



RESUME



Notre travail comprend la partie motorisation d'un avion légère expérimental (CHIRAD) à échelle réelle construite par des collègues en structure (2005/2006).

Pour cela un moteur à combustion interne type VW d'une puissance 40ch à été adapté de manière à recevoir une hélice à pas fixe et de fixé sur le fuselage

Our work includes the motorization part of an experimental plane light (CHIRAD) has real scale to build by colleges of structure (2005/2006).

For cela an internal combustion engine standard VW of a power 40ch to adapted so as to receive a propeller with fixed step and of fixed on the fuselage

إن عملنا يتضمن الناحية الميكانيكية لطائرة خفيفة (شيراد) صممت من طرف بعض الز
تخصص هياكل (2007/2006) . لذلك قمنا باختيار محرك سيارة من نوع VW
قدرته تصل إلى 40 حصان بخاري وأدخلنا عليه بعض التعديلات ليتسنى لنا تركيب مروحة, وم
تثبيته في هيكل الطائرة.

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Grace au bon DIEU. Que notre modeste travail vient d'achever dans le bon délai, donc je veux exprimer mes respects et remerciements envers mon promoteur Mr BENTRAD hocine qui m'a suivi par son expérience, aide et ses meilleurs conseils.

Je tien à remercier Mr BERGUEL Saïd qui ma donner tout l'aide pendant la réalisation de ce projet.

Et sans oublier le chef d'atelier structure Mr RABAH.

L'équipe de l'atelier propulsion et structure.

Nous exprimons toute notre reconnaissance au doyen de la faculté de science de l'ingénieur, notre département d'aéronautique et ainsi à l'ensemble des enseignants ayant contribué à notre formation.

Enfin, j'exprime mes propres remerciements envers tous l'équipe de POVAL (unité pompe) site a berrouaghia qui ont collabore a réalise ce projet :

- ❖ Mr Bouzid rabah chef d'atelier
- ❖ Mr Benchoucha kheriddine (ingénieur bureau méthode).
- ❖ Mr Lakhddar. (Chef d'équipe atelier d'outillage)
- ❖ Mr Fergani et Hamlaoui (ouvriers sur machines)
- ❖ Mr Mokri Mohammed (chef d'atelier de soudure ainsi son équipe).

Et à tout qui ont collaboré de près ou de loin à ce projet.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail a :

- ❖ Mes très chers parents qu'ils m'ont donné pour que j'arrive a ce niveau.
- ❖ Mes grandes mères, et la panser de mes grand pères
- ❖ Mon frère Seif el Islam.
- ❖ Mes sœurs Malika et Aya.
- ❖ Mes chers oncles et frères :
 - Abdrezak, sa femme et son petit ange Fouzia.
 - Tayeb et sa femme.
- ❖ Khadidja.
- ❖ Toute ma grande famille
- ❖ Mes collègues de ce projet : Hamoud, Abdallah, Louenese et surtout Adel, et ses familles
- ❖ Touts mes amies à berrouagia : Nounou, Mourad, Bakhetaoui, Youssef, ... et ses familles.
- ❖ Mes chères amies de la chambre (206) : Adel, Mohamed, Sidali et kherbisou.
- ❖ Touts mes amies de département d'aéronautique.
- ❖ Mes professeurs depuis primaire.
- ❖ A mon payer ALGERIE



SOMMAIRE



Chapitre : Historique

I. 1. L'Histoire De La Motorisation :	1
I. 1.1. Les Premières Moteurs D'aviation:	1
I. 1.2. L'Hélice Propulsive à Travers Les Ages :	7

Chapitre II : généralité sur CHIRAD

II. 1 .Historique	11
II. 2. Destination	13
II. 2.1. CHIRAD 1-B :	13
II. 2.2. CHIRAD 1-C:	14
II. 3. En Vue Structurale :	14
II. 3.1. Le Fuselage	14
II. 3.2. Les Ailes :	15
II. 3.3. Les Empennages :	15
II. 3.4. Données Techniques :	17
II. 3.5 .Les Vues De L'avion :	18
II. 4. La Conception :	19
II. 5. La Réalisation :	20

Chapitre I : Etude Aérodynamique

III. 1. Etude Aerodynamique:	21
III. 1. 1. La Qualité Aérodynamique D'un Avion :	21
III. 1.1.1. Le QCA ou rendement aérodynamique :	21
a) Calcul de la surface mouillée totale SMT :.....	22
b) Calcul de la puissance injectée sur l'hélice :.....	23



SOMMAIRE



c) Calcul du C_x :	24
d) Calcul des paramètres fondamentaux :	25
e) Calcul du Reynold équivalent Re_e :	27
f) Calcul du C_f plaque plane turbulent :	27
g) Calcul du rendement aérodynamique :	28
III. 1.1.2 Autres Eléments De Calcul :	28
III.2. Quelques Théories De l'Hélice :	30
III. 2.1 La Loi De Newton:	30
III. 2.2. Le Phénomène Propulsif :	31
III. 2.3. Le Rendement Propulsif :	33
III. 2.4. L'Hélice Et Son Flux D'air :	36
III. 2.5 Les Paramètres Hélice :	38
III. 2.6. Rendement Hélice R_h :	39
III. 2.7. Le Diamètre Maximum En Fonction Du Régime :	40
III. 2.8. La Combinaison Moteur-Hélice :	40
III. 2.9. Le Régime D'équilibre :	41

Chapitre IV :

Notions sur RDM

IV. 1. LES TREILLIS PLANS :	42
IV. 1.2. Définition :	42
IV. 1.2. Le Calcul Des Treillis :	43
IV. 1.3. Conception Des Treillis Plans :	44
IV. 1.4. Critère D'Isostaticité :	47
IV. 1.5. Equilibre Successifs Des Nœuds :	50
IV. 1.5.1. Situations Particulières :	52
IV. 1.5.2. Equilibre Simultané De Tous Les Nœuds :	52
IV. 1.5.3. Equilibre D'un Morceau De Treille (Méthode Des Coupes) :	53
IV. 1.6. TREILLIS COMPLEXES	56



Chapitre V :

Etude technologique

V.1. Le Moteur:	58
V. 1.1 Refroidissement Moteur:	58
a) Généralités :.....	58
b) Calcul des Surfaces entrée (S1) et Sortie (S2) d'air de refroidissement :.....	59
c) Points importants à surveiller :.....	60
V. 1.2 Les Déflecteurs:	60
V. 1.3 Système De Carburant :	62
V. 1.4 Système D'allumage :	62
V. 1.5 Système De Graissage :	62
V. 1.6 Les Bâtis Moteur:	63
V. 1.6 Les Silentblocs:	65
V. 1.7 L'échappement :	65
V. 2. L'hélice :	66
V. 2.1 Définitions:	66
V. 2.2 La matière utilisée :	67
V. 2.3 Fixation Hélice :	68
V. 2.4 .Les Types Des Helices :	68
V. 2.5.Le Cone:	69

Chapitre VI :

conception des pièces mécanique

VI. 1. Introduction :	70
VI. 1.1. Le Travail a Réalisé :	70
VI. 1.2. Le Choix Du Moteur :	71
VI. 1.3. Le Lieu De Travail et Le Matériel Utilisé :	71
VI. 2. La Réalisation :	72
VI. 2.1. Modification Du Vilebrequin Pour Recevoir La Porte Hélice :	72



SOMMAIRE



VI. 2.1.1. Le but :	72
VI. 2.1.2. Début de travail :	72
VI. 2.1.3. La réalisation de travail :	73
1^{ère} étape (Les dimensions à prendre) :	73
2^{ème} étape (l'étude) :	74
3^{ème} étape (la réalisation) :	78
VI. 2.2. Fixation du moteur à la cloison pare feu :	82
VI. 2.2.1. Partie moteur :	82
VI. 2.2.1. (a). Le choix des points de fixations moteur :	82
VI. 2.2.1. (b).La conception :	82
VI. 2.2.2. Partie fuselage:	85
VI. 2.2.2. (a). Les points de fixation :	85
VI. 2.2.2. (b). La réalisation :	86
VI. 2.2.3. La conception des supports :	87
VI. 2.2.3. (a). Les démentions :	87
V. 2.2.3. (b). L'usinage :	88
VI. 2.3. Préparation hélice :	89
VI. 2.3.1. Les solutions à suivre :	90



Les avions légers sont définis comme étant des aéronefs ayant une masse au décollage inférieure à 2.7 tonnes propulsés par un moteur à pistons entraînant une hélice.

Ils sont peu près 350 000* appareils dans cette catégorie dans le monde, valeur constante depuis une trentaine d'années. On peut également remarquer qu'ils se répartissent environ à 80% en Amérique du Nord, 10% en Europe et 10% pour le reste de la planète*. Les sous catégories qui nous intéressent ici sont les mono et biplaces entrants dans la gamme des ultras légers motorisés (ULM) et des avions très légers (VLA, Very Light Aircraft). Ces catégories se définissent par la masse maxi au décollage, ainsi que leur vitesse minimale. Leur production se fait sous deux formes, industrielle et artisanale pour l'amateur. Cette dernière forme peut d'ailleurs se scinder en deux : la réalisation totale à partir de la matière ou le montage d'un kit préfabriqué par des industriels.

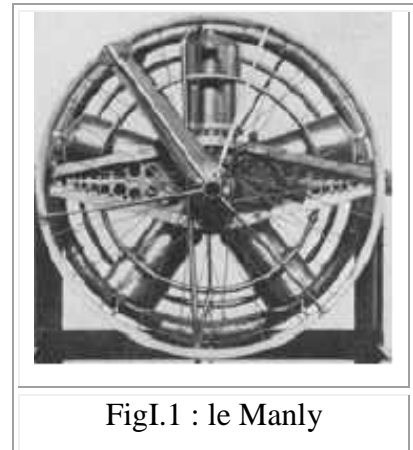
Cette étude concerne un élément rarement pris en compte à part entière dans le processus de conception est Le group motto propulseur, se compose du moteur et de l'hélice.

*[II]

I. 1. L'Histoire De La Motorisation : [I]

I. 1.1. Les Premières Moteurs D'aviation:

Les plus anciens moteurs légers à explosion destinés spécialement à l'aviation furent en 1903 le Manly à cinq cylindres rayonnants de 52 CV et 155 kg pour l'aéroplane de Langley (Conservé à l'American Museum de Washington) et le Wright.



FigI.1 : le Manly

Ils ont été suivis de près par l'Antoinette 24 CV de Levasseur, qui fut construit industriellement et adapté à différents aéroplanes. Ce moteur avait 8 cylindres en V. Levasseur créa ensuite son célèbre Antoinette de 90 CV.

Les temps primitifs de l'aviation peuvent se diviser, pour les moteurs, en deux périodes : celle de l'Antoinette et celle du Gnome. Le premier de ces moteurs équipa tous les aéroplanes ayant donné des résultats importants entre 1906 et 1908. C'est le principe du moteur à cylindres multiples et à rotation rapide. A partir de 1909, la suite des succès passe au rotatif Gnome, oeuvre des frères Seguin. Bien que le principe des moteurs rotatifs, c'est-à-dire tournant entièrement autour d'un vilebrequin fixe, ait été connu et déjà appliqué, l'apparition du moteur Gnome fonctionnant en porte à faux, conception très audacieuse, et ses excellents résultats provoquèrent une véritable révolution dans l'aviation et même dans la mécanique en général.

Un fait remarquable, c'est l'intérêt porté, dès les premiers vols de Santos-Dumont avec le moteur Buchet sur son dirigeable n°5, à la recherche de moteurs légers pour l'aviation. Les solutions envisagées dès lors sont extrêmement variées et certaines n'ont été reprises que beaucoup plus tard.



Fig I.2: Buchet

Le vavasseur et les frères Seguin inspirèrent de nombreux imitateurs, mais le génie inventif s'exerça dans les sens les plus divers.

Les moteurs fixes se divisèrent par le mode de refroidissement, par l'eau ou par l'air.

La disposition des cylindres varie infiniment : du simple 4 cylindres en ligne verticale, du Wright (1907), on passe aux cylindres inversés de Grégoire (1909) et aux 6 cylindres en ligne Labor (1910), système adopté couramment en Allemagne. Anzani créa des moteurs à 3 cylindres passant à 6 dans le moteur éventail est en Y.

Les cylindres en éventail par Lemasson de 1910. Esnault-Pelterie invente, dès 1907, son R. E. P. à deux groupes de 3 et 2 cylindres en éventail. Ce fut le premier à refroidissement direct par l'air. Cependant, Darracq – moteur à deux cylindres opposés de 25 CV monté sur La Demoiselle de Santos-Dumont en 1908 –, Dutheil et Chalmers, Nieuport avec son 28 CV avec magnéto et bougies Nieuport qui battit des records de vitesse sur 10 et 15 km puis tous les records de 1 à 100 km le 11 mai 1910 à 120 km/h, Clément et, plus tard, Gnome réalisent des moteurs à cylindres opposés tendant vers la machine plate.

Tout au contraire, Gobron, en 1909, fait voler un moteur à cylindres en X. Des moteurs en étoile, placés horizontalement, sont établis par Farcot et Clerget en 1908. Anzani et Canton-Unné reprennent ce dispositif dans le plan vertical, avec refroidissement par l'air et par l'eau.

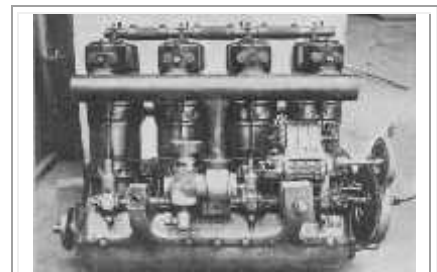


Fig I.3 : Moteur de Anzani et Canton-Unné

Les moteurs rotatifs, développés par Verdet (Rhône) et Clerget, connurent aussi de nombreuses tentatives de modification : le Ligez, à double rotation, est à citer. Clerget-Clément de 50 CV à 7 cylindres en étoile (1908).

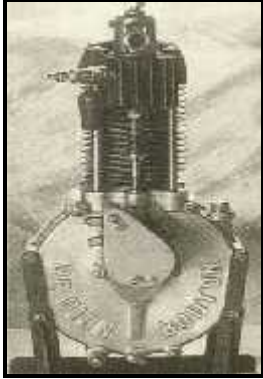



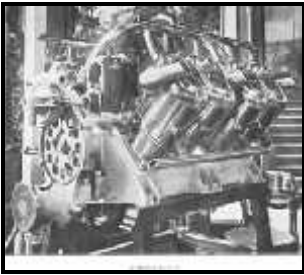

Les puissances sont restées normalement entre 50 et 70 CV pendant les six premières années de l'aviation, à part quelques exceptions comme le moteur Panhard de 100 CV monté sur le biplan de Boltoff en 1908.

La puissance de 200 CV, atteinte en 1913 et 1914 par le double Gnome ou par Clerget et Salmson, paraissait alors sans emploi.

En plus de tous les moteurs décrits dans les pages suivantes, on pourrait encore citer :

- ✓ Le moteur conçu par Whitehead en 1901, de 21 CV à 2 500 t/mn pour un poids de 24,5 kg et baptisé n°21 mais sans précision quant au carburant utilisé ; acétylène, acide carbonique, Whitehead ne l'a jamais dévoilé.
- ✓ Le moteur Benz pour l'aéroplane à flotteur de Wilhelm Kress, donnant à peine 30 CV au lieu de 40 et trop lourd (380 kg) pour permettre à l'aéroplane de pouvoir décoller.
- ✓ Le moteur Buchet de 6 CV pour 36 kg destiné au capitaine Ferber en mai 1902.
- ✓ Le moteur développé par Curtiss aux USA.
- ✓ Le moteur de 3 CV des frères Dufaux pour un hélicoptère miniature et pouvant enlever une charge de 6 kg.- Le moteur Peugeot de 12 CV équipant le planeur n°6 bis de Ferber en mai 1905.
- ✓ Le moteur de Jacob Ellhammer de 30 CV au Danemark en janvier 1908.
- ✓ Le moteur anglais Green de 55 CV pour un biplan Short en 1909.

Et sans doute bien d'autres encore.

<p>Fig I.4 :</p> <p>Le moteur de Dion Bouton</p>		
<p>Fig I.5 :</p> <p>Le moteur Antoinette 50cv a cylindre en V sur monoplan Antoinette (1908)</p>		
<p>Fig I.6 :</p> <p>Le moteur Antoinette 100cv a 12 cylindres en V sur LACHAM (en 1910)</p>		
<p>Fig I.7 :</p> <p>Moteur E.N.V. équipe Blériot XII</p>		

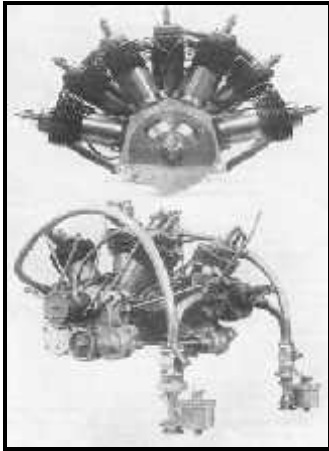

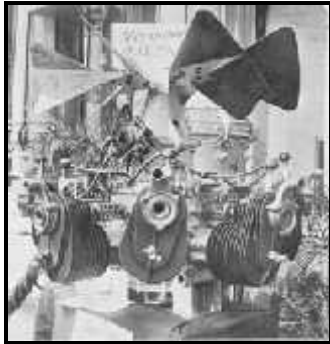



<p>Fig I.8 :</p> <p>Moteur Esnault Pelterie (R.E.P.) de 60cv Monte sur un monoplan (1908)</p>		
<p>Fig I.9 :</p> <p>L'Aéromoteur Farcot. (Moteur FIAT)</p>		
<p>Fig I.10 :</p> <p>Le moteur Gnome (Omega).</p>		
<p>Fig I.11:</p> <p>Moteur Gnome de 50 CV qui fut monté sur l'avion de Roland Garros lors de la traversée de la méditerranée.</p>		

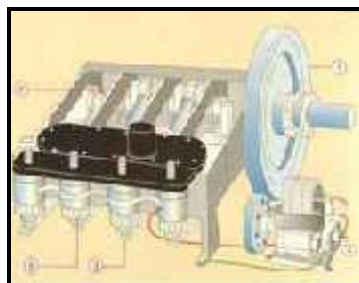
Fig I.12 :
Le moteur
Gobron-Brillié



Fig I.13 :
Le moteur
Renault frères



Fig I.14 :
Le moteur
Wright



I. 1.2 L'Hélice Propulsive à Travers Les Ages :


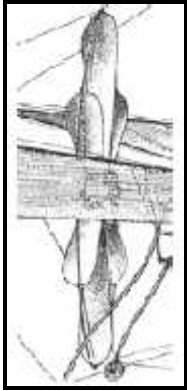

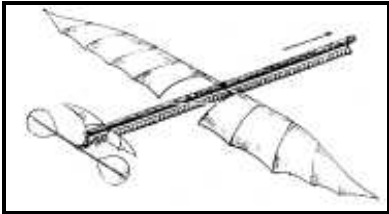
<p>Fig I.15 :</p> <p>Construits par Alban et Vallet en 1785</p>	
<p>Fig I.16 :</p> <p>Une hélice tractive à douze pales d'un diamètre de quatre mètres avec un pas de sept mètres construisent par Félix du Temple en 2 mai 1857</p>	
<p>Fig I.17 :</p> <p>Un hélicoptère à vapeur construit par Vicomte Ponton d'Amécourt en 1865</p>	
<p>Fig I.18 :</p> <p>Un « planophore » à ressort de caoutchouc avec hélice propulsive qui effectua un vol d'une soixantaine de mètres construit par Pénaud en 1871</p>	

Fig I.19 :

Santos-Dumont se fit construire par Lachambre un petit dirigeable de 180m très allongé. La nacelle, en osier la superposition de deux cylindres. La première ascension eut lieu le 20 septembre 1898 au jardin d'Acclimatation. Les évolutions se firent correctement. L'hélice se composait de deux palettes de bois vissées sur une barre d'acier plat elle-même vrillée pour donner le pas des pales.

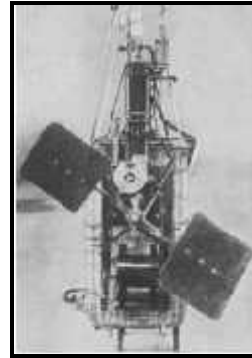


Fig I.20 :

1843 Henson

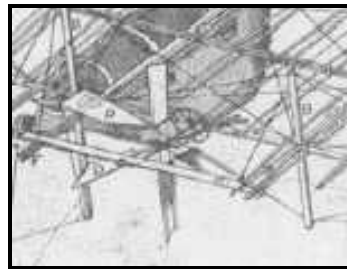


Fig I.21 :

1879 Tatin



Fig I.22 :

1894 Maxim



Fig I.23 :
1902 Ferber



Fig I.24 :
1908 R.E.P. de Esnault-Pelterie.



Fig I.25 :
1908 Demoiselle de Santos-Dumont



Fig I.26 :
1909 – Blériot XI (Celui de la traversée
de la Manche) avec moteur Anzani et
hélice « Intégrale » de Lucien
Chauvière qui fut un grand
constructeur d'hélice jusqu'aux début
des années quarante.

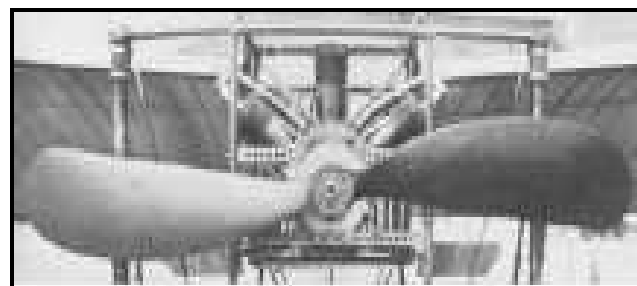


Fig I.27 :

1911 – Bréguet tris pales articulées.



Fig I.28 :

Hélice à pas variable (au sol) Hispano-Suiza, sous licence Hamilton, à l'échelle $\frac{3}{4}$, réalisée par les apprentis de l'école d'Air France de Toulouse Montaudran en 1938.

