

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique



Mémoire De Fin D'études Pour L'obtention Du Diplôme Des Etudes
Universitaires Appliquées En Aéronautique

Option : Propulsion

**Etude préliminaire d'un avion a turbopropulseur à partir
de la corrélation des performances et de données
des avions déjà existants**

Réalisé par :

*ARKAM Mohamed Lamine
AMROUCHE Farida*

Soutenu le :

07/10/2006

Devant le jury :

<i>BENTRAD Hocine : Chargé de cours Département D'Aéronautique</i>	<i>Président</i>
<i>KBAB Hakim : Chargé de cours Département D'Aéronautique</i>	<i>Promoteur</i>
<i>ELHERTIA Abdellah : Maître Assistant Département D'Aéronautique</i>	<i>Examineur</i>
<i>RENNAN Rachid : Maître Assistant Département D'Aéronautique</i>	<i>Examineur</i>



Promotion: 2006

RESUME

34

Le but de ce travail est une étude préliminaire d'un avion équipé d'un turbopropulseur (Bimoteurs et Quadrimoteurs). La méthode utilisée est basée sur l'exploitation des données des avions déjà existants, à partir desquelles on a fait sortir des équations semi-empiriques qui vont nous aider à calculer les masses de l'avion, les performances du moteur et les dimensionnements de la structure de l'avion.

ABSTRACT

The aim of this work is the preliminary study of the Aircraft Jet prop engine (Twin-engine and Quadri-engine). The used method is based on the exploitation of Aircrafts data that are already existed, from which we extracted the semi-empiricist equations that help us to calculate the Air plane weights, the structur dimensions and the engine performances.

ملخص

الهدف من هذا العمل هو انجاز دراسة أولية لتصميم الطائرات ذات محركين أو أربع محركات من نوع العنفية المروحية، الطريقة المستعملة تعتمد على معطيات الطائرات الموجودة، وانطلاقا منها سنقوم باستخراج معادلات تعتمد بطريقة شبه كلية على الخبرة، هذه المعادلات سوف تساعدنا على حساب وزن الطائرة، مختلف قياساتها وخصائص المحرك.



Remerciments

Ce travail été effectué sous la direction de Monsieur : KBAB Hakim, donc lui tenons à exprimer notre profonde gratitude pour nous avoir proposé ce sujet, encadré et guidé notre travail avec une grande patience. Aussi pour son aide par ces encouragements et conseils, afin d'accomplir les coulisses de la partie théorique et pratique de ce mémoire.

Nos remerciements vont aussi aux Messieurs :

- *Bouziri Ahmed: Chef d'atelier roulements au niveau d'Air Algérie.*
- *Belhachat Hocine : Notre Co-Promoteur D'air Algérie.*

Et Nnos Enseignants :

- *Bentrade hocine*
- *Elhertsi abdellah*
- *Amtout elounes*
- *Et Touts les enseignants de département d'aéronautique qui nous aident pour effectuer ce travail.*
- *Mohammed Belarbi Adel.*



Et nous remercions vivement touts ce qui contribués de prés ou de loin à l'élaboration de ce travail.

DÉDICACES

J'offre ce modeste travail avec une grande Fierté à :

♣ *Mes grands parents.*

♣ *Mes chers et aimables parents qui m'on soutenus tout le long de mes études.*

♣ *Tous les professeurs au niveau de l' IAB*

♣ *Tout les membres des familles : Amrouche, Arkam, Bouziri et Ramoul*

♣ *Mon frère et Mes sœurs, En Particulier ma petite sœur Nesserine.*

♣ *Mes oncles et tantes.*

♣ *Mes cousins et cousines.*

♣ *Mes amis : Mohamed, Khaled, Ryda, Saddik Moh, Adel, Hassane, Camila, Naziha et tous mes amis de département d'aéronautique.*

♣ *Tous les gens qui travaillent dans la bibliothèque de département d'aéronautique.*

♣ *Ma binôme Farida.*

AMINE

DEDICACES

Il me sera très agréable d'offrir les fruits de ce travail à :

♣ *A mes grands parents.*

♣ *Mes très chers parents qui n'ont jamais cessé de donner des efforts pour une meilleur éducation, formation et pour que je puisse avoir une bonne carrière.*

♣ *Mes sœurs : Lilia , Ouardia*

♣ *Mes frères , en particulier Lounis*

♣ *Ma Sœur et copine de chambre Ratiba*

♣ *Mes tantes et oncles*

♣ *Mes cousines et cousins*

♣ *Tout les membres des familles :*

*Amrouche, Arkam, Bouziri,
Ighmouracen, Lamari.*

♣ *Tous les professeurs au niveau de l'institut d'aéronautique de Blida*

♣ *Mes amies : Anato, Angélique,*

Arzak, Camila, Karima, Leila,

Naziha, Poulaine, Ouzena, Rosa,

Sandrine, Vanita, Yandy.

