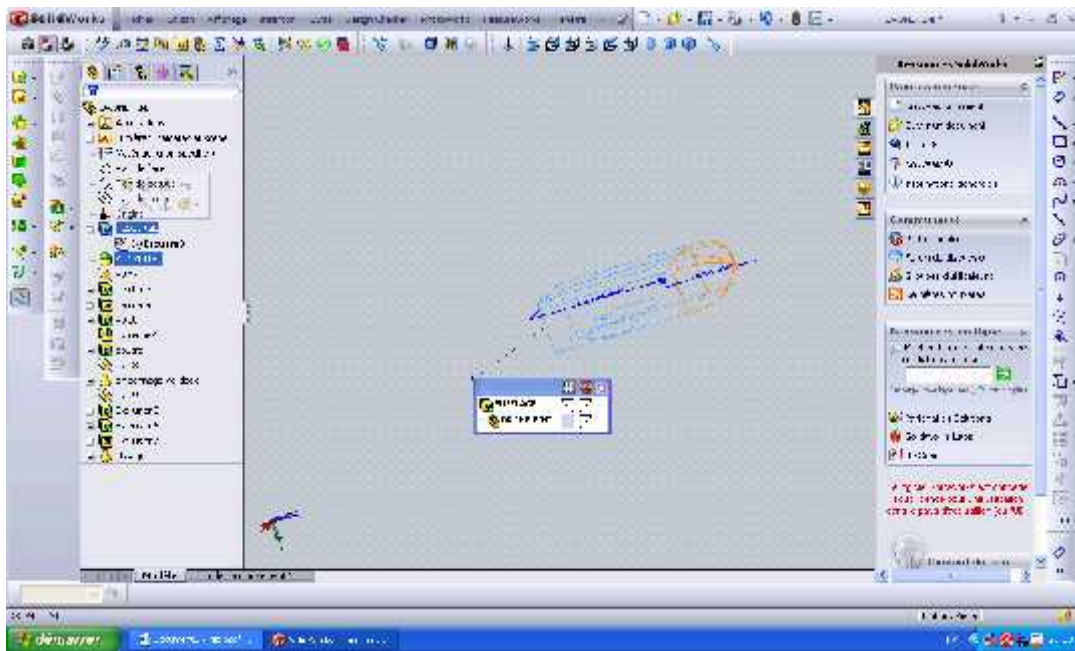


Figure II.11.fuselage +Kockpite

c) Demi aile+aileron :

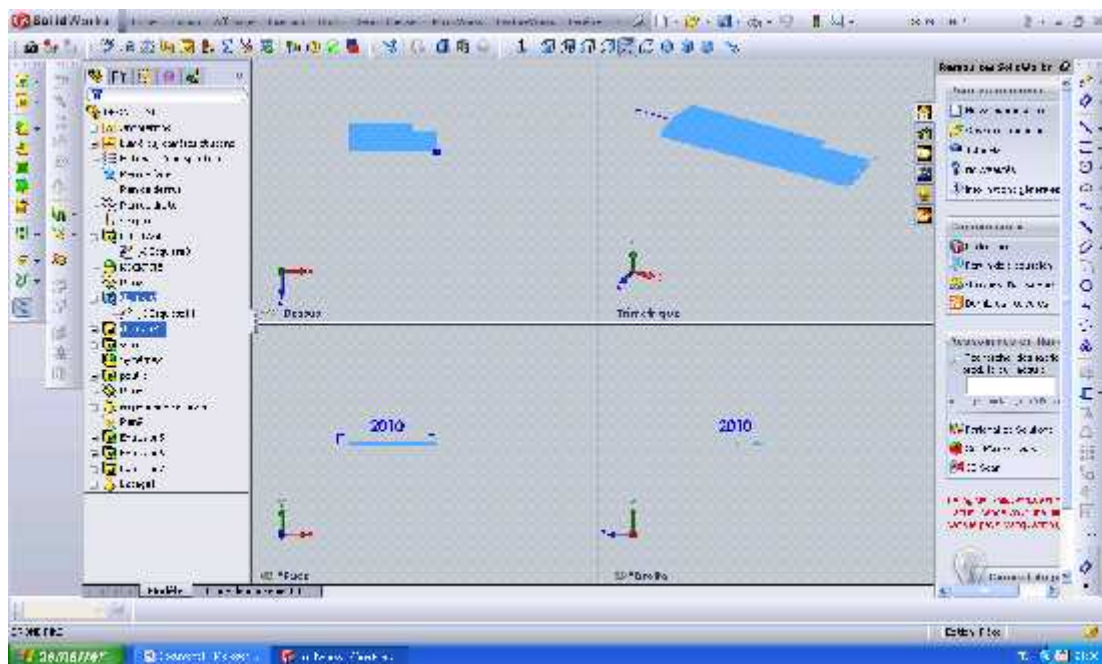


Figure II.12 Demi aile+aileron (gouache)

e) Demi aile+aileron(droite)

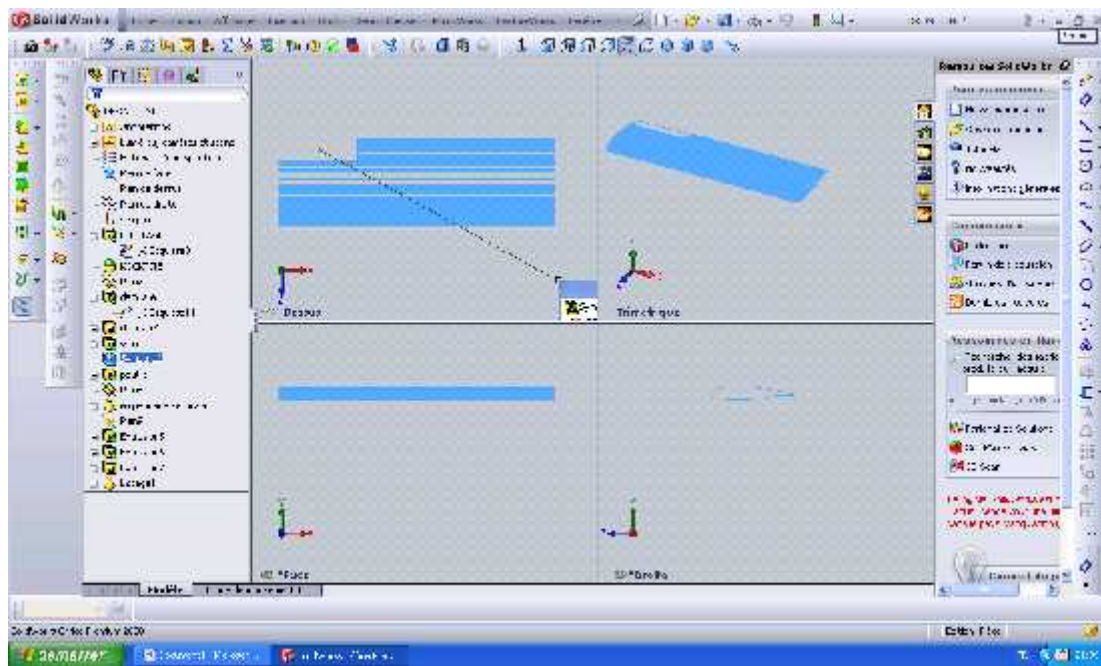


Figure II.13 .Demi aile+aileron(droite)

f) -La poutre :