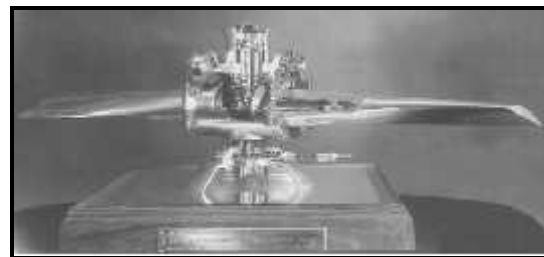


Fig I.29 :

Hélice métallique Gnome & Rhône (1928)



Fig I.30 :

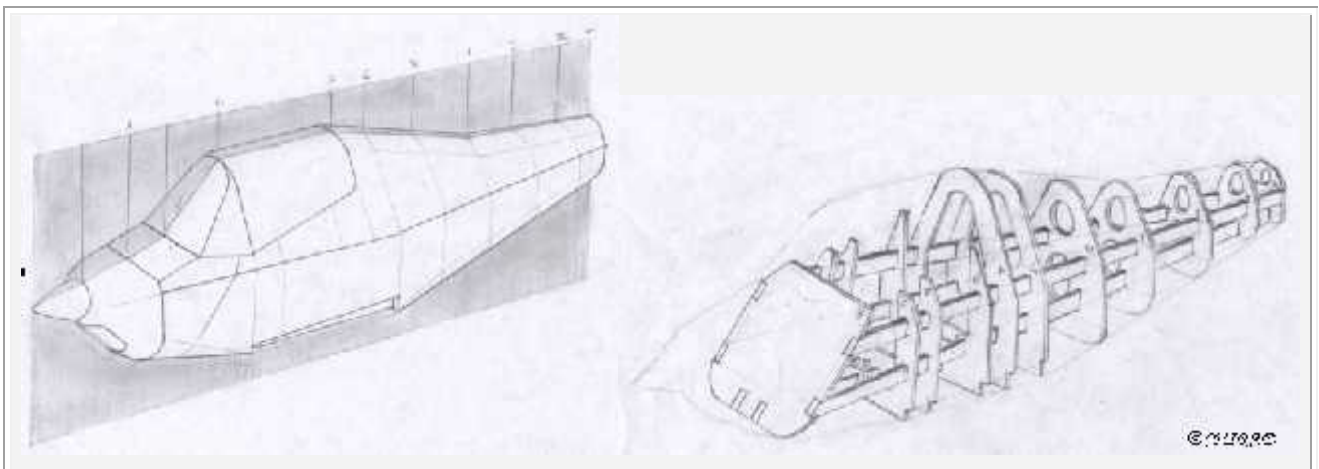
Hélice Hamilton Hydromatic sur P-51D Mustang (1943)



II. 1 .Historique :

Après avoir fait des inspections et des études structurales théoriques sur plusieurs avions hors service et en exploitation, nous avons cru que la réalisation d'un avion n'est jamais impossible si nous pouvons faire les bons calculs (aérodynamiques, structurales..).

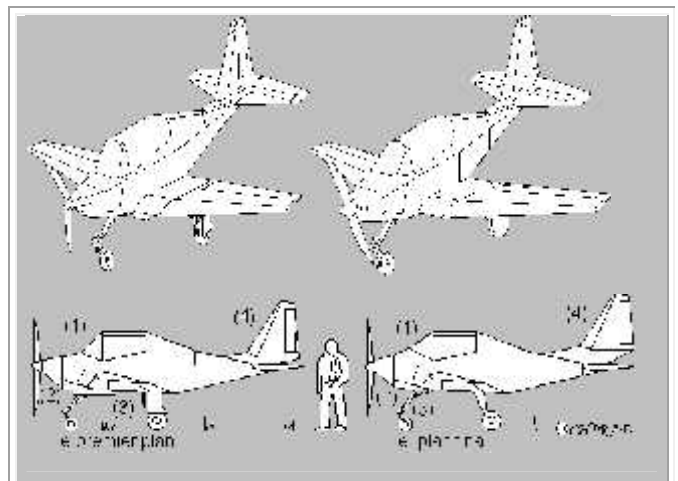
Le plan est établi par notre collègue Adel MOHAMMED BELARBI avec l'aide de tout le groupe HAMOUD, LOUNES, ABDELLAH, HICHEM ; La conception a commencé le 03 octobre 2005 et ça duré 55 jours puis nous avons entamé le travail.



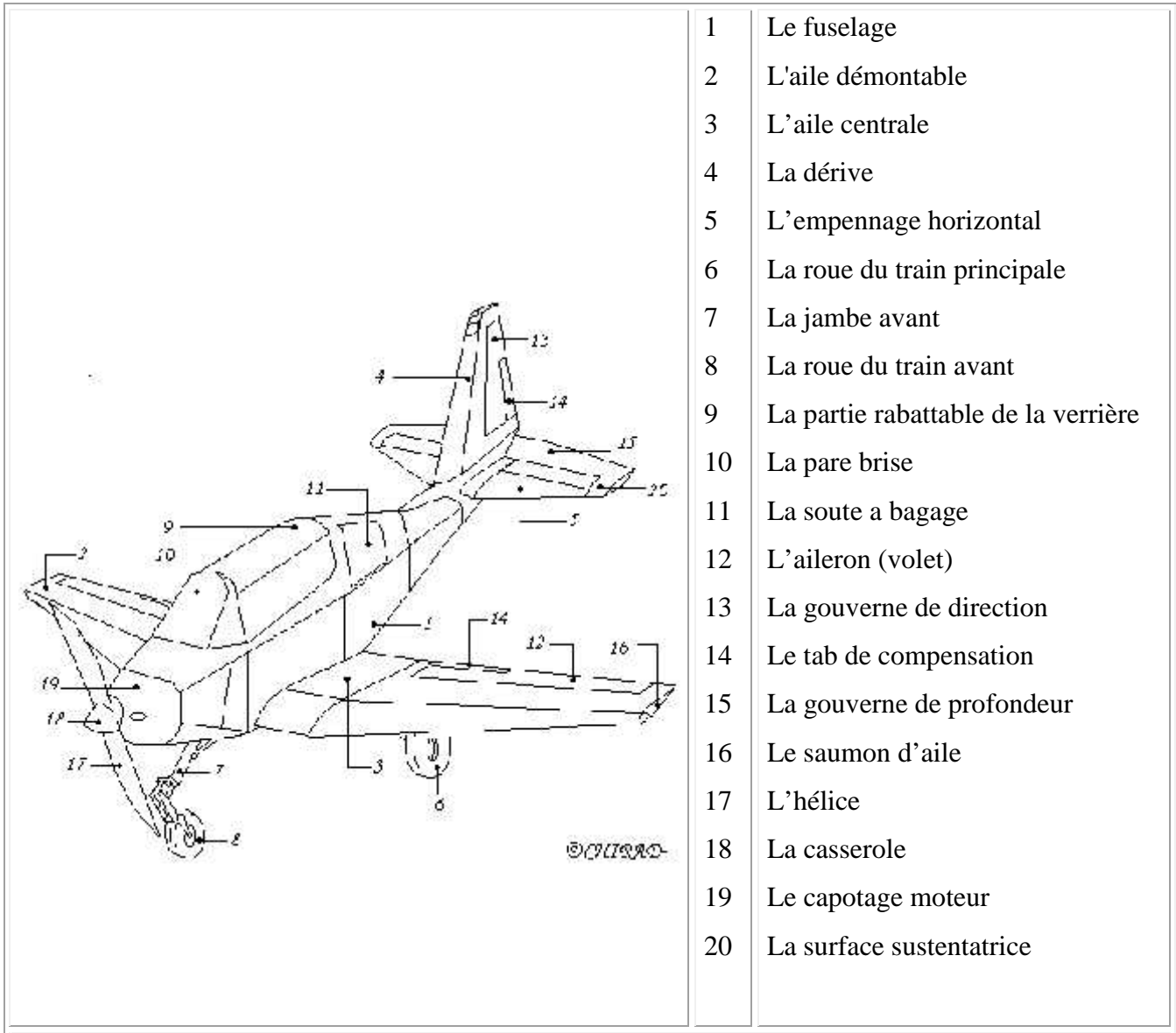
FigII-1 la prévision de l'avion le 26-11-2005

Mais après la réalisation de la maquette nous avons trouvé un défaut aérodynamique dans la forme de la verrière (1) qui nous a obligés à faire une modification dans le plan basique, et même le choix du moteur qui n'était pas celui prévu nous a obligés à changer la forme de capotage moteur (2).

Concernant le système d'atterrissage escamotable nous l'avons laissé fixé faute de temps et de moyen (3). Nous avons trouvé qu'une grande partie de la dérive entre dans la zone de sillage du fuselage, alors nous avons essayé de l'élever un peu plus (4) [FigII-2]



FigII-2 Les modifications dans le plan de l'avion



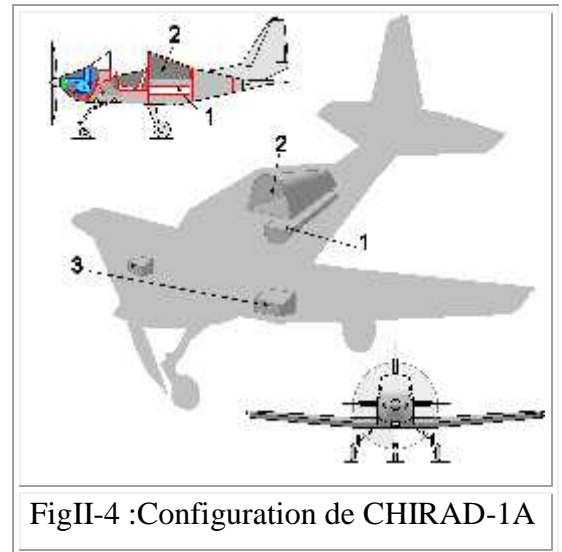
- 1 Le fuselage
- 2 L'aile démontable
- 3 L'aile centrale
- 4 La dérive
- 5 L'empennage horizontal
- 6 La roue du train principale
- 7 La jambe avant
- 8 La roue du train avant
- 9 La partie rabattable de la verrière
- 10 La pare brise
- 11 La soute a bagage
- 12 L'aileron (volet)
- 13 La gouverne de direction
- 14 Le tab de compensation
- 15 La gouverne de profondeur
- 16 Le saumon d'aile
- 17 L'hélice
- 18 La casserole
- 19 Le capotage moteur
- 20 La surface sustentatrice

FigII -3 description de l'avion

II. 2. Destination :

L'avion CHIRAD 1 est destiné vers trois principaux rôles

- **CHIRAD 1-A** : avion expérimental pour l'étude pratique dans l'institut [FigII-4].
- **CHIRAD 1-B** : destiné vers les travaux agricoles [FigII-5].
- **CHIRAD 1-C** : pour les photos aériennes [FigII-6].



FigII-4 : Configuration de CHIRAD-1A

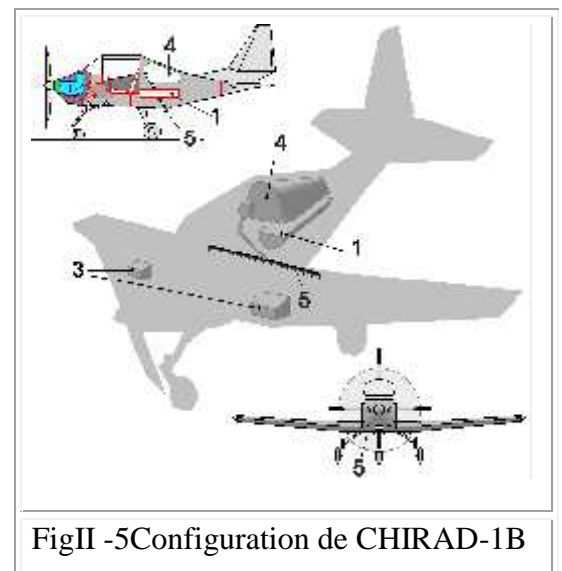
Et les derniers types vont présenter des configurations spéciales.

II. 2.1. CHIRAD 1-B :

- La soute à bagage (2) devient un récipient pour le liquide à éjecter (4).
- Montage des injecteurs dans l'intrados du bord de fuite de l'aile centrale avec leur tuyauterie. (5)
- L'aile présente un angle de calage plus grand.

Afin de :

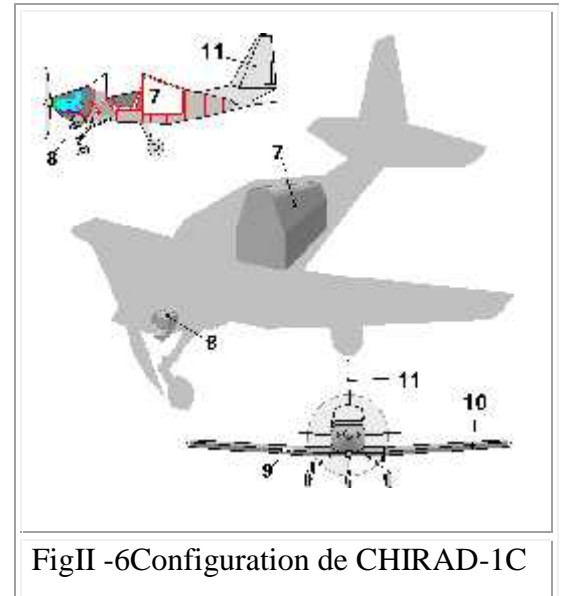
- L'adapter aux travaux agricoles.
- Améliorer les performances aérodynamiques de l'aile.



FigII -5 Configuration de CHIRAD-1B

II. 2.2. CHIRAD 1-C:

- Possède un grand réservoir de carburant ; alors que la soute a bagage (2) Avec le réservoir principal (1), (dans le type A) devient un grand réservoir (7), avec suppression des réservoirs auxiliaires.
- Fixation d'un camera (8), sous le fuselage à la place phare, avec leur câblage, avec montage de l'écran sur le tableau de bord.
- Le phare va prendre lieu au bord d'attaque de l'aile droite (9).
- Les ailes démontables présentent une grande envergure (10).
- La dérive plus grande que celle de (A) afin de l'éloigner de zone de sillage de fuselage (11).
- Afin de :
 - L'adapter aux travaux des photos aériennes.
 - Améliorer les performances aérodynamiques de l'aile.
- De donner des altitudes de vol plus grandes et plus de maniabilité.



FigII -6 Configuration de CHIRAD-1C

II. 3. En Vue Structurale :

II. 3.1. Le Fuselage :

L'avion CHIRAD 1 présente un fuselage semi-monocoque en bois renforcé avec une charpente métallique en acier.

Ce fuselage a 11 Cadres en bois multipliés ($e=8\text{mm}$) nommés de B (pare-feu) à L.

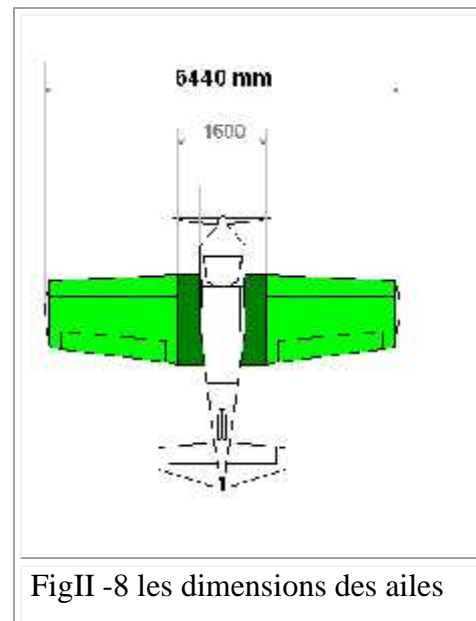
Et 10 longerons, 2 en bois rouge (section rectangulaire $102 \times 22\text{mm}$) et 8 en bois blanc (section rectangulaire 60×30). Nommés de Lf1 à Lf6.

Et 12 paires de lisses 5 sur les flancs de cockpit et les restes sur la queue.

Les lisses se trouvent en 2 types (en bois 12x16 et en aluminium section L 25x25)

II. 3.2. Les Ailes :

Les ailes de l'avion CHIRAD 1 sont trapézoïdales avec une aile centrale l'envergure $B=6440\text{mm}$ avec un profil asymétrique NACA 4412 avec un calage de 4° et voici les fiches techniques de l'aile.

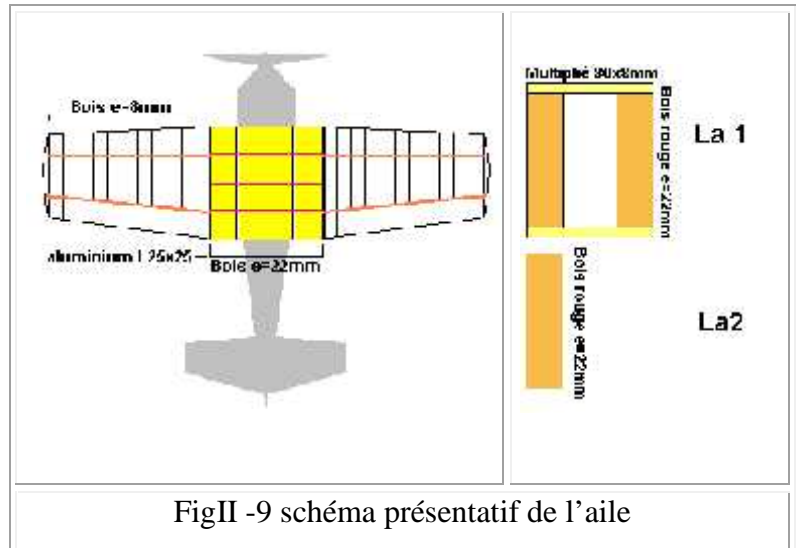


FigII -8 les dimensions des ailes

Aile centrale		
profil	Naca4412	
Corde	1600 mm	
Envergure	1600 mm	
Calage	4°	
Czo	0.8	
dièdre	0°	
flèche	0°	
surface	2.56 m^2	
Aile démontable		
profil	NACA 4412	
Corde a l'implanture	1600 mm	
Corde a l'extrémité	1200 mm	
Corde Moyenne Géométrique	1400 mm	
Longueur	2300 mm	
Calage	4°	
Czo	0.8	
Dièdre	$+6^\circ$	
flèche	BA	2.5°
	BF	-7.4°
surface	$2 \times 3.22\text{ m}^2$	

L'aile a :

- 14 paires de nervures :
 - ✓ 3 dans l'aile centrale (en bois multiplié $e=22\text{mm}$).
 - ✓ 11 dans l'aile démontable (la première est en aluminium L25x25 et les restes sont en multipliés de 8mm).



- 2 longerons dans chaque aile démontable : -**La1** est de type caisson
-**La2** en bois rouge $e=22$.

- 5 paires de lisses sur l'extrados et 6 sur l'intrados.

(Les lisses qui se trouvent aux points de fixation du revêtement sont en aluminium).

II. 3.3. Les Empennages :

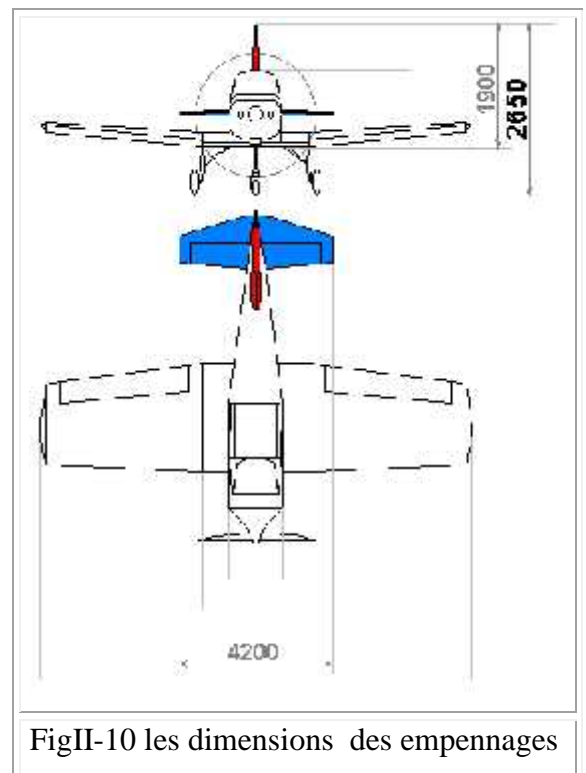
Les empennages de l'avion CHIRAD 1A sont en type standard avec un profile NACA 0012.

La dérive contient :

- nervures de bois multiplié de 8mm.

Dont la deuxième et l'avant dernière supportent la gouverne de direction.

- deux longerons en bois rouge $e=22\text{mm}$.
- Avec :
 - 2 lisses métalliques sur chaque cotée de la dérive.
 - **Une** lisse en bois.



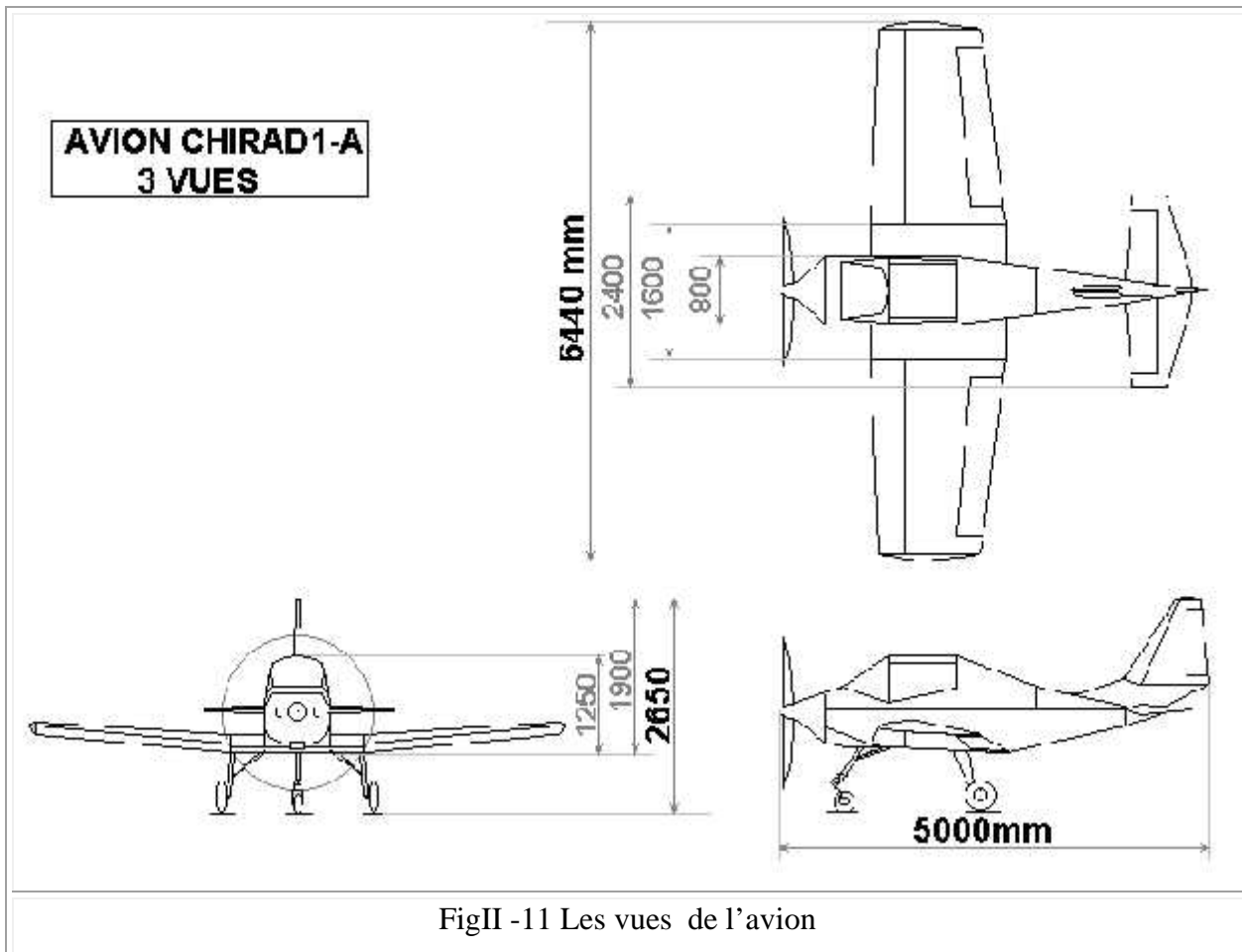
Les empennages horizontaux contiennent :

- 9 nervures dans la partie fixe
- 13 dans la gouverne de profondeur en multiplié de 8mm.
- 2 longerons en parallèle en bois rouge de 22mm d'épaisseur.