♣ *Mes amis au niveau de l'IAB*

♣ *A mon binôme Amine*

FARIDA

Sommaire

<u>RESUME</u>	1
<u>Liste des symboles</u>	10
<u>Liste des figures</u>	11
<u>INTRODUCTION</u>	12
<u>PARTIE I : ETUDE PRELIMINAIRE D'UN AVION TURBOPROPULSEUR</u>	
<u>CHAPITRE I : CALCUL DES MASSES</u>	14-21
I-1/Estimation globale de la masse maximale au décollage (W_1)	14
I-2/ Estimation des masses W_f , W_{cr} , W_v et W_c	15
I-2-1/Estimation de la masse à vide (W_v)	16
I-2-2 /Estimation de la masse de la charge payante (W_c)	17
I-2-3/Estimation de la masse du carburant (W_f)	18
I-2-4/Estimation de la masse de l'équipage (W_{cr})	19
I-3/Deuxième estimation de la masse total au décollage	20
I-4/Troisième estimation de la masse maximale au décollage.....	20
<u>CHAPITRE II : DIMENSIONNEMENT DE LA CELLULE</u>	22-51
II-1/La voilure	22
II-1-1/La position de l'aile	22
II-1-2/Analyse de la voilure	23

II-2/Dimensionnement de la voilure	24
II-2-1/Surface de l'aile (S)	24
II-2-2/L'envergure (b)	25
II-2-3/Dimensionnement de la partie centrale de l'aile	28
II-2-3-1/La longueur de la partie centrale de l'aile (L_{ac}).....	28
II-2-3-2/La largeur de la partie centrale de l'aile (L_{acg})	29
II-2-4/Dimensionnement de la partie trapézoïdale de l'aile	30
II-2-4-1/La longueur de la partie trapézoïdale de l'aile (L_t).....	30
II-2-4-2/La corde à l'extrémité de l'aile (L_{acp}).....	30
II-3/Le fuselage	31
II-3-1/Analyse du fuselage	32
II-3-2/Aménagement du fuselage.....	33
II-3-2-1/Les ouvertures.....	34
II-3-2-2/Les portes	35
II-3-2-3/Le pare-brise.....	36
II-3-2-4/Les hublots	36
II-4/Dimensionnement du fuselage.....	37
II-4-1/La Longueur de la cabine de passagers (L_c).....	37
II-4-2/La longueur totale du fuselage (L_f).....	37
II-4-3/La largeur intérieure du fuselage (L_{int}).....	39
II-4-4/La largeur externe du fuselage (L_{ext}).....	41
II-4-5/ La longueur du poste de pilotage (D_p).....	41
II-4-6/La longueur du nez (D_n).....	41
II-4-7/La longueur de la queue (L_q).....	42
II-5/Les empennages	41
II-5-1/Rôle des empennages.....	42
II-5-2/Position des empennages.....	42
II-5-3/Dimensionnement de l'empennage horizontal.....	43
II-5-3-1/La surface (S_h)	43
II-5-3-2/L'envergure (b_h).....	44
II-5-3-3/ La corde à l'emplanture (C_{hem})	44
II-5-3-4/La corde à l'extrémité (C_{hex}).....	45
II-5-4/ Dimensionnement de l'empennage vertical.....	47

II-5-4-1/ /La surface (S_v)	47
II-5-4-2/L'envergure (b_v).....	48
II-5-4-3/La corde à l'extrémité (C_{vex})	49
II-5-4-4/La corde à l'emplanture (C_{vem}).....	49
<u>CHAPITRE III : LES PERFORMANCES DU MOTEUR</u>	52-55
III-1/ Emplacement du groupe turbopropulseur « GTP »	52
III-2/ Estimation de la puissance total (P_{Ut}).....	52
III-3/ Estimation de la puissance d'un moteur (P_{Um})	54
III-4/ Estimation de diamètre d'hélice (D).....	54
<u>PARTIE II : VALIDATIONS ET APPLICATION</u>	
<u>INTRODUCTION</u>	57
<u>CHAPITRE IV : VALIDATION DE LA METHODE</u>	58-71
IV-1/ Première application : B 200.....	58-61
IV-1-1/Calcul des masses	59
IV-1-2/Caractéristiques de la voilure	59
IV-1-3/Caractéristiques du fuselage.....	60
IV-1-4/Paramètres du moteur	60
IV-1-5/Caractéristiques de l'empennage horizontal.....	61
IV-1-6/Caractéristiques de l'empennage vertical.....	61
IV-2/ Deuxième application : F 27	62-65
IV-2-1/Calcul des masses	62
IV-2-2/Caractéristiques de la voilure	63
IV-2-3/Caractéristiques du fuselage	62
IV-2-4/Paramètres du moteur	64
IV-2-5/Caractéristiques de l'empennage horizontal	64