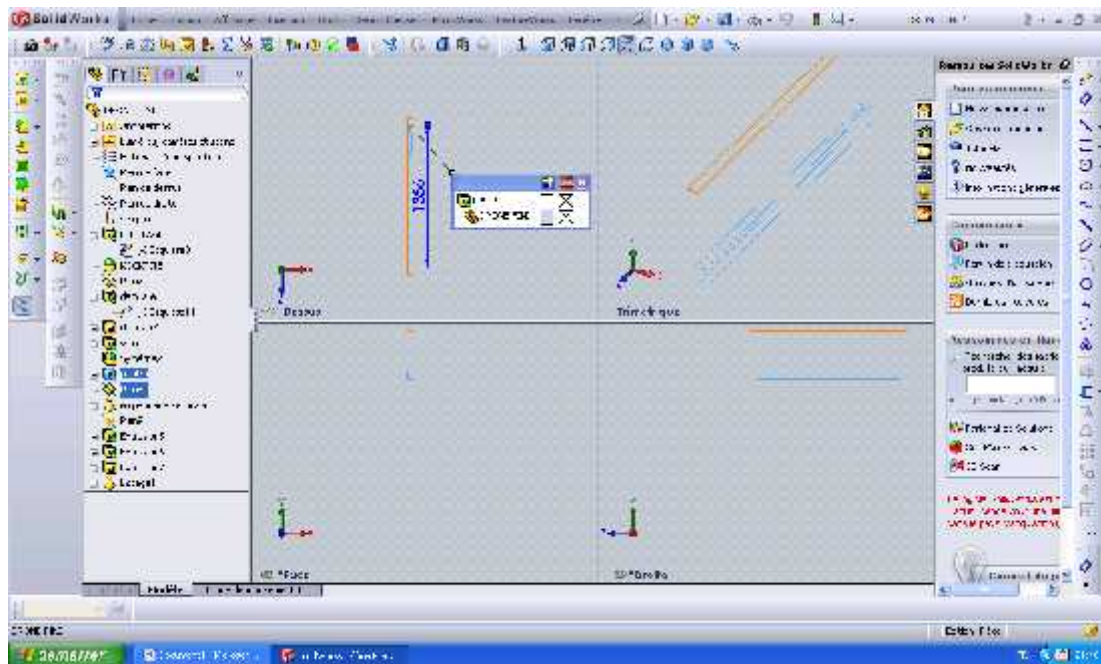


Figure II.14.La poutre

g)-L'empennage horizontale+ volet de prfondeure

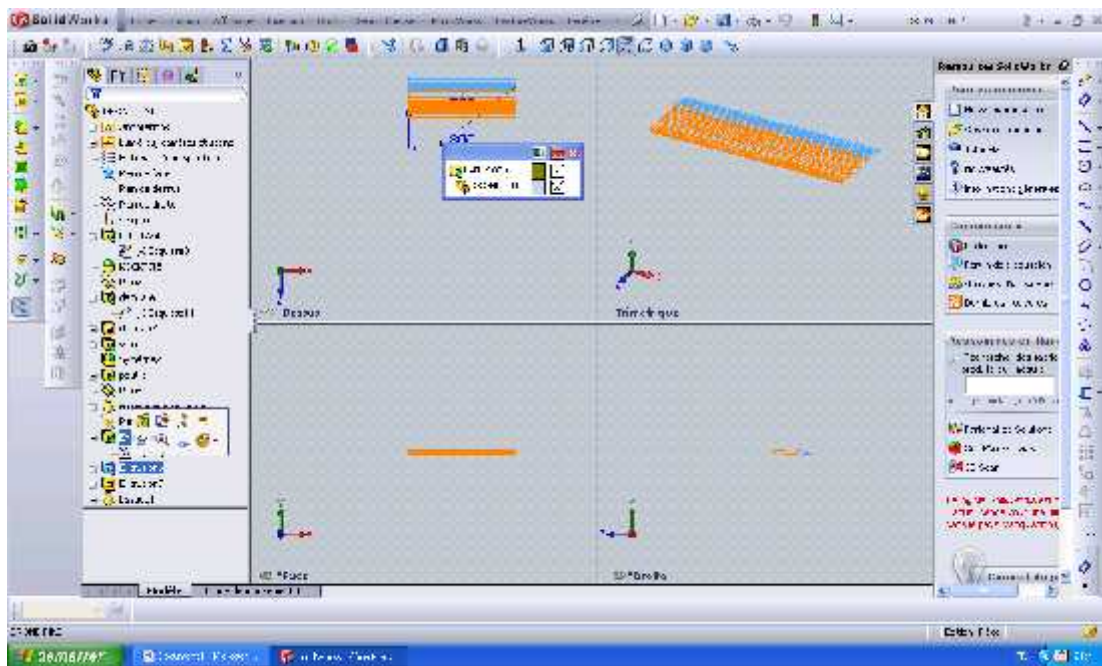


Figure II.15. L'empennage horizontale+ volet de prfondeure

h)-L'empennage verticale+volet de direction

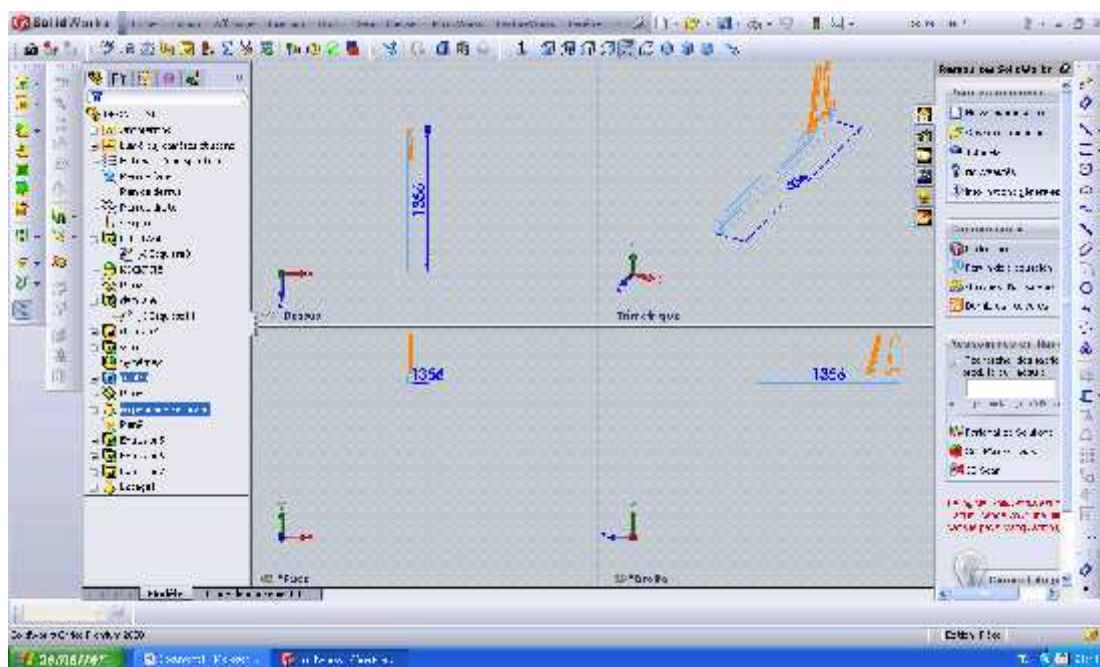


Figure II.16. L'empennage verticale+volet de direction

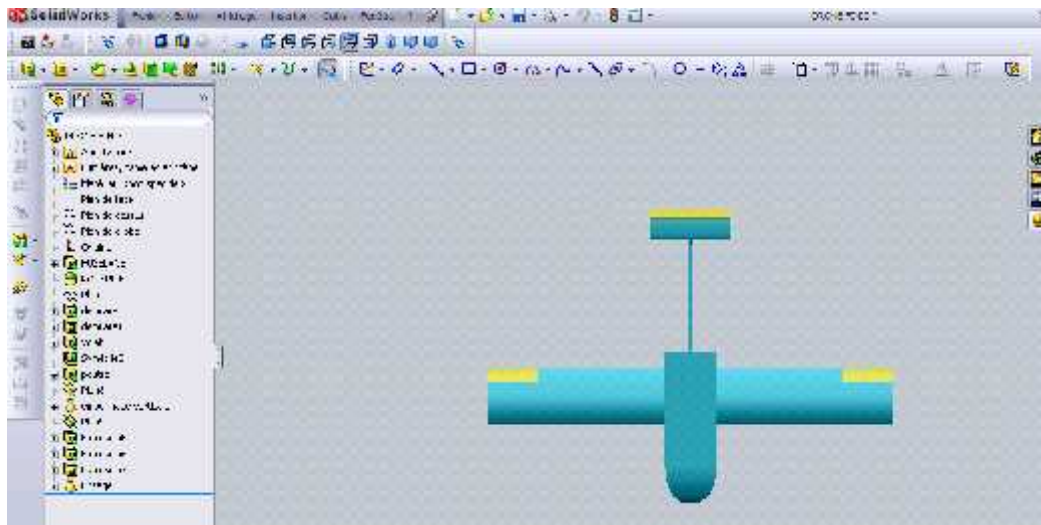


Figure II.17.Vue de dessus

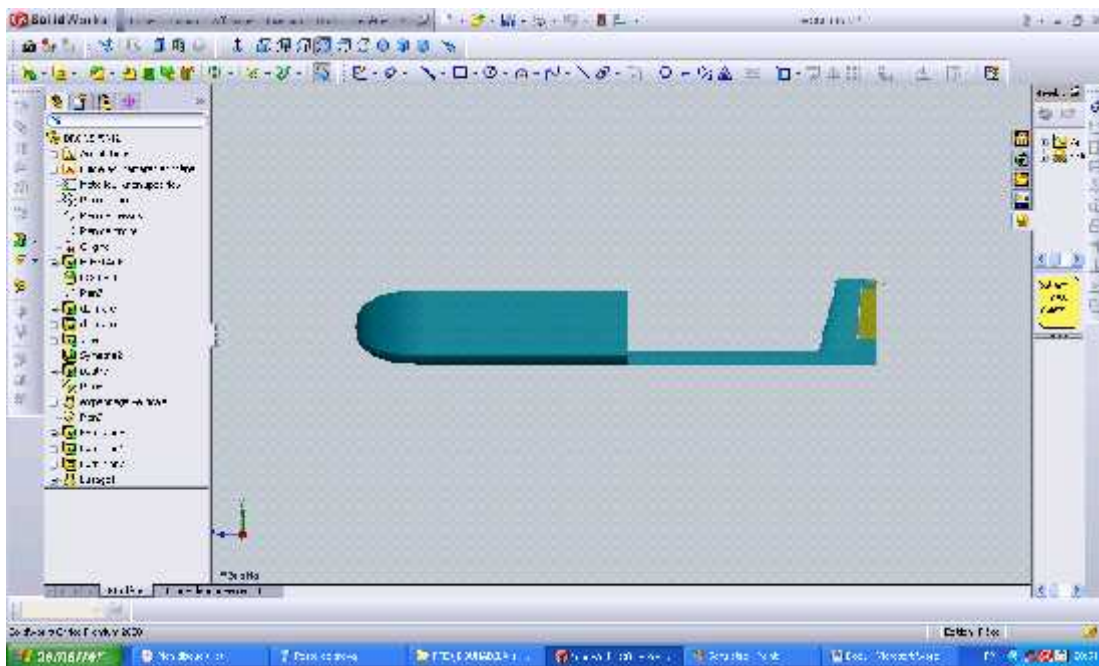


Figure II.18.Vue de gauche

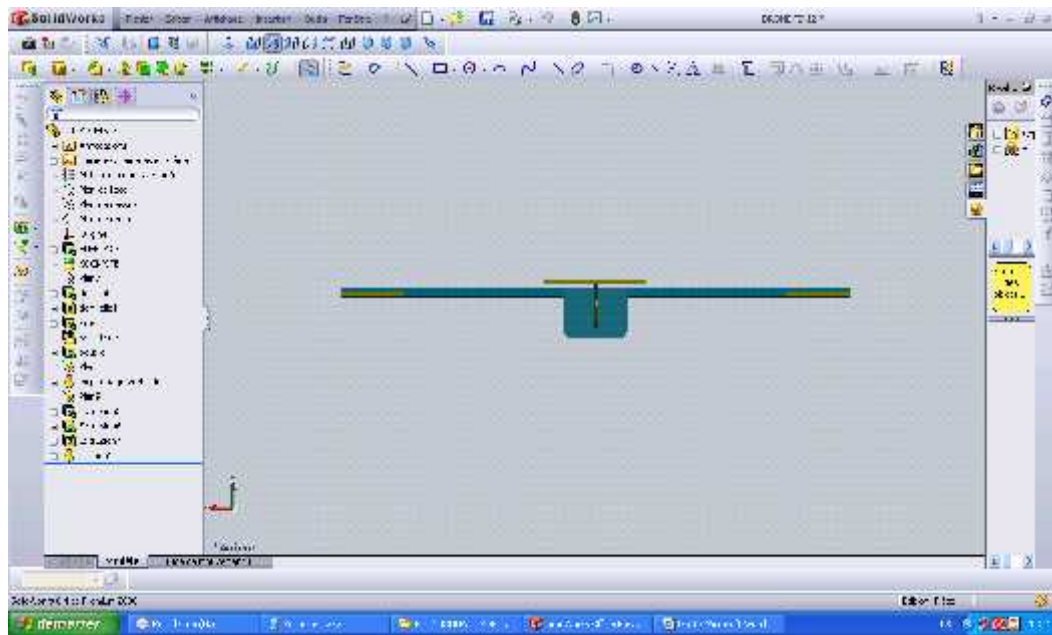


Figure II.19.Vue de face

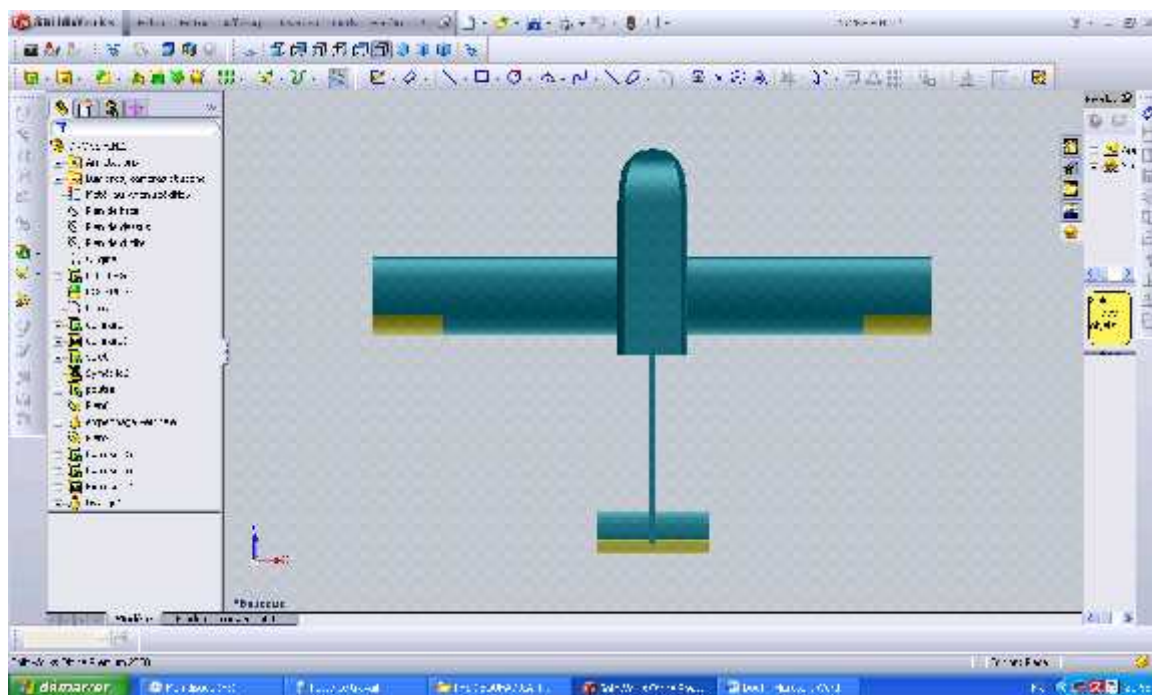


Figure II.20 Vue de dessous

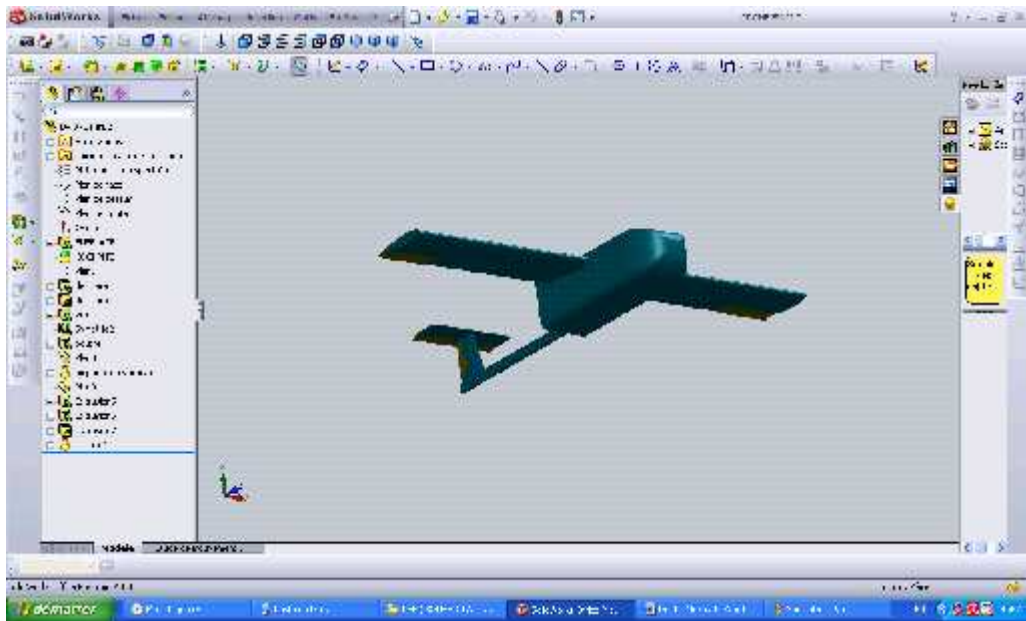


Figure II.21. Vue isométrique

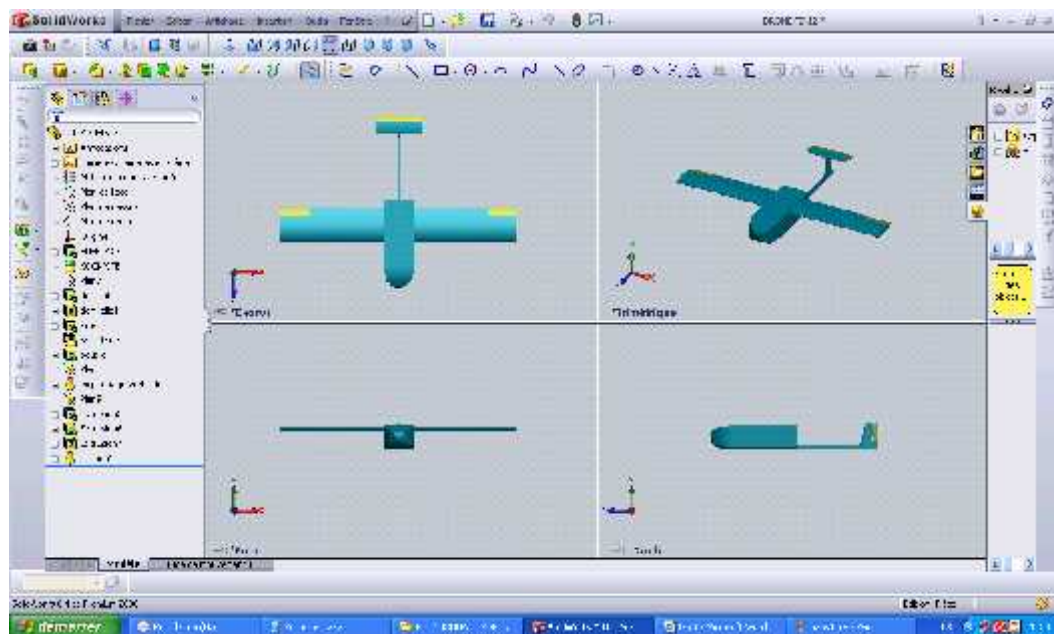


Figure II.22.les quatre vues

5-) SELECTION DU MATERIAU DE CONSTRUCTION :

En aéronautique, le choix du matériau de construction est conditionné par les points suivants :

- Le rapport résistance / poids élevée
- comportement en fatigue
- Les modes de propagation des fissures et les modes de rupture dominantes Les
- Tolérances d'endommagement et corrosion
- La familiarité et expérience dans la manipulation des matériaux en question
L'existence de moyen de mise en œuvre
- Les prix des matériaux
- Les coûts de production
- Les exigences du client

Les matériaux composites sont particulièrement aptes à répondre à ces critères, en effet ils permettent, notamment dans des structures soumises à des charges uni axiale une économie en poids, et une réduction du nombre de pièce constituant la structure, (fig. 1.6) Ceci est très important, car toute réduction de la masse structurale peut se traduire par une augmentation de la charge utile ou de la quantité de carburant emportée ou encore les performances. De plus. Ils permettent de réaliser des qualités de surface et de forme excellente, et aident ainsi à optimiser l'aérodynamique d'un avion.

III -6-) CALCULE LES PERFORMANCE GENERALE DE L'U A V :

ADS(Aircraft Design Software) est un outil simple d'utilisation et convivial, destiné à faire l'étude conceptuelle d'un projet d'avion léger mono ou bimoteur pouvant satisfaire aux exigences de la FAR23.[S6]

6-1) Les étapes des calculs LES PERFORMANCE :

a- choix de l'appareil drone(UAV) :

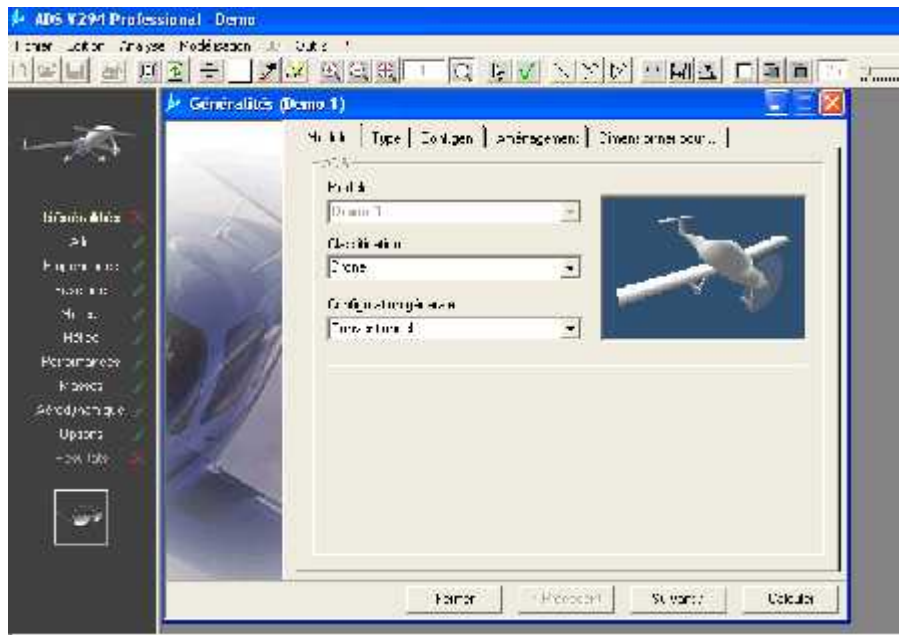


Figure II.23.Choix de l'appareil

b) choix de type de UAV(drone moyenne altitude longue endurance)

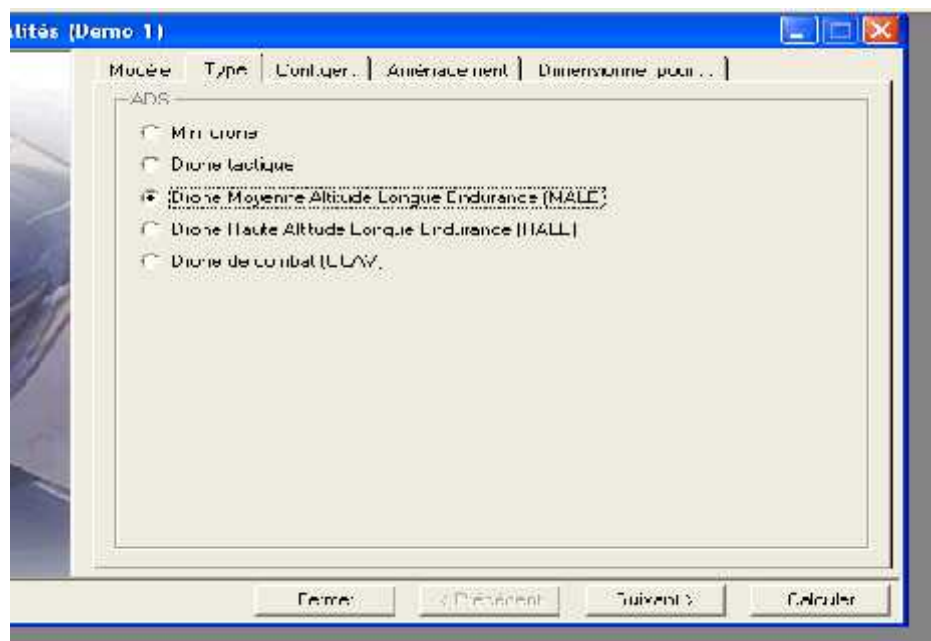


Figure II.24.Choix type de drone .

d) Les géomètres de UAV :

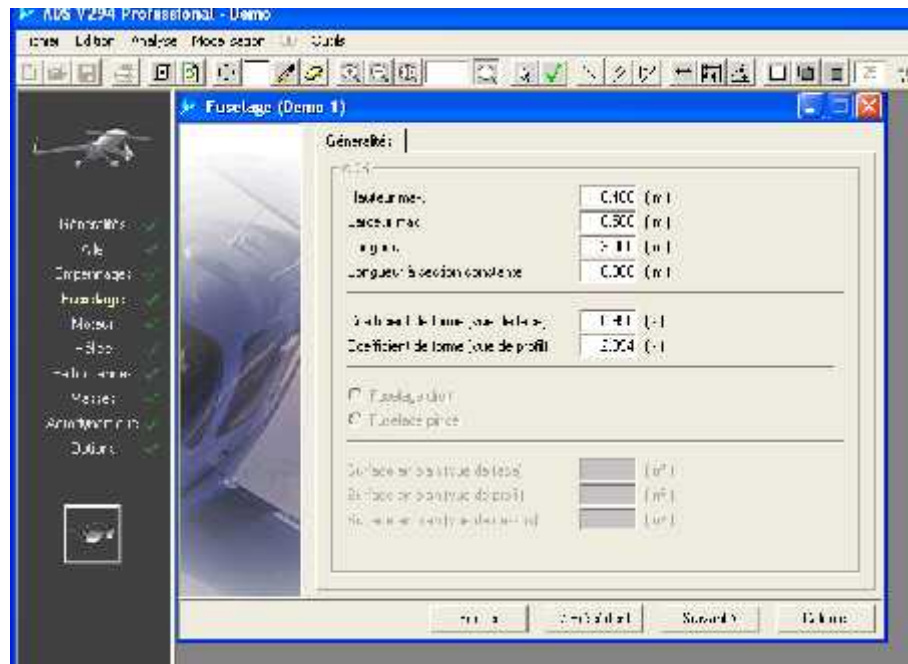


Figure II.25 .Les géométries de UAV

e) Calcul les performances

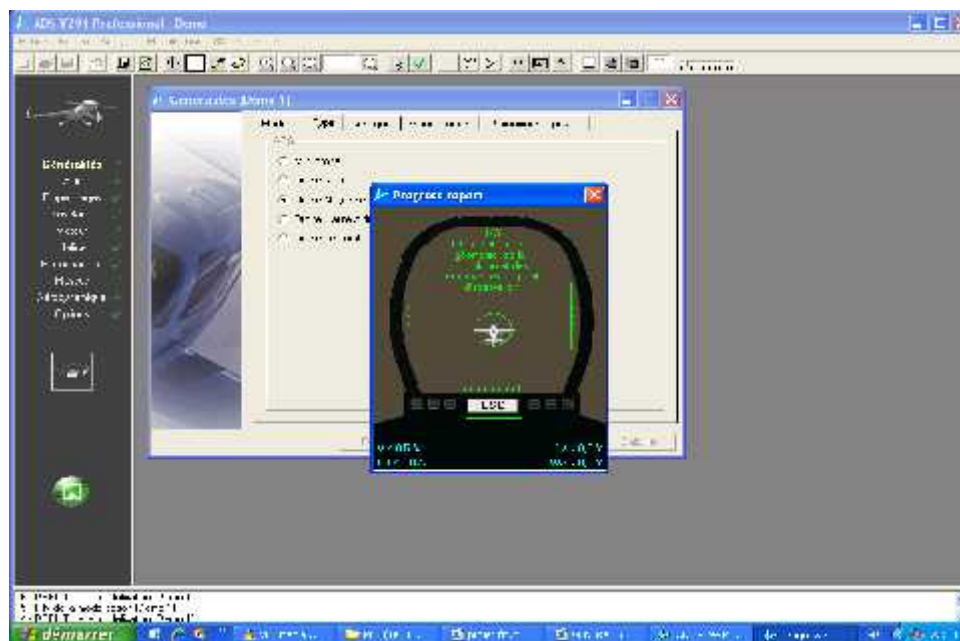


Figure II.26 .Calcul les caractéristiques UAV.

6-2) LES RESULTATS:

GÉNÉRALITÉS

Modèle	1
Classification	Drone
Configuration générale	Conventionnel
Réglementation	JAR 23 (U) Appendix A
Type	Drone Moyenne Altitude Longue Endurance (MALE)
Configuration de la propulsion	Un, Piston, Tractif, Fixée sur le fuselage
...	
Surface mouillée totale	10,261 m ²

AILE

Surface	2,972 m ²
Envergure	4,000 m
Allongement (géométrique)	5,38
Allongement (effectif)	5,38
Surface mouillée	5,344 m ²
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée du fuselage	1,729
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale	0,521

EMPENNAGES

Surface	0,892 m ²
Surface mouillée	1,828 m ²
Surface / Surface de l'aile	0,300
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale	0,178

FUSELAGE

Longueur	3,000 m
Hauteur max.	0,400 m
Largeur max.	0,500 m
Longueur à section constante	0,000 m
Diamètre moyen	0,492 m
Coefficient de forme (vue de face)	0,950
Coefficient de forme (vue de côté)	2,094
Surface frontale	0,190 m ²
Surface mouillée	3,090 m ²

MOTEUR

Moteur - Type	4T refroidi par air
Moteur - Consommation spécifique	0,307 kg/kW.h
Moteur - Masse spécifique	2,31 kg/kW
Moteur - Puissance max. du moteur	27,992 kW
Moteur - Puissance max. du moteur	37,5 hp
Rapport - Puissance max. (total) / Surface alaire	9,42 kW/m ²
Rapport - Masse max. au décollage / Puissance max. (total)	6,39 kg/kW
...	
Rapport - Puissance max. (total) / Masse max. au décollage	0,120 kW/kg
...	

HÉLICE

Type	Pas fixe
Nombre de pâles	3
Diamètre	0,575 m
Surface du disque	0,646 m ²
Diamètre maximum	0,575 m
Facteur d'activité (/pâle)	90
Facteur d'activité (total)	270
Hélice - Angle de calage	45,0°
Vitesse de rotation	2550 t/min
Charge du disque	37,50 kW/m ²
Charge du disque vs Nombre de pâles	12,50 kW/m ²

MASSES ET CHARGEMENT

Masse max. de vol	178,7 kg
Masse à vide	155,3 kg
Charge utile	23,4 kg
Masse de l'équipage - Unitaire	70,0 kg
Masse du frêt - Unitaire	9,0 kg
Masse du frêt- Total	9,0 kg
Carburant	14,4 kg
Propulsion	66,4 kg
Moteur(s)	64,8 kg
Hélice(s)	1,6 kg

RAPPORTS DE MASSES

Rapport - Masse à vide / Masse max. au décollage	0,869
Rapport - Masse du planeur / Masse max. au décollage	0,500
Rapport - Masse utile / Masse max. au décollage	0,131
Rapport - Masse de carburant / Masse max. au décollage	0,081
Rapport - Masse du planeur / Masse à vide	0,575

Rapport - Masse utile / Masse à vide	0,151
Rapport - Masse de carburant / Masse à vide	0,093
Rapport - Masse de carburant / Masse utile	0,615
Rapport - Masse à vide / Surface de l'aile	52,3 kg/m ²
Rapport - Masse du planeur / Surface de l'aile	30,1 kg/m ²
Rapport - Masse à vide / Surface mouillée totale	15,1 kg/m ²
Rapport - Masse max. au décollage / Surface mouillée totale	
...	17,4 kg/m ²

AÉRODYNAMIQUE

Coefficient de portance maximum	1,51
Charge alaire à la masse max. de vol	60,1 kg/m ²
Charge alaire à la masse à vide	52,3 kg/m ²
Coefficient de frottement (vol moteur)	0,01100
Coefficient de traînée induite (avion)	0,80

CRITÈRES DE QUALITÉ

Coef. de traînée globale (croisière) / Masse de vol	0,00025 /kg
Coef. de traînée globale (croisière) / Masse utile	0,00194 /kg

Coef. de traînée globale (autonomie max.) / Masse de vol	0,00046 /kg
Coef. de traînée globale (autonomie max.) / Masse utile	0,00348 /kg

Coef. de traînée globale (endurance max.) / Masse de vol	0,00096 /kg
Coef. de traînée globale (endurance max.) / Masse utile	0,00732 /kg

Rapport - Masse à vide / Masse max. au décollage	0,869
Rapport - Masse du planeur / Masse max. au décollage	0,500
Rapport - Masse utile / Masse max. au décollage	0,131
Rapport - Masse à vide / Surface mouillée totale	15,1 kg/m ²

CROISIÈRE

Vitesse de vol	220 km/h
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Altitude de vol	2100.m
Distance franchissable	500 km
Endurance	2,3 h
Puissance délivrée	21,848 kW
Puissance relative du moteur	78,0 %

Hélice - Vitesse de rotation	2550 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Vitesse en bout de pale	518 km/h

Hélice - Nombre de Mach en bout de pâle	0,434
Hélice - Rendement	71,6 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	1,48
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,324
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,157
Hélice - Traction (brute)	256 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	251 N
Rapport Poussée/Puissance disponible	11,5 N/kW

Coefficient de frottement (cf)	0,01100
Cf (écoulement laminaire total)	0,00061 (5,6%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00340 (30,9%)
Laminarité	-272,6 %
Portance	1745 N
Traînée	251 N
Traînée - Traînée de portance nulle	210 N
Traînée - Traînée induite	41 N
Coefficient de portance	0,32
Coefficient de traînée	0,04534
Coefficient de traînée - Propre (subsonique)	0,03798 (83,8%)
Coefficient de traînée - Induite (subsonique)	0,00736 (16,2%)
Finesse	7,0

ENDURANCE MAXIMALE

Endurance	2,9 h
Altitude de vol	2100.m
Vitesse de vol	108 km/h
Autonomie	304 km
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Charge alaire optimale	60,3 kg/m ²

Puissance nécessaire	17,630 kW
Puissance relative du moteur	63,0 %

Hélice - Vitesse de rotation	2287 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Rendement	39,4 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	0,807
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,3638
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,1776
Hélice - Traction (brute)	232 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	228 N

Rapport Poussée/Puissance disponible	12,9 N/kW
Nombre de Reynolds - Aile	1283822
Nombre de Reynolds - Fuselage	5183390
Nombre de Reynolds - Appareil	2297933
Coefficient de frottement	0,01243
Laminarité	-289,3 %
Cf (écoulement laminaire total)	0,00088 (7,0%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00384 (30,9%)
Portance	1753 N
Traînée	228 N
Traînée - Traînée de portance nulle	57 N
Traînée - Traînée induite	171 N
Coefficient de portance	1,32
Coefficient de traînée	0,171
Coefficient de traînée - Propre	0,04293 (25,1%)
Coefficient de traînée - Induite	0,12823 (74,9%)
Finesse	7,7

AUTONOMIE MAXIMALE

Autonomie	490 km
Altitude de vol	2100.m
Vitesse de vol	144 km/h
Endurance	3,5 h
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Charge alaire optimale	60,3 kg/m ²

Puissance nécessaire	14,596 kW
Puissance relative du moteur	52,1 %

Hélice - Vitesse de rotation	2205 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Rendement	53,7 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	1,116
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,3363
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,1617
Hélice - Traction (brute)	197 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	193 N
Rapport Poussée/Puissance disponible	13,2 N/kW

Nombre de Reynolds - Aile	1711199
Nombre de Reynolds - Fuselage	6908914
Nombre de Reynolds - Appareil	3062903

Coefficient de frottement	0,01183
Cf (écoulement laminaire total)	0,00076 (6,4%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00366 (30,9%)
Laminarité	-281,9 %
Portance	1753 N
Traînée	193 N
Traînée - Traînée de portance nulle	97 N
Traînée - Traînée induite	96 N
Coefficient de portance	0,74
Coefficient de traînée	0,081
Coefficient de traînée - Propre	0,04083 (50,1%)
Coefficient de traînée - Induite	0,04062 (49,9%)
Finesse	9,1
Décrochage en configuration lisse	
Vitesse de vol	91 km/h
Altitude de vol	0.m

LES PERFORMANCES :

CROISIÈRE

Vitesse de vol	220 km/h
Masse de vol	178,7 kg
Charge alaire	60,1 kg/m ²
Altitude de vol	2100.m
Distance franchissable	500 km
Endurance	2,3 h
Puissance délivrée	21,848 kW
Puissance relative du moteur	78,0 %

Hélice - Vitesse de rotation	2550 t/min
Hélice - Angle de calage	45,0°
Hélice - Vitesse en bout de pale	518 km/h
Hélice - Nombre de Mach en bout de pale	0,434
Hélice - Rendement	71,6 %
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	1,48
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,324
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,157
Hélice - Traction (brute)	256 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,980
Hélice - Traction (nette)	251 N
Rapport Poussée/Puissance disponible	11,5 N/kW

Coefficient de frottement (cf)	0,01100
Cf (écoulement laminaire total)	0,00061 (5,6%)
Cf (écoulement turbulent total)	0,00340 (30,9%)
Laminarité	-272,6 %
Portance	1745 N
Traînée	251 N
Traînée - Traînée de portance nulle	210 N
Traînée - Traînée induite	41 N
Coefficient de portance	0,32
Coefficient de traînée	0,04534
Coefficient de traînée - Propre (subsonique)	0,03798 (83,8%)
Coefficient de traînée - Induite (subsonique)	0,00736 (16,2%)
Finesse	7,0

7 .CONCLUSION :

L'étude conceptuelle est un processus itératif dont les principales étapes sont :

- a) La définition du cahier des charges. Le cahier des charges est un document dans lequel figurent les objectifs à atteindre en terme de performances, de coûts, ... ainsi que les contraintes auxquelles il faut se soumettre telle que la réglementation choisie par exemple
- b) L'analyse des technologies existantes pour déterminer celles qui pourraient être intégrées dans le projet.
- c) Le premier coup de crayon, les premières esquisses.
- d) L'analyse de l'existant, de nos propres réalisations mais également et surtout, de celles des autres. Cette analyse est indispensable afin de définir certains paramètres massiques (fraction de masse à vide), aérodynamiques (qualité aérodynamique), géométriques (rapport de surfaces).
- e) La première estimation des performances et de la géométrie, généralement définie au point d'adaptation de l'appareil.
- f) L'optimisation des performances et de la géométrie, pour toutes les phases de vol. Au terme de cette optimisation, on obtient la meilleure configuration, c'est à dire la configuration qui répond de façon optimale aux exigences du cahier des charges. On a une idée précise de : La masse totale, - La masse de carburant à emporter, - La puissance du moteur,

1)- Définition :

Dans un sens large, le mot « composite » signifie « constitué de deux ou plusieurs parties différentes ». En fait, l'appellation matériau composite ou composite est utilisée dans un sens beaucoup plus restrictif, qui sera précisé tout au long de ce qui suit. Nous en donnons pour l'instant la définition générale suivante. Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieure à celui des composants pris séparément. Des exemples de matériaux composites pris au sens large sont donnés au tableau III.1.