II. 3.4. Données Techniques :

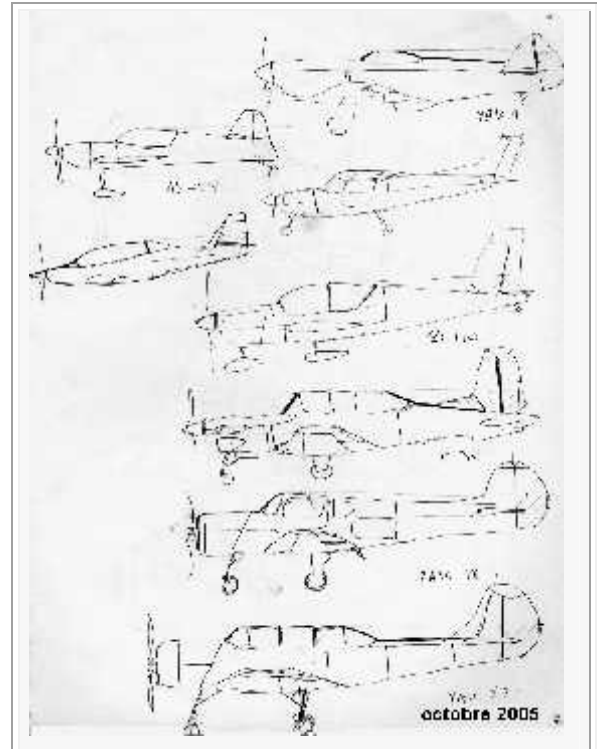
	séries		
	CHIRAD 1-A	CHIRAD 1-B	CHIRAD 1-C
Destination	expérimental	agriculture	Photo aérienne
dimensions			
Envergure	6440 mm		8540 mm
Longueur	5000 mm		6000 mm
Hauteur	2650mm		3940mm
Surface de l'aile	9.00m ²		12.08 m ²
Masse à vide	450 Kg (estimée)		500 Kg (estimée)
Masse maximale	600 Kg (estimée)		700 Kg (estimée)
Carburant interne	80 l		150 l
équipements			
Moteur	VW 1500 a 4 cylindres plats		Non choisi
Hélice	Bipale Type D14M400 Ø1960 mm		Non choisie
Performances			
Distance franchissant	800 Km (estimée)		Plus de 1500 Km
Vitesse de décollage	110 Km/h		100 Km/h (estimée)
Vitesse de croisière	220 Km/h (estimée)		300 Km/h (estimée)
Vitesse maximale	250 Km/h (estimée)		320 Km/h (estimée)
Plafond pratique	1500 m (estimée)		Plus de 3000 m

II. 3.5 .Les Vues De L'avion :



II. 4. La Conception :

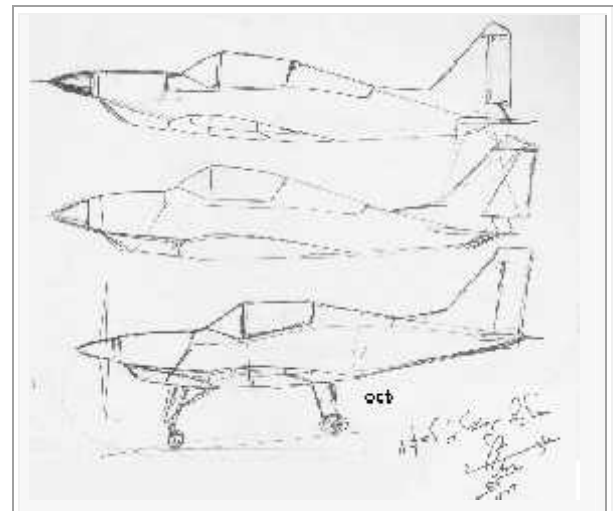
Le début de l'idée était de réaliser un drone ou une maquette de l'échelle 1/5, afin d'améliorer les travaux pratiques dans l'institut ; Et après nous l'avons développé vers la réalisation d'un avion à l'échelle réelle (1/1), et puis nous avons tiré plusieurs fiches techniques et plans des avions comme le Yak 1, Yak 18a, Yak 18t, Yak 52, T34, As-05, Z-142, Zodiac-XL et les avions réalisés par les amateurs Baboo-01, Dieslies et même sur l'hélicoptère As-355 et MiG 21 ; Et nous avons fait des études pratiques et théoriques sur les avions hors service disponibles mig-17f, IL-28, Yak18-a et l'hélicoptère l'Alouette-II afin de nous mettre dans les normes [Fig.II-12].



FigII -12 un fichier dans notre conception

Pour la destination de notre avion, comme premier projet, nous avons choisi les travaux agricoles ; C'est à dire une faible vitesse, faible altitude et un système d'atterrissage adapté à cette destination.

Les conditions de stockage de l'avion nous ont obligé de travailler avec une faible (envergure et longueur), et même les conditions financières qui ne donnent pas la possibilité d'avoir un moteur aéronautique ou même un moteur puissant ; Alors nous avons joué sur les paramètres restants c'est à dire la surface portante ou plus précisément la corde de profil et la forme de l'aile, et le coefficient de portance qui est en fonction de la forme choisie et l'angle de calage de l'aile, et le paramètre le plus important est le poids.



FigII -13 des idées au début de conception

Et nous avons commencé la conception [Fig.II-13].

II. 5. La Réalisation :

À cause des problèmes de financement qui nous ne permettent pas de faire la réalisation avec des matériaux aéronautiques, nous avons travaillé avec des bois et des métaux ordinaires adaptés, avec utilisation des solutions structurales afin de minimiser les contraintes au niveau des points de fixation.

Et au cours de réalisation nous avons changé plusieurs cotés dans le plan primaire.

VI. 1. Introduction :

Avant de parler de travail à faire dans ce projet, il faut bien parler de comment avionner un moteur d'automobile.

Tout simplement faire les transformations nécessaires à son usage sur aéronef, comme marinier un moteur c'est faire les transformations pour l'utiliser sur un bateau...

Cela dépend beaucoup du type de moteur...

En général :

- ✓ Suppression des accessoires non indispensables et lourds
- ✓ fixation à la cloison pare feu, (bâti etc. ...)
- ✓ modification du vilebrequin pour recevoir la porte hélice ou le pignon menant du réducteur.
- ✓ réalisation d'échappements et admissions spécifiques et adaptés à l'avion en particulier.
- ✓ système de réchauffe contre le givrage.
- ✓ modification de la carburation ou de l'injection pour pouvoir régler la richesse en vol.
- ✓ remplacement des accessoires indispensables par des plus fiables ou plus légers (magnéto pour l'allumage).
- ✓ alternateur moto à la place du gros truc voiture...
- ✓ allègement de pièces qui peuvent l'être volant moteur, excroissances inutiles du carter qui ne servent plus).

Malheureusement dans notre cas on n'a pas les moyens pour réaliser toutes les transformations précédentes.

VI. 1.1. Le Travail à Réaliser :

1. Modification du vilebrequin pour recevoir la porte hélice.
2. Fixation à la cloison pare feu, (bâti etc. ...).
3. Système de réchauffe contre le givrage (déflecteur).
4. Renforcer l'hélice.

VI. 1.2. Le Choix Du Moteur :

C'est le modèle **Volkswagen 1500**.

Puisque notre but est de définir la partie technologique de la motorisation des avions léger (à cause de manque des moyens financiers) ce moteur est le plus favorable

C'est :

- Moins cher.
- Plus léger.
- Refroidi par l'air, donc on a évité le problème de congélation.



figVI-1 : Volkswagen 1500

VI. 1.3. Le Lieu De Travail et Le Matériel Utilisé :

Ce travail a été réalisé dans un atelier d'usinage de fabrication de pièces mécanique (Complexe POVAL site à berrouaghia).

Le Matériel Utilisé :

N° MACHINE	DESIGNATION
1061	Tour à charioter et à fileter
3204	Perceuse radiale
0153	Scie circulaire automatique
8221	Poste a soudé à l'arc
4012	Fraiseuse a console universelle
7007	Guillotine max 16X3150

VI. 2. La Réalisation

VI. 2.1. Modification Du Vilebrequin Pour Recevoir La Porte Hélice :

VI. 2.1.1. Le but :

Le but de ce travail est de faire une modification dans le volant [figVI-2(a)] moteur pour que ce dernier puisse recevoir la porte hélice. [figVI-2(b)].



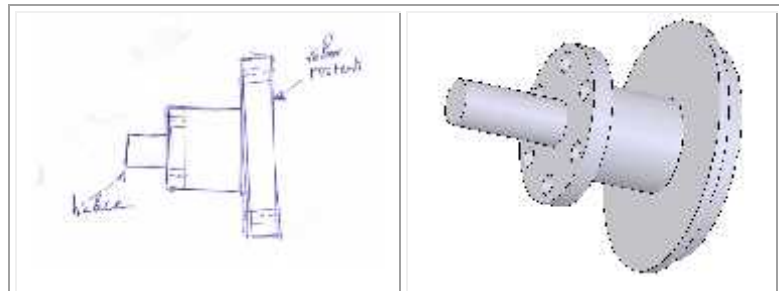
figVI-2(b) : Le moyeu de l'hélice



figVI-2(a) : Le volant moteur

VI. 2.1.2. Début de travail :

- ✓ Avant de faire réaliser cet organe qui fait la combinaison moteur hélice, on met le dessin général de cet organe sur brouillon. **figVI-3(a)**
- ✓ Après, l'idée est développée et le schéma final de l'organe (l'arbre) est comme la figure **VI-3(b)**



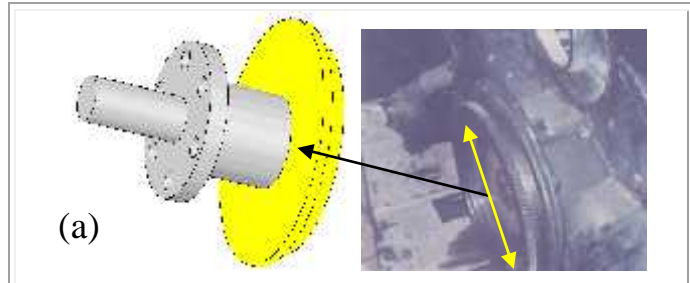
(a) figVI-3 : Le schéma premier (b) final de l'arbre de combinaison moteur-hélice

VI. 2.1.3. La réalisation de travail :

1^{ère} étape (Les dimensions à prendre) :

- On prend les dimensions d'après les données suivantes :

✓ le diamètre de volant
moteur. [figVI-4(a)]

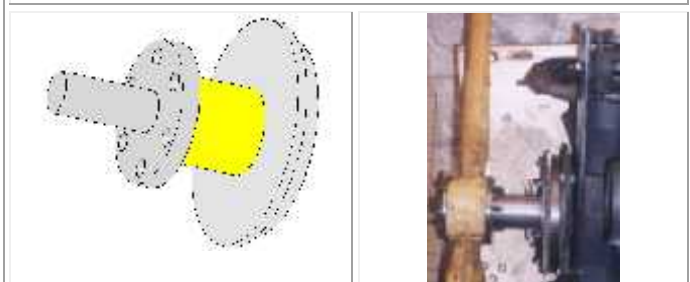
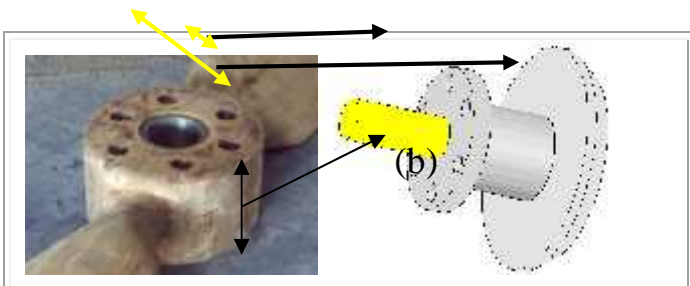


✓ Le diamètre de moyeu de
l'hélice. [figVI-4(a)]



figVI-4 : prend les diamètres de l'arbre

✓ Pour la longueur



**Pour ne pas gêner
l'hélice pendant le
fonctionnement**



2^{ème} étape (l'étude) :**➤ Les Cartes d'instructions et Technologiques :**

Les Cartes d'instructions et Technologiques sont des fiches techniques préparées dans un bureau d'étude (par des ingénieurs) pour définir la démarche d'usinage (les opérations à réaliser, les outils utilisés...etc. (les tableaux suivants résument la démarche d'usinage).

POVAL Unité Pompes Carte d'inst. de travail et de contrôle USINAGE	Plan N° : 001		carte d'instruction n°001				Lot économ.	Lot transporté		
							1	1		
	Désignation: arbre de transmission						Produit par 351	Feuille N°		
	Matière N°				Unité	Désign. Mat. pièce	Fourni par	Feuilles total		
						XC42		NCM/100 Pièces		
N°	Opér.	CS	Mach N°	Exécut.	t p.	T .U	PM	Description de l'opération	Remarques	
	01							TOURNAGE 1er COTE		
N°	Phases de travail					Valeur d'enlèvement de copeaux			Nombre d'outillage	
						a	f	n	i	
						(mm)	mm/tr	tr/min		
	1-dresser 1ère face					1	0,12	350	1	outil à dresser d'angle 32X32 P10 /NFE 66-333
	2-charioter Ø155mm a L= 215mm					1	0,12	350	15	outil droit à charioter 32X32 P10 /NFE 66-331
	3-usiner une gorge						0,08	180		outil à saigner l=5mm 20X20 P10 /NFE 66-337
	4-dresser et charioter Ø95mm					1	0,12	350	9	outil couteau 32X32 P10 /NFE 66-336

POVAL Unité Pompes Carte d'inst. de travail et de contrôle USINAGE	Plan N° : 001		carte d'instruction n°002				Lot économ. 100	Lot transporté 10	
	Désignation: arbre de transmission						Produit par 351 à livrer à 351	Feuille N°1 Feuilles total	
	Matière N°				Unité	Désign. Mat. pièce XC42		Fourni par	NCM/100 Pièces
N°	Opér.	CS	Mach N°	Exécut.	t p.	T .U	PM	Description de l'opération	Remarques
	02							TOURNAGE 2eme COTE	
N°	Phases de travail				Valeur d'enlèvement de copeaux				Nombre d'outillage
					a	f	n	i	
					(mm)	mm/tr	tr/min		
	1-dresser 2eme face				1	0,12	350	1	outil à dresser d'angle 32X32 P10/NFE 66-333
	2-charioter Ø207mm a L=21mm				1	0,12	350	3	outil droit à charioter 32X32 P10 NFE 66-331
	3-centrer et percer Ø 30 a L =90mm					0,08	180		foret hélicoïdal a queue cone morse NFE 66-070 foret à centrer d=4 NFE 66-051
	4-aleser Ø60 a L=90mm				1	0,12	350	9	outil à aléser 20X20 P10 NFE 66-340

				Délai						
POVAL Unité Pompes CARTE Technologique	Plan N° : 001			Début	Fin	Quantité		Commande N°		
								Lot économ.	Lot transporté	
								1	1	
	Désignation : arbre de transmission							Produit par 351	Feuille N° 01	
								à livrer à 351	Feuilles total 01	
Matière N°				Quantité	Unité	Désignation matière pièce	Fourni par 344	NCM/100 Pièces		
Opér.	CS	Mach N°	Exécut.						t. p	t. u
02		1061	351	60'	520'		tournage 1er cote selon carte d'instruction n° 001			
04		1061	351	60'	180'		tournage 1er cote selon carte d'instruction n° 002			
06		3204	351	20'	60'		percer 6 trous Ø12			

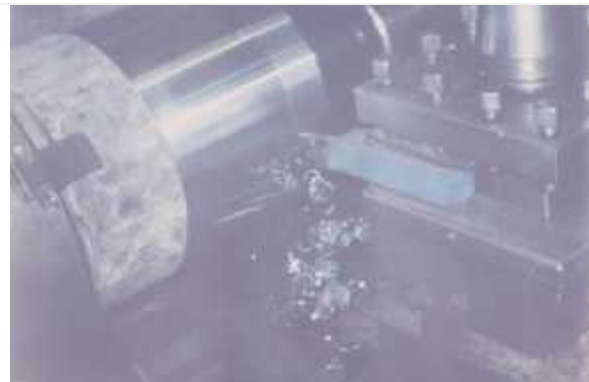
3^{ème} étape (la réalisation) :

La réalisation se fait d'après les données de la 2^{ème} étape (Les Cartes d'instructions et la carte Technologique). Les figures suivantes résument cette étape :

- **Brute d'acier (XC42)**
L=270mm
Ø=250mm
- **Faire le centrage et placer la contre pointe.**



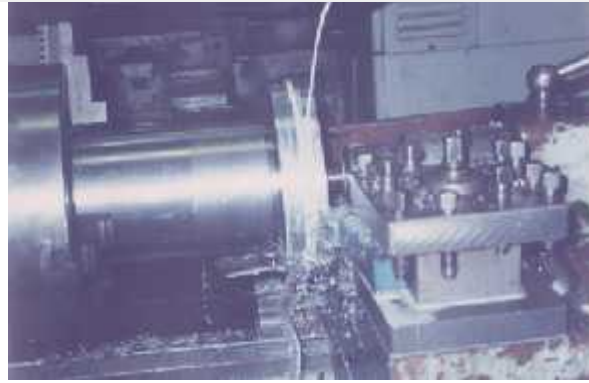
- **dresser la 1^{ère} face.**
- **Charioter :**
Ø155mm sur L= 215mm.



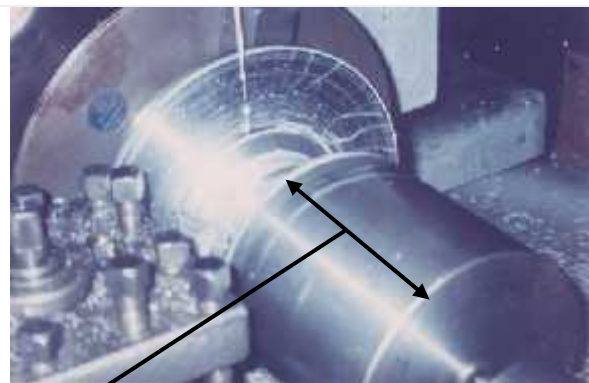
- **Tourne la pièce de l'autre face et faire un deuxième centrage et placer la contre pointe.**
- **dresser la 2^{ème} face, avec l'outil à dresser droit.**



- **Charioter :**
 $\text{Ø}237\text{mm}$ sur $L= 55\text{mm}$ (le reste de surface de 1^{ère} opération).
 Après :
- **Charioter :**
 $\text{Ø}207\text{mm}$ sur $L= 21\text{mm}$



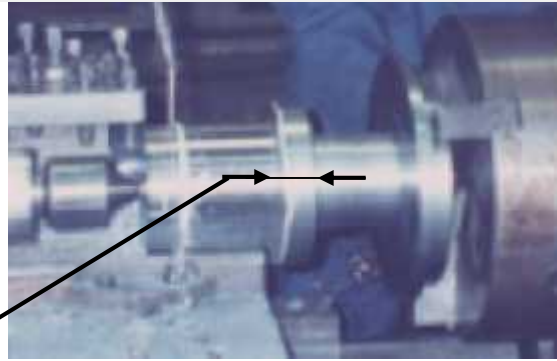
Tourner la pièce dans la 1^{ère} position, après charioter jusqu'au $\text{Ø}91\text{mm}$ sur $L= 85.5\text{mm}$ (comme la figure ci contre)



Enlever la matière de la surface restée de dernière opération jusqu'au $\text{Ø}156\text{mm}$



(Laisser une longueur de 30mm) et charioter le reste jusqu'au Ø47mm



Quand on a fini la forme de la pièce on passe a l'opération de finition.
On prend la pièce ébauchée et on enlève la surépaisseur de 0.5mm, jusqu'à l'état final de la pièce.