IV-2-6/Caractéristiques de l'empennage vertical	64
IV-3/Troisième application : C 160.....	65-68
IV-3-1/Calcul des masses	65
IV-3-2/Caractéristiques de la voilure.....	66
IV-3-3/Caractéristiques du fuselage.....	66
IV-3-4/Paramètres du moteur.....	67
IV-3-5/Caractéristiques de l'empennage horizontal	67
IV-3-6/Caractéristiques de l'empennage vertical.....	67
IV-4/Quatrième application : C 130.....	68-71
IV-4-1/Calcul des masses.....	68
IV-4-2/Caractéristiques de la voilure	69
IV-4-3/Caractéristiques du fuselage.....	69
IV-4-4/Paramètres du moteur.....	70
IV-4-5/Caractéristiques de l'empennage horizontal	70
IV-4-6/Caractéristiques de l'empennage vertical.....	70
IV-5/Commentaires générale.....	71
<u>CHAPITRE V : APPLICATIONS</u>	72-88
V-1/ Première applications.....	72-80
V-1-1/Calcul des masses	73
V-1-2/Caractéristiques de la voilure.....	73
V-1-3/Caractéristiques du fuselage.....	74
V-1-4/Paramètres du moteur	74
V-1-5/Caractéristiques de l'empennage horizontal	74
V-1-6/Caractéristiques de l'empennage vertical	75
V-1-7/Représentation des différentes dimensionnements sur les figures.....	75
V-2/ Deuxième applications	81-88
V-2-1/Calcul des masses	81
V-2-2/Caractéristiques de la voilure	81
V-2-3/Caractéristiques du fuselage.....	82
V-2-4/Paramètres du moteur	82
V-2-5/Caractéristiques de l'empennage horizontal	82



V-2-6/Caractéristiques de l'empennage vertical83

V-2-7/Représentation des différentes dimensionnements sur les figures.....83

CONCLUSION GENERALE..... 89

BIBLIOGRAPHIE..... 90

ANNEXE I : TABLEAUX ET GRAPHES..... 92-117

ANNEXE II : LA METHODE DES MOINDRES CARRES.....118-147

**ANNEXE III : PROGRAMME DE CALCUL DE MASSES, DES
DIMENSIONS DE LA STRUCTURE ET LES PERFORMANCES
MOTEUR**..... 148-165

ANNEXE VI : LE LOGICIEL « KARAM ».....166-169

Liste des symboles

Symboles	Abréviation
C_{hem}	La corde a l'emplanture de l'empennage horizontal
C_{hex}	La corde a l'extrémité de l'empennage horizontal
C_{vex}	La corde à l'extrémité de l'empennage vertical
C_{vem}	La corde à l'emplanture de l'empennage vertical
D_s	La distance entre le fuselage et l'extrémité de la partie centrale de l'aile
D_{ff}	Epaisseur de la paroi du fuselage
D_p	La longueur du post de pilotage
D_n	La longueur du nez
D	Diamètre d'hélice
b	Envergure
b_h	Envergure de l'empennage horizontal
b_v	Envergure de l'empennage vertical
L_{ac}	La longueur de la partie centrale de l'aile
L_c	La longueur de la cabine de passagers
L_l	La longueur de la partie trapézoïdale de l'aile
L_f	La longueur totale du fuselage
L_q	La longueur du queue
NP	Nombre de palles
NF	Nombre du personnel navigant technique
NC	Nombre du personnel de la cabine
NR	Nombre de rangées
NC	Nombre de couloirs
P_{Ut}	La puissance totale du moteur
P_{um}	La puissance d'un seul moteur
P	Nombre de passagers
R	La distance franchissable (Le rayon d'action)
S	Surface de l'aile
S_h	La surface de l'empennage horizontal
S_v	Surface de l'empennage vertical
W	La masse maximale au décollage
W_v	La masse a vide
W_c	La masse de la charge payant
W_f	La masse du carburant
W_{cr}	La masse de l'équipage
W_{st}	La masse de la structure
W_{sys}	La masse de différents systèmes
W_{eq}	La masse des équipements
W_{aile}	La masse de l'aile
W_{fus}	La masse du fuselage
W_n	La masse de la nacelle
L_{acg}	La largeur de la partie centrale de l'aile
L_{ext}	La largeur externe du fuselage
L_{acp}	La corde a l'extrémité de l'aile
L_{int}	La largeur intérieure du fuselage
W_{emp}	La masse de l'empennage
X'	La largeur du fuselage au plancher

Liste des figures

Fig.N=°	Nom de la figure	page
1	Masse maximale au décollage	94
2	Masse à vide	95
3	Masse de la charge payante	96
4	Masse du carburant	97
5	Surface de l'aile	97
6	Envergure	100
7	La distance entre le fuselage et l'extrémité de la partie centrale de l'aile	101
8	La largeur de la partie centrale de l'aile	102
9	La corde à l'extrémité de l'aile	103
10	Longueur de la cabine des passagers	104
11	Longueur total du fuselage pour les avions civils	105
12	Longueur total du fuselage pour les avions militaires	106
13	Surface de l'empennage horizontal	107
14	Envergure de l'empennage horizontal	108
15	La corde à l'emplanture de l'empennage horizontal	109
16	La corde à l'extrémité de l'empennage horizontal	110
17	Surface de l'empennage vertical	111
18	Envergure de l'empennage vertical	112
19	La corde à l'extrémité de l'empennage vertical	113
20	La corde à l'emplanture de l'empennage vertical	114
21	Puissance total	116
22	Diamètre d'hélice	117

INTRODUCTION

L'étude d'un avion commence toujours par une phase de conception préliminaire. Cette phase est capitale car elle définit le « modèle préliminaire » à partir du quel on pourra ensuite conduire les calculs d'optimisation.