2)-Constituants d'un matériau composite :

Un matériau composite consiste dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes, le composite est dit hybride. La phase discontinue est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue. La phase continue est appelée matrice. [4]

Définitions de base

Homogène : mêmes propriétés en tout point du matériau.

Hétérogène : en 2 points différents, propriétés différentes.

Isotrope : mêmes propriétés dans toutes les directions.

Isotrope transverse : il existe un axe de symétrie. Symétrie par rapport à une droite.

Orthotrope : propriétés symétriques par rapport à deux plans orthogonaux.

Anisotrope : les propriétés sont différentes selon les différentes directions.

2.1)-Le renfort :

La géométrie du renfort sera caractérisée par : sa forme, sa taille, la concentration du renfort, sa distribution (son orientation), etc. La concentration du renfort est habituellement mesurée par la fraction volumique (fraction en volume) ou par la fraction massique (fraction en masse). La concentration du renfort est un paramètre déterminant des propriétés du matériau composite. Pour une concentration donnée, la distribution du renfort dans le volume du composite est également un paramètre important. Une distribution uniforme assurera une « homogénéité » du matériau : les propriétés du composite seront indépendantes du point de mesure. Dans le cas d'une distribution non uniforme du renfort, la rupture du matériau sera initiée dans les zones pauvres en renfort, diminuant ainsi la résistance du composite.

Dans le de matériaux composites dont le renfort est constitué de fibres, l'orientation des fibres détermine l'anisotropie du matériau composite. Cet aspect constitue une des caractéristiques

fondamentales des composites : la possibilité de contrôler l'anisotropie du produit fini par une conception et une fabrication adaptées aux propriétés souhaitées.

Les renforts se présentent généralement sous diverses formes : linéique, surfacique et structures multidirectionnelles. [4]

2.1.1)-Formes linéiques :

Une fibre (diamètre environ de $10\ \mu\text{m}$) est trop petite pour l'utilisation unitaire. On trouve en général, des fils ou mèches qui sont assemblés à partir de plusieurs fibres. L'unité de masse linéique est le tex ($1\ \text{tex} = 1\ \text{g/Km}$). [5]

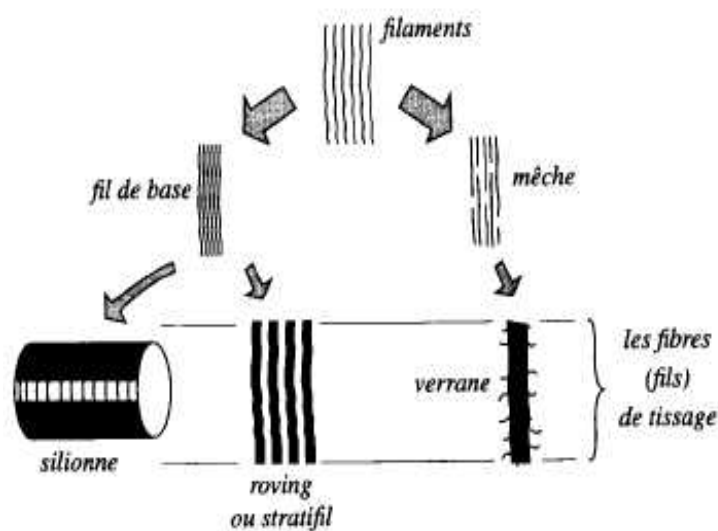


Figure I.1. Le renfort linéique .

2.1.2)-Formes surfaciques

Tissus et rubans :

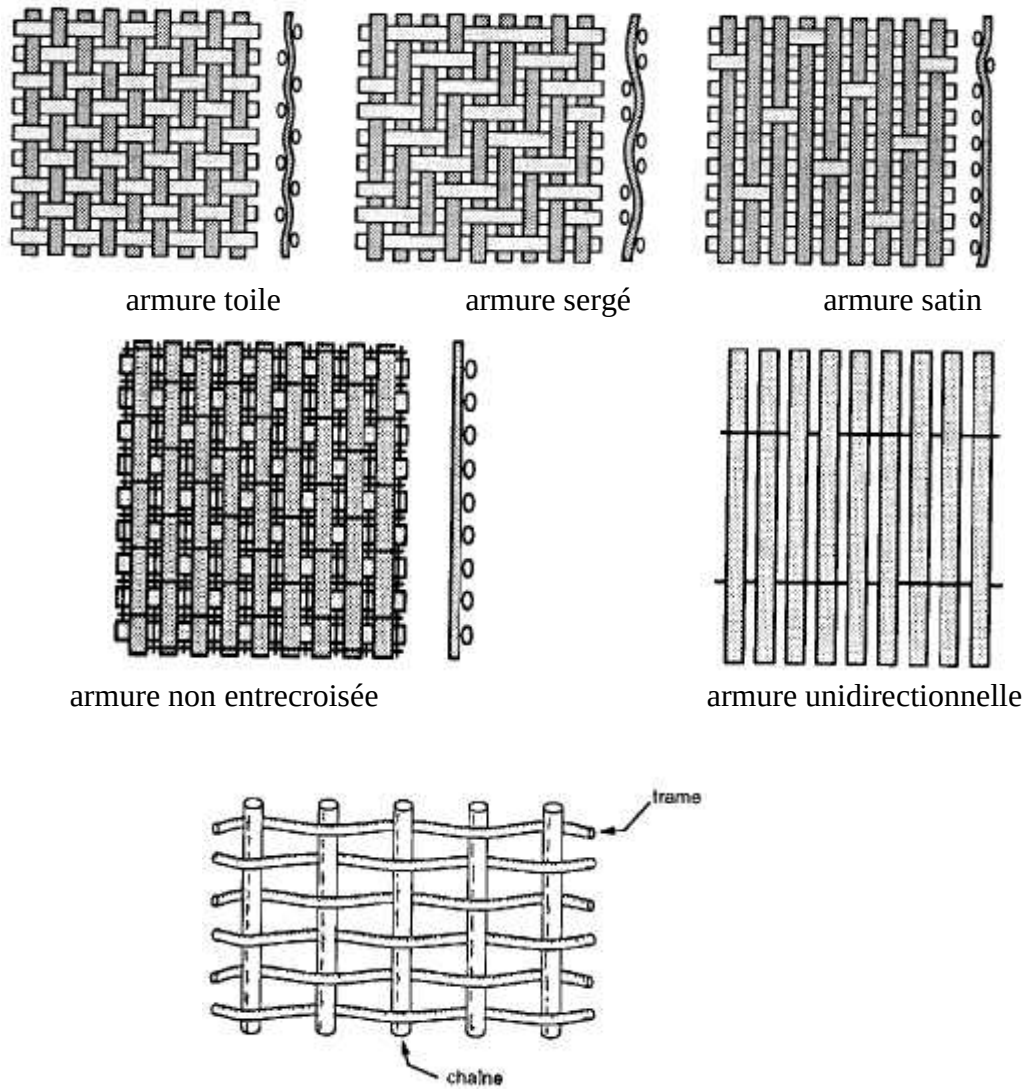


Figure I.2 Renfort forme surfacique.

Mats : Ce sont des nappes de fils continus ou coupés, disposés dans un plan suivant une direction aléatoire. Ils sont maintenus ensemble par un liant.

Le mat est isotrope à cause de l'absence d'orientation préférentielle des fibres

2.1.3)-Structures multidimensionnelles

#Tresses et préformes.

Tissus multidirectionnels :

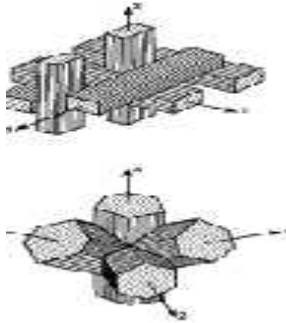


Figure III.3.Tissus multidimensionnelles [7]

2.1.4)-Principaux matériaux de renforts :[S8]

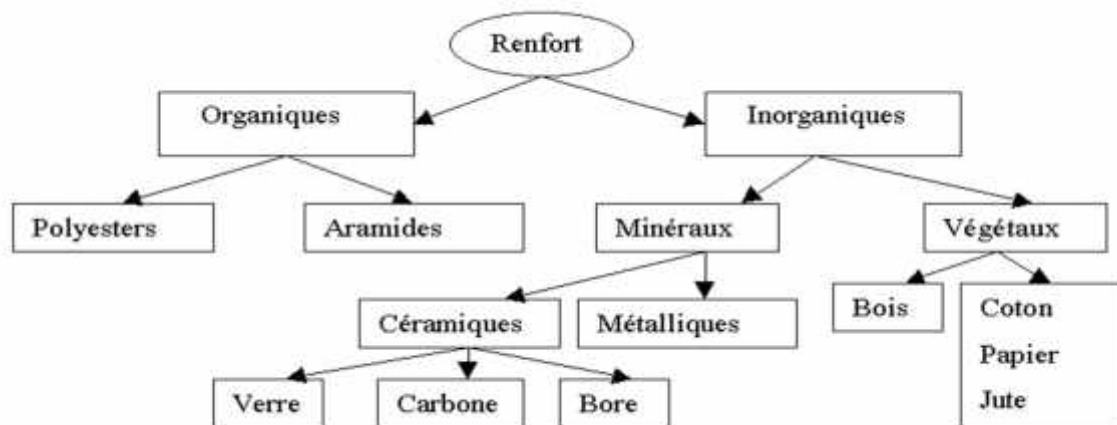


Figure III.4 .Principaux matériaux de renfort . [6]

2.2) Les matrices :

La matrice lie les fibres renforts, répartit les efforts, donne la forme voulue et la tenue chimique de la structure (dont le squelette est le renfort). On utilise surtout des résines thermodurcissables (TD) mais aussi, de plus en plus, des polymères thermoplastiques (TP). A ce niveau il est important de bien comprendre les différences fondamentales de ces deux types de matrices.

Actuellement les résines TD sont surtout utilisées avec des fibres longues et les TP avec des fibres plus courtes. [8]

Tableau .III.1. Les matrices les plus utilisées actuellement. [4]

	TP	TD
*Etat de base	*Solide (près à l'emploi : polymérisé)	*Liquide visqueux (à polymériser)
*Stockage matière de base	*Illimité	*Temps réduit (précaution à prendre)
*Mouillabilité des renforts	*Difficile	*aisé
*Moulage	*Chauffage (fusion/ramollissement) + refroidissement de fixation	*chauffage continu
*Cycle	*court	*plus long (polymérisation)
Caractéristiques spécifiques		
*Tenue au choc	*assez bonne	*limitée
*Tenue thermique	*réduite (sauf nouveaux TP thermostables)	*meilleure
*Chute et déchets	*recyclables	*perdus
*Condition de mise en oeuvre	*bonne + propreté	*émanations pour méthode humide (allergies possibles)

2.2.1) Matrices thermoplastiques :

Le renforcement leur confère une meilleure résistance mécanique, une bonne stabilité dimensionnelle, un accroissement de la tenue en température.

-Les polymères les plus utilisés sont les technoplastiques (TP techniques) qui, à l'état vierge, possède les caractéristiques fondamentales résumées dans le tableau synoptique.

Tableau III.2. Caractéristiques essentielles des thermoplastiques [5]

PA 11	PA 66	POM	PPS	PSU	PPO	PBT	PET	PC	
■	■	►		►	►			■	Choc
►	■	■			►	■	■		Fatigue
■	■	■				■	■		Coefficient friction
►	►	►	■	■	■	►	■	►	Chaleur
►	►	►	■	■	►	►		►	Fluage
►	■		■	■	■	■	■	■	Autoextinguibilité
►	►	►	■	■	■	■	■	►	Electrique
■	►	►	■			►			Chimique
►	►		■			■	►		Fissuration sous tension
►		■	■	■	■			►	Eau chaude
►	►	■						■	U.V.
►		■	■	■	■	■	■	►	Stabilité dimensionnelle
►	►			■			■	■	Transparence

■ = bon ► = moyen

-On utilise aussi des plastiques semi-techniques comme le PP (peu onéreux et assez stable en température) et, à moindre titre, l'ABS (formes précises).

-Enfin plusieurs TP thermostables sont déjà utilisés :

*polyamide-imide (PAI)

*polyéther-imide (PES)

*polyéther-sulfone (PES)

*polyéther-éther-cétone (PEEK).

2.2.2) Matrices thermodurcissables

Plusieurs paramètres sont à prendre en considération dans le choix de ces résines :

-la viscosité qui caractérise l'aptitude à mouiller le renfort,

-le temps de vie en pot : temps qui sépare le début du mélange avec catalyseur et accélérateur et la viscosité maximum permise pour mouler le renfort ; elle dépend essentiellement de la température (de 1 à 50h suivant les systèmes),

-la durée de polymérisation qui s'amorce dès la mise en contact du mélange qui peut être activé par chauffage,

-l'allongement à la rupture en traction de la résine polymérisée. Qui doit être supérieure à celle du renfort,

-le point de transition vitreuse : température de au-delà de laquelle la résine perd ses propriétés mécaniques. [9]

2.2.)-Les différentes familles de matrices [S8] :

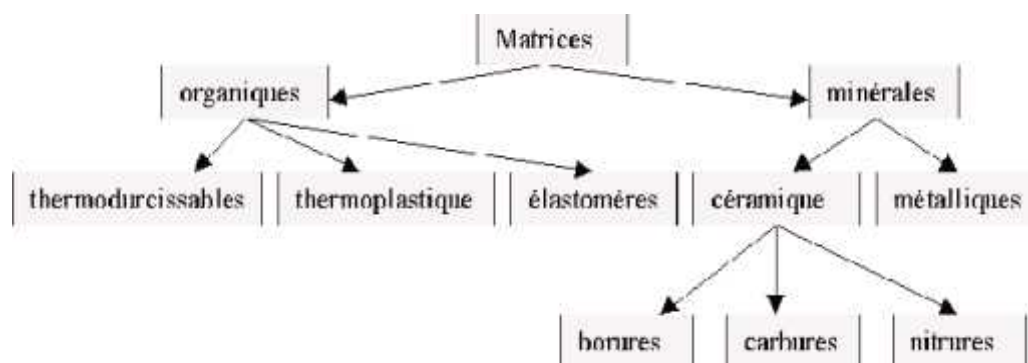


Figure III.5. Les différentes familles de matrices

3)-Que fabrique-t-on avec des matériaux composites ?

L'éventail des applications est très large, et ce qui suit donne une idée :

Tableau III.3 . Domaine d'application des composites. [S8]

	Constituants	Domaine d'application
1. Composites à matrice organique Papier, carton Panneaux de particules Panneaux de fibres Toiles enduites Matériaux d'étanchéité Pneumatiques Stratifié Plastiques renforcés	Résine/charges/fibres cellulosiques Résine/copeaux de bois Résine/fibres de bois Résine souples/tissus Elastomères/bitume/textiles Caoutchouc/toile/acier Résine/charges/fibres de verre, De carbone, etc. Résines/microsphères	Imprimerie, emballage, etc. Menuiserie Bâtiment Sports, bâtiment Toiture, terrasse, etc. Automobile Domaines multiples
2. Composites à matrice minérale Béton Composite céramique	Ciment/sable/granulats Céramique/fibres céramiques	Génie civil Aviation, espace, Pièces thermo- mécaniques
3. Composites à matrice métallique	Aluminium/fibres de bore Aluminium/fibres de carbone	Espace
4. Sandwiches Peaux Ames	M&taux, stratifiés, etc. Mousse, nids d'abeilles, balsa, plastique renforcés, etc.	Domaines multiples

Les propriétés des matériaux composites résultent :

- des propriétés des matériaux constituants,
- de leur distribution géométrique,
- de leur interaction, etc.

Ainsi, pour accéder à la description d'un matériau composite, il sera nécessaire de spécifier :

- la nature des constituants et leurs propriétés,
- la géométrie du renfort, sa distribution,
- la nature de l'interface matrice- renfort.

4) -Classification des matériaux composites

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants.

4.1) Classification suivant la forme des constituants [S7] :

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes :

les matériaux composites à particules et les matériaux composites à fibres.

4.1.1) Composites à fibres :

Un matériau composite est un composite à fibre si le renfort se trouve sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. L'arrangement des fibres, leur orientation permet de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécaniques et physiques en jouant sur :

- la nature des constituants,
- la proportion des constituants,
- l'orientation des fibres,

4.1.2) Composites à particules :

Un matériau composite est composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée.

Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

Le choix de l'association matrice- particule dépend des propriétés souhaitées.

Par exemple, des inclusions de plomb dans les alliages de cuivre augmenteront leur facilité d'usinage. Des particules de métaux fragiles tels le tungstène, le chrome et le molybdène incorporés dans les métaux ductiles augmenteront leurs propriétés à température élevée, tout en conservant le caractère ductile à la température ambiante.

Ainsi, les composites à particules recouvrent un domaine étendu dont le développement s'accroît sans cesse. [4]

4.2) Classification suivant la nature des constituants :

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale.

Divers renforts sont associés à ces matrices. Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autres faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi ces composites, nous pouvons citer :

4.2.1) Composites à matrice organique (résine, charge), avec :

- des fibres minérales : verre, carbone, etc
- .
- des fibres organiques : kevlar, polyamides, etc
- .
- des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.

2.2) Composites à matrice métallique (alliages légers et ultra- légers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :

- des fibres minérales : carbone, carbures de silicium (SiC),
- des fibres métalliques : bore,
- des fibres métal- minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC).

4.2.3) Composites à matrice minérale (céramique), avec :

- des fibres métalliques : bore
- des particules métalliques : cermets,
- des particules minérales : carbures, nitrures, etc.

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisées que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300 °C, alors que les matériaux composites à matrice métallique ou minérale sont utilisés au-delà : jusqu'à 1000 °C pour une matrice céramique. [4]

III.5. Comportement mécanique :

5.1) Élasticité et viscoélasticité :

Les composites mettent en effet souvent en défaut les approximations classiques. La nature de la loi de comportement mécanique peut varier avec la direction : élastique et linéaire dans le sens du renfort, elle peut être non linéaire, voir plastique dans d'autres directions. Par ailleurs si le comportement du composite peut être considéré comme linéaire pour de faibles déformations, il faut prendre en compte sa viscoélasticité et son hygroélasticité pour de plus grandes déformations.

5.2) Fatigue :

Le succès des composites à hautes performances est probablement lié en partie à leur résistance à la fatigue. Il suffit pour s'en convaincre de considérer les pales d'hélicoptère qui ont maintenant une durée de vie comparable à celle de l'appareil qui les porte tandis que les pales d'aluminium qu'elles ont remplacées exigeaient des précautions drastiques pour éviter de les rayer pendant l'usinage et avaient une durée de vie beaucoup plus courte. Les composites ne sont pas sensibles à l'effet d'entaille sous sollicitation cyclique. Toutefois, leur résistance à la fatigue varie selon les fibres, la résine, le drapage et l'efficacité de l'ensimage : les composites à fibres de verre sont moins performants que ceux renforcés par des fibres de carbone.

Le début de la destruction du composite se traduit le plus souvent par une microfissuration dans la matrice. Les fissures progressent et sont provisoirement stoppées par les fibres. La rupture est un scénario complexe dans lequel interviennent décohésion interrassiale fibre-matrice et délaminage.

Dans les tuyaux fabriqués par enroulement filamentaire, l'éclatement sous pression est précédé par un « pelage »

L'angle des fibres étant modifié par la pression interne, on observe une destruction de la matrice aux points de croisement et la conduite perd son étanchéité. Le problème trouve une solution dans l'utilisation d'un tuyau interne en PVC qui assure l'étanchéité.

Si on essaie d'aborder la rupture des composites par un critère, il ne permet pas de présager de l'évolution globale de la structure car lorsqu'il est atteint, la forme de cette dernière change ainsi que les conditions aux limites et donc la distribution des contraintes. [6]

6.) Procédés de fabrication :

Le mélange renfort/résine ne devient un véritable matériau composite résistant qu'au terme de la dernière des phases de la fabrication, c'est-à-dire le durcissement de la matrice. Trois opérations sont indispensables :

Imprégnation du renfort par le système résineux.

Mise en forme à la géométrie de la pièce.

Durcissement du système soit par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables, soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques.

Il existe différentes techniques mais la plus utilisée est par moulage.

6.1) Le formage par moulage :[S7]

La suite des opérations décrite ci-après se trouve dans tous les procédés de formage par moulage :

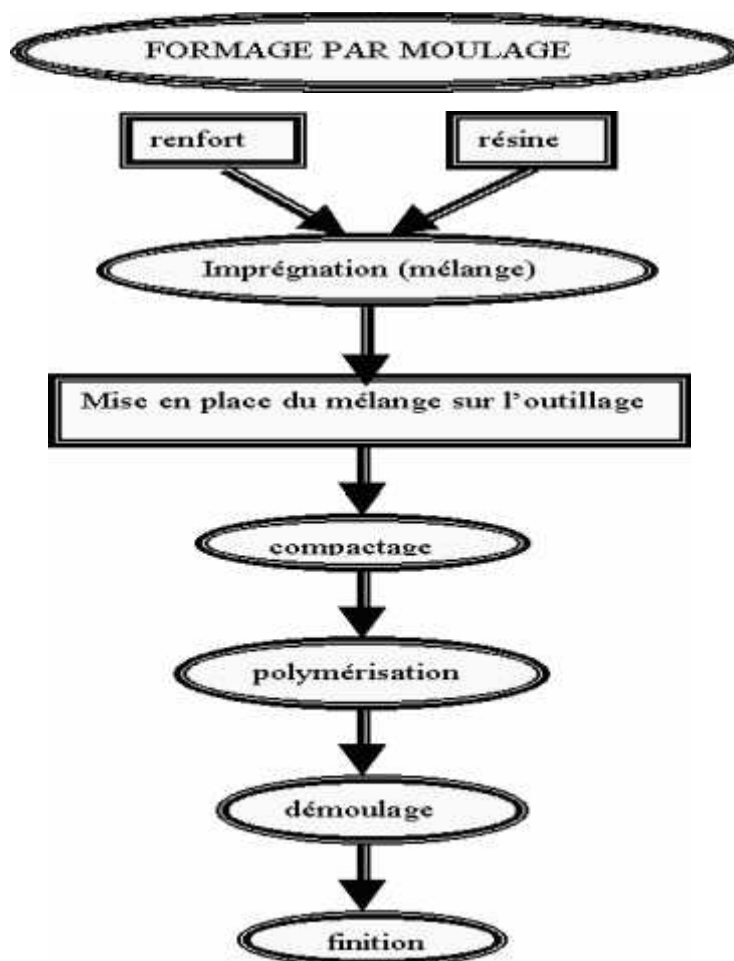


Figure III.6 .Les procédés de formage par moulage.