- **Faire le traçage des entraxes des 6 trous de $\text{\O}16\text{mm}$ avant l'opération de perçage.**

- **Perçage des trous sur perceuse vertical. Avec le foret $\text{\O}16\text{mm}$.**



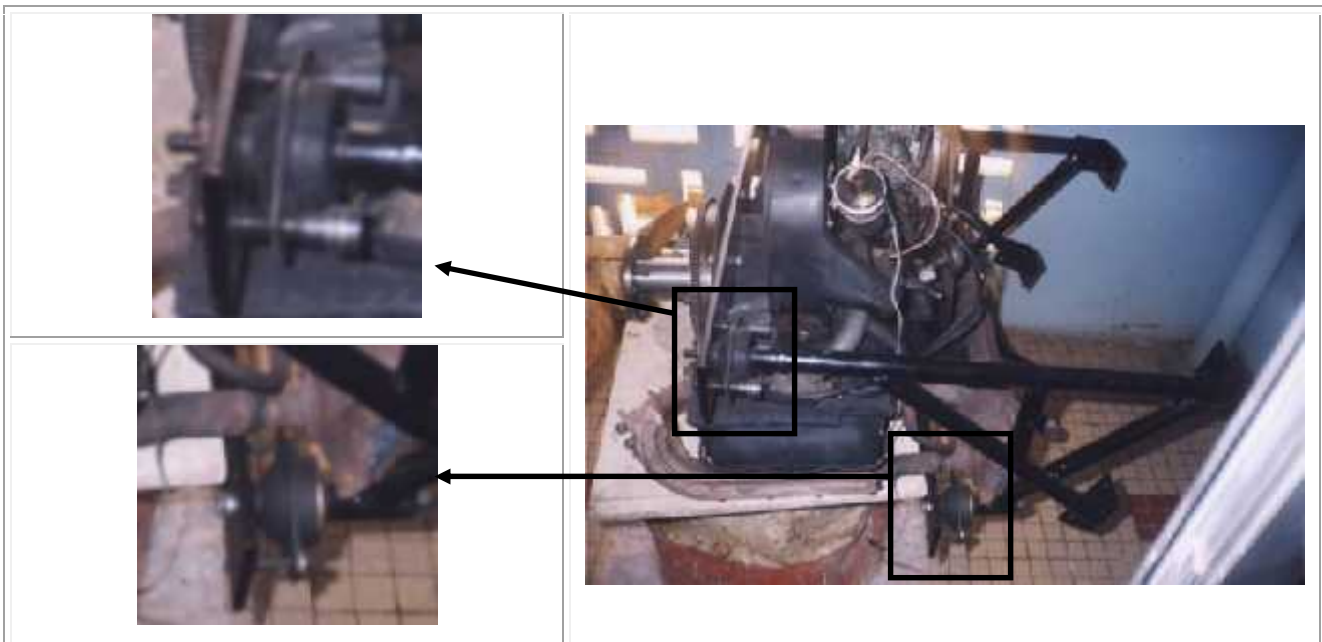
**La forme finale de la pièce.
Après le contrôle de symétrie et de
vibration.**



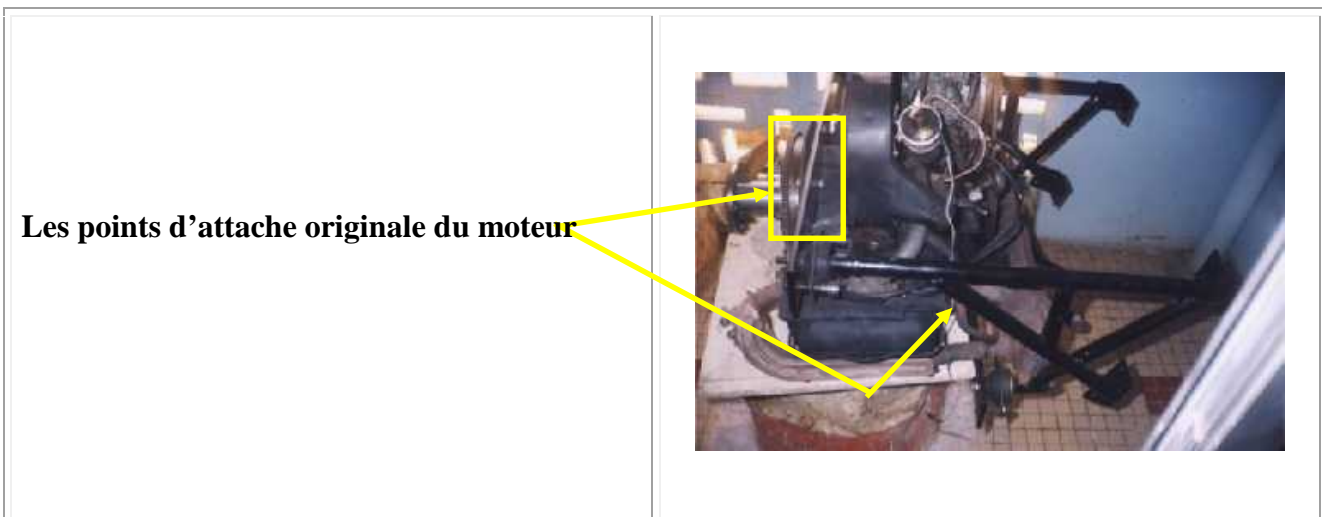
VI. 2.2. Fixation du moteur à la cloison pare feu :

Une fois terminée, la construction du fuselage prend les mesures pour fixer le moteur. Dans notre cas le moteur est d'automobile, alors il faut bien choisir les points de fixations dans ce dernier.

Alors le travail est partagé en deux parties :

VI. 2.2.1. Partie moteur :**VI. 2.2.1. (a). Le choix des points de fixations moteur :**

Ces points sont choisis d'après de la forme du moteur, leur point d'attache original et leur position dans la cloison pare feu.

VI. 2.2.1. (b).La conception :

1. Conception des points de fixation avant :

- Prendre un fer plat de dimension
 $l=100\text{mm}$.
 $e=10\text{mm}$.

(Le choix de dimension dans notre cas est d'après les moyens).

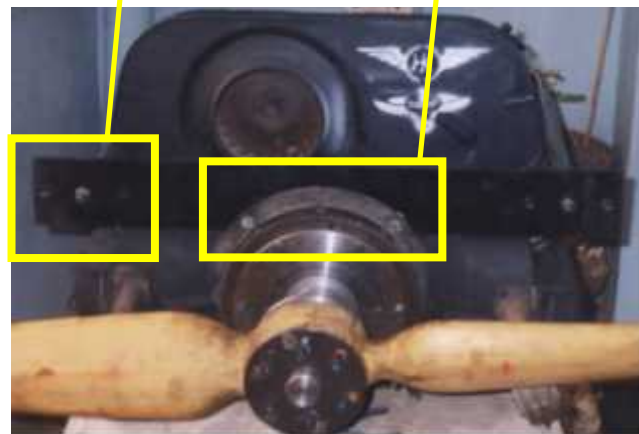
Et couper le : $L= 1000\text{mm}$. (on prend des données réelles).



- Enlever la matière d'une surface de 53×42 , pour ne pas gêner l'emboîtement de fer plat.



- Percer le fer plat pour fixer dans le moteur. [fig(a)]
- percer dans l'extrémité pour fixer les Silentblochs. [fig(b)]



2. Conception des points de fixation arrière :

- Prendre deux fers plats de même dimension
 $l=100\text{mm}$ $e=10\text{mm}$.
 Avec : $L_1=1000\text{mm}$, $L_2=500\text{mm}$.
- Couper L_2 comme la forme indique dans la figure. [fig(a)].
- Puis souder les deux fers plats. [fig(b)]

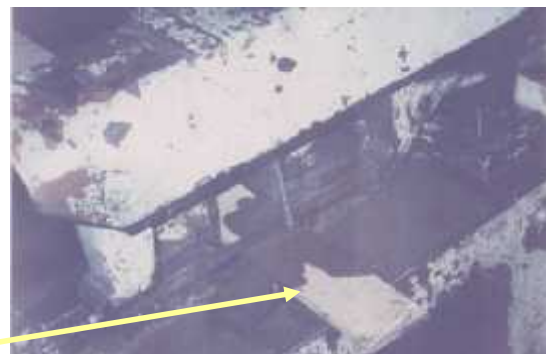
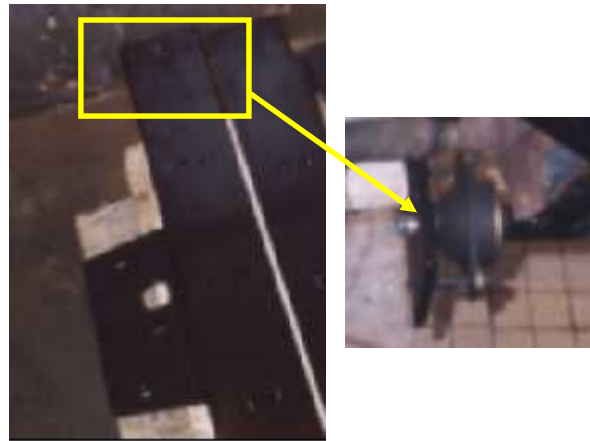


fig (a)



fig (b)

Perçage de la pièce pour fixer dans le moteur, et monter les deux silentblocs arrière

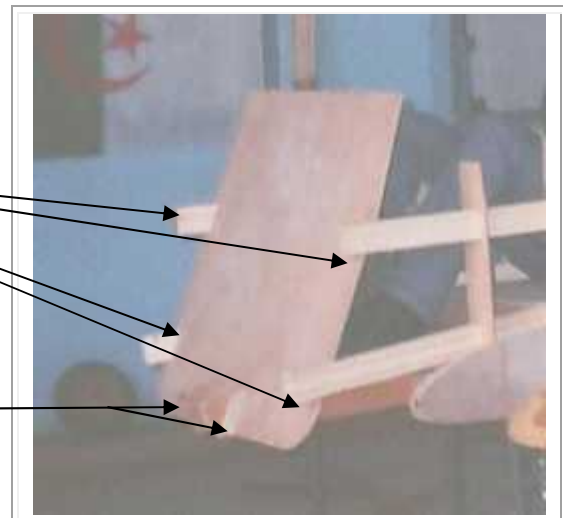


VI. 2.2.2. Partie fuselage:

VI. 2.2.2. (a). Les points de fixation :

Dans ce type de fuselage on a 6 points d'attache :

- 4 points principales
- 2 points pour renforcer la structure



la cloison pare feu

VI. 2.2.2. (b). La réalisation :

Le travail qu'il faut faire maintenant est de renforcer les points de fixation.

Couvrir les 4 longerons de fuselage avec des tubes carrés d'acier :

- $e=32\text{mm}$, $l=65\text{mm}$ sont les dimensions des longerons

Puisque on n'a pas de tubes carrés de même dimension que les longerons, alors on travaille avec des cornières de forme U. [fig (a)]

prendre deux cornières de

- ✓ $L=258\text{mm}$ pour les longerons de haut.
- ✓ $L=407\text{mm}$ pour les longerons de bas.

Fraiser les cornières jusqu'à la dimension de 65×16 [fig (b)]

- **Souder les cornières entre eux pour donner un tube carré 65×32 .**



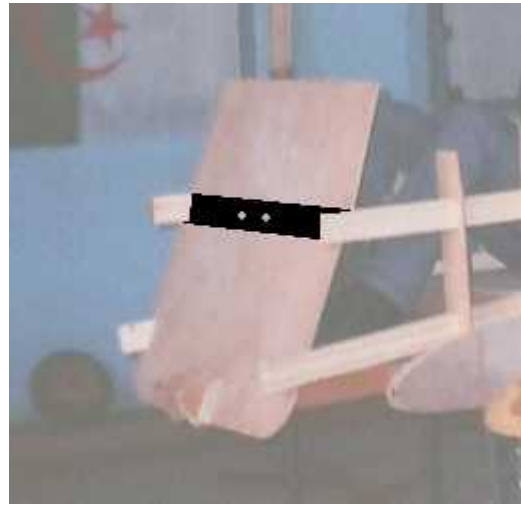
fig(a)



fig (b)

On passe à la prochaine étape :

- **Deux fers plats de $L=1000\text{mm}$, Percer les de même entraxe, placer les deux au niveau des longerons comme la figure ci contre, un des fers plats en avant et l'autre en arrière, et fixer l'ensemble par des boulons.**



VI. 2.2.3. La conception des supports :

L'assemblage entre la cloison pare feu et le moteur est assuré par des tubes soudés entre eux pour donner une structure qui résiste à la vibration, flexion et autres efforts appliqués sur les supports.

VI. 2.2.3. (a). Les dimensions :

Il y a beaucoup de facteurs qui entrent dans la réalisation des supports et ces facteurs ne nous donnent pas la liberté pour bien calculer les dimensions de ces derniers :

- ✓ Le manque des données (la poussée créée par l'hélice...)
- ✓ Les points d'attache dans le moteur même que dans le fuselage sont fixés avant (le moteur est d'automobile, et le fuselage est réalisé déjà).
Donc les angles entre les tubes et leurs longueurs sont fixés.
- ✓ Les moyens qui existent (les tubes).

Alors, cette réalisation est pour voir le côté technologique de ces organes. Donc on a pris des mesures de l'ensemble (moteur- cloison pare feu), après avoir fixé les deux au sol.

V. 2.2.3. (b). L'usinage :

- Prendre un tube rond 32×2 et couper le, dépend les mesures précédents.
- Souder les tubes de la forme ci contre (a) (on a fait le plus possible pour renforcer la structure).
- Faire un barbotage pour enlever la matière en plus (pour l'état de la pièce).

Fig(b)



fig (a)



Fig(b)

L'état final des supports



Les supports monté sur le moteur



VI. 2.3. Préparation hélice :

L'hélice a été réalisée par nos collègues de la dernière promotion. Donc, on a achevé l'hélice qui n'a pas été finie.

La matière première de ce dernier est le bois, on a détecté plusieurs défauts :

- Excentricité des trous de fixation et le trou de moyeu non symétrique.
- Faible aux chocs (défaut de la matière).

VI. 2.3.1. Les solutions à suivre :

Et pour ce la, on a fait le maximum pour déduire ces défauts.

- **Renforcement des trous de fixation par des bagues en cuivre pour avoir la symétrie des axes.**
- **Ajouter une bague sur le moyeu pour :**
 - **Eviter le frottement du bois avec l'acier (l'arbre de transmission)**
 - **L'ajustement de l'arbre et l'hélice (déduire la vibration et l'excentricité)**



- **Et pour le 2^{ème} défaut, le renforcement de l'hélice est assuré par *la résine* et les fibres de verre.**

la résine : produit collant et visqueux qui suinte de certains végétaux, notamment conifères.

Avant de mettre la résine, il fallait faire un polissage avec la toile à émeri à gros grains, pour faire grossir la surface que la résine colle bien.



Préparation de :

- la résine .fig(a)
- les fibres de verre. fig(b)



fig (a)



fig(b)

Mettre une couche de la résine avec un pinceau, sur une petite surface (pour que la résine sèche rapidement).



Mettre la première couche de fibres et passer une autre couche de résine sur cette dernière fig(a).



fig(a)

Et passer à l'étape suivante jusqu'a la couverture de toute l'hélice par deux couches fig(b).



fig(b)

L'hélice en état de finition (par la résine).



pour assurer l'écoulement normal de l'air sur les pales de l'hélice, il faut s'assurer que les surfaces soient bien finies et lisses donc :

Mettre une couche épaisse de mastic de carrosserie.



Faire un bon polissage sur toute la surface de l'hélice avec un papier à toile émeri (grain fine), pour avoir une bonne finition.



III. 1. Etude Aerodynamique: [III] , [IV]

III. 1.1. La Qualité Aérodynamique D'un Avion :

Ce là est naturel, après avoir passé plusieurs milliers d'heures à construire un avion, ou encore après avoir apporté telle ou telle modification à un prototype donné, de connaître le résultat qualitatif de ses efforts et de ses choix. Si chacun ne disposait que du même moteur, cela ne poserait pas de problème : le meilleur serait celui qui transporte une charge donnée le plus vite possible. Or, la motorisation est là pour cacher bien des déficiences... et susciter parfois quelques vagues ressentiments face à l'inégalité d'accès aux chevaux. Le km/h n'est pas un critère qualitatif, encore fallait-il en proposer d'autres autorisant les comparaisons entre ce que certains appellent sans pouvoir les définir des "rendements aérodynamiques".

Maintenant pour que chacun ait les outils nécessaires pour se faire une idée de la qualité aérodynamique d'un avion, on définit tout d'abord:

III. 1.1.1. Le QCA ou rendement aérodynamique :

Le QCA ou rendement aérodynamique comparer les avions entre eux et tenir à jour une statistique de la qualité des avions, est une chose importante quand on prétend faire de la conception avion.

Il est d'ailleurs étonnant que de tels rendements aient été établis pour les moteurs et pour les hélices, alors que rien n'ait jamais été tenté pour les cellules d'avion. Le principe du rendement est pourtant simple : pour les moteurs, un cycle thermodynamique idéalisé a été établi sur la base de limites théoriques absolues, par rapport à quoi ont été ensuite comparés les moteurs. Dans ces cas-là, évidemment, il est nécessaire de disposer de cycles idéaux qui soient appropriés aux types des moteurs à évaluer. Il en est ainsi du cycle de Joules pour les turbines à gaz, du cycle de Otto et Beau de Rochas pour les moteurs 4-temps à allumage commandé, du cycle de Diesel pour le moteur du même nom et du cycle de Seilinger pour les dérivés du moteur Diesel. Avec les hélices, la problématique est strictement la même et les "limites théoriques absolues" sont données par la théorie de Froude qui permet ainsi d'évaluer des valeurs mesurées expérimentalement.

Le CQA ne dépend que de la qualité aérodynamique (QA) alors que :

- Le **C_f** dépend de **QA** et de **Re**.
- Le **SC_{xo}** dépend de **QA**, de **Re** et de **SMT**.
- Le **C_{xo}** dépend de **QA**, **Re**, **SMT** et de S de référence.
- Le **C_x** dépend de **QA**, **Re**, **SMT**, et que :
- La **V_{max}** dépend de **QA**, **Re**, **SMT** et de la **puissance P**.

Tous ce qui a été cite ci-dessus sont montrés par les formules suivantes :

a) Calcul de la surface mouillée totale SMT :

$$\boxed{SMT = S_{Ma} + S_{Mf} + S_{Me} + \dots} \dots\dots\dots [III-1]$$

✓ **SM ailes**

$$\boxed{S_{Ma} = 2 \cdot S_a \cdot \left(1 - \frac{b_f}{b}\right)} \dots\dots\dots [III-2.a]$$

$$\boxed{S_{Ma} = (b - b_f) \cdot (C_e + C_i)} \dots\dots\dots [III-2.b]$$

Avec :

- **S_{Mf}** : surface mouillée fuselage (m²)
- **S_{Ma}** surface mouillée aile (m²)
- **S_{Me}** surface mouillée empennage (m²)
- **b** envergure de l'aile (m)
- **b_f** largeur du fuselage (m)
- **C_e** corde externe de l'aile (m)
- **C_i** corde interne de l'aile (m)

✓ **SM fuselage (méthode exacte)**

$$\boxed{SM_f = K_f \cdot L_f \cdot D_m} \dots\dots\dots [III-3]$$

Avec:

- K_f : 2,094; fuselage profilé "normal".
- K_f : 1,85; fuselage "pincé" type planeur.
- L_f : longueur (m) fuselage (sans empennage).
- D_m : diamètre moyen au maître couple (m).

✓ **SM empennages : idem que pour l'aile.****b) Calcul de la puissance injectée sur l'hélice :**

Pour calculer les paramètres aérodynamiques fondamentaux, il faut connaître de façon précise la puissance P_m que le moteur injecte sur l'arbre au régime et à l'altitude de l'essai.

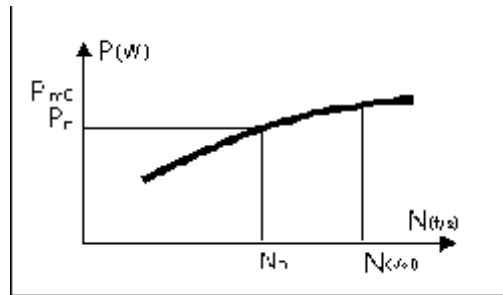
Pour ce faire, il est préférable de disposer des courbes moteur du constructeur sur lesquelles on relèvera directement la puissance P_{mo} fournie par le moteur au régime N relevé en vol; puissance qu'il faudra encore corriger en fonction de l'altitude, puisqu'elles ont été établies pour les conditions standard ISA.

Si les courbes moteurs ne sont pas disponibles, il faut au moins disposer d'une puissance et d'un régime auquel cette puissance est atteinte (ce sont en général la puissance nominale P_n pour le régime nominal N_n , car sachant que la puissance plein gaz est pratiquement proportionnelle au régime, on pourra déterminer P_{mo} de la façon suivante avec une précision d'autant meilleure que le régime N de vol est proche du régime nominal N_n :

$$P_{mo} = N \frac{P_n}{N_n}$$

P_n : Puissance connue (nominale)
 N_n : Régime nominal pour P_n connue
 P_{m0} : Puissance sol délivrée au régime N

..... [III-4]



Cette puissance délivrée au régime N relevé en vol est la puissance que délivrerait le moteur au niveau de la mer. Il faut donc encore pratiquer une correction altimétrique pour obtenir la puissance P_m effective délivrée par le moteur au régime N et à l'altitude considérée. La correction altimétrique est faite de la façon suivante :

$$P_m = P_{m0} \frac{\frac{\rho}{\rho_0} - 0.15}{0.85}$$

ρ : masse spécifique de l'air [kg/m^3]
 $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$

..... [III-5]

c) Calcul du C_x :

Les traînées sont des forces aérodynamiques qui, de façon générale, s'opposent à l'avancement de l'avion. Pour voler avec un minimum de performances, il n'y a que deux solutions :

- ✓ Soit on augmente la puissance et les avions coûtent de plus en plus cher (c'est la solution presque universellement choisie, ce pourquoi l'aéronautique est en crise: elle est devenue dissuasive.

- ✓ Soit on réduit les traînées, ce qui permet à puissance égale d'emporter plus de charge ou de voler plus vite (solution retenue un temps par Mooney).

La seconde solution suppose que l'on sait comment réduire ces traînées, mais il semble qu'aujourd'hui on ait quelques difficultés à le faire. Il faut se rappeler qu'en 1939 un record avait été établi sur 1000 km à 187 km/h avec seulement 42 cv et 2 personnes à bord. On attend de tous les ATL connus une performance semblable, même avec une puissance installée doublée.

Les traînées ont des origines multiples et l'on distinguera d'abord les deux traînées principales qui apparaissent dans la formule générale caractérisant l'avion, appelée **Polaire** : à savoir la traînée parasite représentée par le premier terme C_{x_0} , et la traînée induite (par la portance) qui est représentée par le second terme de la relation ci-dessous :

$$C_x = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi A e} \dots\dots\dots [\text{III-6}]$$

avec

C_z : coefficient de portance

A : Allongement

e : Coefficient d'Oswald
(généralement compris entre 0,7 et 0,9)

d) Calcul des paramètres fondamentaux :

- SC_{x_0} des avions

$$SC_x = \frac{P_m \cdot R_h}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3} \dots\dots\dots [\text{III-7}]$$

$$\boxed{SC_{x_0} = SC_x - SC_{xi}} \dots\dots\dots \text{[III-8]}$$

Si e est connu et différent de 0,8 alors :

$$\boxed{SC_{x_0} = SC_x - SC_{xi} \cdot \sqrt{\frac{0,8}{e}}} \dots\dots\dots \text{[III-9]}$$

Avec :

- P_m : puissance du moteur voir ci-dessus.
- R_h : rendement hélice (défini dans les chapitres suivant) .
- V : vitesse de vol (m/s pour P supérieur à 75% de P_{max}).
- r : masse spécifique de l'air (kg/m^3) soit 1.225 kg/m^3 au niveau de la mer.
- SC_x : surface de traînée globale (m^2).
- SC_{x_0} : surface de traînée parasite (m^2).
- SC_{xi} : surface de traînée induite (m^2).
- e : coefficient d'Oswald.
- b : envergure (m)

- SC_{x_0} des planeurs

$$\boxed{SC_{x_0} = \frac{\Pi/4 \cdot b^2 \cdot e}{(f_{max})^2}} \dots\dots\dots \text{[III-10]}$$

- f_{max} : finesse max. mesurée.