Si l'on veut que ce modèle constitue une base saine, il est naturellement indispensable qu'il se rapproche le plus possible des spécifications imposées par le cahier de charges.

La phase de conception est menée le plus souvent en s'appuyant d'une part sur la théorie, d'autre part sur l'expérience de l'équipe chargée de l'étude.

On a presque toujours négligé de se référer aux caractéristiques des avions existants qui appartiennent à la classe de celui dont on entreprend l'étude, c'est commettre une grave erreur, car en réalité la conception d'un avion subsonique fait appel à une « modélisation » quasi standardisée, indépendante de la taille et la masse totale.

Une analyse comparative portant sur un grand nombre d'avions à turbopropulseurs a permis d'établir des relations semi-empiriques par la méthode des moindres carrés, pour les principaux paramètres de dimensionnement, des valeurs voisines des valeurs définitives, et cela dès le stade de l'avant-projet. Cela est l'objet de notre étude.

Pour mener à bien cette étude, Nous avons devisé le travail en deux parties :

- La première est une étude préliminaire qui est partagée en trois chapitres dont le premier est consacré aux calculs des masses, le deuxième pour le dimensionnement de la structure de l'avion et le troisième qui est destiné au calcul des performances du moteur.

- Par contre la deuxième partie est composée du quatrième et cinquième chapitres dont le premier est une validation de nos calculs et le deuxième est consacré à une conception de deux avions à turbopropulseur (Bimoteurs et Quadrimoteurs) dont on se fixe un cahier de charges.

Enfin une conclusion est tirée.

PARTIE I :

ETUDE PRELIMINAIRE D'UN AVION A TURBOPROPULSEUR

CHAPITRE I : CALCUL DES MASSES

I-1/Estimation globale de la masse maximale au décollage (W_1) :

Un avion transportant une charge donnée doit pouvoir réaliser les objectifs pour lesquels, il a été conçu : *une large autonomie, une bonne endurance et une vitesse de croisière maximale*, pour cela, il est très important de prédire une valeur de masse de l'avion et du carburant nécessaire à l'accomplissement de la mission donnée.

Un choix initial de la masse maximale au décollage est souvent obtenu par comparaison de la spécification de l'appareil dont on entreprend l'étude avec les capacités des avions similaires a partir des masses (W_1) de différents types d'avions en fonction de nombre de passagers (P) et leur rayons d'action (R).

Comme illustré dans la figure (I-1-annexeI) on porte les points d'abscisses ($R \cdot P / 1000$) et d'ordonnées W_1 de ces différents appareils.

On obtient un nuage de points a partir duquel on a obtenu les relations ci-dessous donnant la masse maximale au décollage en fonction du rayon d'action et le nombre de passagers.

a) Pour ($4000 \leq W_1 \leq 10400$) Kg et ($19 \leq (R \cdot P / 1000) \leq 49.6$)

On a la relation suivante :

$$W_1 = a_0 + a_1(R \cdot P / 1000) + a_2(R \cdot P / 1000)^2 + a_3(R \cdot P / 1000)^3 + a_4(R \cdot P / 1000)^4 \dots \dots \dots (I-1)$$

Tel que:

$$\begin{cases} a_0 = -17295.90403898551 \\ a_1 = 3102.592572792272 \\ a_2 = -164.4769826388792 \\ a_3 = 3.726938033361214 \\ a_4 = -2.913398614102198 \cdot 10^{-2} \end{cases}$$

Avec :

- une erreur maximale de 6.37%
- une erreur moyenne de 2.1%

b) pour $(10400 < W_1 \leq 70400)$ Kg : on à $(49.6 < (R \cdot P / 1000) \leq 700)$

On a la relation suivante :

$$W_1 = a_0 + a_1(R \cdot P / 1000) + a_2(R \cdot P / 1000)^2 + a_3(R \cdot P / 1000)^3 + a_4(R \cdot P / 1000)^4 + a_5(R \cdot P / 1000)^5 + a_6(R \cdot P / 1000)^6 \quad \dots\dots\dots(1-2)$$

Tel que:

$$\left\{ \begin{array}{l} a_0 = 7545.837039946046 \\ a_1 = 27.4316103707756 \\ a_2 = 1.366689177415057 \\ a_3 = -7.781140848063787 \cdot 10^{-3} \\ a_4 = 7.676464320397768 \cdot 10^{-6} \\ a_5 = 2.155209943316313 \cdot 10^{-8} \\ a_6 = -3.095756602487296 \cdot 10^{-11} \end{array} \right.$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 6.19%
- une erreur moyenne de 1.77%

I-2/Estimation des masses W_f , W_{cr} , W_v et W_c :

Une autre manière de calcul de la masse totale au décollage est possible celle-ci consiste à estimer :

- W_v : La masse a vide.
- W_c : La masse de la charge payante.
- W_f : La masse du carburant.
- W_{cr} : La masse de l'équipage.