Les procédés de formage par moulage varient en fonction de la nature des pièces, de l'importance des séries, du prix et du revient. Les formes et les moules sont en matériaux divers : métal, résine, bois, plâtre. [7]

6.1.1) Le moulage au contact :

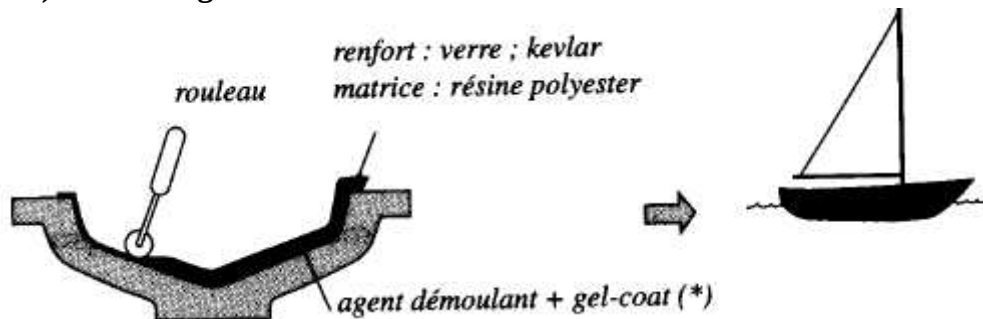


Figure III.7. Le moulage au contact .

Le moule est ouvert. On y dispose les couches de renfort enduites de résine (avec accélérateur). Le comptage éliminant l'air restant se fait manuellement au rouleau. La durée nécessaire au durcissement varie, en fonction du dosage d'accélérateur, de quelques minutes à quelques heures. Le matériel nécessaire à ce moulage est simple. On peut obtenir ainsi des pièces de grandes dimensions avec des cadences de 2 à 4 pièces par jour et par moule. [8]

6.1.2) Le moulage par compression :

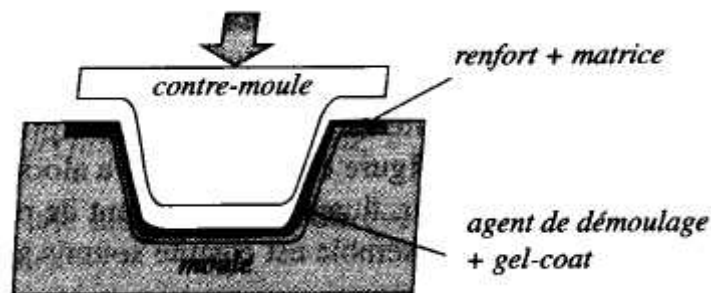


Figure II.8. Le moulage par compression.

Un contre-moule vient de fermer le moule, après qu'on ait disposé le mélange renfort/matrice. L'ensemble est placé dans un dispositif de serrage mécanique permettant l'application d'une pression de 1 à 2 bars (boulonnage ou mise sous presse). La polymérisation se fait à froid ou à chaud (étuve ou résistance chauffantes). Ce procédé est bien adapté au moyennes séries : on peut obtenir plusieurs dizaines de pièces par jour (jusqu'à 200 avec chauffage). Application aux pièces automobiles et aéronautiques.

6.1.3) Le moulage sous vide :[S7]

Ce procédé est encore appelé moulage en dépression ou moulage au sac. Comme dans le cas du moulage au contact décrit plus haut, on utilise un moule ouvert sur lequel on dispose les couches de renfort imprégné, ainsi éventuellement que les âmes de remplissage lorsqu'il s'agit de matériaux sandwichs.

Une feuille de plastique souple vient de couvrir le tout hermétiquement (pose d'un joint d'étanchéité sur le périmètre de la pièce). On fait le vide sous la feuille de plastique. Il y a alors compactage de la pièce, élimination des bulles d'air, fluage de l'excédent de résine qui est absorbé par un tissu de pompage. L'ensemble est ensuite soumis à polymérisation :

Application aux éléments de structures aéronautiques.

L'inconvénient majeur des procédés de moulage sous vide réside dans la difficulté de la maîtrise technique des pièces à réaliser, ce qui entraîne :

- des variations plus ou moins importantes des épaisseurs et donc de la masse de la pièce ;
- des fluctuations dans les proportions renfort/résine ;
- des risques de pièces incomplètes ;
- des risques de bulles induisant des défauts d'aspect et de caractéristiques mécaniques ;

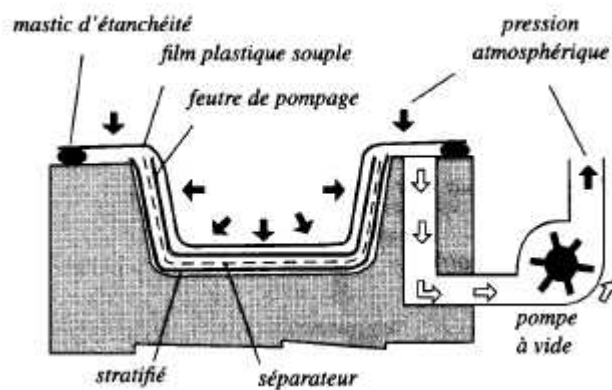


Figure III.9. Le moulage sous vide

6.1.4) Le moulage par injection de résine :



Figure III.10. Le moulage par injection de résine

Les renforts (mats, tissu) sont mis en place entre le moule et contre-moule. La résine est injectée. La pression de moulage est faible. L'investissement est peu coûteux (application aux pièces de carrosserie automobile).

6.1.5) Le moulage par injection de pré-imprégné :

Ce procédé permet une automatisation du cycle de fabrication (cadences jusqu'à 300 pièces par jour).

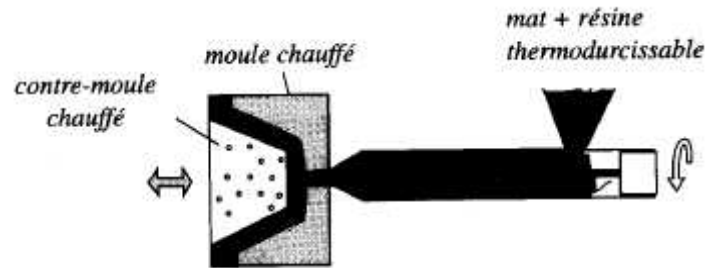


Figure III.11 .Le moulage par injection de pré-imprégné

6.1.6) Moulage par injection de mousse :

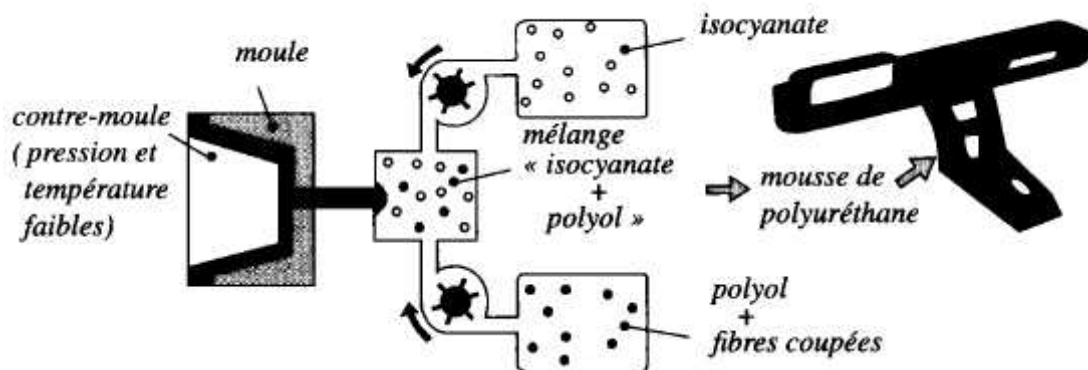


Figure III.12. Moulage par injection de mousse

Cette technique permet d'obtenir des pièces de mousse de polyuréthane renforcées par des fibres en verre, de relativement grandes dimensions. Ces pièces restent stables dans le temps, ont de bons états de surface et ont des résistances mécaniques et thermiques satisfaisantes. [8]

6.1.7) Moulage de pièces de révolution :

L'enroulement filamentaire :

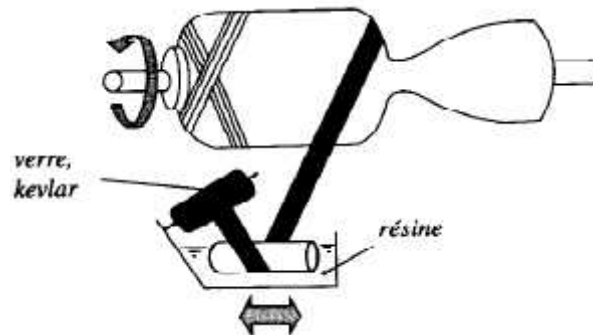


Figure III.13. Moulage de pièces de révolution [5]

7) Autre procédés de moulage :**7.1) Formage de plaques :**

Ce procédé permet, au prix d'investissements importants, d'obtenir des plaques planes ou raidées par ondulation des nervures.

7.2) Formage de profilé :

Ce procédé permet d'obtenir des profilés ouverts ou fermés en continu.

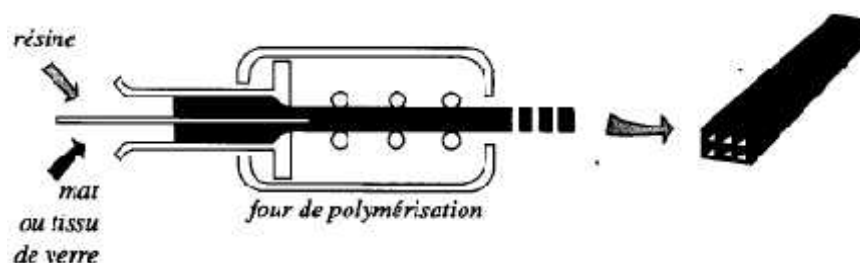


Figure III.14 Formage de profilé

7.3) Formage par estampage :

Cette méthode n'est applicable qu'aux composites à matrices thermodurcissables. On utilise des plaques préformées et préchauffées qui sont estampées puis refroidies. [9]

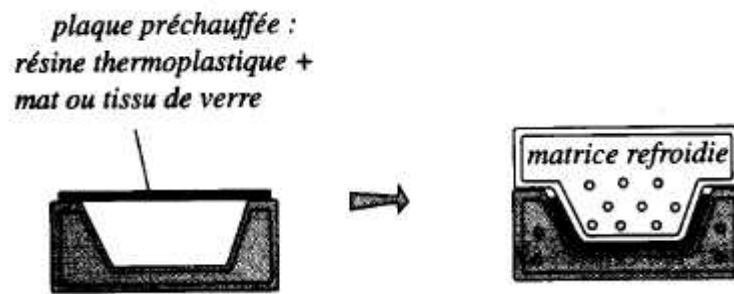


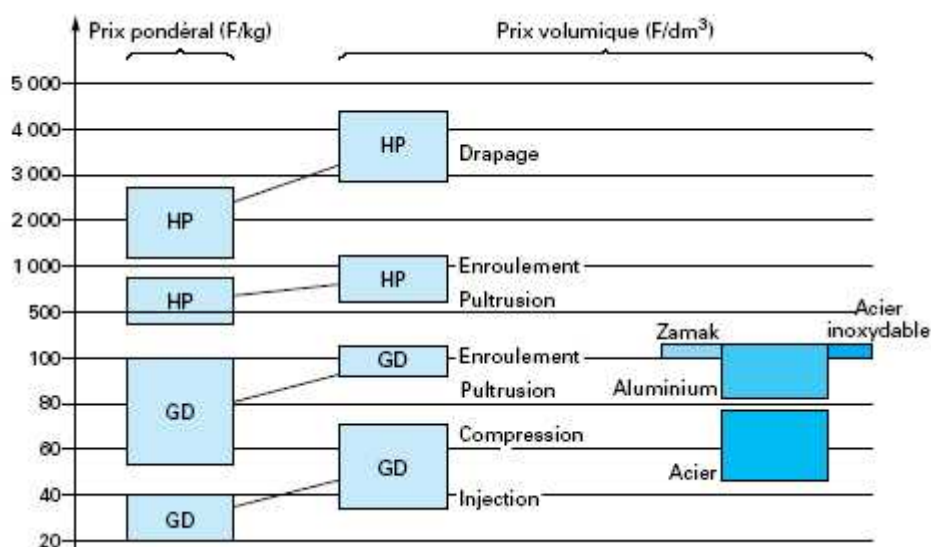
Figure III.15 Formage par estampage

8) Coûts des produits et techniques :

. Prix des renforts et des matrices :

Les prix sont naturellement fonction de la nature des produits mais également, pour les renforts, de leur texture. Le diagramme de la figure II.9 donne un ordre de grandeur des prix pratiqués sur le marché en 1996.

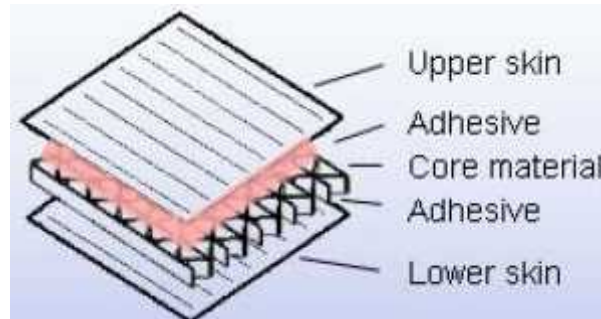
Figure III.16 : Prix moyens des structures en composites.[13]



9) Les matériaux sandwichs :

9.1) Qu'est ce que un matériau sandwich ?

Une structure sandwich résulte de l'assemblage par collage –ou soudure- de deux semelles ou peaux minces sur une âme ou cœur plus léger qui maintient leur écartement.



$$10 \leq E_c/E_p \leq 100$$

Avec E_c : épaisseur du cœur

E_p : épaisseur de la peau

9.2) Propriétés :

Ses propriétés sont étonnantes ;

Une grande légèreté : à titre de comparaison, la masse surfacique de la coupole de la basilique Saint Pierre de Rome (45 mètres de portée) est de 2600kg/m² (construction en pierres). La masse surfacique d'une même coupole en béton armé est de 150 kg/m² ; celle d'une même coupole en sandwich acier/ mousse en polyuréthane (Hanovre) est de 33 kg/m².

Une grande rigidité flexionnelle due à l'écartement des semelles (augmentation du moment quadratique de flexion).

D'excellentes caractéristiques d'isolation thermique.

D'importantes tenues au flambage.

Mais attention :

Les matériaux sandwichs n'amortissent pas (mauvaise isolation acoustique),

La tenue au feu n'est pas bonne pour certaines catégories d'âmes,

Les risques de « flambement » sont plus élevés que pour les structures classiques. [14]

9.3) Nids d'abeilles dit « nida »

Ces matériaux sont utilisés dans les structures sandwichs où le rapport «rigidité en flexion / poids » est un facteur important.

Matériaux constitutifs

Le panneau est toujours relativement épais (nécessite d'une âme assez large pour assurer le raidissement).

Âme nid d'abeilles

Le nid d'abeilles est un matériau structural souple, de faible densité fabriqué essentiellement avec du clinquant métallique (alliage d'aluminium) ou avec un matériau synthétique à haute résistance (polyamide), laminé en feuilles, parfois en tissu de verre.

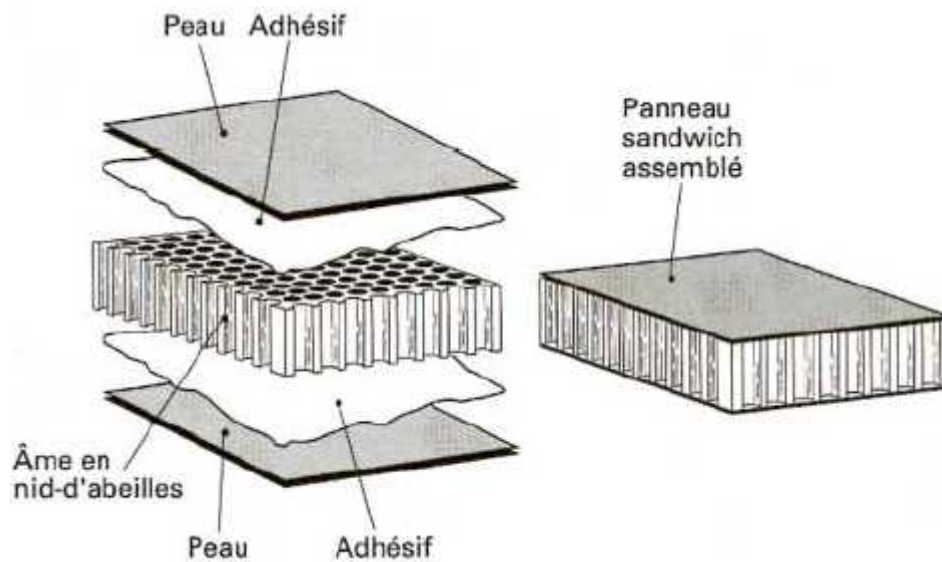


Figure III.18: Éléments constitutifs d'un panneau sandwich en nida

Les peaux :

Elles sont sans rigidité propre, leur but est de reprendre les efforts de flexion.

L'âme :

Légère, l'âme a en général une très faible résistance à la flexion.

Son but est double : a. reprendre les efforts de compression.

b. reprendre les efforts de cisaillement.

Le matériau de collage :

Il solidarise l'âme avec les faces, il encaisse les efforts de cisaillement horizontaux.

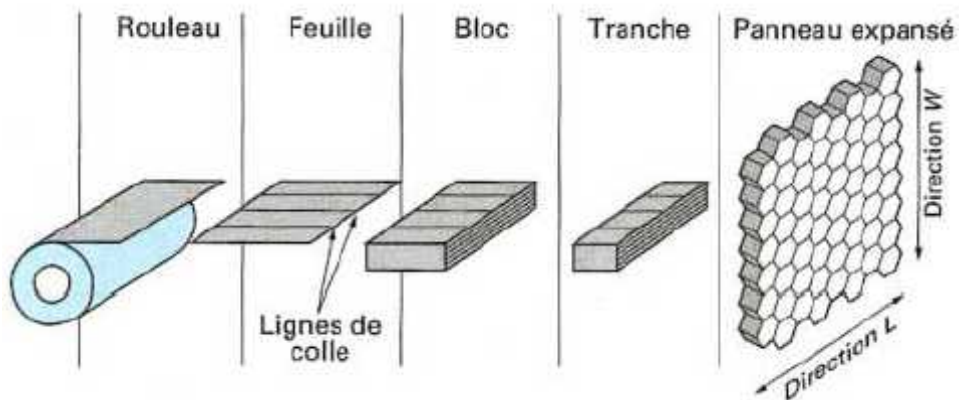


Figure III.19. Étapes successives de la fabrication d'un nida à partir de papier méta-aramide

-10) ETUDE THEORIQUE D'UN MATERIAU SANDWICHE :[S8]**10.1) CARACTERISTIQUES DU MELANGE RENFORT MATRICE :**

On qualifie couramment du nom de pli le demi-produit « renfort + resine » présente sous forme quasi-bidimensionnel. Il peut être constitué :

- ❖ D'un unidirectionnel + matrices
- ❖ D'un tissu (chaîne + trame) + matrice

- la teneur en masse de renfort : $M_{fb} = \frac{\text{Masse de renfort}}{\text{masse total}}$

- la teneur en masse de matrice : $M_m = \frac{\text{Masse de matrice}}{\text{masse total}}$

- la teneur en volume de renfort : $V_{fb} = \frac{\text{Masse de renfort}}{\text{Volume total}}$

- la teneur en volume de matrice : $V_m = \frac{\text{Masse de matrice}}{\text{Volume total}}$

On peut passer du taux en masse on taux en volume, et réciproquement, de la manière suivante. Pfb, et Pm désignant les masses volumiques respectives du renfort et de la matrice on a ::

$$V_f = \frac{\frac{M_f}{P_{fb}}}{\frac{M_f}{P_{fb}} + \frac{M_m}{P_m}} \quad M_f = \frac{V_{fb} P_{fb}}{V_{fb} P_{fb} + V_m P_m}$$

- la masse volumique de pli $p = \frac{\text{Masse total}}{\text{Volume total}}$

Soit encore $p = \frac{\text{Masse renfort}}{\text{Volume total}} + \frac{\text{Masse matrice}}{\text{Volume total}}$

$$p = p_{fb} \times V_{fb} + p_m \times V_m$$

- L'épaisseur du pli

On définit sous le terme de grammage la masse m_{of} de renfort par mètre carré, l'épaisseur d'un

pli, note h, est alors telle que : $h = \frac{m_{fb}}{V_{fb} \times p_{fb}}$

On peut également exprimer l'épaisseur à partir de la teneur en masse m_{fb} de renfort au lieu de la teneur en volume V_{fb} , on obtient :

$$h = m_{fb} \left[\frac{1}{p_{fb}} + \frac{1}{p_m} \left(\frac{1 - M_{fb}}{M_{fb}} \right) \right]$$

10.2) RELATION CONTRAINTE-DEFORMATION D'UN COMPOSITE :

La loi de comportement mécanique la plus simple est celle qui traduit la proportionnalité du tenseur des contraintes $\mathbf{s} = (s_{ij})$ et du tenseur des petites déformations $\mathbf{e} = (e_{ij})$

avec $i, j = 1, 2, 3$

Les matrices des contraintes et des déformations s'écrivent alors :

$$[\mathbf{s}] = (s_{ij}), [\mathbf{e}] = (e_{ij})$$

avec $i, j = 1, 2, 3$

Ces tenseurs sont symétriques, ils sont définis par six scalaires, nous utilisons alors la notation suivante :

$$\{\mathbf{s}\} = (s_{11}, s_{22}, s_{33}, s_{23}, s_{13}, s_{12})$$

$$\{\mathbf{e}\} = (e_{11}, e_{22}, e_{33}, e_{23}, e_{13}, e_{12})$$

La loi de comportement mécanique s'écrit donc, sous la forme matricielle

$$\{\mathbf{s}\} = [\mathbf{C}]\{\mathbf{e}\}$$

$$\{\mathbf{e}\} = [\mathbf{S}]\{\mathbf{s}\}$$

MATERIAU ORTHOTROPE

On appelle matériau orthotrope un matériau élastique homogène présentant en tout point deux symétries du comportement mécanique, chacun orthogonal par rapport à un plan. [15]

Le comportement mécanique $\{\mathbf{e}\} = [\mathbf{S}]\{\mathbf{s}\}$ sera alors sous la forme suivante [15]

$$\begin{Bmatrix} e_{11} \\ e_{22} \\ e_{33} \\ g_{23} \\ g_{13} \\ g_{12} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{V_{21}}{E_2} & \frac{V_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{V_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & \frac{V_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{V_{13}}{E_1} & \frac{V_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} s_{11} \\ s_{22} \\ s_{33} \\ s_{23} \\ s_{13} \\ s_{12} \end{Bmatrix} \quad [3.1]$$

- E_1, E_2, E_3 sont les modules d'élasticité longitudinaux,
- G_{23}, G_{13}, G_{12} sont les modules de cisaillement,
- $V_{12}, V_{13}, V_{23}, V_{21}, V_{31}, V_{32}$ sont les coefficients de poisson

10.3) CONSTANTES ELASTIQUES D'UN PLI DANS UNE DIRECTION QUELCONQUE :[S8]

Pour étudier le comportement du stratifié constitué de plusieurs plis d'orientations différentes, il est nécessaire de connaître le comportement de chacun des plis qui le composent, et ce dans des directions autre que les directions d'orthotropie du pli.