- Coefficient de frottement équivalent C_{fe} :

$$C_{fe} = \frac{SC_{xo}}{SMT} \dots\dots\dots [III-11]$$

e) Calcul du Reynold équivalent Re_e :

$$Re_e = \frac{(Re_f \cdot SM_f) + [Re_a \cdot (SMT - SM_f)]}{SMT} \dots\dots\dots [III-12]$$

Rappel

$$Re = \frac{L \cdot V}{\nu} \dots\dots\dots [III-13]$$

Avec:

- Re_a : Reynolds des surfaces portantes (Aile).
- L : longueur de l'objet considéré (m) (corde moyenne de l'aile $L = S_a/b$; longueur du fuselage)-
- V : vitesse de vol (m/s).
- ν : viscosité cinématique (m²/s). $\nu = 0,0000147$ au niveau de la mer.

f) Calcul du C_f plaque plane turbulent :

$$C_f = 0,455 \cdot (\log_{10} Re)^{-2,58} \dots\dots\dots [III-14]$$

g) Calcul du rendement aérodynamique :

$$\boxed{CQA = \frac{C_f}{C_{fe}}} \dots\dots\dots [III-15]$$

III. 1.1.2 Autres Eléments De Calcul :

La relation liant la masse au décollage (M_D), la surface aile et la vitesse de décollage est:

$$\boxed{\frac{M_D}{S} g = \frac{\rho_0}{2} V_{min}^2 C_{Zmax}} \dots\dots\dots [III-16]$$

(Égalité entre portance et poids). IL est nécessaire au départ d'évaluer la masse au décollage. On peut raisonnablement poser:

$$\boxed{M_D = 2,5 \cdot M_U} \dots\dots\dots [III-17]$$

Le rapport Puissance moteur en croisière ($P_{m_{cr}}$) sur la surface aile s'obtient à partir de la polaire

$$\boxed{\frac{P_{m_{cr}}}{S} = \frac{1}{R h_{cr}} \frac{\rho_{cr}}{2} V_{cr}^3 \cdot C_x} \dots\dots\dots [III-18]$$

Le C_z croisière est donné par:

$$C_z = \frac{\left[\frac{M_D}{S} \right] g}{\frac{\rho_{cr}}{2} V_{cr}^2} \dots\dots\dots [III-19]$$

Pour effectuer la mission déterminée, il faut emporter une certaine masse de carburant (M_{carb}) qui est incluse dans la masse au décollage. Le rapport masse carburant sur masse au décollage est:

$$\frac{M_{carb}}{M_D} = \frac{P_{m_{cr}}}{S} \frac{1}{\frac{M_D}{S}} C_{sp_{cr}} \left[\frac{D_{f_{cr}}}{V_{cr}} + 0,5 \right] \frac{1}{1000} \dots [III-20]$$

$C_{sp_{cr}}$ représente la consommation spécifique pour le régime de croisière. Elle s'exprime en kg/kWh. **Le facteur 1/1000** convertit les W en kW. La masse moteur dépend de la puissance qu'il devra fournir. Elle est également incluse dans la masse au décollage. Dans la relation précédente, on tient compte d'une demi-heure de vol de réserve imposée par le règlement. On peut exprimer le rapport de la masse de la cellule sur la masse totale au décollage par:

$$\frac{M_{pl}}{M_D} = \frac{\left[\frac{S_{MR}}{S} \right] \left[\frac{M_{pl}}{S_{MR}} \right]}{\left[\frac{M_D}{S} \right]} \dots\dots\dots [III-21]$$

La masse du groupe motopulseur, comprenant l'hélice et le moteur est donnée par:

$$\frac{M_{GMP}}{M_D} = \left(\frac{M_{mot}}{P_{Nmax}} + \frac{M_{hel}}{P_{Nmax}} \right) \frac{\frac{P_{mcr}}{S}}{\frac{P_{mcr}}{P_{Nmax}}} \frac{1}{M_D} \frac{1}{S} 1000 \quad \dots\dots [III-22]$$

A partir des éléments ci-dessus, on peut recalculer une valeur plus approchée de la masse au décollage (itérations d'approximation successives):

$$M_{Dcalc} = \frac{M_U}{1 - \left[\frac{M_{GMP}}{M_D} + \frac{M_{pil}}{M_D} + \frac{M_{carb}}{M_D} \right]} \quad \dots\dots [III-23]$$

III. 2. Quelques Théories De l'Hélice : [V],[VI]

III. 2.1 La Loi De Newton:

Trois lois issues de la physique expérimentale s'appliquent dans le cas de l'hélice. Ce sont les **Lois de Newton** :

- Toute masse soumise à une force (ou action) oppose à celle-ci une force qui lui est égale et de sens opposé (encore appelée réaction).

- Toute masse non soumise à une force est soit au repos, soit en mouvement uniforme et rectiligne (sa vitesse est constante).
- Inversement, toute masse soumise à une force subit une variation de sa vitesse en respectant la relation :

$$\boxed{\mathbf{F} = \mathbf{d} (\mathbf{m.v})/\mathbf{dt} = \mathbf{dp}/\mathbf{dt}} \dots\dots\dots [\text{III-24}]$$

Avec:

\mathbf{F} = force (Newton).

\mathbf{p} = $\mathbf{m.v}$ = quantité de mouvement (kg.m/s).

\mathbf{m} = masse (kg).

\mathbf{v} = vitesse (m/s).

\mathbf{d} = différence de... (dt, dp, ... etc.).

Cette relation constitue le principe fondamental de la Mécanique. Si l'on considère maintenant la masse indépendamment du temps \mathbf{t} , on aura alors la relation suivante :

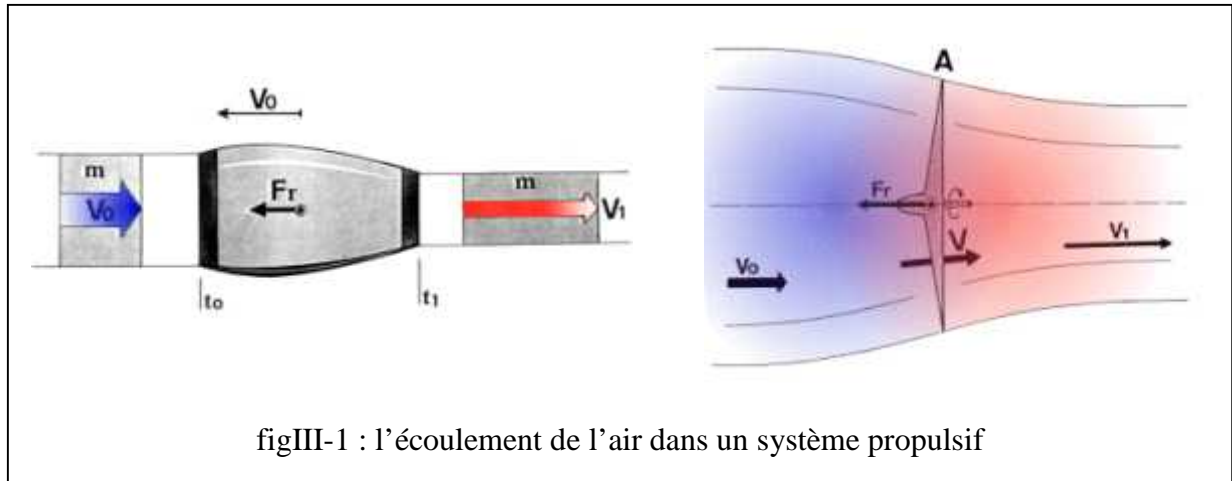
$$\boxed{\mathbf{F} = \mathbf{m.dv}/\mathbf{dt} = \mathbf{m.G}} \dots\dots\dots [\text{III-25}]$$

Avec:

\mathbf{G} = \mathbf{dv}/\mathbf{dt} = accélération ($\mathbf{m/s}^2$ ou $\mathbf{m/s/s}$)

III. 2.2. Le Phénomène Propulsif :

Soit un système propulsif \mathbf{Q} (figIII-1) (\mathbf{Q} pour "Quelconque" : réacteur simple ou double flux, propfans, hélice carénée ou non, moteur-fusée, ... etc.). \mathbf{Q} se déplace à une vitesse $\mathbf{V_0}$ et est traversé par un flux d'air de masse \mathbf{m} qui met un temps ($\mathbf{t_1 - t_0}$) pour traverser le système. Le flux d'air ressort du système \mathbf{Q} à la vitesse $\mathbf{V_1}$ (pour le moteur fusée, $\mathbf{V_0} = 0$. Le flux d'air n'étant pas prélevé dans l'environnement, sa vitesse d'entrée par rapport à \mathbf{Q} est nulle).



figIII-1 : l'écoulement de l'air dans un système propulsif

Ainsi, par rapport à **Q**, la masse d'air **m** subit, durant son passage à travers le système, un accroissement de vitesse de **V0** à **V1**. En d'autres termes, une force **F** lui est appliquée durant toute la durée de ce passage. Cette action implique automatiquement une force de réaction **Fr** de la masse **m** sur le système **Q** (voir dessin ci dessus), tel que :

$$\mathbf{Fr} = - \mathbf{F} \text{ (1er principe de Newton).}$$

Pour le calcul de la force **F** à appliquer pour accélérer la masse d'air de la vitesse **V0** à **V1**, on applique le troisième principe de Newton, soit :

$$\mathbf{F} = \mathbf{m} \cdot \mathbf{dv}/\mathbf{dt} \Leftrightarrow \mathbf{F} \cdot \mathbf{dt} = \mathbf{m} \cdot \mathbf{dv} \dots\dots\dots [\text{III-26}]$$

dt : intervalle de temps (**t1 - t0**).

dv : différence de vitesse (**V1 - V0**) entre l'entrée et la sortie du système.

La relation devient donc:

$$\mathbf{F} \cdot (\mathbf{t1-t0}) = \mathbf{m} \cdot (\mathbf{V1-V0}) \dots\dots\dots [\text{III-27}]$$

Autrement dit, la variation d'impulsion :

$$\mathbf{F} \cdot (\mathbf{t1-t0}) \dots\dots\dots [\text{III-28}]$$

est égale à la variation de la quantité de mouvement :

$$\boxed{\mathbf{m} \cdot (\mathbf{V1} - \mathbf{V0})} \dots\dots\dots [\text{III-29}]$$

Cette relation peut encore se transformer :

$$\boxed{\mathbf{F} = \frac{\mathbf{m}}{(t1-t0)} \cdot (\mathbf{V1}-\mathbf{V0})} \dots\dots\dots [\text{III-30}]$$

Sachant que $(t1 - t0)$ est le temps mis par la masse d'air \mathbf{m} pour traverser le système \mathbf{Q} , $\mathbf{m}/(t1 - t0)$ est donc le débit massique d'air noté \mathbf{m}° (kg/s).

Ce faisant :

$$\boxed{\mathbf{F} = \mathbf{m}^\circ \cdot (\mathbf{V1}-\mathbf{V0}) = -\mathbf{Fr}} \dots\dots\dots [\text{III-31}]$$

Indiquant par là que \mathbf{Fr} est dirigée dans le sens opposé au flux d'air. Si l'on veut considérer \mathbf{Fr} selon le sens du vol, il suffit d'en changer le signe et l'on aura alors l'équation fondamentale de la propulsion à réaction (que ce soit celle à hélice ou celle du moteur dit "à réaction") :

$$\boxed{\mathbf{Fr} = \mathbf{m}^\circ \cdot (\mathbf{V1}-\mathbf{V0})} \dots\dots\dots [\text{III-32}]$$

III. 2.3. Le Rendement Propulsif :

Ce dernier se différencie du rendement hélice proprement dit en ce qu'il ne comporte pas les pertes dues à la traînée des profils d'hélice, ni celles dues à la mise en rotation du flux d'air traversant l'hélice (celles que récupère en partie l'hélice contra-rotative). Le rendement hélice \mathbf{Rh} est le produit du rendement propulsif \mathbf{Rp} par le "rendement de forme" \mathbf{Rf} .

Le "rendement de forme" n'a pas d'autre fonction que de signifier qu'il y a des pertes "pratiques" (c'est à dire découlant du passage de la théorie à la pratique, et donc de la mise en "forme" de la théorie : présence des pales qui traînent, qui tourbillonnent en extrémité, du profil qui n'est pas sans épaisseur, de la matière dont les molécules accrochent les molécules de l'air, de l'air lui-même qui n'est pas parfait, etc... etc...).

$$\boxed{\mathbf{R_h = R_p \cdot R_f}} \dots\dots\dots [\text{III-33}]$$

Le rendement propulsif se définit comme étant le rapport entre la puissance utilisée effectivement pour la propulsion d'un avion donné, **Pu**, et la puissance disponible, **Pd**, à la sortie du propulseur (accroissement d'énergie cinétique d'un débit massique de gaz par le système propulsif).

Rp = Pu/Pd = Puissance utile/Puissance disponible

avec:

Pu = Fr.V0 = force de propulsion x vitesse de vol.

Pd = différence de puissance cinétique entre l'entrée et la sortie du

propulseur (accroissement d'énergie cinétique des gaz).



$$\boxed{\begin{aligned} \mathbf{P_d} &= (1/2 \cdot m \cdot V_1^2) - (1/2 \cdot m \cdot V_0^2) \\ \mathbf{P_d} &= 1/2 \cdot m \cdot (V_1^2 - V_0^2) \end{aligned}} \dots\dots\dots [\text{III-33}]$$

comme :

[III-32] **Fr = m . (V1-V0)**

on a:

$$\mathbf{Pu} = \mathbf{m}^\circ \cdot (\mathbf{V}_1 - \mathbf{V}_0) \cdot \mathbf{V}_0 \quad \dots\dots\dots [\text{III-34}]$$

d'où

$$\mathbf{Rp} = \mathbf{Pu}/\mathbf{Pd} = [\mathbf{m}^\circ \cdot (\mathbf{V}_1 - \mathbf{V}_0) \cdot \mathbf{V}_0] / [1/2 \cdot \mathbf{m}^\circ \cdot (\mathbf{V}_1^2 - \mathbf{V}_0^2)]$$

$$\mathbf{Rp} = [2 \cdot (\mathbf{V}_1 - \mathbf{V}_0) \cdot \mathbf{V}_0] / [(\mathbf{V}_1 - \mathbf{V}_0) \cdot (\mathbf{V}_1 + \mathbf{V}_0)] = (2 \cdot \mathbf{V}_0) / (\mathbf{V}_1 + \mathbf{V}_0)$$

$$\mathbf{Rp} = \frac{2}{1 + \frac{\mathbf{V}_1}{\mathbf{V}_0}} \quad \text{ou encore,} \quad \mathbf{Rp} = \frac{1}{1 + \frac{(\mathbf{V}_1 - \mathbf{V}_0)}{2\mathbf{V}_0}} \quad \dots\dots\dots [\text{III-35}]$$

Cette relation simple montre clairement que le rendement propulsif **Rp** est d'autant meilleur que la vitesse du jet de propulsion **V₁** est proche de la vitesse de vol **V₀**.

Toutefois, si on veut que **V₁** soit proche de **V₀** pour obtenir de bons rendements, la relation :

$$\mathbf{Fr} = \mathbf{m}^\circ \cdot (\mathbf{V}_1 - \mathbf{V}_0)$$

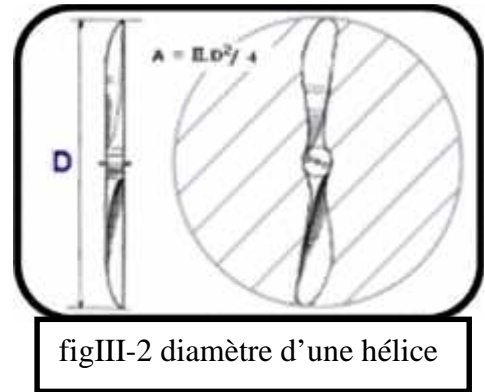
démontre qu'il faut alors augmenter le premier terme **m[°]** (le débit massique) par augmentation de section utile, si l'on ne veut pas voir la force propulsive **Fr** s'effondrer.

Il est facile ici de mesurer l'effet décisif que revêt le diamètre d'un système propulseur sur son rendement propulsif. Cela explique aussi l'évolution des réacteurs dont les diamètres n'ont cessé de croître pour des raisons d'économie de carburant depuis le simple flux jusqu'aux prop-fans qui ne sont rien d'autres que des hélices dont on savait déjà dans les années trente qu'elles permettaient, lorsqu'elles étaient contra-rotatives, d'atteindre des rendements propulsifs dépassant 95%. (Cf encadrés Microjet et Tupolev)

III. 2.4. L'Hélice Et Son Flux D'air :

On démontre que l'augmentation de vitesse à travers l'hélice se fait pour moitié devant le disque hélice, d'aire:

$$A = \pi D^2/4 \dots\dots\dots [III-36]$$



Et pour moitié derrière ce disque.

La vitesse d'entrée de l'air dans l'hélice est donc de :

$$V = (V_0 + V_1)/2 \dots\dots\dots [III-37]$$

Par ailleurs, le débit massique m° à travers l'hélice étant :

$$m^\circ = r.A.V = r.A.(V_0 + V_1)/2 \dots\dots\dots [III-38]$$

Avec:

r : masse spécifique de l'air = 1,225 kg/m³ au sol.

La formule de la force de traction hélice (de réaction) :

$$Fr = m^\circ . (V_1 - V_0) \dots\dots\dots [III-39]$$

devient :

$$Fr = r.A.(V_0 + V_1)/2 . (V_1 - V_0)$$

$$\mathbf{Fr} = 1/2 \cdot r \cdot \mathbf{A} \cdot (\mathbf{V}_1^2 - \mathbf{V}_0^2)$$

$$\mathbf{Fr} = 1/2 \cdot r \cdot \mathbf{A} \cdot \mathbf{V}_0^2 \cdot ((\mathbf{V}_1/\mathbf{V}_0)^2 - 1)$$

Toutefois, **Fr** est aussi égale à la différence de pression "**Dp**" entre les deux faces du disque hélice, que multiplie la surface **A** de ce disque.

$$\mathbf{Fr} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{Dp} \quad \dots\dots\dots [\text{III-40}]$$

d'où $\mathbf{Dp} = \mathbf{Fr} / \mathbf{A}$

ce qui donne avec la dernière formule de Fr:

$$\mathbf{Dp} = 1/2 \cdot r \cdot \mathbf{V}_0^2 \cdot ((\mathbf{V}_1/\mathbf{V}_0)^2 - 1) \quad \dots\dots\dots [\text{III-41}]$$

D'où l'on peut tirer:

$$\begin{aligned} ((\mathbf{V}_1/\mathbf{V}_0)^2 - 1) &= \mathbf{Dp} / (1/2 \cdot r \cdot \mathbf{V}_0^2) \\ ((\mathbf{V}_1/\mathbf{V}_0)^2 - 1) &= (\mathbf{Fr}/\mathbf{A}) / (1/2 \cdot r \cdot \mathbf{V}_0^2) \end{aligned} \quad \dots\dots\dots [\text{III-42}]$$

Soit :

$$(\mathbf{V}_1/\mathbf{V}_0) = [(\mathbf{Fr}/\mathbf{A}) / (1/2 \cdot r \cdot \mathbf{V}_0^2) + 1]^{0.5} \quad \dots\dots\dots [\text{III-43}]$$

On peut remplacer, dans la formule du rendement propulsif, $(\mathbf{V}_1/\mathbf{V}_0)$ par le second terme de la relation précédente :

$$\mathbf{Rp} = 2 / (1 + \mathbf{V}_1/\mathbf{V}_0) \quad \dots\dots\dots [\text{III-44}]$$

Devient alors :

$$R_p = \frac{2}{1 + \sqrt{\frac{Fr/A}{1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2} + 1}} \dots\dots\dots [III-45]$$

III. 2.5 Les Paramètre Hélice :

L'hélice dont le rôle est de transformer une puissance du moteur en une traction destinée à vaincre la trainée aérodynamique d'un avion, se trouve donc confrontée à un certain nombre de paramètres qu'elle devra transformer et marier. Parmi ces paramètres, il faut retenir.

- * La puissance P du moteur ou encore son couple **Cm**.
- * le régime moteur **N**.
- * la vitesse d'avancement de l'avion **V**.
- * la densité de l'air à l'altitude considérée.
- * la traction **T** résultante.
- * le diamètre **D** de l'hélice,
- * l'angle β de calage de l'hélice.

En tout, sept variables que l'analyse dimensionnelle permet heureusement de regrouper pour en réduire le nombre à quatre, ce qui représente évidemment une simplification, notoire. Ces quatre paramètres résultants sont les suivants :

- le coefficient de puissance C_p .
- Le coefficient de traction C_t
- Le coefficient d'avancement J .
- L'angle de calage β qui est conservé. Tels que :

$$\boxed{C_p = P / (\rho \cdot N^3 \cdot D^5)} \dots\dots\dots [III-46]$$

$$\boxed{C_t = T / (\rho \cdot N^2 \cdot D^4)} \dots\dots\dots [III-47]$$

$$\boxed{J = V / (N \cdot D)} \dots\dots\dots [III-48]$$

Avec :

P : puissance absorbée (W) .

N : régime moteur **en** tours/s.

D : diamètre hélice (m)

ρ : masse spécifique de l'air (kg/m³) .

T : traction (N).

V : vitesse d'avancement (m/s)

III. 2.6. Rendement Hélice Rh :

Le rendement hélice est défini comme le rapport entre la puissance utile au vol (Pu) **et la** puissance sur arbre (P) injectée dans l'hélice par le moteur. La puissance Pu est égale à la traction hélice T multipliée par la vitesse d'avancement :

$$\boxed{P_u = T \cdot V} \dots\dots\dots [III-49]$$

D'où $R_h = \frac{P_u}{P} = \frac{(T \cdot V)}{P}$
 $= \frac{(\rho \cdot C_t \cdot N^2 \cdot D^4 \cdot V)}{(\rho \cdot C_p \cdot N^3 \cdot D^5 \cdot V)}$
 $= (C_t \cdot J) / C_p$ d'où :

$$\boxed{R_h = (C_t / C_p) \cdot J} \dots\dots\dots [III-50]$$

III. 2.7. Le Diamètre Maximum En Fonction Du Régime :

En générale le moteur étant déjà choisi, on dispose d'emblée de **P** (la puissance) et de **N** (le régime). Ce dernier donne un diamètre maximum. Compte tenu du fait que la vitesse en bout de pale ne doit pas dépasser Mach 0,75 soit 250 m/s.

$$\boxed{D_{\max} = 250 / (0.75 \cdot N)} \dots\dots\dots \text{[III-51]}$$

D_{max} en m

N en t/s.

À moins que ce ne soit la garde au sol qui limite le diamètre hélice. Ce faisant, on pourra Calculer le Cp nécessaire en fonction des paramètres dont on dispose déjà.

III. 2.8. La Combinaison Moteur-Hélice :

Les itérations successives imposées par la non-connaissance du rendement et de la vitesse de vol, se double d'une autre obligation imposé celle-là par la non-connaissance du régime de rotation de l'hélice qui, lui aussi, va influencer considérablement sur les rendements.

En effet, une hélice ne fonctionne pas isolément et pour elle-même, et le nécessaire accouplement qui la lie au moteur implique (on l'oublie trop souvent) :

a) d'une part que le régime de sortie du moteur N_m est égale au régime hélice N : N_m=N.

b) et d'autre part que la puissance de sortie du moteur P_m est égale à la puissance absorbée par l'hélice P ; P_m=P.