I-2-1/Estimation de la masse à vide (W_v) :

La masse à vide représente :

- La masse à vide donnée par le constructeur ou masse verte.
- La masse des équipements fixes.

Le graphe de la figure (I-2-annexel), sur lequel on a porté la position des points d'abscisses($W /100$) et d'ordonnées (W_v) pour un grand nombre d'avions, il nous a permis d'obtenir la loi approximative ci-dessous, grâce à laquelle on peut estimer la masse à vide d'un avion équipé à partir de la masse maximale au décollage à plein charge payante, et on a obtenu les relations suivantes :

a) pour ($3600 \leq W_v \leq 12000$) Kg : on à ($50 \leq (W/100) \leq 210$)

$$W_v = a_0 + a_1(W/100) + a_2(W/100)^2 + a_3(W/100)^3 + a_4(W/100)^4 \dots\dots\dots(I-3)$$

Tel que:

$$\left\{ \begin{array}{l} a(0)=21620.511688232260000 \\ a(1)=-742.728334291289600 \\ a(2)=10.164463878132750 \\ a(3)=-5.212618340558124*10^{-2} \\ a(4)=9.284531255409953*10^{-5} \end{array} \right.$$

Avec :

- une erreur maximale de 3.79 %
- une erreur moyenne de 1.91 %

b) pour ($1200 < W_v \leq 70000$) Kg : on à ($210 < (W/100) \leq 1300$)

$$W_v = a_0 + a_1(W/100) + a_2(W/100)^2 + a_3(W/100)^3 + a_4(W/100)^4 + a_5(W/100)^5 + a_6(W/100)^6 \dots\dots(I-4)$$

Tel que:

$$\left\{ \begin{array}{l} a(0)=6538.006872891550000 \\ a(1)=12.907648308363020 \\ a(2)=7.026235365721395*10^{-2} \\ a(3)=3.060100646060871*10^{-5} \\ a(4)=-7.423680617939594*10^{-8} \\ a(5)=-1.160082733433172*10^{-10} \\ a(6)=1.043058807955003*10^{-13} \end{array} \right.$$

Avec :

- une erreur maximale de 6.64 %
- une erreur moyenne de 2 %

I-2-2 /Estimation de la masse de la charge payante (W_c) :

En Aéronautique la masse de la charge payante (W_c) ne représente qu'un pourcentage faible, elle est toujours donnée dans la spécification de la mission et elle concerne :

- Les passagers et les bagages.
- Le fret (cargo).

La même analyse appliquée au graphe (I-3-annexel) en portant les points d'abscisses

($W / 100$) et d'ordonnées W_c , conduit à une relation entre la masse de la charge payante et la masse maximale au décollage .Ce qui donne pour une certaine catégorie d'avion dont ($4900 < W_c \leq 30000$ Kg) et ($160 < W/100 \leq 1300$ Kg) la relation suivante :

$$W_c = a_0 + a_1(W / 100) + a_2(W / 100)^2 + a_3(W / 100)^3 + a_4(W / 100)^4 \dots\dots\dots(I-5)$$

Tel que:

$$\begin{cases} a(0)=-3276.735836029053000 \\ a(1)= 48.749285433272950 \\ a(2)=1.369575889282325*10^{-2} \\ a(3)=-9.783072491037782*10^{-5} \\ a(4)=5.661247193017126*10^{-8} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 4.63 %
- une erreur moyenne de 1.30 %

I-2-3/Estimation de la masse du carburant (W_f) :

La masse totale du carburant représente un pourcentage très important de la masse maximale au décollage, elle diffère d'un avion à un l'autre suivant la mission de l'appareil.

En procédant de la même manière que ci-dessus, on porte sur le graphe (I-4-annexeI) les points d'abscisses ($W / 100$) et d'ordonnées W_f , on obtient un nuage de points duquel on déduit une relation qui donne la masse du carburant W_f en fonction de la masse maximale au décollage, ce qui donne :

Pour les avions dont ($1600 \leq W_f \leq 20200$) Kg et ($50 \leq W / 100 \leq 710$) la relation suivante :

$W_{F1}=a_0+a_1(W / 100) +a_2(W / 100)^2 +a_3(W / 100)^3 +a_4(W / 100)^4$(I-6)
---	------------

Tel que:

$$\begin{cases} a(0)=-2919.513281083163000 \\ a(1)=112.955515283912700 \\ a(2)=-6.30172061799783710^{-1} \\ a(3)=1.479177984520143*10^{-3} \\ a(4)=-1.059797700657143*10^{-6} \end{cases}$$