10.3.1) COEFFICIENTS DE SOUPLESSE

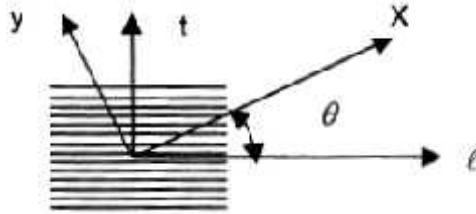


Figure III.1. Les directions d'orthotropie du pli

Soit l, t et z les axes d'orthotropie du pli représentés sur la figure. III.1 Pour un stratifié mince constitué par une superposition de plis, nous supposons que les contraintes σ_z sont nulles. Il en résulte pour le matériau orthotrope la possibilité de décrire son comportement dans le plan l, t à partir de la relation [3.1] sous la forme :

$$\begin{Bmatrix} e_l \\ e_t \\ e_u \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_l} & \frac{-V_u}{E_t} & 0 \\ \frac{-V_u}{E_t} & \frac{l}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l}{G_{lt}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} s_l \\ s_t \\ s_u \end{Bmatrix} \quad [3.2]$$

Pour exprimer le comportement sur les axes x et y on fait un changement de repère, en sachant que :

- La contrainte σ s'exerçant sur une facette de normale $\vec{n}$ est donnée par : [15]

$$\begin{Bmatrix} \bar{\sigma} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \sigma_l \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} n \end{Bmatrix} \quad [3.3]$$

Matrice colonne
des composantes
de
 $\bar{\sigma}$

Matrice des
contraintes

Matrice colonne des
cosinus directeurs nde $\vec{n}$

- coordonnées d'un même vecteur $\vec{V}$ dans deux repères distincts x y et l, t tels que

$(\vec{x}, \vec{l}) = q$ on a :

avec la relation :

$$\begin{Bmatrix} V_x \\ V_y \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos q & \sin q \\ -\sin q & \cos q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_l \\ V_t \end{Bmatrix} \quad [3.4]$$

Dans les axes l,t, exprimons au moyen de la relation [3.3] plus haute la contrainte s'exerçant sur la facette de normale $\vec{x}$:

$$\{s_{ix}\}_{l,t} = [s_y]_{l,t} \{x\}_{l,t} = [s_y]_{l,t} \begin{Bmatrix} \cos q \\ \sin q \end{Bmatrix}$$

et dans les axes x, y d'après (3.4) :

$$\{s_{ix}\}_{x,y} = \begin{bmatrix} \cos q & \sin q \\ -\sin q & \cos q \end{bmatrix} [s_y]_{l,t} \begin{Bmatrix} \cos q \\ \sin q \end{Bmatrix}$$

D'une manière analogue, la contrainte s'exerçant sur la facette de normale $\vec{y}$ s'écrit :

$$\{s_{iy}\}_{x,y} = \begin{bmatrix} \cos q & \sin q \\ -\sin q & \cos q \end{bmatrix} [s_y]_{l,t} \begin{Bmatrix} -\sin q \\ \cos q \end{Bmatrix}$$

d'où la matrice des contraintes dans les axes x, y :

$$\{s_y\}_{x,y} = [s_{ix}, s_{iy}] = \begin{bmatrix} \cos q & \sin q \\ -\sin q & \cos q \end{bmatrix} [s_y]_{l,t} \begin{Bmatrix} -\sin q \\ \cos q \end{Bmatrix}$$

en posant :

$$[p] = \begin{bmatrix} \cos q & \sin q \\ -\sin q & \cos q \end{bmatrix}$$

d'où on remarque que la matrice $[p]$ est orthogonal ($= [p]^{-1}$), donc :

$$[s_y]_{l,t} = [p][s_y]_{x,y}[p]$$

Si l'on développe cette expression

$$\begin{bmatrix} s_l & t_u \\ t_u & s_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos q & -\sin q \\ \sin q & \cos q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s_x & t_{xy} \\ t_{xy} & s_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos q & -\sin q \\ -\sin q & \cos q \end{bmatrix}$$

On peut avoir aussi :

$$\begin{Bmatrix} s_l \\ s_t \\ t_u \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 q & \sin^2 q & -2 \cos q \sin q \\ \sin^2 q & \cos^2 q & 2 \cos q \sin q \\ \cos q \sin q & -\cos q \sin q & \cos^2 q - \sin^2 q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} s_x \\ s_y \\ t_{xy} \end{Bmatrix} \quad [3.5]$$

Soit :

$$[s]_{l,t} = [T][s]_{x,y}$$

Avec :

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 q & \sin^2 q & -2 \cos q \sin q \\ \sin^2 q & \cos^2 q & 2 \cos q \sin q \\ \cos q \sin q & -\cos q \sin q & \cos^2 q - \sin^2 q \end{bmatrix}$$

La considération des déformations autorisant une procédure de calcul analogue , on pourra écrire parallèlement :

$$\begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 q & \sin^2 q & 2 \cos q \sin q \\ \sin^2 q & \cos^2 q & -2 \cos q \sin q \\ -\cos q \sin q & \cos q \sin q & \cos^2 q - \sin^2 q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_l \\ e_t \\ e_u \end{Bmatrix}$$

Soit encore :

$$\begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 q & \sin^2 q & -2 \cos q \sin q \\ \sin^2 q & \cos^2 q & 2 \cos q \sin q \\ \cos q \sin q & -\cos q \sin q & \cos^2 q - \sin^2 q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_l \\ e_t \\ g_u \end{Bmatrix}$$

D'où :

$$\begin{Bmatrix} e \\ g \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} e \\ g \end{Bmatrix}_{l,t}$$

Avec :

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 q & \sin^2 q & -2 \cos q \sin q \\ \sin^2 q & \cos^2 q & 2 \cos q \sin q \\ \cos q \sin q & -\cos q \sin q & \cos^2 q - \sin^2 q \end{bmatrix}$$

La relation de comportement [3.2] peut ainsi être exprimée dans les axes x, y puisque l'on écrit :

$$\begin{Bmatrix} e \\ g \end{Bmatrix}_{x,y} = [T] \begin{Bmatrix} e \\ g \end{Bmatrix}_{l,t} \begin{bmatrix} \frac{1}{E_l} & \frac{-V_u}{E_t} & 0 \\ \frac{-V_u}{E_t} & \frac{l}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l}{G_u} \end{bmatrix} \{s\}_{l,t}; [s]_{l,t} = [T][s]_{x,y}$$

D'où en substituant :

$$\begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{Bmatrix} = [T'] \begin{bmatrix} \frac{1}{E_l} & \frac{-V_u}{E_t} & 0 \\ \frac{-V_u}{E_t} & \frac{l}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l}{G_u} \end{bmatrix} [T] \begin{Bmatrix} s_x \\ s_y \\ s_{xy} \end{Bmatrix}$$

Nouvelle matrice des coefficient élastiques dans les axes x, y

Tous calculs effectués, on obtient la loi de comportement suivante. écrite sous forme technique dans les axes x, y faisant l'angle 0 avec les axes l, t on y a fait apparaître les modules élastiques et coefficients de poisson relatifs à ces directions. On constate aussi l'existence de couplages non classiques notes h et m qui montrent, par exemple, qu'une contrainte normale induit une torsion. [15]

$$\begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & \frac{-V_{yx}}{E_y} & \frac{h_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{-V_{xy}}{E_t} & \frac{l}{E_y} & \frac{m_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{h_x}{E_x} & \frac{m_y}{E_y} & \frac{l}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} s_x \\ s_y \\ t_{xy} \end{Bmatrix} \quad [3.6]$$

Avec:

$$\begin{aligned} E_x &= \frac{1}{\frac{\cos^2 q}{E_l} + \frac{\sin^2 q}{E_t} + \cos^2 q \sin^2 q \left(\frac{1}{G_{lt}} - 2 \frac{V_{lt}}{E_t} \right)} \\ E_y &= \frac{1}{\frac{\cos^2 q}{E_l} + \frac{\sin^2 q}{E_t} + \cos^2 q \sin^2 q \left(\frac{1}{G_{lt}} - 2 \frac{V_{lt}}{E_t} \right)} \\ G_{xy} &= \frac{1}{4 \cos^2 q + \sin^2 q \left(\frac{1}{E_l} + \frac{1}{E_t} + 2 \frac{V_{lt}}{E_t} \right) + \frac{(\cos^2 q \sin^2 q)^2}{G_{lt}}} \\ \frac{V_{xy}}{E_y} &= \frac{V_{lt}}{E_t} (\cos^2 q + \sin^2 q) - \cos^2 q + \sin^2 q \left(\frac{1}{E_l} + \frac{1}{E_t} - \frac{1}{G_{lt}} \right) \\ \frac{h_{xy}}{G_{xy}} &= -2 \cos q \sin q \left\{ \frac{\cos^2 q}{E_l} - \frac{\sin^2 q}{E_t} + (\cos^2 q + \sin^2 q) \left(\frac{V_{lt}}{E_t} - \frac{1}{2G_{lt}} \right) \right\} \\ \frac{m_{xy}}{G_{xy}} &= -2 \cos q \sin q \left\{ \frac{\sin^2 q}{E_l} - \frac{\cos^2 q}{E_t} - (\cos^2 q + \sin^2 q) \left(\frac{V_{lt}}{E_t} - \frac{1}{2G_{lt}} \right) \right\} \end{aligned}$$

10.3.2) COEFFICIENTS DE RAIDEUR[S8]

Lorsqu'on inverse la relation de comportement [3.2] écrite dans les axes d'orthotrope, l, t du pli, on obtient :

$$\begin{Bmatrix} s_l \\ s_t \\ t_{lt} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_l}{(1-V_h V_m)} & \frac{V_m E_t}{(1-V_h V_m)} & 0 \\ \frac{V_m E_t}{(1-V_h V_m)} & \frac{E_t}{(1-V_h V_m)} & 0 \\ 0 & 0 & G_m \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_l \\ e_t \\ g_m \end{Bmatrix}$$

Où apparaissent des coefficients élastiques dits de « raideur » par opposition à ceux de la relation [2.2] dénommés coefficients de « souplesse ». pour alléger l'écriture, on notera :

$$\begin{Bmatrix} s_l \\ s_t \\ t_{lt} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_l & V_m E_t & 0 \\ V_m E_t & E_t & 0 \\ 0 & 0 & G_m \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_l \\ e_t \\ g_m \end{Bmatrix} \quad [3.7]$$

Avec :

$$\bar{E}_l = \frac{E_l}{(1-V_m V_h)} ; \bar{E}_t = \frac{E_t}{(1-V_m V_h)}$$

Une procédure identique à celle qui a été suivie plus haut pour écrire la loi de comportement déformations- contraintes conduit à :

$$\begin{Bmatrix} s_x \\ s_y \\ t_{xy} \end{Bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos^2 q & \sin^2 q & 2 \cos q \sin q \\ \sin^2 q & \cos^2 q & -2 \cos q \sin q \\ \cos q \sin q & \cos q \sin q & \cos^2 q - \sin^2 q \end{bmatrix}}_{[T_i]} \begin{Bmatrix} s_l \\ s_t \\ t_u \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} e_l \\ e_t \\ e_{lt} \end{Bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos^2 q & \sin^2 q & -\cos q \sin q \\ \sin^2 q & \cos^2 q & \cos q \sin q \\ 2 \cos q \sin q & -2 \cos q \sin q & \cos^2 q - \sin^2 q \end{bmatrix}}_{[T_i]} \begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{Bmatrix} \quad [3.8]$$

Les axes x, y étant toujours déduits des axes l, t par rotation q autour du troisième axe z lorsqu'on substitue les relations ci-dessus dans [3.7] on obtient :

$$\begin{Bmatrix} s_x \\ s_y \\ t_{xy} \end{Bmatrix} = [T_i] \begin{bmatrix} \bar{E}_l & V_{lt} \bar{E}_t & 0 \\ V_{lt} \bar{E}_t & E_t & 0 \\ 0 & 0 & G_{lt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{Bmatrix}$$

Qui peut être réécrit sous la forme :

$$\begin{Bmatrix} s_x \\ s_y \\ t_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{Bmatrix} \quad [3.9]$$

Avec:

$$\bar{E}_m = \cos^2 q \bar{E}_l + \sin^2 q \bar{E}_t + 2 \cos q \sin q (V_m \bar{E}_l + 2G_m)$$

$$\bar{E}_{22} = \sin^2 q \bar{E}_l + \cos^2 q \bar{E}_t + 2 \cos q \sin q (V_m \bar{E}_t + 2G_m)$$

$$\bar{E}_{33} = \cos^2 q \sin^2 q (\bar{E}_t + \bar{E}_l - 2V_m \bar{E}_l) (\cos^2 q \sin^2 q)^2 G_m$$

$$\bar{E}_{12} = \cos q \sin q (\bar{E}_t + \bar{E}_l - G_m) + (\cos^2 q \sin^2 q) V_m \bar{E}_l$$

$$\bar{E}_{13} = \cos q \sin q \left\{ \cos^2 q \bar{E}_t - \sin^2 q \bar{E}_l - (\cos^2 q \sin^2 q) (V_{lt} \bar{E}_t + 2G_{lt}) \right\}$$

$$\bar{E}_{23} = \cos q \sin q \left\{ \sin^2 q \bar{E}_t - \cos^2 q \bar{E}_l + (\cos^2 q \sin^2 q) (V_{lt} \bar{E}_t + 2G_{lt}) \right\}$$

Expressions dans lesquelles :

$$\bar{E}_l = \frac{E_l}{(1 - V_{lt} V_{lt})}$$

$$\bar{E}_t = \frac{E_t}{(1 - V_{lt} V_{lt})}$$

10.4) CRITERE DE RUPTURE**10.4.1) INTRODUCTION**

Les processus *de* rupture des matériaux composites sont d'une grande diversité et ne peuvent être décrits que si l'on connaît :

- les contraintes agissant sur les matériaux et l'état de déformation.
- la propagation de fissure au sein de la structure.
- la nature de l'interface matrice renfort.
- le critère de résistance de chaque phase.

Deux voies permettent de traiter le problème

- La première est une approche qui consiste à rechercher soit une loi, soit un critère permettant de situer la résistance ultime ou maximale du matériau pour un état de contraintes complexe, le critère est une expression mathématique reliant les contraintes agissant, sur le matériau aux contraintes ultimes pouvant être supportées par ce dernier.
- La deuxième consiste à prendre en compte les caractéristiques de résistance des différents composants du matériau sous une approche probabiliste afin de tenir compte de la grande dispersion des résultats des essais.

Un critère de résistance est caractérisé par la connaissance d'une fonction scalaire ϕ dépendant du tenseur des contraintes. La rupture n'aura lieu que si les contraintes régnantes dans le matériau ne dépassent pas les valeurs ultimes des contraintes caractérisant ce dernier, ce qui veut dire que l'inégalité suivante est satisfaite

$$\phi(\sigma) < 1$$

Lorsque l'égalité est satisfaite, on aura l'enveloppe de rupture ou la surface limite.

10.4.2) CRITERE DE TSI-HILL**MATERIAUX ORTHOTROPES**

Ce critère est basé sur les points suivants :

- Les directions principales pour les contraintes ne coïncident pas en général avec les directions d'orthotrope, contrairement au cas isotrope.
- Pour les composites «fibres / résine » la limite élastique correspond à la limite de rupture.
- Un essai uni axial ne suffit plus pour préciser tous les termes de l'expression constitutive du critère, puisque le comportement élastique change avec la direction de sollicitation,
- Les résistances à la rupture sont très différentes suivant qu'on sollicite le long r ou le sens transversal t .
- Les résistances à la rupture sont différentes en traction et en compression

Le critère de Tsai- Hill pour un pli **sous** contraintes planes

Lorsque l'état de contraintes est plan, dans le plan défini par les axes l,t on a :

$$s_z = t_{lz} = t_{tz} = 0$$

Le critère de TSAI-HILL pour un pli travaillant dans son plan est : [15]

$$\frac{(s_t)^2}{(s_t^2)_{rupture}} + \frac{(s_l)^2}{(s_l^2)_{rupture}} - \frac{(s_l)(s_t)}{(s_l^t)_{rupture}} + \frac{(t_{lt})^2}{(t_{lt}^2)_{rupture}} = a^2 \quad [3.10]$$

- Si $a < 1$: il y a rupture du pH considéré.
- Si $a \geq 1$: il y a rupture du pli considéré. En général, cette détérioration est due a la rupture de la résine. Les caractéristiques du pli rompu deviennent presque négligeables, exception faite de celles qui correspondent au sens long des fibres (module d'élasticité et résistance a la rupture).

Remarques

- ❖ Les résistances A la rupture $s_{rupture}$ n'ont pas la même valeur en traction ou en compression. Il convient donc de placer aux dénominateurs de l'expression de Hill-Tsai précédente les valeurs de rupture correspondent au mode de sollicitation (traction ou compression) figurant au numérateur.
- ❖ Marge de sécurité : soit $a < 1$ ('expression de HILL-TSAI trouvée pour un état de contrainte s_l, s_t, t_{lt} On peut alors majorer le chargement par l'intermédiaire d'un coefficient multiplicatif K jusqu'à une limite telle que :

$$\frac{(Ks_t)^2}{(s_t^2)_{rupture}} + \frac{(Ks_l)^2}{(s_l^2)_{rupture}} - \frac{(Ks_l)(Ks_t)}{(s_l^t)_{rupture}} + \frac{(Kt_{lt})^2}{(t_{lt}^2)_{rupture}} = K^2 a^2 = 1$$

La marge de sécurité peut alors être définie par :

$$\frac{(Ks_t) - s_t}{s_t} = K - 1$$

Soit encore:

$$\text{marge de sécurité} = \frac{1}{a} - 1$$

10.5) ETUDE D'UNE PLAQUE STRATIFIEE

10.5.1) LOI DE COMPORTEMENT D'UNE PLAQUE STRATIFIEE

Les composites stratifiés **sont des** matériaux obtenus par un empilement de pli (nappe unidirectionnelle ou de tissus), avec des orientations propres pour chaque pli en vue d'une augmentation de la rigidité de la plaque. La structure stratifiée comporte, quelques dizaines ou centaines de plis suivant la nature de la fibre employée.

10.5.1.1) COMPORTEMENT EN MEMBRANE

Nous considérons que notre plaque est pourvue de la symétrie, l'épaisseur totale de la plaque stratifiée est notée h . Celle des n couches est notée e , pour la couche numéro k . Le stratifié est soumis à des sollicitations dans son plan qui sont notées

$N_x, N_y, T_{xy} = T_{yx}$ par unité longueur suivant la direction X ou la direction Y ou la direction XY s'agit la d'efforts dits de membrane, ou les flux d'efforts dans le stratifié. Ils sont définis comme suit :

$$N_x = \int_{-h/2}^{h/2} s_x(dz) = \sum_{k=1}^{n^{\text{hème}}} (s_x)_k e_k \quad [3.11]$$

$$N_y = \int_{-h/2}^{h/2} s_y(dz) = \sum_{k=1}^{n^{\text{hème}}} (s_y)_k e_k \quad [3.12]$$

$$N_{xy} = \int_{-h/2}^{h/2} s_{xy}(dz) = \sum_{k=1}^{n^{\text{hème}}} (s_{xy})_k e_k \quad [3.13]$$

Champ des déplacements

Le déplacement élastique de tout point du stratifié est supposé bidimensionnel, dans le plan (x, y) du stratifié. Il a alors pour composantes : u, v

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x} \\ \epsilon_{yy} &= \frac{\partial v}{\partial y} \\ \epsilon_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{aligned}$$

Nous avons vu dans la relation [3.9] que l'on pouvait exprimer dans un repère quelconque, les contraintes dans un pli en fonction de ses déformations. L'élément de réduction N_x défini par la relation [3.11] peut alors être détaillé comme suit :

$$N_x = \sum_{k=1}^{n^{\text{hème}}} \left\{ \bar{E}_{11}^k \epsilon_{xx} + \bar{E}_{12}^k \epsilon_{yy} + \bar{E}_{13}^k \gamma_{xy} \right\} e_k$$

Soit :

$$N_x = A_{11} \epsilon_{xx} + A_{12} \epsilon_{yy} + A_{13} \gamma_{xy}$$

Avec :

$$A_{11} = \sum_{k=1}^{n^{\text{hème}}} \bar{E}_{11}^k e_k ; A_{12} = \sum_{k=1}^{n^{\text{hème}}} \bar{E}_{12}^k e_k ; A_{13} = \sum_{k=1}^{n^{\text{hème}}} \bar{E}_{13}^k e_k$$

D'une manière analogue on obtient a partir de la relation [3.12]

$$N_y = A_{21}e_{0x} + A_{22}e_{0y} + A_{23}g_{0xy}$$

Avec:

$$A_{2j} = \sum_{k=1^{et} pli}^{n^{hème}} \bar{E}_{2j}^k ek$$

et pour le flux de cisaillement T_{xy} on peut écrire a partir de la relation [3.13]

$$T_{xy} = A_{31}e_{0x} + A_{32}e_{0y} + A_{33}g_{0xy}$$

avec :

$$A_{3j} = \sum_{k=1^{et} pli}^{n^{hème}} \bar{E}_{3j}^k ek$$

On peut ainsi exprimer les flux d'efforts sous la forme matricielle Suivante :

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_{0x} \\ e_{0y} \\ g_{0xy} \end{Bmatrix} \quad [3.14]$$

Avec:

$$A_{ij} = \sum_{k=1^{et} pli}^{n^{hème}} \bar{E}_{ij}^k ek$$

A_{ij} = coefficients d'extension

- On constate à partir des expressions ci dessus que les coefficients A_{ij} , sont indépendants de l'ordre d'empilement des plis.
- On peut voir également que des flux d'efforts normaux N_x ou N_r engendrent des distorsions angulaires. Ce couplage disparaît si le stratifié est équilibré, c'est à dire si, outre la symétrie miroir, il présente autant de plis faisant avec la direction x l'angle $+\varphi$ que de plis faisant $-\varphi$, les plis étant identiques. En effet, les coefficients $\bar{E}_{13}$ et $\bar{E}_{23}$ sont antisymétriques en φ et donc s'éliminent pour les paires de plis à $\pm\varphi$ lorsqu'on calcule les termes A_{13} et A_{23} . Il en résulte qu'alors : [6]

$$A_{13} = A_{23} = 0$$

La loi de comportement du stratifié se réduit à :

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_{0x} \\ e_{0y} \\ g_{0xy} \end{Bmatrix} \quad [3.15]$$

D'où les contraintes moyennes globales

$$\sigma_x = N_x / h$$

$$\begin{aligned} s_{0_y} &= N_y / h \\ T_{0_{xy}} &= T_{xy} / h \end{aligned} \quad [3.16]$$

On déduit alors de [3.14] la loi de comportement en membrane du stratifié sous la forme :

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \frac{1}{h} \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_{0_x} \\ e_{0_y} \\ g_{0_{xy}} \end{Bmatrix} \quad [3.17]$$

On constate aussi d'après [3.14] que les termes de la matrice $\frac{1}{h}[A]$ peuvent s'acrire :

$$\frac{1}{h} A_{ij} = \sum_{k=1}^{n_{\text{héme}}} \bar{E}_{ij}^k x \frac{e_k}{h}$$

On note qua les quotients les proportions des plis ayant une même orientation, dans itl devient possible de calculer les termes $\frac{1}{h} A_{ij}$ = sans connaitre l'épaisseur, a titre d'exemple

.si, les orientations choisies sont $0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ$. en désignant par $P^k (\%) = \frac{e_k}{h}$ les

pourcentages des plis suivant Ces orientations. on aura :

$$\frac{1}{h} A_{ij} = \bar{E}_{ij}^{n^\circ} x P^{0^\circ} + \bar{E}_{ij}^{90^\circ} x P^{90^\circ} + \bar{E}_{ij}^{+45^\circ} x P^{+45^\circ} + \bar{E}_{ij}^{-45^\circ} x P^{-45^\circ} \quad [3.18]$$

modules apparents du stratifié

L'inversion de la matrice [3.17] permet d'obtenir ce qua fon peut qualifier de *modules apparents* et coefficients de couplage associes pour le comportement en membrane dans le plan (x, y). Ces coefficients apparaissent au moyen de l'identification qui suit :

$$\begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{Bmatrix} = h(A)^{-1} \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\bar{V}_{yx}}{\bar{E}_y} & \frac{\bar{h}_{xy}}{G_{xy}} \\ -\frac{\bar{V}_{xy}}{E_x} & \frac{l}{\bar{E}_y} & \frac{\bar{m}_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{\bar{h}_x}{E_x} & \frac{\bar{m}_y}{E_y} & \frac{l}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} s_x \\ s_y \\ t_{xy} \end{Bmatrix} \quad [3.19]$$

10.5.1.3) NON-RUPTURE DE STRATIFIE

Soit s_l, s_t, t_{lt} les contraintes dans les axes d'orthotropes l,t de l'un des plis constituant le Stratifié pour le chargement N_x, N_y, T_{xy} l'épaisseur h du stratifié (inconnue pour le moment) étant telle que l'on se trouve à la limite de la rupture du pli considéré au sens du critère de rupture de TSAI-HILL.