Une nouvelle problématique se met en place ici, qui est celle du régime d'équilibre, régime qu'il est impératif de connaître Car de lui dépend à la fois la puissance fournie par le moteur ainsi que la résistance que lui oppose l'hélice. Or nouveau cercle vicieux, la connaissance de ces deux paramètres est impérative pour pouvoir calculer le régime. Pour

adapter Correctement une hélice à l'aérodynamique d'un avion, la seule connaissance des caractéristiques hélices n'est donc pas suffisante. Encore faut-il connaître les caractéristiques moteur, et selon que l'on envisagera d'installer un turbopropulseur, un 4-temps ou un 2-temps rapide, suralimenté ou non, l'adaptation qui en découler aura chaque Lois ses propres spécificités.

III. 2.9. Le Régime D'équilibre :

Ce dernier étant fonction à la fois de la puissance Pm fournie par la moteur et de la résistance en rotation de l'hélice. C'est à dire de la puissance P qu'elle absorbe, ce régime variera chaque fois que varieront puissance et résistance, qui elles-mêmes varient lorsque varie la vitesse d'avancement de l'avion. Il faudra donc construire une courbe (ou du moins un tableau) des variations de régime en fonction de la vitesse d'avancement. Comme nous l'avons déjà dit, le montage de l'hélice sur le moteur implique l'égalité des régimes hélice et moteur : Nm = N = Ne (Ne = régime d'équilibre).

Et l'égalité des puissances (fournies et absorbées) : Pm=P

Pm étant égal à :

$$P_m = 2 \cdot N_m \cdot C_m \dots\dots\dots [III-52]$$

Et P étant égal à :

$$P = C_p \cdot N^3 \cdot D^5 \dots\dots\dots [III-53]$$

L'égalité Pm=P entraine :

$$2 \cdot N_m \cdot C_m = C_p \cdot N^3 \cdot D^5$$

D'où :

$$N_e = [(2 \cdot C_m) / (C_p \cdot N^3 \cdot D^5)]^{1/2} \dots\dots\dots [III-54]$$

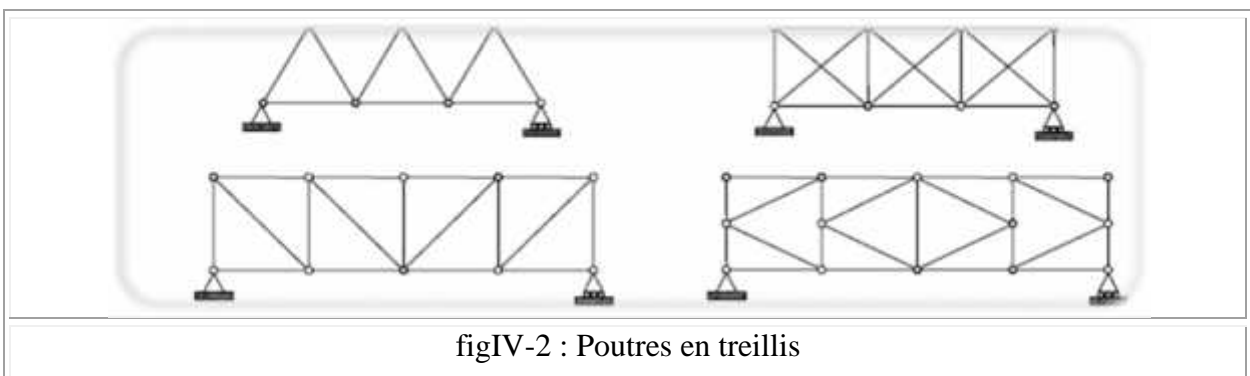
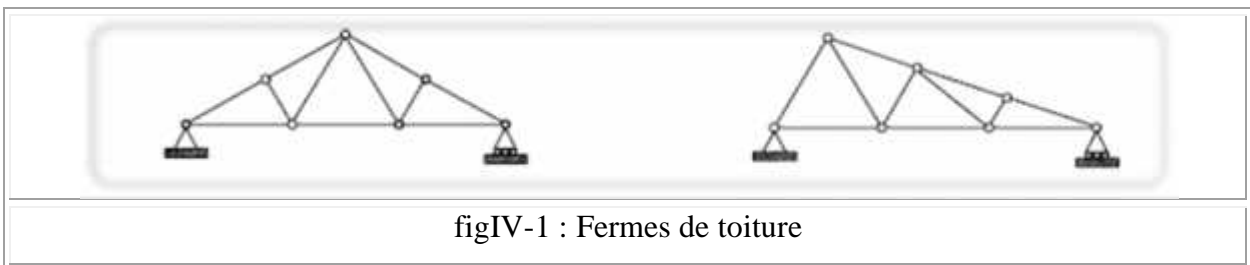
N'étant le régime d'équilibre du système hélice/moteur pour un couple moteur donné et un diamètre **D** et des caractéristiques hélices Cp=f(J,) données.

IV. 1. LES TREILLIS PLANS : [VII]

IV. 1.2. Définition :

Les treillis plans sont des structures portantes stables planes formées essentiellement de barres bi-articulées assemblées les unes aux autres à leurs extrémités en des points de rencontre appelés nœuds. Ces treillis (appelés aussi triangulations ou structures réticulées) sont souvent réalisés en acier, en aluminium ou en bois; leur principal avantage est la légèreté. Ils sont utilisés pour les ponts, les toitures de halls et de bâtiments, les engins de levage divers, etc.

Ces treillis ne peuvent évidemment être chargés que dans leur plan et des dispositifs doivent empêcher tout mouvement éventuel hors de ce plan (déversement du treillis).
Exemples de treillis plans

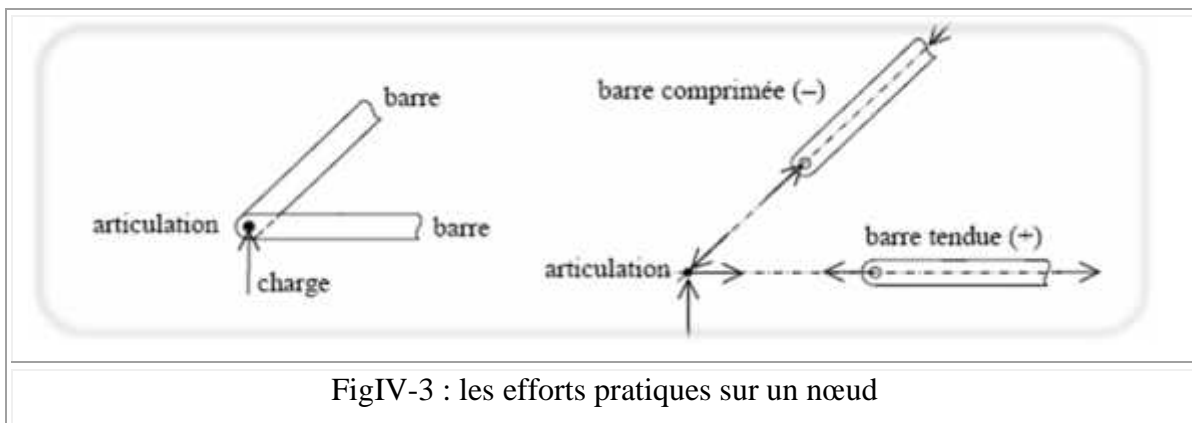


IV. 1.2. Le Calcul Des Treillis :

Pour le calcul des treillis, on émet les hypothèses suivantes:

- les nœuds sont des articulations parfaites (symbole : un petit cercle);
- les axes des barres sont parfaitement concourants (pas d'excentricité);
- les charges sont supposées agir exclusivement aux nœuds (le poids des barres est alors remplacé par deux forces appliquées à leurs nœuds d'extrémité).(figIV-3)

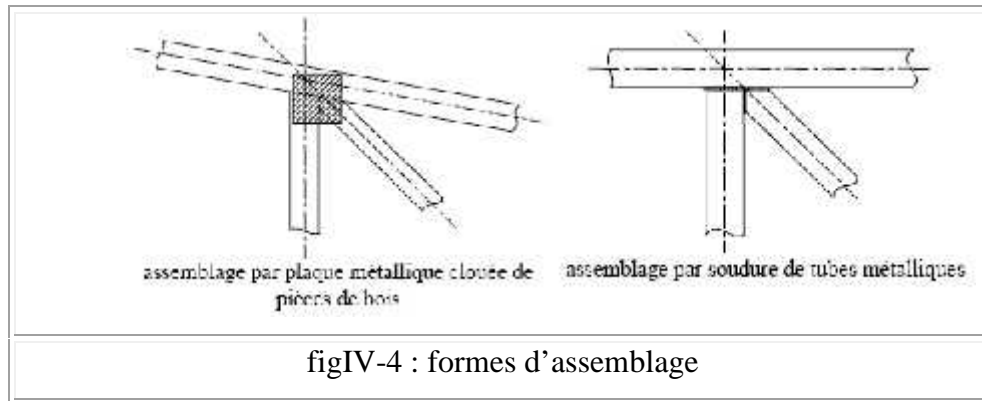
Il résulte de ces hypothèses que les barres des treillis sont soumises uniquement à des efforts axiaux de traction (+) ou de compression (-)



La résolution d'un treillis comportera donc, outre la détermination des réactions d'appui, le calcul des efforts dans toutes les barres.

En pratique, s'il est possible, bien souvent, de réaliser des structures à axes concourants et d'appliquer les charges aux nœuds (sauf le poids propre) par des dispositions constructives adéquates, ces nœuds sont loin d'être des articulations .

En effet, les barres sont reliées plus ou moins rigidement entre elles pour des raisons d'exécution pratique, ce qui crée plutôt un certain encastrement des barres les unes sur les autres.

Exemples :

L'expérience et la conduite de calculs précis ont cependant montré que dans les constructions en treillis réelles, si :

- les axes sont concourants,
- les charges, autres que le poids propre, sont transmises aux nœuds exclusivement, - les dispositifs de liaisons aux nœuds sont peu encombrants,
- les barres sont élancées (c'est-à-dire de dimensions transversales petites vis à vis de leur longueur),

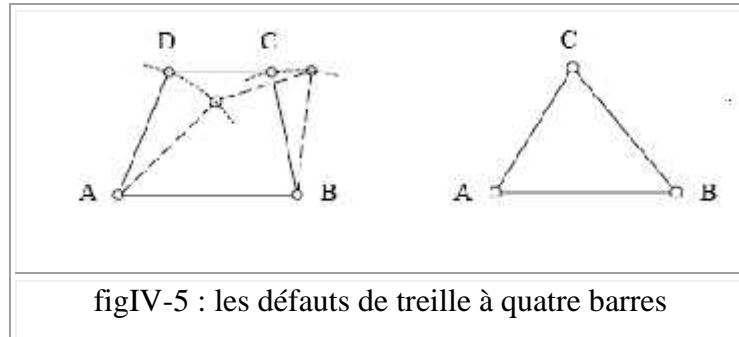
Les efforts calculés sur base de l'hypothèse d'articulations parfaites seront très voisins des efforts réels et constitueront une approximation suffisante dans la plupart des cas pratiques. Par contre, des efforts secondaires importants (notamment des moments) peuvent prendre naissance dans les barres, si les charpentes ne sont pas réalisées comme décrit ci-avant.

IV. 1.3. Conception Des Treilles Plans :

Un treillis doit évidemment constituer une structure stable qui ne se dérobera pas lors de l'application des charges. Si on considère un treillis fait de quatre barres articulées les unes aux autres (quadrilatère), on s'aperçoit, sans peine, que ce système n'est pas stable : c'est un mécanisme qui peut changer complètement de forme.

Il en serait de même de tout treillis polygonal de plus de quatre barres.

Par contre, un triangle formé de trois barres articulées constitue une structure stable ne pouvant pas s'aplatir (figIV-5).



figIV-5 : les défauts de treille à quatre barres

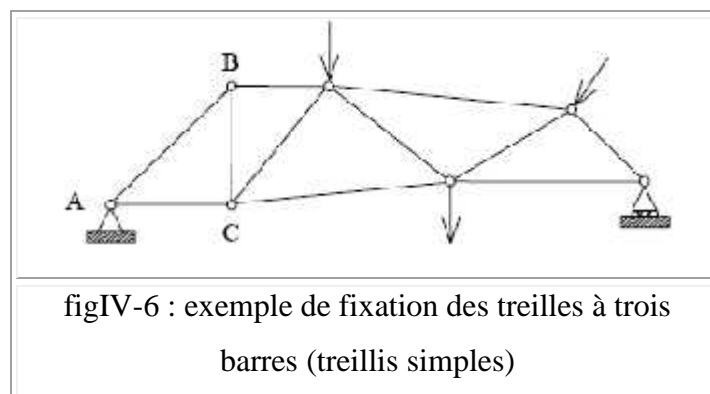
Ce treillis extrêmement simple est dit «rigide» car, aux variations de longueur des barres près, la position relative des nœuds A, B, C ne peut pas changer. (figIV-5).

Ces variations de longueurs des barres sous les charges, étant généralement très faibles comparées aux dimensions de l'ensemble, le triangle est donc très peu déformable et il servira de cellule de base pour la constitution de treillis de plus grande dimension.

En effet, si nous partons d'une cellule élémentaire rigide ABC, et qu'on lui ajoute ensuite deux nouvelles barres pour chaque nouveau nœud, on agrandit ainsi la construction tout en lui conservant son caractère «rigide».

Il suffit alors de fixer cette triangulation dans son plan par trois blocages à l'aide d'articulation simple, appui à rouleau ou bielles, pour obtenir une structure apte à recevoir des charges.

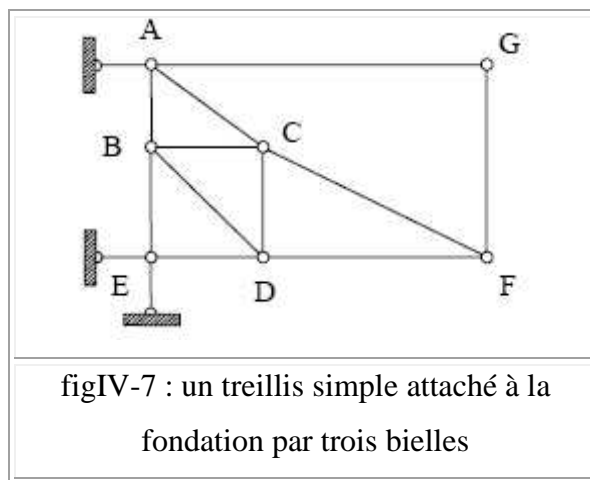
Exemple :



figIV-6 : exemple de fixation des treilles à trois barres (treillis simples)

Les treillis formés suivant cette règle s'appellent treillis ou triangulations simples. (figIV-6)

Il faut noter qu'un treillis simple n'est pas nécessairement constitué de triangles juxtaposés. Par exemple, en partant du triangle ABC et en ajoutant successivement les nœuds D, E, F et G en les reliant au reste, chacun par deux barres, on obtient le treillis simple suivant, qui a été attaché à la fondation par trois bielles (figIV-7) :

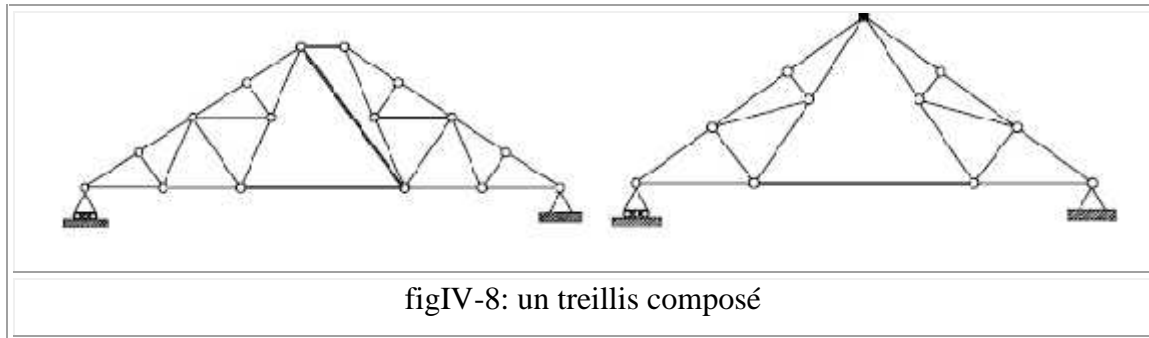


A l'inverse, tout treillis constitué de triangles n'est pas nécessairement un treillis simple.

Pour le vérifier, il suffit de partir d'un triangle et d'ajouter autant de fois que possible un nœud et deux barres. Si on n'arrive pas à reconstituer le treillis par cette règle, ce n'est pas une triangulation simple. (figIV-8)

Lorsqu'on n'est pas en présence d'un treillis simple, il peut s'agir de ce qu'on appelle un treillis composé.

Les treillis composés sont obtenus en assemblant plusieurs triangulations simples, de manière à former un tout stable qui peut être relié par des appuis classiques à la fondation. Par exemple, deux treillis simples reliés entre eux par un nœud et une barre ou par trois barres non concourantes ni parallèles, forment un treillis composé



On vérifiera aisément que la règle de construction des treillis simples n'est pas satisfaite pour les treillis composés !

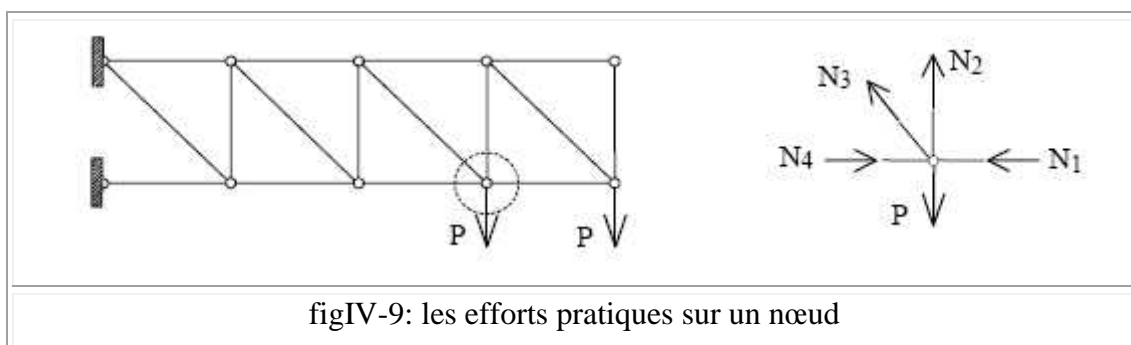
IV. 1.4. Critère D'Isostaticité :

Résoudre un treillis par la statique, c'est rechercher, à l'aide des seules équations d'équilibre, les efforts dans toutes les barres et les réactions d'appui.

Si un treillis comporte \mathbf{b} barres et \mathbf{r} réactions en ces appuis, il y aura donc $\mathbf{b} + \mathbf{r}$ inconnues à déterminer.

D'un autre côté, pour qu'un treillis soit en équilibre, il faut que chacun de ses nœuds le soit également. On est donc amené à exprimer l'équilibre de nœuds, c'est-à-dire pour chaque nœud:

- l'isoler du treillis en coupant les barres qui y aboutissent;
- indiquer les charges directement appliquées au nœud et extérioriser les efforts normaux agissant dans les barres au droit des coupures;
- écrire les équations d'équilibre du nœud, c'est-à-dire du système de forces coplanaires qui le sollicitent.



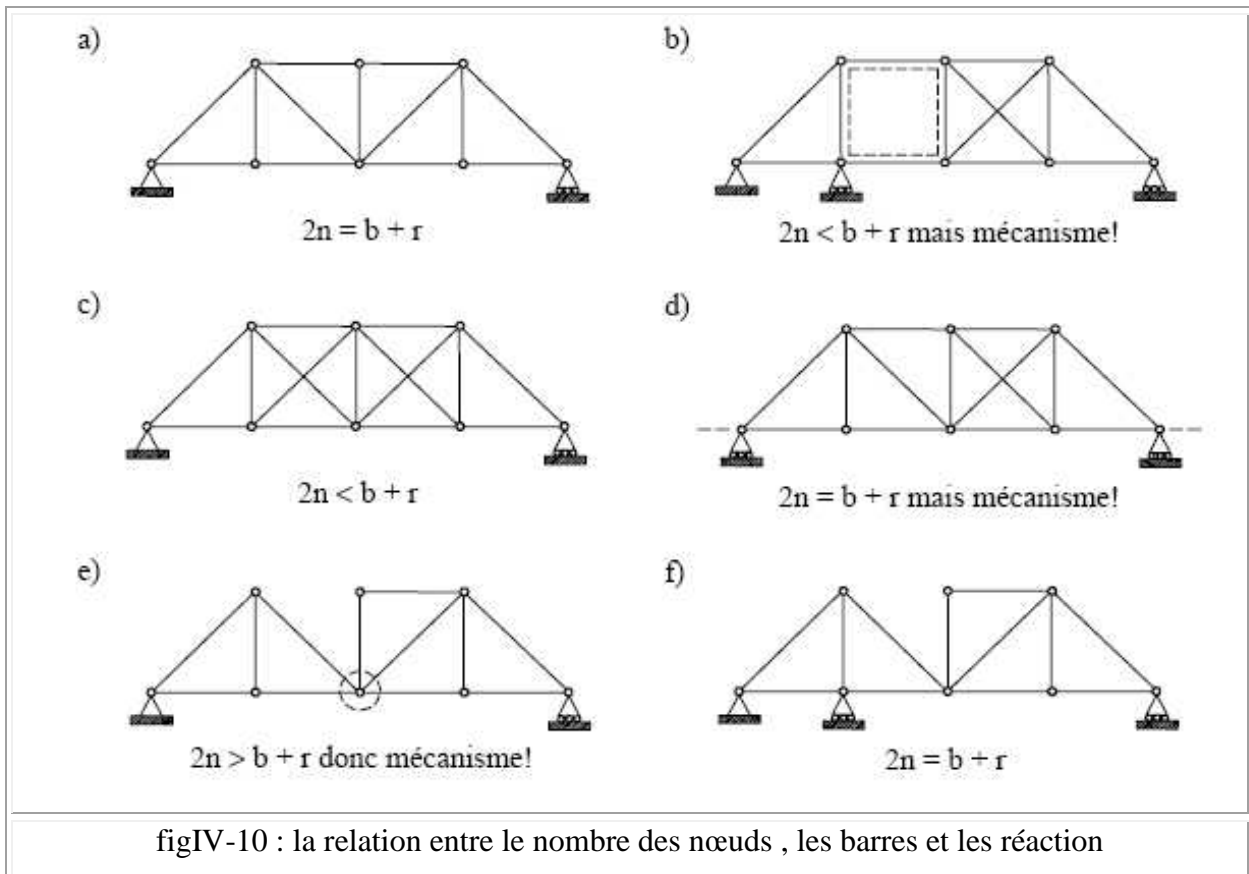
Comme les forces sont concourantes à chaque nœud, l'équation d'équilibre en rotation prise par rapport au nœud est identiquement satisfaite et seules subsistent, pour chaque nœud, les deux équations d'équilibre en translation $F_x = 0$ et $F_y = 0$.