Avec :

- une erreur maximale de 6.03 %
- une erreur moyenne de 3.08 %

Une autre formule permet de calculer la masse du carburant par passagers et par Kilomètre, cette relation est utilisée dans des bureaux d'études et elle est donnée par :

$$W_f = 0.0259 + 0.0306 e^{(-R/1854)} \dots\dots\dots (I-7)$$

Donc:

$$W_{F2} = P.R.W_f \dots\dots\dots (I-8)$$

La moyenne arithmétique des deux valeurs trouvées par les équations (I-6) et (I-8) nous donne une meilleur approximation pour le calcul de la masse du carburant.

$$W_F = \frac{W_{F1} + W_{F2}}{2} \dots\dots\dots (I-9)$$

I-2-4/Estimation de la masse de l'équipage (W_{cr}) :

La masse de l'équipage est déterminée comme suit :

Pour chaque membre du poste de pilotage on associe une masse de 90 Kg et pour chaque membre de la cabine on associe une masse de 70 Kg.

On a la relation suivante :

$$W_{cr} = 90.NF + 70.NC \dots\dots\dots (I-10)$$

Tel que :

- NF : Nombre du personnel navigant technique.
- NP : Nombre du personnel navigant de la cabine.



I-3/Deuxième estimation de la masse total au décollage :

Une autre manière d'évaluer la masse maximale au décollage consiste à suivre la démarche suivante :

$W_2 = W_v + W_c + W_f + W_{cr}$ (I-11)

La moyenne Arithmétique de W_1 et W_2 (données par I-1 et I-11) donnent une meilleure estimation de la masse totale :

$W = \frac{W_1 + W_2}{2}$ (I-12)

I-4/Troisième estimation de la masse maximale au décollage :

Il est possible de procéder a une estimation plus précise de la masse de l'avion au décollage en procédant de manière analytique, La méthode est simple et consiste à :

- estimer la masse de chaque partie de l'avion.
- estimer les masses de différents systèmes.

Alors la masse maximale de l'avion est la somme analytique de ces masses.

$W_t = W_{st} + W_{sys} + W_{eq}$ (I-13)

Dont:

- W_{st} : Masse de la structure.
- W_{sys} : Masse de différents systèmes.
- W_{eq} : Masse de différents équipements.

Sachant que la masse de la structure représente l'ensemble des masses suivantes :

- La masse de la voilure.
- La masse du fuselage.
- La masse de l'empennage.
- La masse de la nacelle.

$$W_{st} = W_{aile} + W_{fus} + W_n + W_{emp} \dots\dots\dots(I-14)$$

Malheureusement la méthode n'a pas été traitée dans l'étude vue le manque de données.

NB :

- Toutes les masses sont en kilogramme.

CHAPITRE II : DIMENSIONNEMENT DE LA CELLULE

L'architecture de l'avion est toujours basée sur combinaison de trois éléments suivant :

- La voilure.
- Le fuselage.
- Les empennages.

II-1/ La voilure :

La construction élémentaire de la voilure est liée à la résistance des matériaux, en générale une aile est constituée de 3 parties :

- **Le bord d'attaque** : généralement est aménagé pour transmettre des commandes, des conduits diverses, des câblages électriques, des dispositifs hypersustentateurs... etc.
- **Le plan central** : (ou poutre de l'aile) est chargé de transmettre les efforts les plus importants et sert généralement de réservoir pour le carburant.
- **Le bord de fuite** : termine le profil, il est constitué souvent par les ailerons ou les volets hypersustentateurs avec devant ces derniers les spoilers ou les aérofreins.

II-1-1/ La position de l'aile :

Les avions dotés d'hélices dont les moteurs sont placés devant sous les ailes ont automatiquement des << ailes hautes >> encastrées sur le dos de fuselage afin que les extrémités des pales des hélices ne passent pas trop près du sol au moment du décollage ou de l'atterrissage.

Aussi, à l'arrêt, la partie inférieure de fuselage se trouve assez près du sol et l'avion est d'un accès facile pour les passagers, en revanche, les jambes de l'atterrisseurs (fixes sous les ailes) sont longues et l'escamotage de ce dispositif est compliqué.

Pour les avions de taille moyenne, il est très difficile d'utiliser des << ailes médianes >> car, elles traversent la cabine de passagers au milieu.

L'apparition des turboréacteurs a permis d'adopter des << ailes basses >> encastrées sous le plancher du fuselage.

Cette solution permet d'adopter un atterrisseur principal plus court dont l'escamotage est simple.

II-1-2/ Analyse de la voilure :

• Les longerons :

Les longerons comprennent :

- Une semelle supérieure et une semelle inférieure en alliage léger usiné.
- Une ou deux âmes en tôle raidie longitudinalement.

Eventuellement les longerons ont une section décroissante de l'emplanture à l'extrémité de l'aile.