On a alors pour ce pli :

$$\frac{(s_t)^2}{(s_t^2)_{\text{rupture}}} + \frac{(s_l)^2}{(s_l^2)_{\text{rupture}}} - \frac{(s_l)(s_t)}{(s_l^t)_{\text{rupture}}} + \frac{(t_{lt})^2}{(t_{lt}^2)_{\text{rupture}}} = 1$$

Multiplions les deux membres de cette relation par le carré de l'épaisseur h

$$\frac{(s_t h)^2}{(s_t^2)_{\text{rupture}}} + \frac{(s_l h)^2}{(s_l^2)_{\text{rupture}}} - \frac{(s_l h)(s_t h)}{(s_l^t)_{\text{rupture}}} + \frac{(t_{lt} h)^2}{(t_{lt}^2)_{\text{rupture}}} = h^2 \quad [3.20]$$

Pour obtenir les valeurs $(s_l), (s_t), (t_{lt})$ il faut multiplier les contraintes globales

s_x, s_y, t_{xy} , s'exerçant sur la stratifié par l'épaisseur h . soit $(s_x h), (s_y h)$

Donc, pour un calcul de l'expression de HILL-TSAI effectuée en substituant aux contraintes globales inconnues les efforts N_x, N_y, T_{xy} connus amène à repasser h qu'il faut donner au stratifié afin que le pli considéré ne se rompe pas.

De cette façon, chaque pli n° k conduit à une épaisseur de stratifié h , l'épaisseur finale à retenir sera la plus grande des valeurs trouvées.

11-CONCLUSION :

L'analyse du comportement des matériaux composites et la prévision de leurs propriétés vont faire intervenir les caractéristiques de la matrice, celles des fibres, des problèmes d'interface et des conditions de fabrication. En effet, les propriétés mécaniques des composites sont très dépendantes des fibres employées : nature, répartition, taux, longueurs, diamètres, ensimages... Toutefois, les propriétés mécaniques, électriques, chimiques, photochimiques, thermiques sont largement affectées par celles de la matrice (en particulier par les températures de transition et de fusion pour les thermoplastiques) et cela d'autant plus que la fibre est plus courte et en plus faible proportion.

Une bonne connaissance des composites doit donc être fondée sur celle des renforts et des matrices.

Les matériaux utilisés (renfort, matrice et adjuvants) seront choisis pour que la pièce à fabriquer réponde aux sollicitations exigées : caractéristiques mécaniques, comportement au feu, résistance à la corrosion, tenue aux rayons ultraviolets, etc.

La faiblesse de rigidité des structures nid d'abeilles fera la principale difficulté de l'usinage des pièces du type. Il y a lieu, par conséquent, surtout dans le cadre d'une opération de fraisage, de choisir des vitesses rapides pour découper la paroi plutôt que de l'arracher.

Avantages des matériaux composites :

- Gain de masse
- Grande résistance à la fatigue
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf en cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone)

Inconvénients des matériaux composites :

- Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température
- Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes
- Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques
- Coût parfois prohibitifs (temps et coût études et mise en œuvre), le gain en coût est surtout valable pour des grandes séries.

Les composites représentent une nouvelle occasion de dépassement technologique. Déjà amplement adoptés par les industries automobiles et aéronautiques, ils sont **les matériaux modernes**.

IV-1) LE PRINCIPE DE CALCULE DES CHARGES :**IV-1-1) INTRODUCTION :**

Les trois structures principales de l'U.A.V sont, le fuselage, l'empannage arrière et la voilure. Evidemment ces trois parties devront être dimensionnées avec précaution car ils constituent les éléments vitaux de l'U.A.V

Le principe de dimensionnement en effet toujours le même, on détermine le chargement maximal, qui peut être rencontré pendant le vol d'un avion. Les chargements (d'inertie ou aérodynamique ou bien les deux) se traduisent par des efforts tranchants et des moments fléchissant, des moments de torsion. A l'issue du calcul de ces efforts ont abouti aux dimensionnements des différentes parties constituant la structure du U.A.V,

IV 1-2) LA NORME FAR :

Tous les cas de calcul, les facteurs de sécurité, ainsi que quelques méthodes pour la détermination des facteurs de charge ou, bien directement les charges sont définies dans les normes des différents pays, Mais il existe une norme, qui est mondialement reconnue, La norme américaine FAR «*fédéral aviation regulations* ». Elle sert dans la plupart des pays du monde comme base de calcul et certification. [16]

IV -1-3) CHARGE APPLIQUEES SUR UNE STRUCTURE D'AVION :

lors de sa vie, une structure d'avion subit des charges variées telle que :
Les charges aérodynamiques, d'inerties, de propulsions, de pressions, introduites par les atterrisseurs etc....
Le calcul de la structure de l'avion exige donc l'étude de la répartition de ces charges. Ces calculs nécessitent en premier lieu par la détermination des différents cas de charge imposés
Les paramètres essentiels de la détermination des charges sont :

- ❖ Le facteur de charge,
- ❖ La vitesse.

Les charges appliquées à une structure varient avec le régime de vol en définissant 3 types de charges qui sont les suivantes :

1. Charges sûres : couramment atteintes, on rappelle aussi charges de base.
2. Charges limites : elles sont généralement utilisées pour les calculs et ne doivent en aucun cas être atteintes en vol. Elles ne doivent être atteintes que quelque fois au cours de la vie d'un avion, ex. relatives très violentes, atterrissage très dur,... sous ces charges, l'avion sera à sa limite élastique.
3. Charges extrêmes : Ce sont des charges que l'appareil doit supporter sans que n'est effondrement ou rupture de la structure. Mais elles peuvent être très proches de la rupture. [7]

IV -1-4) FACTEUR DE CHARGE :

Les facteurs de charges en vol représentent le rapport de la composante des forces aérodynamiques (agissant perpendiculairement à l'axe longitudinal suppose de l'avion) par le poids de l'avion. Un facteur de charge positif en vol est un facteur dans lequel la force aérodynamique agit vers le haut par rapport à l'avion.

Soit : $L=n.m.g$

L est la force aérodynamique globale appliquée à la structure.

La norme FAR donne un facteur de charge limite à appliquer à une structure en fonction de la masse de l'engin au décollage (m_d) est qui donnée par la relation :

$$n = 2.1 + \left(\frac{24000}{m_d + 1000} \right) \quad [4.1]$$

Dimensionnement d'une structure principale d'un avion et toujours effectuée selon le principe de la non - défaillance sous la charge extrême, c'est à dire à des charges 1.5 fois supérieures à la charge maximale rencontrée lors d'un vol à « la charge limite ».

Pour le dimensionnement des trois structures principales (fuselage, empennage, voilure) on doit seulement considérer les efforts dus aux efforts dus au facteur des charges,[7]

Remarque :

On ne considère dans la suite des calculs que les charges dans les conditions de vol symétrique. Les charges dissymétriques ne sont pas prises en compte (efforts d'inertie de la voilure mise en roulis, charges dues au braquage des ailerons), ces hypothèses tenant compte du fait que la mission du U.A.V est la reconnaissance. Ce type de mission exige une stabilité en vol (pas de mouvement roulis ou tangage ou lacet violent)

IV -2) VOILURE :**2-1) INTRODUCTION :**

L'observation du vol des oiseaux et des insectes entreprises des l'antiquité, a permis l'homme de reconnaître les éléments caractéristique des d'ailes des animaux volants et de l'imiter pour assurer la sustentation, d'engin plus lords que l'air.

Les premières surfaces ailées sur des engins plus lords que l'air, été réalisées sous la forme bipales « constitue de deux plans parallèles » Cette forme était presque exclusivement employée, en raison de la nécessité d'avoir une grande surface (eu égard aux faibles puissances moteur dont on disposait). il y eut aussi des triplans (BARAU ROUGE 1^{er} guerre mondiale) et même des quadri plans.

L'évolution de la technique de l'aile épaisse a permis de construire plus solide ont suppriment les mats et les haubans parasites. Le biplan fut progressivement abandonne.

Au jour' huit, on ne construit pratiquement plus que des monoplans ou l'avion a une seule aile.

-2-2) COMPOSITION DE L'AILE :

Du point de vue structural, une aile est essentiellement une poutre supportant des charges de flexion et de torsion. Sous 48 forme la plus élémentaire, elle se compose d'un simple longeron supportant la flexion et d'une armature diagonale reprenant la torsion. Les longerons sont des éléments structuraux d'aile s'étendant longitudinalement ou le long de l' envergure. Ce sont des éléments allant du bord d'attaque au bord de fuite. Dans un mono longeron consolide en torsion par des cloisons diagonales, les nervures peuvent être optimises, rapport des matériaux composite aux structures de ratio a permis la réduction des pièces constituent la structure

2-3) CARACTERISTIQUE D'UNE VOILURE :

Les grandeurs qui permettent de caractériser une voilure sont :

- Le profil de référence une voilure peut avoir une géométrie variable au fur et a mesure que l'on s'éloigne du fuselage. Pour cela un profit de référence est défini au niveau de l'encastrement de rail dans le fuselage.
- L'envergure : l'envergure est la distance entre les deux extrémités de l'aile mesurée perpendiculairement aux plans symétrie (l'axe longitudinal)
- Surface de référence par convention la surface de référence d'un avion est la surface projetée sur un plans horizontal des deux ailes et du fuselage comprise entre ces deux silos
- L'allongement (l) : rallongement d'une voilure est défini par le rapport :

$$l = \frac{b^2}{s} \text{ avec (} b: \text{ l'envergure, } s \text{ surface de référence)}$$

a) LE PROFIL D'AILE :

Le profil est. une section de l'aile, coupée parallèlement au plans de symétrie. Les types de profils différents selon les services techniques et les constructeurs des principaux pays. A titre d'exemple nous pouvons cite GOETTINGEN en Allemagne et le NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) au U.S.A. Chacun un possède un certain nombre de profils répertories, les profits les plus utilises sont les profil NACA, les profil NA.C.A sont désigne par quatre ou cinq chiffres dont la composition permet de déduire tes principales caractéristiques géométriques.

exemple : NACA2412 et NACA23012

- ❖ 1^o chiffre : courbure relative
- ❖ 2^o chiffre : (si 4 chiffres) position de l'abscisse de la flèche maxi.
- ❖ 2^o et 3^o chiffre (si 5 chiffres) : double de l'abscisse d de la flèche maxi.
- ❖ Dernier chiffre : l'épaisseur relative

b) LE PROFIL D'AILE DE L'U A V : En utilisant logiciel(ADS)

- Choix de profil

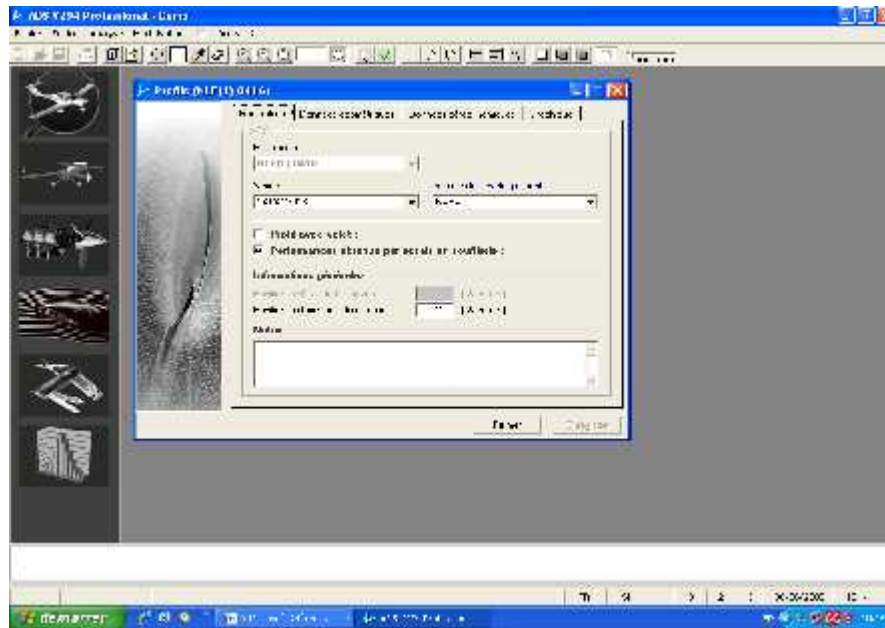


Figure IV .1 .Choix de profil

-Les coordonnées (x,y) : profil NACA23018

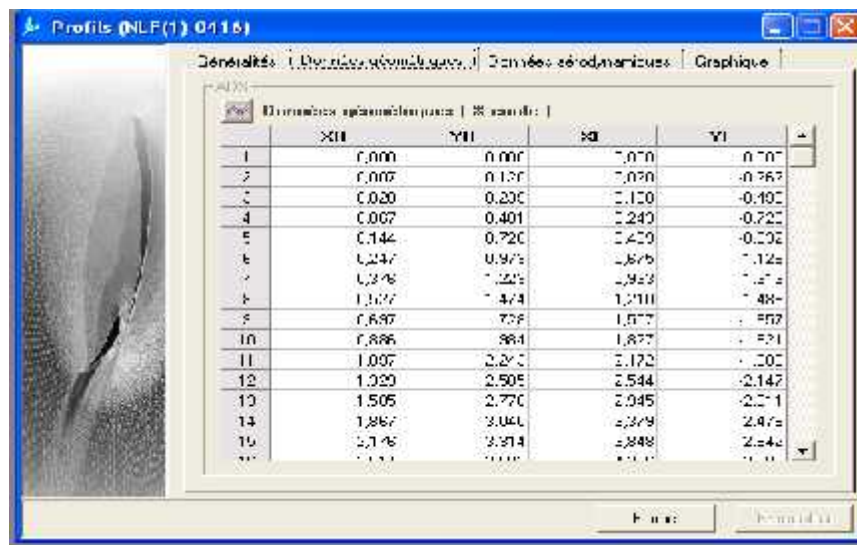


Figure IV.2.Les données géométriques

-Traçage de profil :

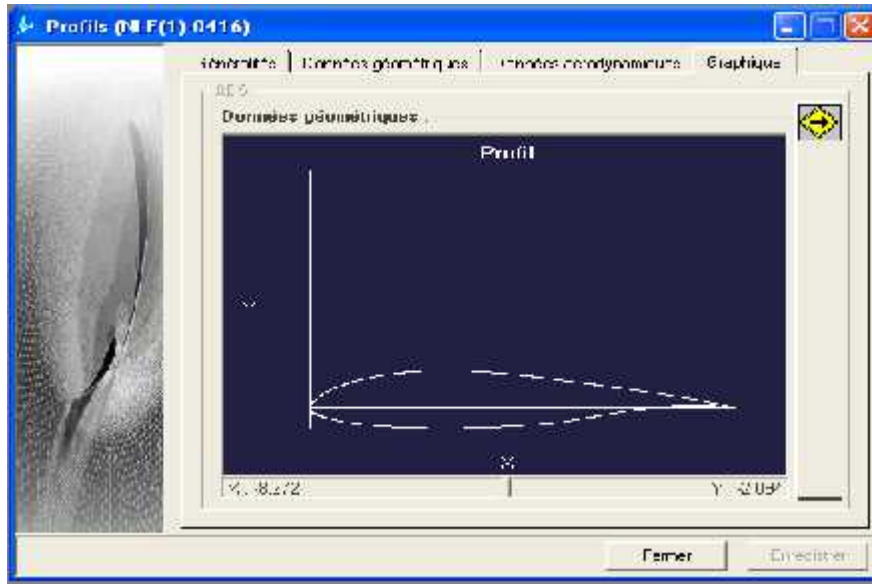


Figure IV.3.Profil NACA23018

C) Profil de référence :

Sur les avions modernes le profil diffère au fur et à mesure que l'on s'éloigne du fuselage. On dit que l'aile est vrillée, et il faut distinguer le vrillage géométrique et le vrillage aérodynamique :

- Il y a vrillage géométrique quand le profil reste semblable à lui-même le long de l'aile, seul l'angle de calage varie.
- Il y a vrillage aérodynamique quand la courbure du profil varie le long de l'aile.

Généralement les profils de références sont choisis au niveau de l'encastrement de l'aile dans le fuselage.

d)Corde moyenne ou profondeur moyenne " l_m " : Définie par le rapport :

$L_m = S / B = \text{Surface de référence} / \text{envergure}.$

e)Allongement " l " : Il est défini par le rapport : $l = B / l_m = B^2 / S.$

Cette grandeur, sans dimension, joue un rôle très important dans l'étude de la traînée induite.

2.4 La résultante aérodynamique (R) :

2.4.1. Origine :

La somme des forces de :

- surpression intrados,
- dépression extrados,

- frottement sur le profil (du fait de la viscosité de l'air),
donne une force résultante appelée " résultante aérodynamique : R ".

2.4.2. Caractéristiques de R :

- **Point d'application:** c'est le centre de poussée (intersection entre la corde et R).
- **Direction :** oblique par rapport à l'écoulement de l'air.
- **Sens :** vers l'arrière de l'intrados vers l'extrados.

Intensité : $R = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_P^2 \cdot S \cdot C_R$ [4.2]

- La résultante R est proportionnelle à:
- la pression dynamique : $q = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_P^2$.
- la surface de référence (S).
- un coefficient aérodynamique C_R qui tient compte de tous ce qui est difficile à chiffrer, à savoir:
 - * la forme de profil.
 - * l'état de surface de profil.
 - * l'incidence de profil.

2.4.3. Composantes de R:

R se décompose en deux forces

- l'une parallèle à l'écoulement de l'air: la traînée F_x .
- l'autre perpendiculaire à l'écoulement de l'air: la portance F_z .

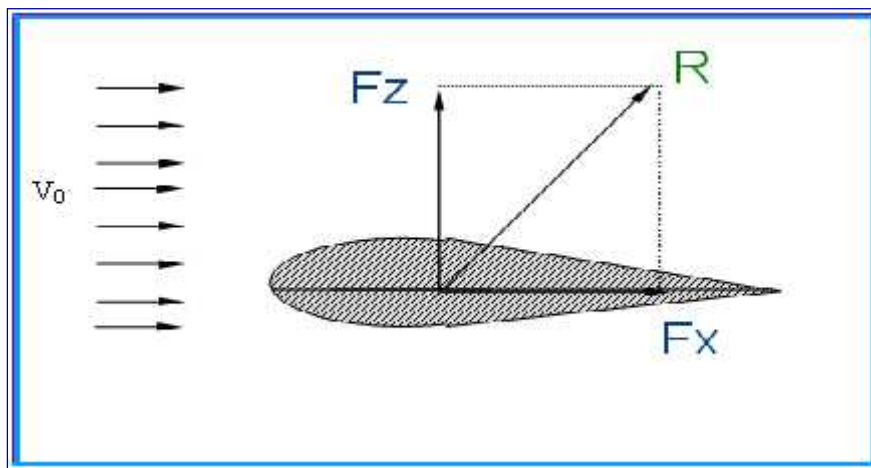


Figure IV .4. Les composantes de R.

2.4.3.1. La portance :

- **Définition :**

La portance, comme son nom l'indique, est la force exercée sur une aile qui tend à la porter, donc à la tirer vers le haut.

On conçoit aisément qu'ayant une incidence positive par rapport aux filets d'air, il règne une surpression sur l'intrados de l'aile due à la poussée de l'air. En plus de cette surpression, une dépression se crée sur l'extrados, et qui tend à aspirer l'aile vers le haut ce qui contribue à la soulever. Contrairement à ce que l'on pourrait croire, cette dépression fait plus que contribuer à la portance puisque c'est elle qui assure 75% de cette force, les 25 autres % étant fournis par la surpression à l'intrados.

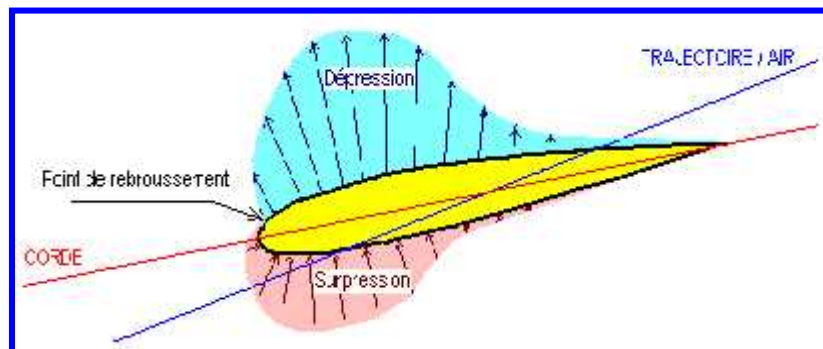


Figure IV .5 .Répartition des pressions autour d'un profil.

- **Caractéristiques:**

- **Point d'application :** Centre de poussée.
- **Direction :** Perpendiculaire à l'écoulement de l'air (pris en amont du profil).
- **Sens :** de l'intrados vers l'extrados.
- **Intensité :** $F_Z = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_Z$

En effet, F_Z est proportionnelle à:

la pression dynamique : $q = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_p^2$

[4.3]

- la surface de référence (S).
- un coefficient aérodynamique C_Z qui tient compte de:
 - * la forme de profil.
 - * l'état de surface de profil.
 - * l'incidence de profil.

2.4.3.2. La traînée :

- **Définition:**

Contrairement à la portance qui tend à porter l'aile, la force de traînée tend à tirer l'aile en arrière et donc à le freiner.

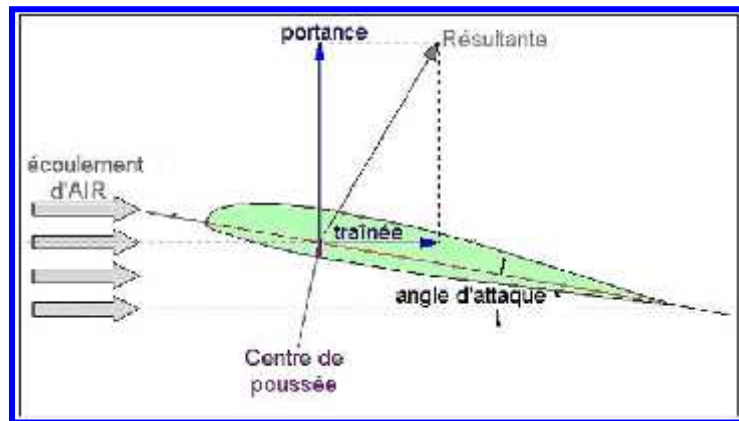


Figure IV .6.Présentation de la force de traînée.