Si le treillis comporte n nœuds, on pourra donc écrire $2n$ équations d'équilibre statique.

Pour qu'un treillis soit isostatique (c'est-à-dire calculable par les seules équations d'équilibre de la statique), il sera donc nécessaire que l'on ait : $b + r = 2n$, ce qui est l'expression du critère d'isostaticité globale (intérieure et extérieure).

- Si $b + r > 2n$, il y a trop d'inconnues par rapport aux équations disponibles en statique; il faudra des relations supplémentaires pour résoudre ce cas : on dit, dans ce cas, que le treillis est hyperstatique (globalement). [figIV-10 (b) et (c)]
- Si $b + r < 2n$, il n'y a pas assez d'inconnues, on a affaire à un mécanisme.[figIV-10 (e)]

Il faut souligner que les conditions $b + r = 2n$ et $b + r > 2n$ ne sont pas suffisantes pour assurer la raideur de l'ensemble de la structure ! Dans certains cas, quoique ces conditions soient satisfaites, une disposition malheureuse des barres ou du mode d'attache à la fondation conduit à des mécanismes, comme le montrent les exemples [figIV-10 (b) et (d)] ci-dessous :

**Remarque:**

Pour concevoir un treillis simple, on part d'une cellule triangulaire de base pour laquelle $b = 3$ et $n = 3$ et on ajoute successivement x nœuds, fixés au total par $2x$ barres; on obtient ainsi une triangulation simple comportant $n = (3 + x)$ nœuds et $b = (3 + 2x)$ barres.

En éliminant x entre ces deux équations, il vient:

$$b = 3 + 2 \cdot (n - 3) = 2n - 3 \text{ ou } b + 3 = 2n.$$

En comparant cette dernière relation au critère d'isostaticité globale $b + r = 2n$, on voit que:

- pour qu'un treillis simple soit isostatique globalement, il est nécessaire que ses appuis n'introduisent que trois inconnues;
- tout treillis simple est isostatique intérieurement;
- si l'on ne désire contrôler que l'isostaticité intérieure d'une triangulation, c'est-à-dire sa stricte rigidité, indépendamment des appuis, il suffit que $b + 3 = 2n$.

IV. 1.5. Equilibre Successifs Des Nœuds :

Cette méthode consiste à faire le schéma rendu libre d'un premier nœud et d'écrire les deux équations exprimant son équilibre. Sur base des résultats obtenus par la résolution de ce premier système d'équations, on écrit l'équilibre d'un deuxième nœud puis d'un troisième et ainsi de suite pour obtenir les efforts dans toutes les barres.

Dans cette méthode, on comprendra aisément qu'il faut disposer d'un premier nœud où n'aboutissent que deux barres afin de n'introduire que deux inconnues puisque l'on n'a que deux équations (c'est toujours le cas dans les triangulations simples) et ensuite, il faut également que, pour tout nœud suivant, il n'y ait jamais plus de deux efforts inconnus à trouver. Ce sont ces deux critères qui vont gouverner le choix du nœud de départ puis de l'ordre suivant lequel on va progresser dans le treillis.

Signalons que souvent, il est utile de calculer, au préalable, les réactions d'appui par équilibre de tout le treillis.

Remarque:

- dans les schémas rendus libres des nœuds, il est commode de dessiner du début à la fin des calculs, des efforts de traction dans toutes les barres; alors, automatiquement, les résultats avec le signe (+) indiqueront une traction et ceux avec le signe (-) une compression puisque l'on utilise la convention : «les tractions sont positives»;

- compte tenu du paragraphe précédent, les résultats provenant de l'équilibre d'un nœud devront être utilisés avec leur signe dans les équations exprimant l'équilibre d'un nœud suivant;

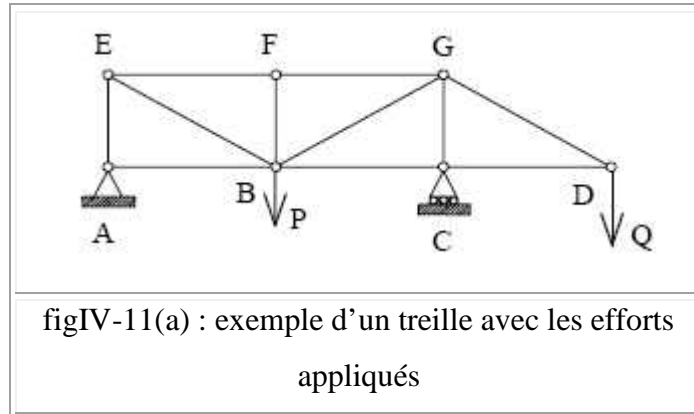
- les axes x et y suivant lesquels sont écrites les équations d'équilibre des nœuds sont arbitraires; ils ne représentent pas nécessairement l'horizontale et la verticale et seront choisis en fonction des inconnues à trouver;

- on peut contrôler les calculs graphiquement en traçant le polygone fermé des forces agissant en un nœud. On commence par les forces connues, puis on dessine les parallèles aux barres où les efforts sont inconnus pour les obtenir en sens et intensité;

- il est clair qu'au dernier nœud, les équations d'équilibre devront être

automatiquement satisfaites et que cela pourra servir de contrôle final.

Exemple:



- après le calcul des réactions d'appui R_A et R_C , la résolution peut commencer par le nœud A, et se poursuivre, dans l'ordre, par les nœuds E, F, B, C, G; le contrôle se fera avec le nœud D.

$$N_{AB} = 0$$

$$N_{AE} - R_A = 0$$

d'où $N_{AE} = R_A$

$$N_{EF} + N_{EB} \cos \alpha = 0$$

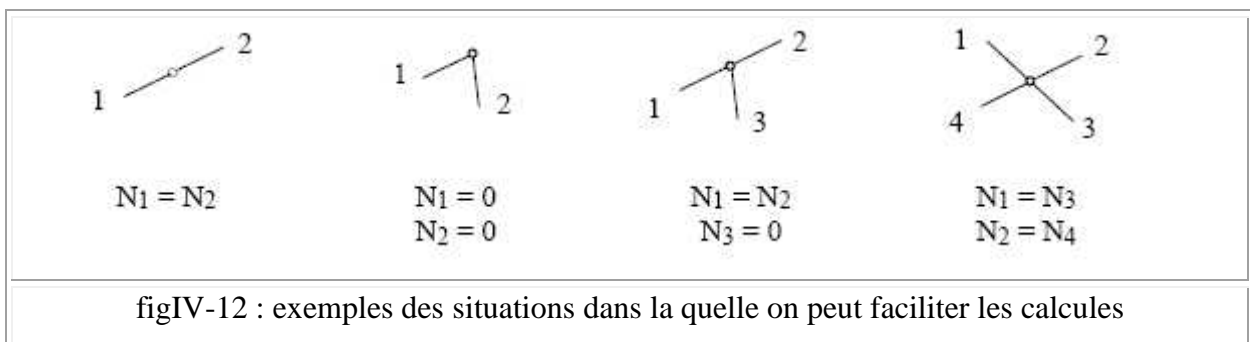
$$-N_{AE} - N_{EB} \sin \alpha = 0$$

d'où $N_{EB} = -R_A / \sin \alpha$
et $N_{EF} = R_A \cos \alpha / \sin \alpha$
etc...

figIV-11(b) : analyser les efforts de figIV-11(a)

IV. 1.5.1. Situations Particulières :

Dans tout treillis, et avant tout calcul, il est utile de procéder à la recherche de nœuds non chargés de forces extérieures qui pourraient se trouver dans l'une des situations particulières mentionnées ci-dessous. Dans ces situations, on peut, à l'aide des équations d'équilibre de projection des nœuds (dans la direction ou perpendiculairement aux barres), démontrer facilement que certains efforts sont nuls, et d'autres égaux deux à deux :



Si tel est le cas, la résolution du treillis s'en trouvera facilitée, notamment parce que toute barre à effort nul peut être considérée comme inexistante lors du calcul .

Il est à noter que les barres à effort nul ne sont pas inutiles : elles peuvent être sollicitées lors d'une autre mise en charge du treillis ou bien servir à diminuer la longueur dite «de flambement» d'autres barres comprimées.

IV. 1.5.2. Equilibre Simultané De Tous Les Nœuds :

En suivant le raisonnement du critère d'isostaticité globale, on peut donc, en exprimant l'équilibre d'un treillis isostatique, aboutir à un système de $2n$ équations linéaires à $2n$ inconnues.

Il est clair que la solution de ce système fournira toutes les réactions d'appui et tous les efforts dans les barres.

Le système d'équations peut toujours se mettre sous forme matricielle : $[A] \{R\} = \{P\}$ où $\{R\}$ est le vecteur regroupant les $(r + b)$ inconnues du treillis.

Cette méthode est générale, mais très lourde à appliquer manuellement.

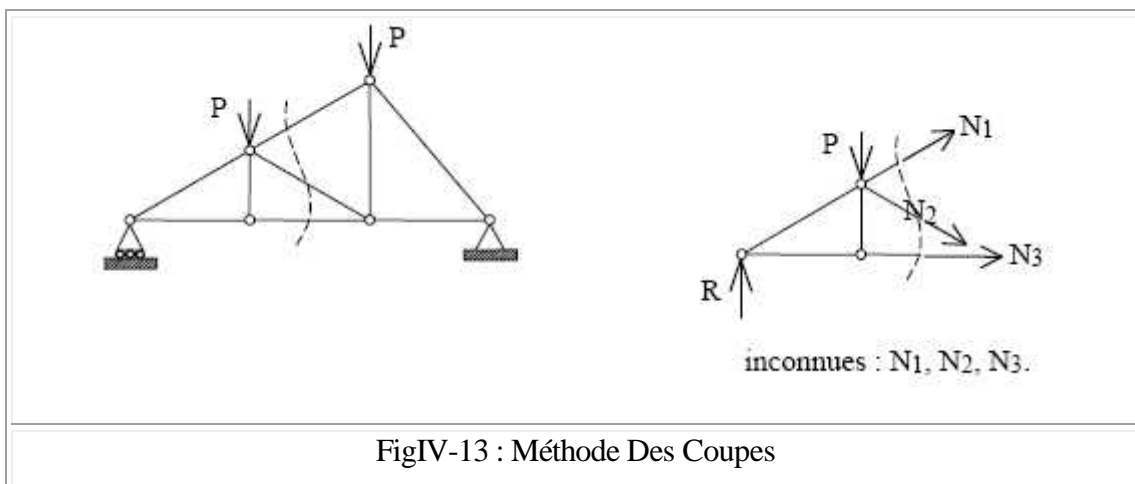
Il est à signaler que, lorsque le treillis n'est pas stable, la matrice $[A]$ est singulière.

IV. 1.5.3. Equilibre D'un Morceau De Treille (Méthode Des Coupes) :

La recherche d'efforts dans des barres peut aussi se faire à l'aide du principe de la coupe. En effet, sectionnons un treillis en deux morceaux bien distincts et, sur base du schéma rendu libre d'un des fragments, écrivons les trois équations d'équilibre du plan.

Si d'éventuelles réactions d'appui ont été calculées au préalable par l'équilibre de tout le treillis, alors les efforts dans trois barres coupées (ni parallèles, ni concourantes) pourront être calculés.

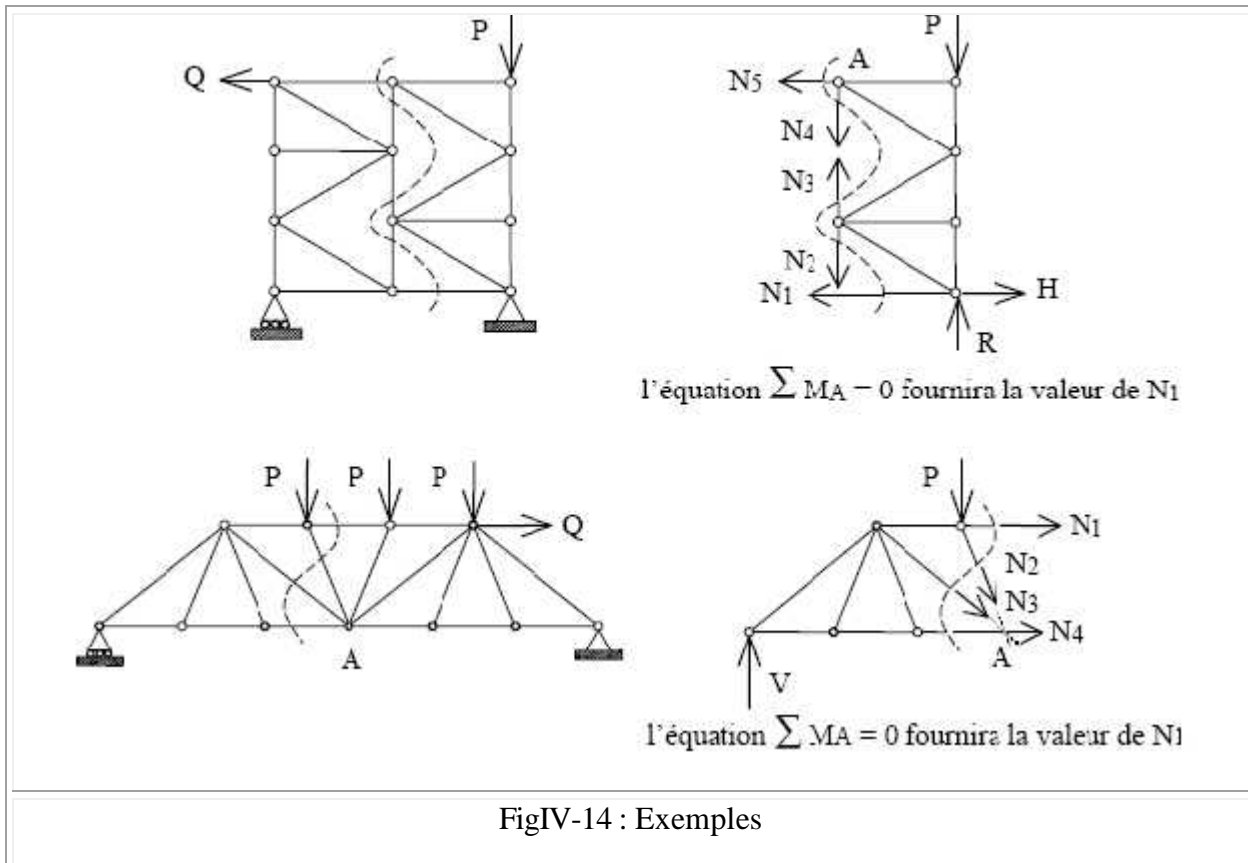
La coupe idéale est donc celle qui ne sectionne que trois barres : elle s'appelle coupe simple ou coupe de RITTER : elle permet de calculer directement un, deux ou maximum trois efforts.



FigIV-13 : Méthode Des Coupes

En fait, on arrive au même résultat si on effectue une coupe dans n barres (avec $n > 3$), à condition de connaître déjà les efforts dans $(n - 3)$ des barres coupées. Enfin, il est aussi possible, à l'aide de cette méthode, de déterminer l'effort dans une seule barre si l'équation que l'on écrit ne contient qu'une inconnue et ce, quel que soit le nombre de barres coupées (trois ou plus).

Exemples :



Comme dans la méthode des équilibres successifs des nœuds, il est conseillé de dessiner tous efforts de traction sur les schémas rendus libres.

Lorsqu'on effectue une coupe, on retiendra le fragment de treillis qui conduira aux calculs les plus simples et on utilisera des équations "d'équilibre moment" prises par rapport à des points judicieusement choisis (points de rencontre de plusieurs barres), souvent très utiles afin d'éliminer des inconnues.

La méthode des coupes est donc particulièrement efficace lorsqu'on ne désire trouver l'effort que dans quelques barres bien précises (les plus sollicitées par exemple).

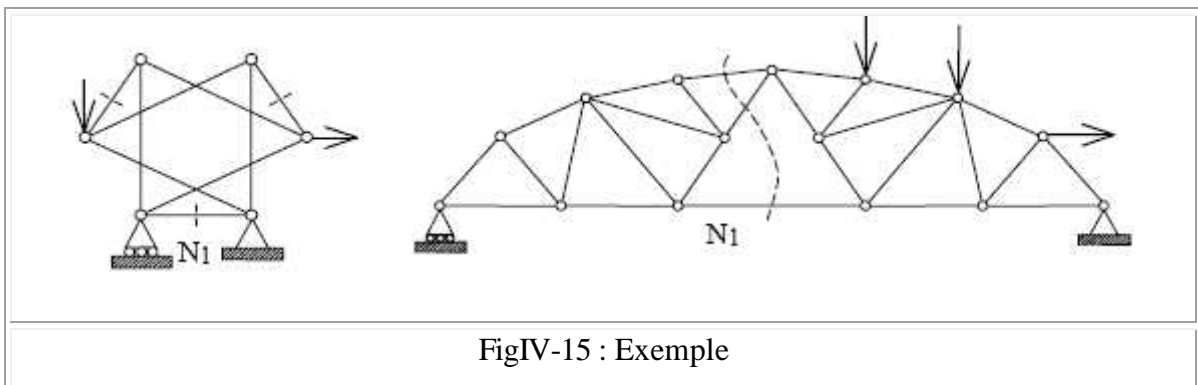
Elle est également indispensable pour la recherche des efforts dans toutes les barres d'un treillis composé. En effet, dans ce type de treillis, la méthode des équilibres successifs des nœuds est prise en défaut :

- soit il n'est pas possible de trouver un premier nœud où il n'y a que deux inconnues ;
- soit il n'est plus possible, après quelques équilibres successifs de nœuds, d'en trouver un suivant où il n'y a que deux barres où les efforts sont inconnus.

On est alors obligé de procéder à une coupe et d'analyser un des fragments du treillis pour trouver au moins un effort supplémentaire dans une barre, ce qui permettra de poursuivre les calculs

Exemples :

Le calcul de N_1 , à la suite de la coupe indiquée, permet de résoudre complètement chacun des treillis.



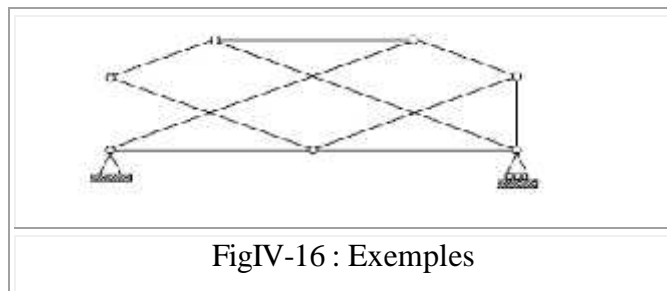
FigIV-15 : Exemple

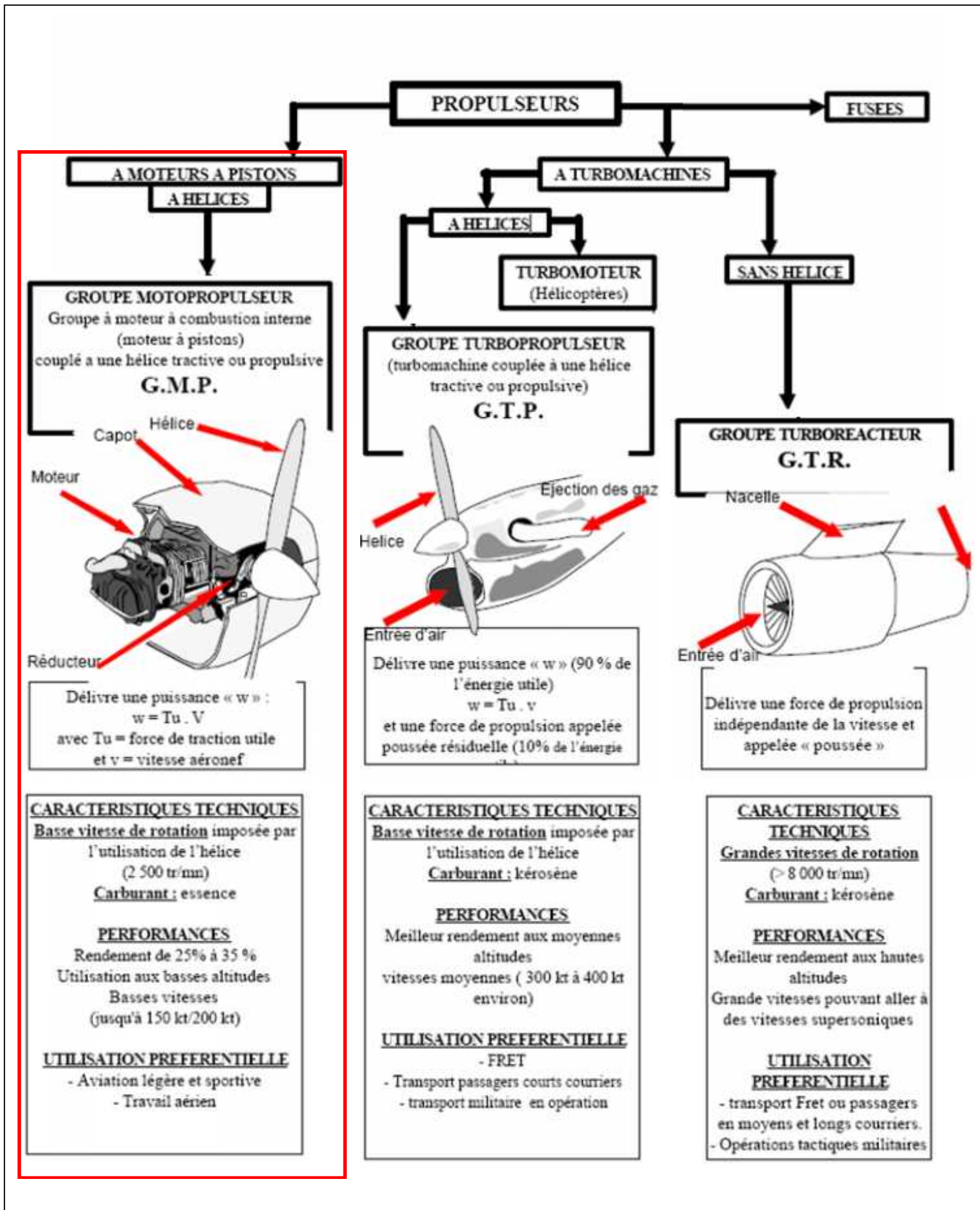
IV. 1.6. TREILLIS COMPLEXES

Dans certains treillis très particuliers appelés «treillis complexes», aucune coupe simple, ou de plus de trois barres permettant de calculer directement un effort dans l'une d'elles, ne peut être pratiqué.

Dans ce cas, il faudra soit avoir recours à la méthode d'équilibre simultané de tous les nœuds, soit employer simultanément ou non, des coupes, des équilibres de nœuds, des équilibres de morceaux de treillis démembrés pour obtenir des systèmes de quelques équations à quelques inconnues.