On donne le nom d'âmes aux éléments longitudinaux de résistance inférieure à celle du longeron.

• Les nervures :

Ce sont des éléments transversaux de la voilure et qui ont pour rôle de transmettre des efforts aux longerons et de donner la forme au profil.

Elles supportent des efforts locaux importants, en conséquence, il existe deux types de nervures :

- Les nervures courantes assurant le maintien du profil et la résistance générale.
- Les nervures fortes placées aux points d'introduction d'efforts locaux.

•Le revêtement :

Sur tous les avions modernes le revêtement participe partiellement où totalement aux efforts. Les revêtements extradors travaillent à la compression et les revêtements intrados à la traction en vol.

Il est constitué d'un matériau à épaisseur variable, croissant de l'extrémité d'aile vers l'emplanture et de nature différente entre l'intrados (alliage léger ou cuivre) et l'extrados (alliage léger ou zinc).

Le raidissage longitudinal est assuré par des lisses rapportées (rivés, soudés, collés) où bien des lisses intégrées par usinage dans l'épaisseur de revêtement.

Le raidissage transversal est assuré par les nervures dont les semelles sont échancrées pour ne pas interrompre les lisses du revêtement.

II-2/Dimensionnement de la voilure :

II-2-1/ Surface de l'aile (S) :

La figure (II-5-annexeI) montre la corrélation entre la surface de l'aile et la masse maximale au décollage sur 100 (W/100) et permet de mettre en évidence les lois semi- empiriques données par :

a) pour $(18 \leq S \leq 40) m^2$: on a $(30 \leq (W/100) \leq 120)$

On a la relation suivante :

$$S = a_0 + a_1(W/100) + a_2(W/100)^2 + a_3(W/100)^3 \dots\dots\dots(II-15)$$

Tel que:

$$\begin{cases} a_0 = -26.234523743409550 \\ a_1 = 2.216132034188531 \\ a_2 = -2.951061974185151 \cdot 10^{-2} \\ a_3 = 1.300239797994884 \cdot 10^{-4} \end{cases}$$

Avec :

- une erreur maximale de $6.76 \cdot 10^{-3} \%$
- une erreur moyenne de $3.89 \cdot 10^{-3} \%$

b) Par contre pour $(40 < S \leq 250) \text{ m}^2$: on à $(120 < (W/100) \leq 1250)$ on a cette relation :

$$S = a_0 + a_1(W/100) + a_2(W/100)^2 + a_3(W/100)^3 + a_4(W/100)^4 + a_5(W/100)^5 + a_6(W/100)^6 \dots\dots (II-16)$$

Tel que:

$$\begin{cases} a_0 = 57.449032349135190 \\ a_1 = -3.063654548664804 \cdot 10^{-1} \\ a_2 = 1.548426706998675 \cdot 10^{-3} \\ a_3 = -2.525478438938706 \cdot 10^{-7} \\ a_4 = -1.726956563359014 \cdot 10^{-9} \\ a_5 = -3.505554339219926 \cdot 10^{-13} \\ a_6 = 1.032564373746086 \cdot 10^{-15} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 7.69 %
- une erreur moyenne de 2.02 %

II-2-2/ L'envergure (b) :

La figure (II-6-annexel) représente l'envergure en fonction de la masse maximale au décollage (W) qui permet de mettre en évidence les lois semi-empiriques données par :

a) pour $(10 \leq b < 20)$ m : on à $(1900 \leq W < 9000)$

$$b = a_0 e^{a_1 W} \dots\dots\dots (II-17)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a_0 = 9.922720 \\ a_1 = 8.098903 * 10^{-5} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 6.24 %
- une erreur moyenne de 3.27 %

b) pour $(20 \leq b \leq 65)$ m : on à $(9000 \leq W < 250000)$ Kg

$$b = a_0 W^{a_1} \dots\dots\dots (II-18)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a_0 = 8.900620 * 10^{-1} \\ a_1 = 3.465665 * 10^{-1} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 9.31 %
- une erreur moyenne de 3.92 %

- Connaissant la surface et l'envergure on peut déterminer l'allongement A.

Sachant que :

$$A = b^2 / S$$

La flèche au quart de la corde :

La variation de la flèche moyenne au quart de la corde est une fonction du nombre du mach opérationnel, hélas on a pas pu le calculer vu le manque de données nécessaires qui sont les $\varphi_{.25}$ de chaque avion

$\varphi_{.25}$: flèche au quart de la corde.

L'effilement :

Connaissant le $\varphi_{.25}$, on peut calculer l'effilement par la relation :

$$\mathcal{E} = 0.55 - 0.4634 (\varphi_{.25} / 40) - 0.3103 (\varphi_{.25} / 40)^2 + 0.6328 (\varphi_{.25} / 40)^3 - 1.1064 (\varphi_{.25} / 40)^4 \dots\dots\dots(\text{II-19})$$

\mathcal{E} : Effilement.