- **Caractéristiques :**

- **Point d'application :** Centre de poussée.
 - **Direction :** Parallèle à l'écoulement de l'air.
 - **Sens :** du bord d'attaque vers le bord de fuite.
 - **Intensité :** $F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_x$.
- En effet, F_x est proportionnelle à:

- la pression dynamique : $q = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_p^2$
- la surface de référence (S).
- un coefficient aérodynamique C_x qui tient compte de :
 - * la forme de profil.
 - * l'état de surface de profil.
 - * l'incidence de profil.

On peut déterminer la valeur de C_x , qui est très inférieure à la valeur de C_z pour une même aile et une même incidence. On peut ainsi déterminer la valeur de C_x pour chaque valeur de α , ce qui nous permet de construire la courbe de $C_x = f(\alpha)$.

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_z S V_p^2}$$

- **Origine de la traînée :**

La traînée totale est la somme de trois traînées élémentaires:

- La traînée de forme.
- La traînée frottement.
- La traînée induite.

a/ Traînée de forme : (C_x forme)

Elle est due à l'épaisseur du profil. Elle est évidemment plus importante pour l'avion complet que pour l'aile seule.

b/ Traînée de frottement : (C_x frottement)

Elle est la conséquence de la couche limite qui existe car l'air n'est pas un fluide parfait: il possède un certain coefficient de viscosité qui dépend de l'état de surface du profil.

c/ Traînée induite : (C_x induit)

C'est la rançon obligatoire du mode de sustentation de l'avion: s'il y a portance il y a traînée induite. En effet, la sustentation est assurée par la diminution de pression à l'extrados et par l'augmentation de pression à l'intrados (zone de dépression sur l'extrados et zone de surpression sur l'intrados: qui sont à l'origine de la portance). Or, pour un gaz, les différences de pression tendent toujours à se compenser, les gaz s'écoulent naturellement des hautes pressions vers les basses pressions. C'est exactement ce qui se produit autour de l'aile.

Il s'ensuit que :

* **Aux extrémités d'ailes :** l'air se dirige de l'intrados vers l'extrados donnant naissance à des tourbillons appelés : ***tourbillons marginaux***.

* **Aux bords de fuites :** les filets d'air d'intrados et d'extrados se présentent suivant des directions différentes. Ceci donne naissance à des tourbillons tout au long du bord de fuite, ces tourbillons sont appelés : ***tourbillons libres***.

Ces tourbillons absorbent de l'énergie et créent une force résistante (la traînée induite).

Si la portance est nulle $\Rightarrow$ la traînée induite est nulle.

La valeur du C_x induit est donnée par la formule de PRANDTL :

$$C_{x \text{ induit}} = C_z^2 / \pi \cdot \lambda$$

La traînée induite sera d'autant plus importante que :

- Le C_z sera élevé (pression différentielle importante entre intrados et extrados).
- (allongement) sera faible (pour une aile très longue, les déviations d'intrados et d'extrados seront moins importantes et par suite les tourbillons libres moins intenses).

En Résumé:

$$C_x \text{ totale} = C_x \text{ forme} + C_x \text{ frottement} + C_x \text{ induit}$$

2-5) EVALUATION DES CHARGES PAR LA METHODE DE STANTON-JHONES [17] :

Une estimation des charges sur l'aile peut être obtenue par une méthode empirique de calcul développée par STANTON-JHONES. Elle fait intervenir la géométrie de la structure de l'aile et le nombre de Mach

Dans notre cas, l'aile est droite donc l'angle de flèche est nul ($\lambda=0$)

Cette méthode est donnée par la formule suivante :

Pour chaque point de l'aile d'abscisse relatif η on calcul le rapport du coefficient de portance local $C_L(\eta)$ par rapport au coefficient de portance global C_L pour ($\eta < 0.7$)

$$C_L(\eta)/C_L = 1,28\sqrt{(1-\eta^2)} + (14,13\eta - 6,35).(y - 0,425) \quad [4-4]$$

Et

$$C_L(\eta)/C_L = 1,28\sqrt{(1-\eta^2)} + [4,25 - 53,8.(\eta^2 - 0,815)](y - 0,425) \quad [4-5]$$

pour : ($\eta \geq 0.7$)

est y est donner par :

$$y = 0.42. A \cdot \beta / 1 \cdot [(4,4 + 5 \lambda) \operatorname{tg} \lambda / \beta + 10,4. \sqrt{\lambda} - 6.7]$$

$$\eta = 2x / b$$

x : l'abscisse du point sur l'aile , b: l'envergure,

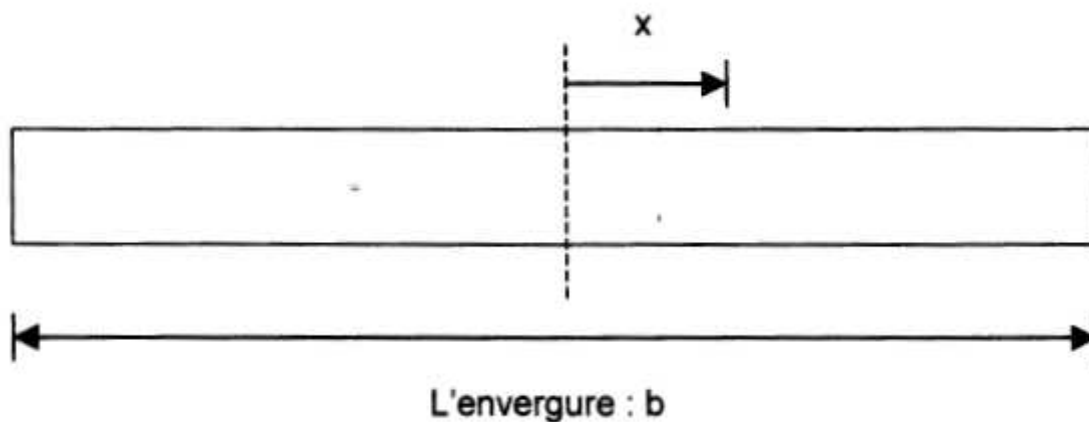


Figure IV .7 .L'aile de UAV

A : allongement,

λ : effilement de l'aile

$\beta = 1 - M^2$: M : le nombre de Mach.

pour trouver la configuration exacte de la variation du coefficient de portance local, nous devons obtenir le coefficient de portance global

Sachant que

La portance
$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad [4.6]$$

Et
$$L = n \cdot m \cdot g ,$$

Où m est la masse totale de l'avion, n facteur de charge,

On déduit de [4.6] le coefficient de portance global

$$C_L = 2 \cdot L / (\rho \cdot V^2 \cdot S)$$

En multipliant les valeurs obtenues dans [4-4] et 4-6] par le coefficient de portance global, on obtient les valeurs des coefficients de portance locale $C_L(\eta)$

Donc la portance répartie est :

$$L(\eta) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

2-5.1) LES EFFORTS INTERNES APPLIQUES A LA STRUCTURE :

Pour une poutre soumise a des sollicitations externes il y a apparition d'un torseur des

efforts internes qui a pour élément de réduction

M_f : moment fléchissant;

M_T : moment de torsion,

T : effort tranchant.

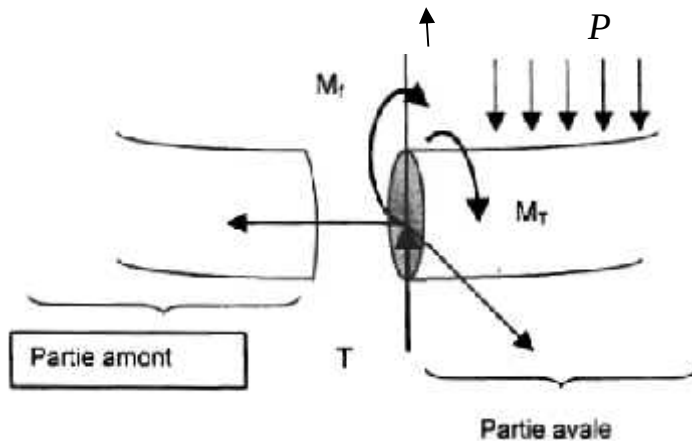


Figure IV .8.Les efforts internes appliques a la structure

Avec :

$$\text{du coté aval } R = \begin{cases} P + \frac{d(x)}{d} = 0 & a \\ M_f = - \int T(x) \cdot d & b \end{cases}$$

a partir de (a) on a : $T(x) = \int P \cdot d$

On calcule la distribution de l'effort tranchant par l'intégration numérique de la distribution de la portance.

De la même façon, en intégrant la répartition de l'effort tranchant, on obtient la répartition du moment fléchissant.

L'intégrale numérique de la répartition de l'effort tranchant est donnée par pour la répartition de l'effort tranchant T_i

$$y_i = (\eta_i - \eta_{i+1}) (C_{Li} + C_{L\ i-1}) / 2$$

$$T_i = \sum y_i$$

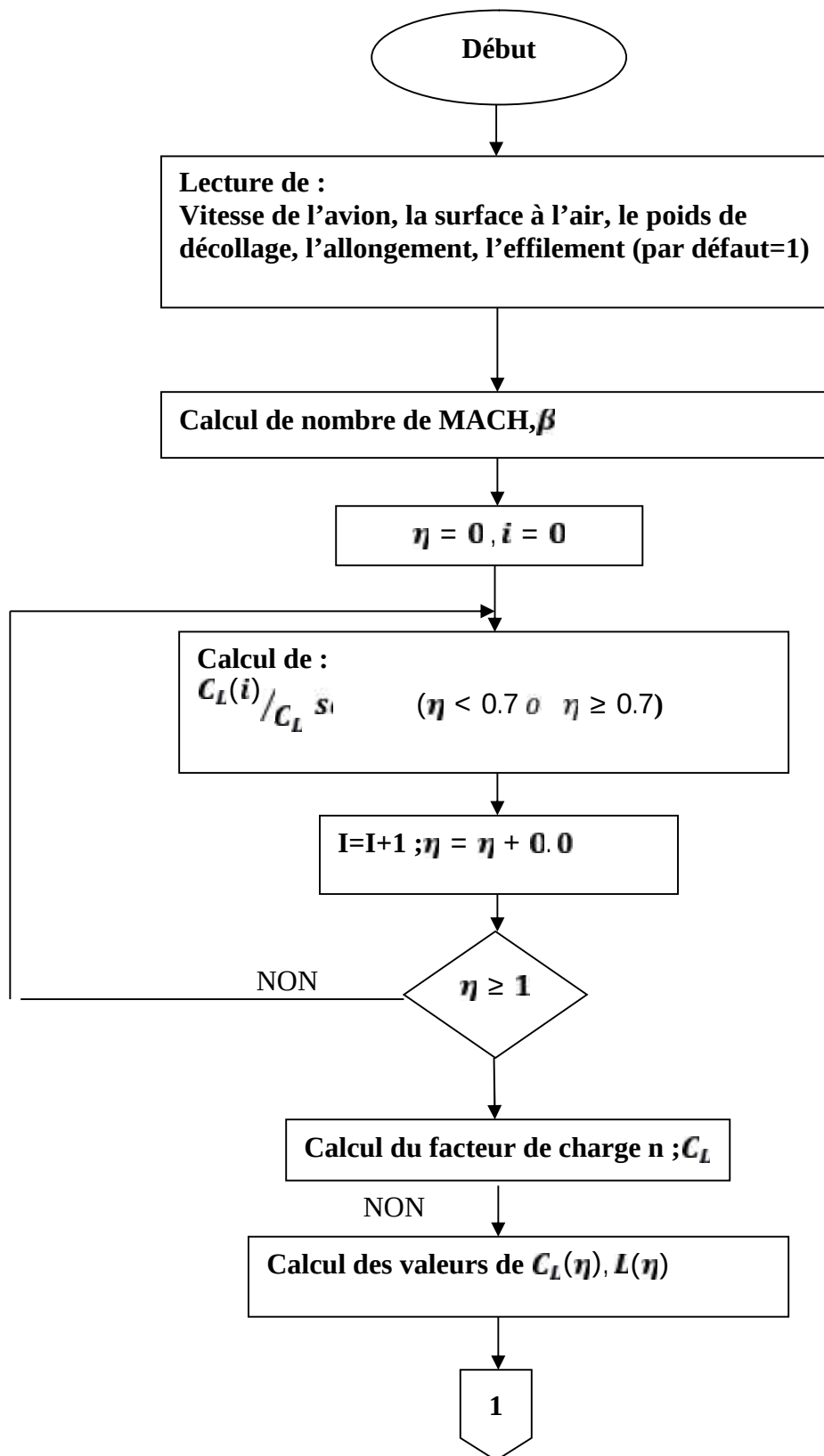
pour la répartition du moment fléchissant :

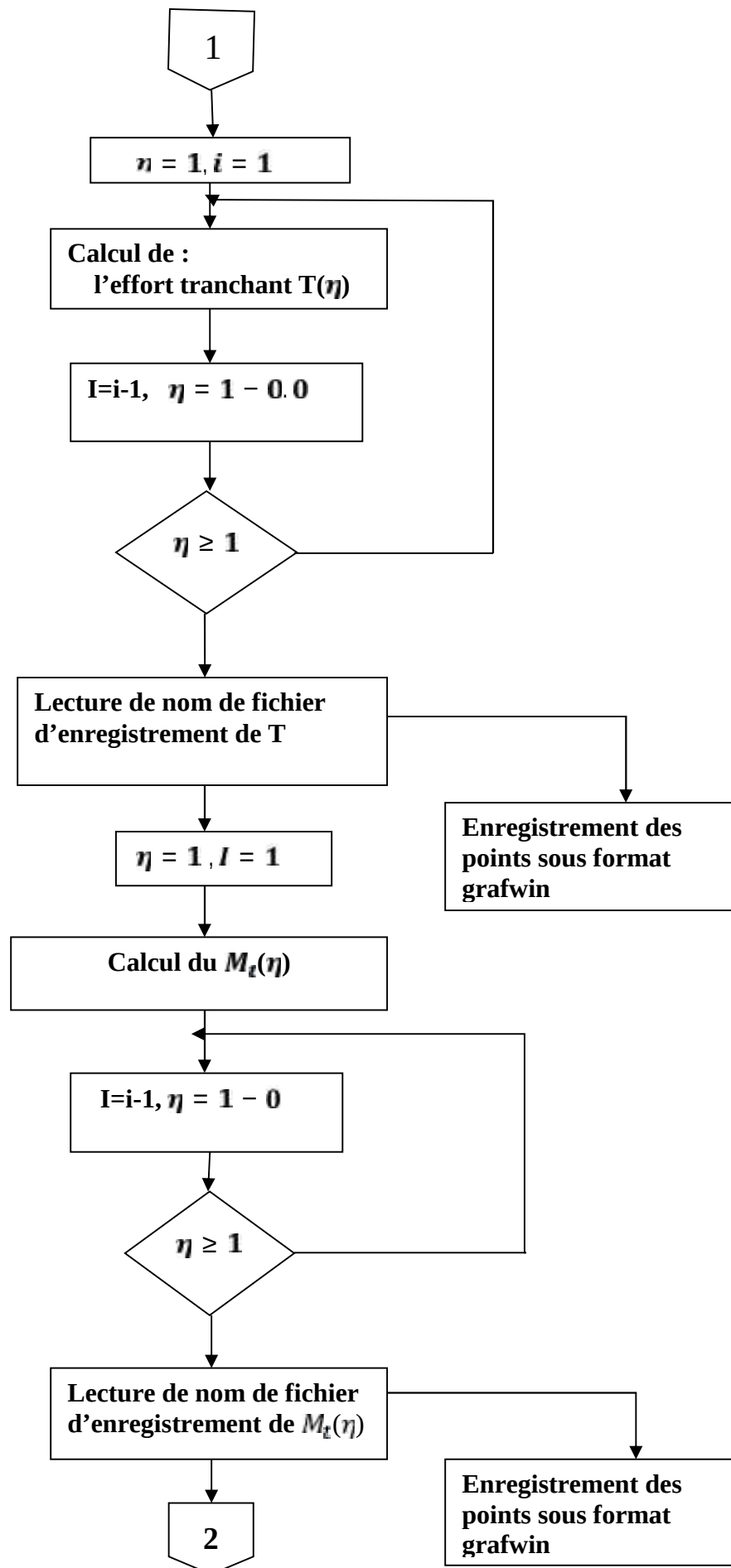
$$z_i = (\eta_i - \eta_{i+1}) (T_i + T_{i+1}) / 2, \quad M_{fi} = \sum z_i$$

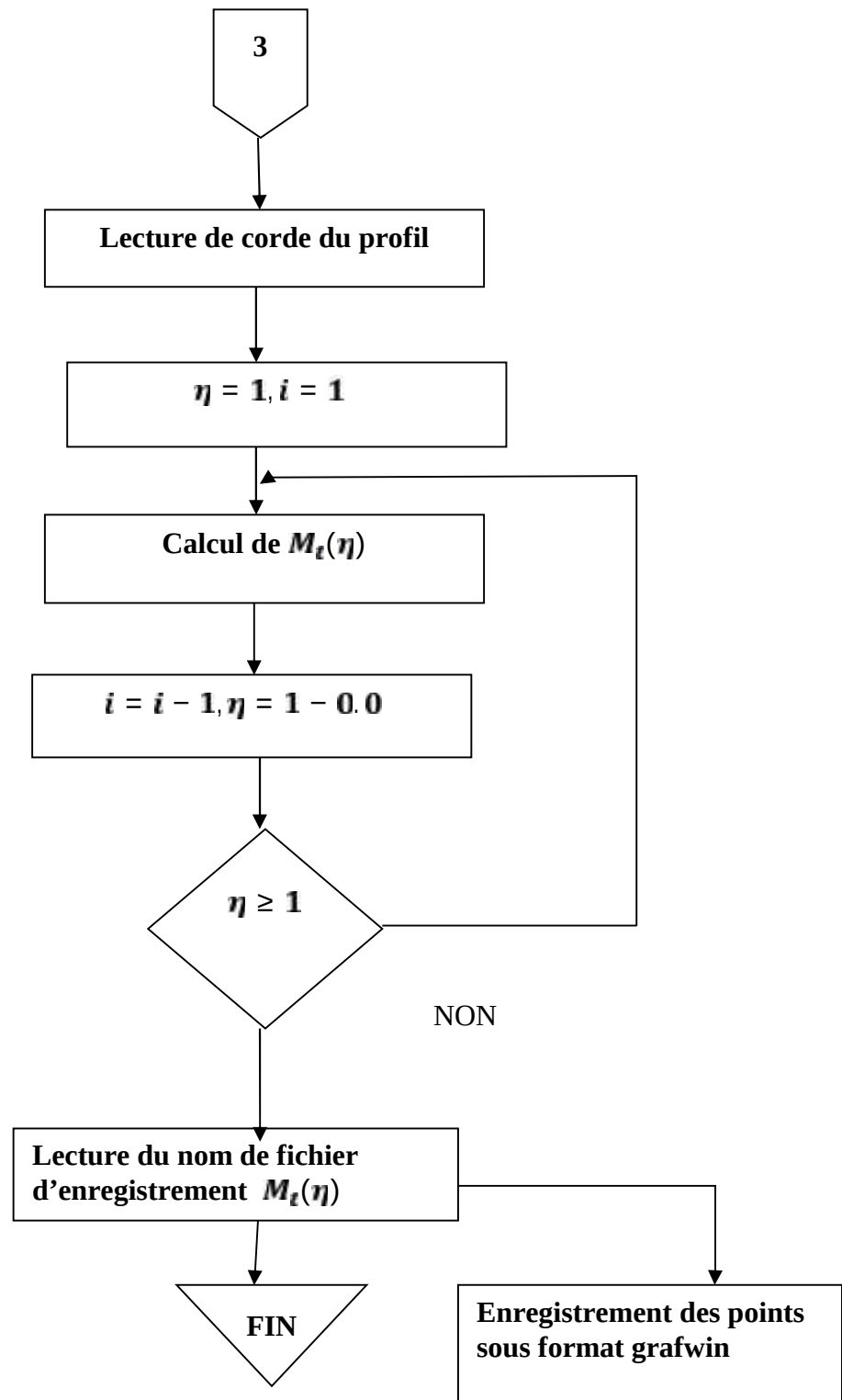
Pour le calcul du moment de torsion il sera effectué par la multiplication des valeurs de l'effort tranchant par le bras de levier $L=0.20 C$, le centre de cisaillement se situe à 20% de la corde du bord d'attaque pour le type N.A.C.A 23018, pour la distribution du moment de torsion on suit la procédure de calcul suivante :

$$M_{Ti} = (T_i + T_{i+1}) \cdot L / 2$$

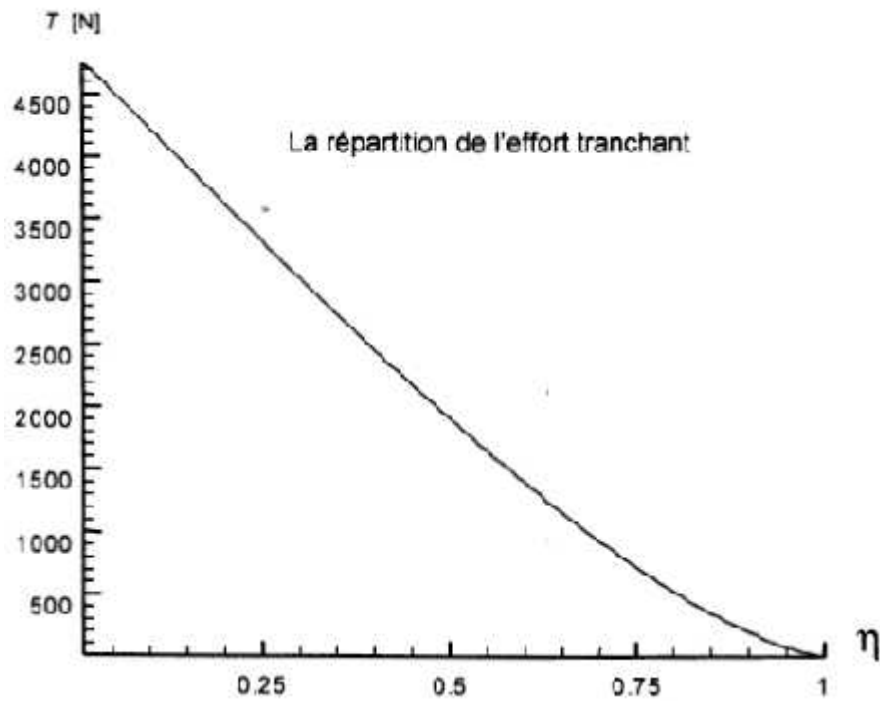
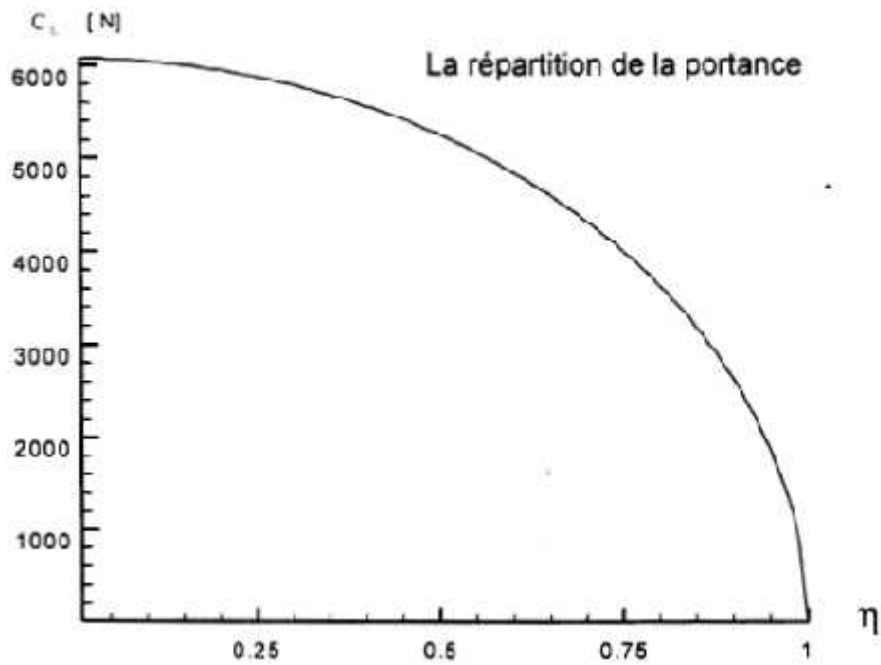
2-5.2) L'ORGANIGRAMME DE CALCUL DES CHARGES ; Nous avons établi un programme en FORTRAN qui permet de calculer les charges suivant les conditions de vol est le tracer des courbes des efforts tranchants est le moment fléchissant et de torsion