Exemple:





V. 1. Le Moteur : [IV] , [VIII]

Le moteur à piston d'un avion est fondamentalement semblable à celui d'une voiture. Il doit, si possible, concentrer plus de puissance dans un poids et un volume aussi faible que possible.

Donc il comporte un certain nombre d'organes:

- 1- **Les organes fixe:** -la culasse; -le bloc-cylindres; -les carters; -les collecteurs d'admission et d'échappement.
- 2- **Les organes mobiles:** -les pistons; -les bielles; -le vilebrequin; -le volant moteur; -les soupapes et leurs commandes.
- 3- **Les organes de distribution.**
- 4- **Les accessoires qui contribuent au bon fonctionnement du moteur :** -carburateur; -système d'allumage; -générateur d'énergie électrique; -système de refroidissement; -système de graissage.

V. 1.1 Refroidissement Moteur:

a) Généralités :

Faire en sorte que l'air qui entre dans cet espace encombré de plein de « machins » puisse en sortir sans trop de difficultés sans y stationner trop longtemps.

A l'intérieur des capots les fuites d'air frais sont totalement proscrites. Le plus souvent les moteurs sont pourvus de boites à air totalement fermées. L'air qui pénètre par les ouvertures amont est ainsi totalement consacré au refroidissement des cylindres, du radiateur d'huile et des magnétos qui tolèrent très mal la surchauffe.

L'expérience montre que le meilleur rapport entre la surface d'entrée et la surface de sortie est de 1/3 pour l'entrée et 2/3 pour la sortie de la surface totale dépendante du débit d'air.

b) Calcul des Surfaces entrée (S1) et Sortie (S2) d'air de refroidissement :

✓ **Surface d'entrée :**

Les données nécessaires au calcul sont :

- Vitesse **V_y** (ou **V_{OM}** en km/h -Vitesse optimum de montée qui est le cas le plus défavorable pour le refroidissement).
- Température extérieure max. **T_e** (on prendra 38 ° C en été).
- Débit d'air de refroidissement **Q₁** (en m³ /s) prescrit par le constructeur du moteur (dans les conditions normales de température et pression).
- Densité de l'air en conditions standard (niveau mer et 15° C : **r** = 0,002378
- Densité de l'air à 38°C selon courbe : **r'** = 0,00221.

La formule vient alors :

$$S_1 \text{ (en cm}^2\text{)} = \frac{Q_1}{V_y} \cdot \frac{r}{r'} \cdot 5,14 \cdot 10^4 \quad \dots\dots\dots [V-1]$$

✓ **Surface de sortie d'air :**

L'air entrant à une température maxi de 38°C va se réchauffer d'environ 40°C en traversant le moteur et les accessoires.

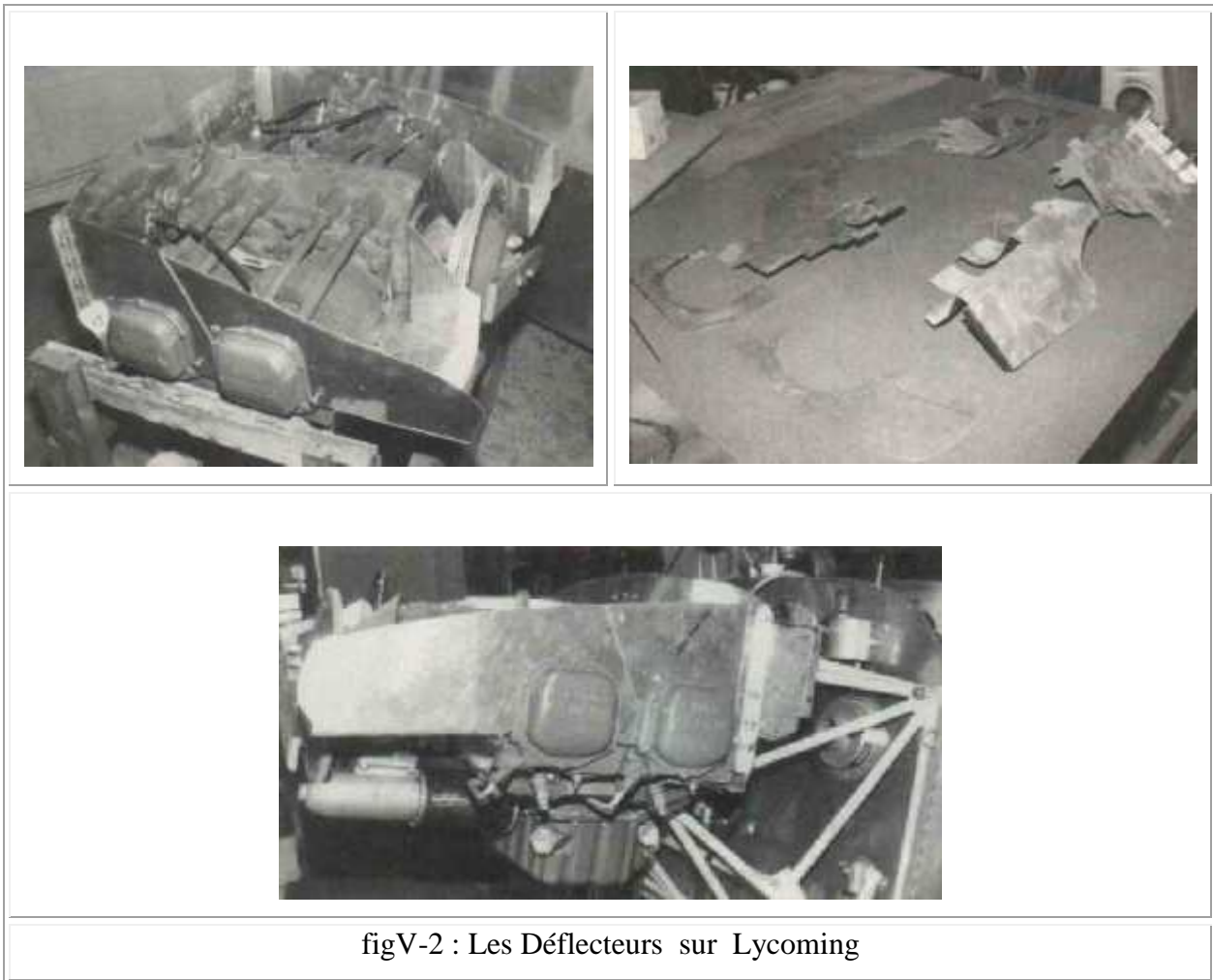
A débit constant, et du fait de l'augmentation de température donc de volume, la vitesse de l'air va augmenter.

Nous allons calculer le rapport des sections entrée/ sortie en Utilisant l'équation des gaz parfaits :

$$\frac{P_1 \cdot V_1}{T_1} = \frac{P_2 \cdot V_2}{T_2} \quad \dots\dots\dots [V-2]$$

Les températures T₁ et T₂ entrée / sortie sont exprimées en d° kelvin soit :

T₁= 273 + 38°C= 311 ° K



V. 1.3 Système De Carburant :

Leur but est d'amener dans les chambres de combustion un mélange correct ; car dans le moteur a piston aéronautique le mode préférable est par injection sans utiliser le carburateur.

Donc les organes de ces systèmes sont les mêmes que le moteur d'une voiture :

- Un réservoir en aluminium muni d'un bouchon percé d'un petit trou a fin que le carburant soit soumis à la pression atmosphérique.
- Un pompe : elle permet l'approvisionnement du carburant.
- Un filtre : il assure l'élimination les impuretés.
- Carburateur.

V. 1.4 Système D'allumage :

Dans le moteur à allumage commandé, l'inflammation du mélange carburé est produite par un arc électrique jaillissant entre deux électrodes d'une bougie.

En général le système d'allumage contient :

- Une batterie pour l'énergie.
- Une bobine.
- Bougies.
- Collecteur haute tension.
- Rupteur.
- Condensateur.

V. 1.5 Système De Graissage :

Il existe deux types de graissage dans les moteur à piston :

- La lubrification par barbotage.
- La lubrification par pression (est le plus utile).

Les organes de lubrification par pompe :

- Le réservoir à huile en aluminium.
- Le collecteur principal.
- Le filtre à huile.
- La soupape de décharge.

Le principe de marche de ce système est le même que dans la voiture.

V. 1.6 Les Bâtis Moteur:

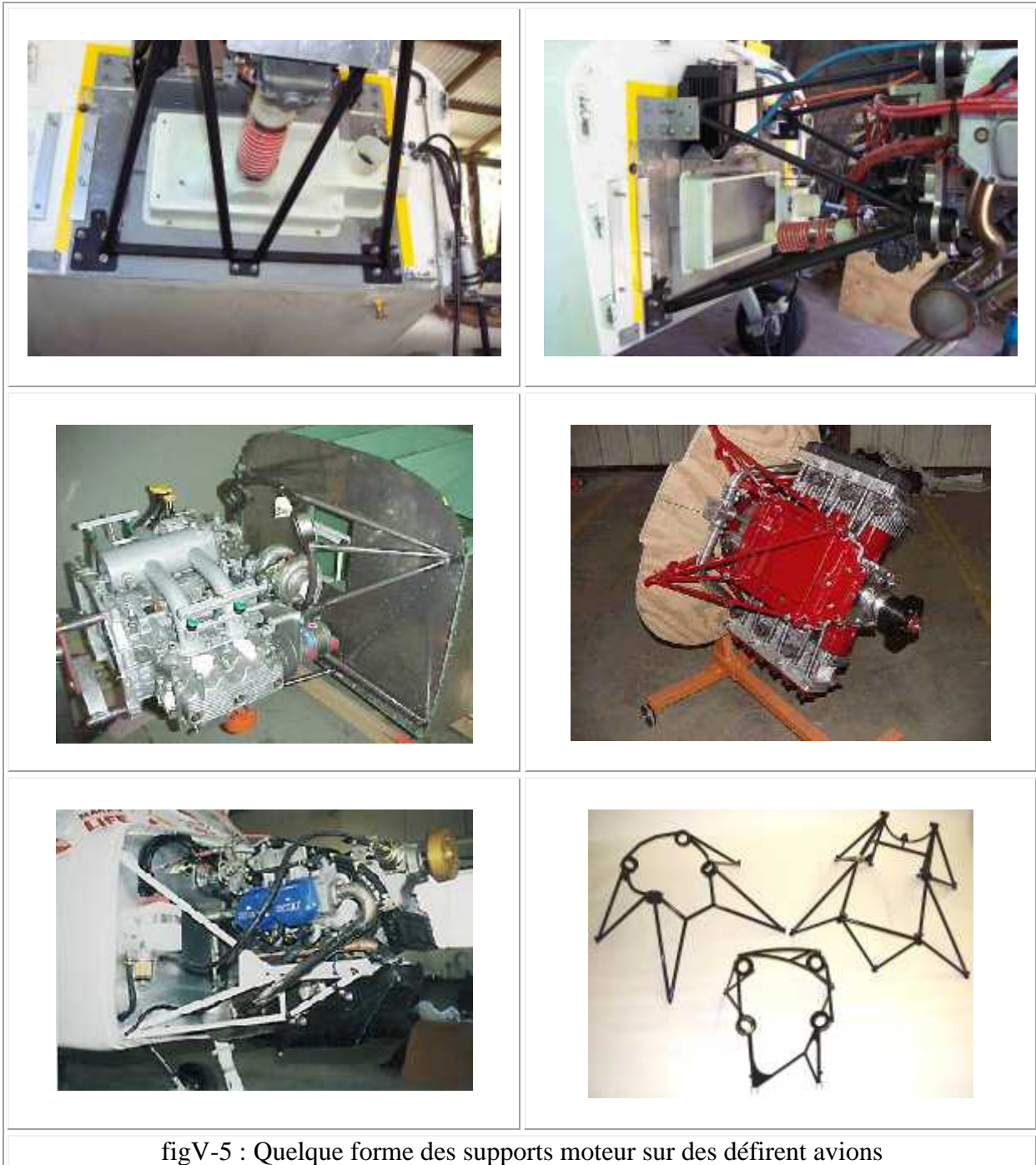
Ce sont les organes qui assurent l'assemblage du moteur avec le fuselage, et chaque moteur son type de bâti selon leurs points d'attache.

Les bâtis sont construits par des tubes soudés dans des points bien étudiés et selon des données bien définies.



figV-4 : L'opération de soudage des bâtis sur des gabarie

On prend quelques exemples des bâtis et leur fixation :

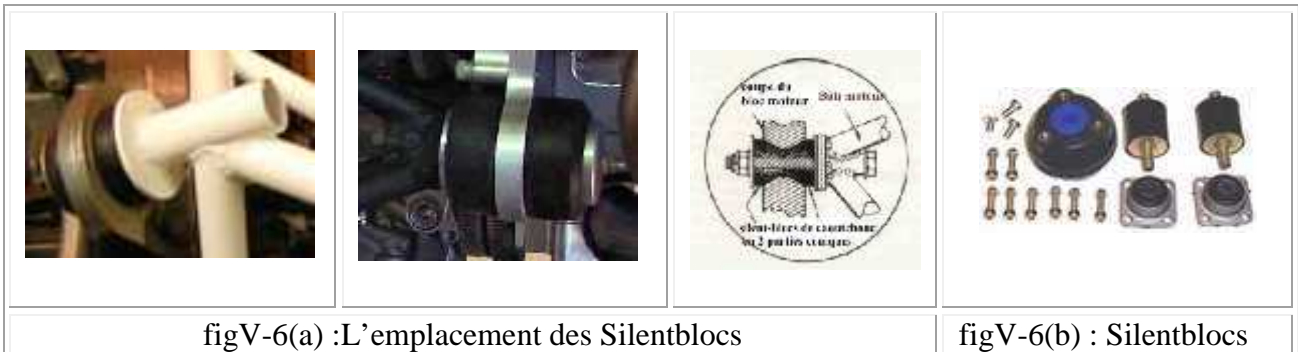


figV-5 : Quelques formes des supports moteur sur des différents avions

Dans les points d'attache moteur-batis il existe des organes qui s'appellent:

V. 1.6 Les Silentblocs: figureV-6 (a) et (b)

Pour fixer le moteur, il est primordial de l'installer sur de silentblocs, afin de filtrer les vibrations. Ils ont de caoutchouc et leur forme selon le cas.



V. 1.7 L'échappement : figures V-7(a) et (b)

Le but est de réaliser une sortie d'air chaud vers l'arrière perpendiculaire au flux d'air du fuselage et non pas tangentiel, pour utiliser la dépression au maximum. Et pour minimiser le maximum de bruit.

La solution la plus connue dans ce type de moteur est de mettre un **pot d'échappement** (silencieux). [figV-7(b)].





figV-7(b) Un pot d'échappement (silencieux)

V. 2 L'hélice :

L'hélice se compose d'un minimum de deux pales réunies par la partie centrale appelée moyeu. Elle se comporte comme une aile dont la force aérodynamique se décompose en une traction et en un couple équilibrant le couple moteur. Chaque hélice est définie par sa corde de référence située à 70% de sa longueur en partant du centre de rotation.

V. 2.1 Définitions:

Hélice géométrique	Courbe engendrée par un point autour d'un cylindre. D'un mouvement de translation parallèle à l'axe du cylindre
Pas géométrique	Le point avance en un tour d'une quantité H.
Hélicoïde	Surface engendrée par un segment faisant un angle constant avec l'axe du cylindre Si l'angle = 90° l'hélice est dite droite

	Si l'angle $< 90^\circ$ l'hélice est dite oblique
Hélice aérienne	Morceau d'hélicoïde compris entre 2 plans. Extrémité façonnée pour obtenir une pale.
Axe d'hélice	Axe de rotation de l'hélice
Axe de pale	Axe autour duquel la pale tourne (cas du changement de calage)
Centre de l'hélice	Point d'intersection de l'axe de l'hélice et de l'axe de pale
Plan de l'hélice	Plan de l'hélice engendré par sa rotation
Élément de pale	Section de pale, perpendiculaire à l'axe de pale. A une distance r de l'axe de l'hélice
Hélice a pas fixe	Le pas géométrique H est constant
Hélice a pas variable	Le pas géométrique H varie le long de la pale
Hélice a calage fixe	Le calage ω ne peut être modifié
Hélice a calage réglable	Le calage ω peut être modifié au sol
Hélice a calage variable	Le calage ω peut être modifié en vol
Recul	La différence entre le pas géométrique et le pas réel. Le recul est nécessaire car il crée l'angle d'incidence et donc la résultante aérodynamique \Rightarrow traction
Pas réel	L'avance par tour de l'hélice S'exprime en mètres / tour
Coefficient de similitude des vitesses (x)	Courbe de rendement de l'hélice établis en soufflerie η_h en fonction de γ

V. 2.2 La matière utilisée :

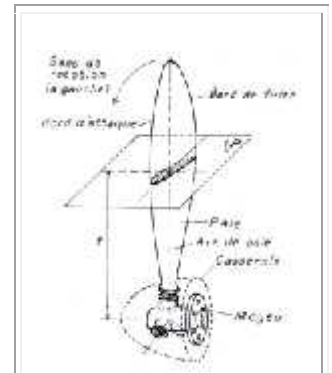
- Le Bois ; - Métal spécial; - Les matériaux composite.

V. 2.3 Fixation Hélice :

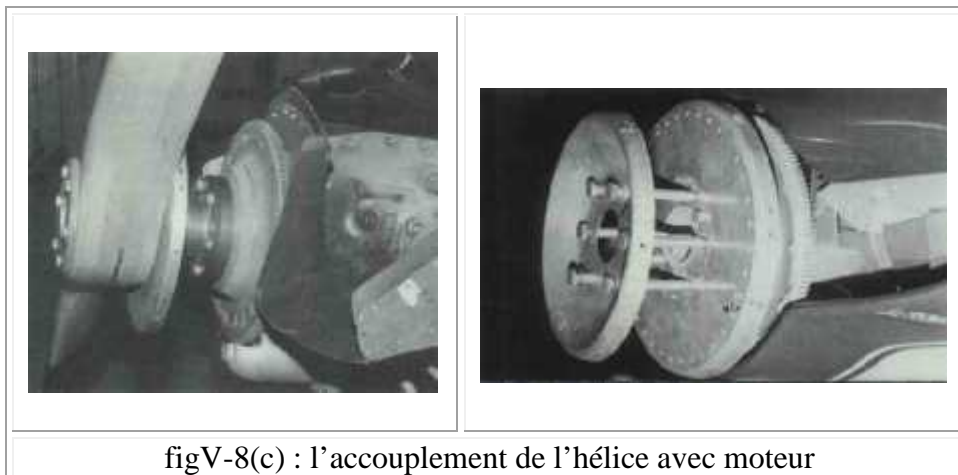
L'accouplement hélice moteur est réalisé dans le **moyeu** de l'hélice et l'**arbre** du moteur qui sort de vilebrequin, et le serrage fait par des vis comme les figures suivantes :



figV-8(a) : L'axe moteur



figV-8(b) : moyeu



figV-8(c) : l'accouplement de l'hélice avec moteur

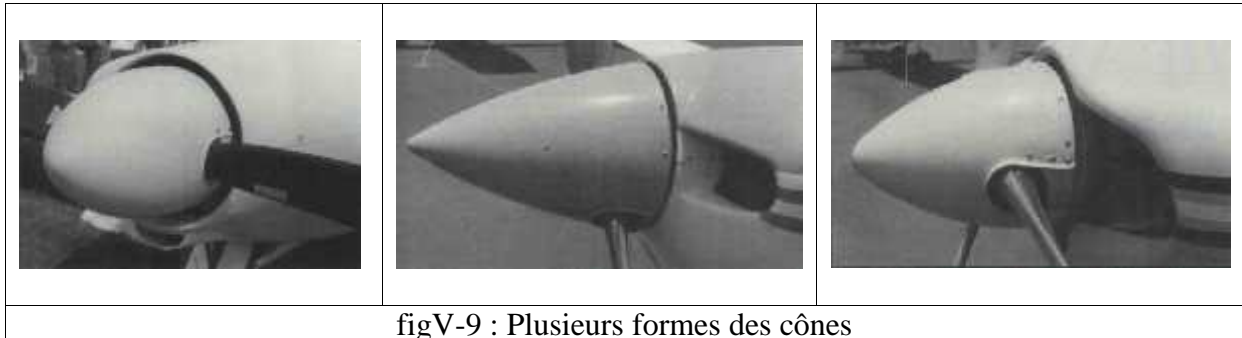
V. 2.4 .Les Types Des Helices :

selon le type d'avion, sont moteur et l'utilisation de l'hélice on a :

- ✓ Selon le nombre des pales : bipales, tripales...
- ✓ Selon le calage :
 - hélice à calage fixe.
 - hélice à calage variable.

V. 2.5.Le Cone:

Le rôle de cone est de minimiser les pertes aérodynamiques créés par le sillage d'hélice ou bien par la forme de capotage moteur.



figV-9 : Plusieurs formes des cônes



Conclusion générale



Durant la réalisation de ce projet, on a rencontré des situations positives et d'autres négatives.

Les phases positives.

-Qu'on a pu avoir la conception des pièces mécaniques dans un atelier d'usinage.

Donc on a travaillé sur le tour, la fraiseuse, la perceuse et même sur d'autres machines.

Par contre on a trouvé certains obstacles qui nous ont minimisé le rendement de ce travail, pour cela on n'a pas pu arriver au but précis par ;

-Utilisation des matières plus proches de la norme demandée dans la construction aéronautique.

-Conception d'un réducteur pour adapter l'hélice.

-La fabrication de notre propre hélice.

Les phases négatives :

-Le financement de certains produits (indiqués ci-dessus).

-Le manque de certaines matières premières.

- La documentation.

Malgré tous les obstacles, on a trouvé toute l'aide nécessaire et on a obtenu des résultats satisfaisants



- [I] Histoire de l'Aéronautique - L'Illustration – 1938
- [II] Rapport sur Le Premier Salon de l'Aéronautique - Grand Palais - Paris - Décembre 1908
- [III] Les moteurs à pistons aéronautiques Français (1900/1960) Tome 2 Docavia Editions LARIVIERE – 1987.
Auteur : Alfred BODEMER, Robert LAUGIER.
- [IV] Aircraft engines
Auteur : M.S. RICE
- [V] Aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3 and 4 blades of CLARK Y and R.A.F6 airfoil sections. NACA Report 640 LANGLEY Memorial Aeronautical Laboratory.
Auteur : P. HARTMAN, D. BIERMANN
- [VI] La génération de la force de la propulsion (1ère et 2ème partie)
Auteurs : EWALD HUNSINGER et MICHAEL OFFERLIN
- [VII] Aide-mémoire pratique de résistance des matériaux 5e édition. Maison d'édition A.DE BOECK
Auteur : C.NACHTERGAL (ingénieur des constructions civiles)
- [VIII] Jean-François Mussen (Liege, Belgique)
Constructeur amateur de la souris bulle jaune à taches noires surnommée le marsupilami et pilote planeur.
Professionnellement : technicien électronique (instrumentation banc d'essais de turboréacteurs).