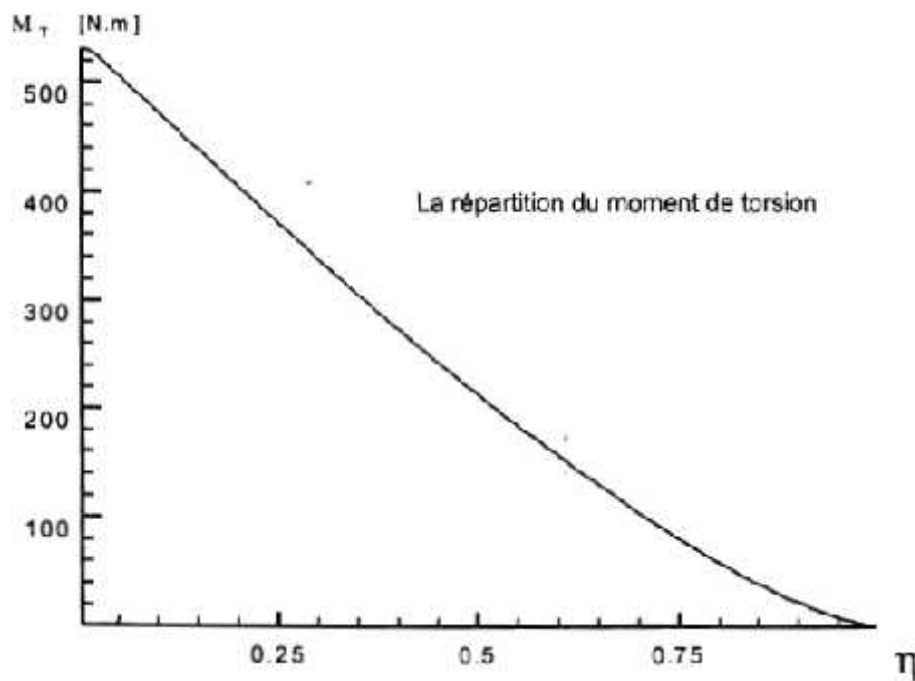
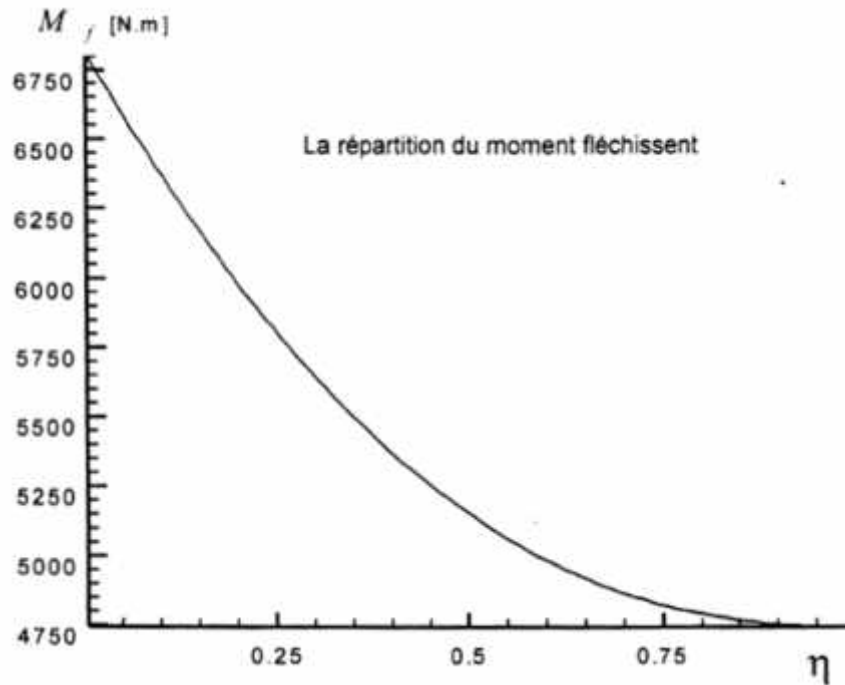






2-5.3) les courbes des repartition des efforts :





2-6) DIMENSIONNEMENT DU LONGERON :

Le longeron est sollicite par des efforts internes :

Le moment de flexion : $M_{f \max} = 6812 \text{ N.m}$

Le moment de torsion : $M_{xy} = 530 \text{ N.m}$

Pour une structure de longeron à âme mince, on dimensionne le longeron en admettant que le mouvement de flexion est supporté par les semelles sous la forme d'efforts normaux $+N$ et $-N$ respectivement : (figure IV.9)

$N = M_f / H$ au H représente : la hauteur de longeron

Soit : $N = 8,515.10^4 \text{ N}$

Soit par unité de largeur

$N_x = 2129 \text{ N/mm}$

Aussi : Le moment de torsion est repris par l'âme sous la forme de flux d'efforts tranchants sous la forme (figure IV.9)

$$T_{xy} = -M_{xy} / h \quad [a]$$

au h représente : l'épaisseur du stratifié

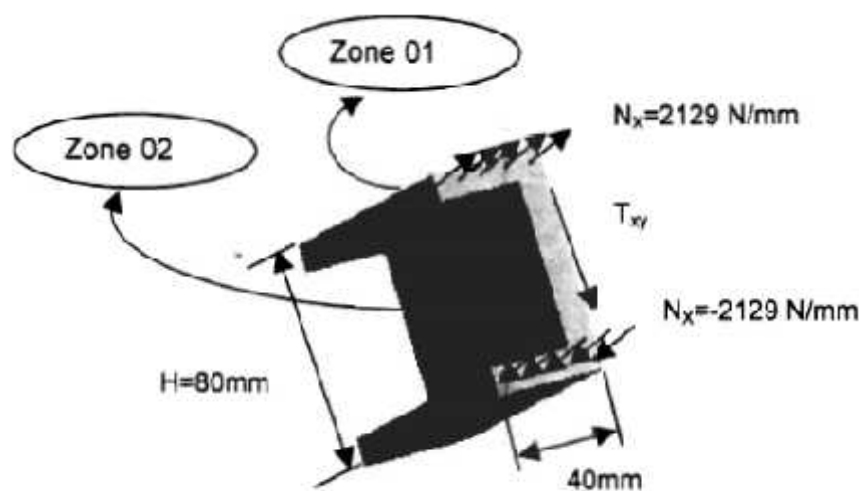


Figure IV .9

Le longeron est un stratifié de tissu de verre E / époxyde avec un taux de volume de fibre de 50% et de grammage m_{of} égal à $600g / m^2$

Remarque :

Chaque couche de tissu est remplacée par 2 séries de plis unidirectionnels identiques, croisés à 90° , et d'épaisseur égale à la moitié de l'épaisseur totale e de la couche de tissu.

2-6.1) CALCUL L'ÉPAISSEUR DU PLI :

D'après les données vues précédemment:

$$V_f = 50\% \quad V_m = 50\%$$

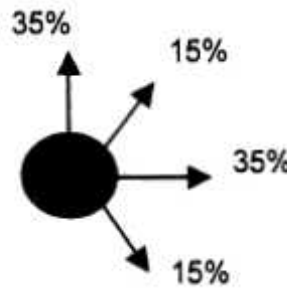
$$p_f = 2600 kg/m^3 \quad p_m = 2600 kg/m^3$$

$$M_f = \frac{V_f P_f}{V_f P_f + V_m P_m} = 0.68$$

Au obtient:

$$h = my \left[\frac{1}{P_f} + \frac{1}{P_m} \left(\frac{1 - M_f}{M_f} \right) \right] = 0.46 mm$$

a) Zone 1 : composition de stratifié



1.1) Calcul des modules élastiques : Les relations [3.17] [3.18] [3.19] [3.9] nous donnent

$$\overline{E}_{11}^{0^\circ} = \overline{E}_l \quad \overline{E}_{12}^{0^\circ} = \nu_{tl} \overline{E}_l \quad \overline{E}_{33}^{0^\circ} = G_{lt}$$

$$\overline{E}_{11}^{90^\circ} = \overline{E}_t \quad \overline{E}_{12}^{90^\circ} = \nu_{tl} \overline{E}_l \quad \overline{E}_{33}^{90^\circ} = G_{lt}$$

$$\overline{E}_{11}^{45^\circ} = \frac{\overline{E}_l + \overline{E}_t}{4} + \frac{1}{2}(\nu_{tl} + 2G_{lt}) \quad \overline{E}_{12}^{45^\circ} = \frac{\overline{E}_l + \overline{E}_t}{4} G_{lt} + \frac{1}{2} \nu_{tl} \overline{E}_l$$

$$\overline{E}_{33}^{45^\circ} = \frac{\overline{E}_l + \overline{E}_t}{4} - \frac{1}{2} \nu_{tl} \overline{E}_l$$

$$\overline{E}_{11}^{-45^\circ} = \frac{\overline{E}_l + \overline{E}_t}{4} + \frac{1}{2}(\nu_{tl} \overline{E}_l + 2G_{lt}) \quad \overline{E}_{12}^{-45^\circ} = \frac{\overline{E}_l + \overline{E}_t}{4} - G_{lt} + \frac{1}{2} \nu_{tl} \overline{E}_l$$

$$\overline{E}_{33}^{-45^\circ} = \frac{\overline{E}_l + \overline{E}_t}{4} - \frac{1}{2} \nu_{tl} \overline{E}_l$$

Le tissu est équilibré la relation [3,9] donne :

$$\bar{E}_l = \bar{E}_t = \frac{E_x}{(1 - \nu_x \nu_y)}$$

Avec : paragraphe (3 ,2)

$$E_x = E_y = 20000 \text{ (Mpa).} \quad ; \quad \nu_{xy} = \nu_{yx} = 0,13 ; \quad G_{lt} = G_{xy} = 2850 \text{ (Mpa).}$$

On aura, alors :

$$\bar{E}_{11}^{0^\circ} = 20344 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{12}^{0^\circ} = 2645 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{33}^{0^\circ} = 2850 \text{ (Mpa).}$$

$$\bar{E}_{11}^{90^\circ} = 20344 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{12}^{90^\circ} = 2645 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{33}^{90^\circ} = 2850 \text{ (Mpa).}$$

$$\bar{E}_{11}^{45^\circ} = 14345 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{12}^{45^\circ} = 8645 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{33}^{45^\circ} = 8650 \text{ (Mpa).}$$

$$\bar{E}_{11}^{-45^\circ} = 14345 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{12}^{-45^\circ} = 8645 \text{ (Mpa).} \quad \bar{E}_{33}^{-45^\circ} = 8650 \text{ (Mpa).}$$

On en déduit que :

$$\frac{1}{h} A_1 = \bar{E}_{11}^{0^\circ} \times 0,35 + \bar{E}_{11}^{90^\circ} \times 0,35 + \bar{E}_{11}^{45^\circ} \times 0,15 + \bar{E}_{11}^{-45^\circ} \times 0,15 = \frac{1}{h} A_2$$

$$\frac{1}{h} A_1 = \bar{E}_{12}^{0^\circ} \times 0,35 + \bar{E}_{12}^{90^\circ} \times 0,35 + \bar{E}_{12}^{45^\circ} \times 0,15 + \bar{E}_{12}^{-45^\circ} \times 0,15$$

$$\frac{1}{h} A_3 = \bar{E}_{33}^{0^\circ} \times 0,35 + \bar{E}_{33}^{90^\circ} \times 0,35 + \bar{E}_{33}^{45^\circ} \times 0,15 + \bar{E}_{33}^{-45^\circ} \times 0,15$$

Soit :

$$\frac{1}{h} A_1 = \frac{1}{h} A_2 = 18544 \text{ (M)}, \quad \frac{1}{h} A_1 = 4445 \text{ (M)}, \quad \frac{1}{h} A_3 = 4650 \text{ (M)}$$

On déduit alors de la relation [3,17] la loi de comportement de stratifié :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{OX} \\ \sigma_{OY} \\ \tau_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} 18544 & 1445 & 0 \\ 1445 & 18545 & 0 \\ 0 & 0 & 4650 \end{pmatrix} \times \begin{Bmatrix} \xi_{OX} \\ \xi_{OY} \\ \gamma_{OXY} \end{Bmatrix}$$

après calcul de $h [A]^{-1}$ on aura :

$$\begin{Bmatrix} \xi_{OX} \\ \xi_{OY} \\ \gamma_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} 0,0572 & -0,0137 & 0 \\ -0,0137 & 0,0572 & 0 \\ 0 & 0 & 0,2151 \end{pmatrix} \times \begin{Bmatrix} \sigma_{OX} \\ \sigma_{OY} \\ \tau_{OXY} \end{Bmatrix}$$

1-2 : calcul l'épaisseur de la semelle :

Le calcul nous a donné un flux de traction N_x égal 2129 N/mm. Pour raison de sécurité nous prendront un flux égal à 3491 N/mm (soit un coefficient de sécurité égal 1,5).

Soit h l'épaisseur de la semelle. On multiplie la relation [b] par h on trouve :

$$\begin{Bmatrix} h\xi_{OX} \\ h\xi_{OY} \\ h\gamma_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} 0,0572 & -0,0137 & 0 \\ -0,0137 & 0,0572 & 0 \\ 0 & 0 & 0,2151 \end{pmatrix} \times 10^{-3} \begin{Bmatrix} h\sigma_{OX} \\ h\sigma_{OY} \\ h\sigma_{OXY} \end{Bmatrix}$$

on peut alors écrire :

$$\begin{Bmatrix} h\xi_{OX} \\ h\xi_{OY} \\ h\gamma_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} 0,0572 & -0,0137 & 0 \\ -0,0137 & 0,0572 & 0 \\ 0 & 0 & 0,2151 \end{pmatrix} \times 10^{-3} \begin{Bmatrix} 3194 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Soit :

$$\begin{Bmatrix} h\xi_{OX} \\ h\xi_{OY} \\ h\gamma_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0,1827 \\ -0,0438 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Les valeurs $h\xi_{OX}$, $h\xi_{OY}$, $h\gamma_{OXY}$. Elles permettent de calculer $h\sigma_{OX}$, $h\sigma_{OY}$, $h\sigma_{OXY}$ dans chaque pali au moyen de la relation [3,9].

On multiplie ensuite la relation [3,9] par l'épaisseur h et on obtient la forme générale suivante :

$$\begin{Bmatrix} h\sigma_{OX} \\ h\sigma_{OY} \\ h\tau_{XY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} E_{11} & E_{12} & -E_{13} \\ E_{21} & E_{22} & E_{23} \\ E_{31} & E_{32} & E_{33} \end{pmatrix} \times \begin{Bmatrix} h\xi_x \\ h\xi_y \\ h\gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

pali n°k pali n° K stratifié

calculons maintenant pour chaque pli le produit $[h\sigma_x, h\sigma_y, h\tau_{xy}]$.

	Pli 0°/90°	Pli 45°/-45°
$h\sigma_x$ (Mpa x mm)	3602	2242,7
$h\sigma_y$ (Mpa x mm)	-408	951,4
$h\tau_{xy}$	0	0

Dans le repère d'orthotrope du pli, en utilisant la relation [3,5] on obtient :

	Pli 0°/90°	Pli 45°/-45°
$h\sigma_1$ (Mpa x mm)	3602	2242,7
$h\sigma_2$ (Mpa x mm)	-408	951,4
$h\tau_{11}$	0	0

L'expression de Hill- Tsai (relation [3,20] et les contraintes de rupture nous donnent :

	Pli 0°/90°	Pli 45°/-45°
h (mm)	9,55	12,40

- L'épaisseur théorique à retenir ici est donc la plus grande des deux épaisseurs trouvées soit :

$$H = 12,40 \text{ mm (rupture des plis } +45^\circ/-45^\circ).$$

L'épaisseur d'un pli de tissu étant de 0,92mm on obtient alors : $\frac{12,4}{0,92} = 14$ couche

b) Zone 2 : composition du stratifié :

a partir de la relation [a] on obtient :

$$T = 42823\text{N}$$

Par unité de largeur de l'âme (hauteur de l'âme $L = 60\text{mm}$)

$$T_{xy} = -713,70 \text{ N/mm}$$

La l'âme est constitué de la même composition que la semelle

La l'âme est soumise à un flux de cisaillement T_{XY} égal à -714N/mm, avec un coefficient de sécurité de 1,5, on prendra pour la suite T_{XY} égal à -1071N/mm et avec 14 couches de tissu de 0,92mm d'épaisseur on obtient :

$$T_{XY} = -84\text{Mpa}$$

2-7) vérification de la rupture :

La loi de comportement du stratifié

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{OX} \\ \sigma_{OY} \\ \tau_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} 18544 & 1445 & 0 \\ 1445 & 18545 & 0 \\ 0 & 0 & 4650 \end{pmatrix} \times \begin{Bmatrix} \xi_{OX} \\ \xi_{OY} \\ \gamma_{OXY} \end{Bmatrix}$$

après calcul de $h[A]^{-1}$ on obtient :

$$\begin{Bmatrix} \xi_{OX} \\ \xi_{OY} \\ \gamma_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} 0,0572 & -0,0137 & 0 \\ -0,0137 & 0,0572 & 0 \\ 0 & 0 & 0,2151 \end{pmatrix} \times \begin{Bmatrix} \sigma_{OX} \\ \sigma_{OY} \\ \tau_{OXY} \end{Bmatrix}$$

n peut alors écrire :

$$\begin{Bmatrix} \xi_{OX} \\ \xi_{OY} \\ \gamma_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} 0,0572 & -0,0137 & 0 \\ -0,0137 & 0,0572 & 0 \\ 0 & 0 & 0,2151 \end{pmatrix} \times 10^{-3} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 84 \end{Bmatrix}$$

Soit :

$$\begin{Bmatrix} \xi_{OX} \\ \xi_{OY} \\ \gamma_{OXY} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0,0181 \end{Bmatrix}$$

Ces valeurs représentent les déformations des stratifié. Elles permettent de calculer σ_x , σ_y , τ_{xy} dans chaque pli au moyen de relation [3,9] :

Calculons maintenant pour chaque pli les contraintes $[\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}]$ (relation [3,9]).

	Pli 0°/90°	Pli 45°/-45°
σ_x (Mpa x mm)	0	0
σ_y (Mpa x mm)	0	0
τ_{xy}	-51,585	-164,3055

Dans le repère d'orthotrope du pli, en utilisant la relation [3,5] on obtient :

	Pli 0°/90°	Pli 45°/-45°
σ_1 (Mpa x mm)	0	164,3055
σ_2 (Mpa x mm)	0	-164,3055
τ_{11}	-51,585	0

L'expression de Hill- Tsai (relation [3,20] et les contraintes de rupture nous donnent :

	Pli 0°/90°	Pli 45°/-45°
α	0,94	0,71

En conclusion, nous voyons que le nombre de Hill- Tsai est inférieur à 1, nous pouvons alors dire que notre stratifié tiendra et ne présentera pas de rupture.

CONCLUSION GENERALE

CONCLUSION GENERALE :

Actuellement l'aéronautique utilise de plus en plus de matériaux composites en déployant une stratégie de reconversion des anciennes structures métalliques en matériaux nouveaux tels que sandwich, carbone, céramiques, pour tendre vers le « tout composite. » pour les avantages suivant:

- Gain de masse
- Mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques)
- Grande résistance à la fatigue
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone)
- Insensibles aux produits chimiques "mécaniques " comme les graisses, huiles, liquides hydrauliques, peintures, solvants, pétrole

L'idée principale de ce projet est de dimensionnement la poutre principale de l'aile d'un drone UAV fabriquée en matériaux composites avec la C.A.O.

L'étude de la conception structurale de l'U.A.V nous a permis de découvrir le domaine particulier des U.A.V et d'acquérir des notions fondamentales sur la conception aéronautique. Cependant nous avons constaté que la conception de ces engins demande la connaissance de méthodes particulières difficilement disponibles dans la littérature.

En partant d'une configuration fixée par le cahier des charges nous avons opté pour un design préliminaire en respectant un arrangement structural correct de la cellule. Ce design préliminaire constitue un point de départ pour le dimensionnement de la structure. Le dimensionnement commence par la détermination des charges avec des coefficients de sécurité conforme aux normes. Ce dimensionnement va permettre de sélectionner une conception finale de la structure, en tenant compte des moyens de mise en œuvre.

Perspectives :

La conception que nous avons effectuée doit être complétée par :

- Un dimensionnement les autres structure de l'UAV (fuselage, les empennages) .
- Les systèmes d'atterrissage,
- Les systèmes de commande et de guidage.

L'étape suivante consistera à réaliser une maquette d'essais en soufflerie puis la réalisation d'un prototype.

Nous souhaitons vivement que ce travail soit approfondi dans le futur et ceci dans l'espoir de voir un UAV de conception algérienne voir le jour.

" Il reste beaucoup à faire, mais rien n'est impossible devant le savoir "

:

قبل الإتيان بقطعة أو هيكل , أولا يجب أن نحاول تعريف هذا الهيكل بشكل أولي بحيث نحدد العناصر الأساسية لهذا الأخير (دعائم الهيكل) الدراسة النموذجية لهيكل طيراني نبدأ بتحديد الشحنات التي سيخضع لها هذا الهيكل أثناء الطيران كما أن عاملي الوزن والمقاومة في مجال الطيران يتطلب إستعمال المعادن المركبة, هذه الخصائص (الوزن, المقاومة) تحت تأثير الشحنات التي سيخضع لها هذا الهيكل لحساب القوى الداخلية , سيسمح لنا بتعريف المواد المركبة وشكل الهيكل .

RESUME :

Avants de concevoir une pièce où une structure ont doit tout d'abords essayés de définir cette structure par un design préliminaire dont on spécifie les éléments de base de cette structure «les supports de la structure »

L'étude conceptuelle d'une structure aéronautique commence par la détermination des charges sous le quelle sera soumise cette structure en vol, les exigences de la légèreté dans le domaine de l'aviation nous a mené ver une conception en matériaux composite, vu ces qualités de légèreté et de résistance Sous le chargement aux quelles est soumise la structure le calcul des efforts interne va nous permettre de définir la composition du matériau composite est la géométrie de la structure.

Mots Clés : matériaux composites - structure en matériaux composite - charges appliquer à une structure d'un avion - éléments constitutifs d'un avion-conception assistée par ordinateur C A O.

ABSTRACT:

Fronts to conceive a piecewhere a structure have owes everything of neighborhoods tried to define this structure by a preliminary design the basic elements of this structure of which we specify " the supports of the structure " The abstract study of an aeronautical structure begins with the determination of loads(responsibilities) under which will be subjected this structure in flight(theft),

The requirements of the lightness(thoughtlessness) in the field of the aviation led us worm a composite conception in materials, saw these qualities of lightness(thoughtlessness) and resistance Under the load to the which is subjected the structure the calculation of the efforts internal is going to allow us to define the composition of the composite material is the geometry of the structure.