A partir de la on peut évaluer d'une autre manière la corde à l'emplanture qui est donnée par :

$$C_r = 2C / (1 + \mathcal{E}) \dots\dots\dots(\text{II-20})$$

C_r : Corde à l'emplanture.

La corde à l'extrémité donnée par :

$$C_t = \mathcal{E} \cdot C_r \dots\dots\dots(\text{I-21})$$

C_t : Corde à l'extrémité.

C : Corde moyenne.

La variation de l'épaisseur totale, relative de l'aile est donnée par :

$$(t/c)_r = 16.5 - 0.1125 \varphi_{.25} \text{ en \% à l'emplanture} \dots\dots\dots(\text{II-22})$$

$$(t/c)_t = 13.5 - 0.122 \varphi_{.25} \text{ en \% à l'extrémité} \dots\dots\dots(\text{II-23})$$

Finalement nous sommes en possession de tous les paramètres nécessaires pour dessiner l'aile.

NB :

- Les équations (II-20),(II-21),(II-22) et (II-23) sont celles utilisées par la méthode de Jean Roskam, l'une des méthode utilisée pour la conception préliminaire.

II-2-3/ Dimensionnement de la partie centrale de l'aile :

Généralement cette partie est de forme rectangulaire, elle est soumise à des grandes contraintes car elle est conçue pour supporter les moteurs et les réservoirs de carburant d'un coté et d'un autre coté elle contient la partie d'assemblage aile fuselage qui subit également des forces très importantes.

II-2-3-1/ La longueur de la partie centrale de l'aile (L_{ac}):

Pour toutes les fiches techniques des avions qu'on a traité, La partie centrale de l'aile qui limitée par deux moteurs quel que soit le type d'avion, bimoteurs ou quadrimoteurs.

Cette longueur est fonction du diamètre extérieur du fuselage et la distance entre l'extrémité du fuselage et celle de la partie centrale de l'aile.

En effet, on peut déterminer la longueur de la partie centrale de l'aile comme étant le diamètre externe du fuselage plus deux fois la distance entre le fuselage et l'extrémité de la partie centrale de l'aile.

$$\boxed{L_{ac} = L_{ext} + 2 (D_s)} \dots\dots\dots (II-24)$$

Tel que:

L_{ac} : La longueur de la partie centrale de l'aile.

D_s : La distance entre le fuselage et l'extrémité de la partie centrale de l'aile.

L_{ext} : La largeur externe du fuselage.

La figure (II-7-annexel) représente la variation de la distance (D_s) en fonction de diamètre de l'hélice D , qui permet de mettre en évidence les lois semi- empiriques données par :

pour $(2.3 \leq (D_s) \leq 4.5) \text{ m}$: on à $(2.4 \leq (D) \leq 5.5) \text{ m}$

$$D_s = a_0 + a_1(D) + a_2(D)^2 + a_3(D)^3 + a_4(D)^4 \dots\dots\dots (II-25)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a_0 = 32.085229385834880 \\ a_1 = -31.778376120227670 \\ a_2 = 11.994360384424680 \\ a_3 = -1.884611073332166 \\ a_4 = 1.070110287987814 \cdot 10^{-1} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 1.45%
- une erreur moyenne de $5.45 \cdot 10^{-1} \%$

II-2-3-2/La largeur de la partie centrale de l'aile (L_{acg}) :

On a considéré auparavant que la partie centrale de l'aile est de forme rectangulaire, Puis on a déterminé sa longueur à partir de l'application précédente, il reste de déterminer la largeur de cette forme géométrique, La figure (II-8-annexel) représente la largeur de la partie centrale de l'aile de certains avions en fonction de leurs longueurs de même partie, on a tiré la loi semi-empirique suivante :

pour $(3 \leq L_{acg} \leq 5) \text{ m}$: on à $(6.3 \leq (L_{ac}) \leq 14.5) \text{ m}$

$$L_{acg} = a_0 + a_1(L_{ac}) + a_2(L_{ac})^2 + a_3(L_{ac})^3 + a_4(L_{ac})^4 + a_5(L_{ac})^5 \dots\dots\dots (II-26)$$

Tel que :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_0 = -37.921990941031080 \\ a_1 = 17.107305992521610 \\ a_2 = -2.286292604372953 \\ a_3 = 6.758171735366871 \cdot 10^{-2} \\ a_4 = 6.851400970937936 \cdot 10^{-3} \\ a_5 = -3.690013858587232 \cdot 10^{-4} \end{array} \right.$$

Avec :

- une erreur maximale de $8.14 \cdot 10^{-1} \%$
- une erreur moyenne de $4.04 \cdot 10^{-1} \%$

II-2-4/Dimensionnement de la partie trapézoïdale de l'aile :

Dans cette partie on a trois dimensions : la grande base (L_{acg}) qui est déterminée précédemment (La largeur de la partie centrale de l'aile), sachant que sa longueur est a partir de l'extrémité de l'aile jusqu'à l'extrémité de la partie centrale (L_1), et la petite base (L_{acp}) (la corde à l'extrémité).

II-2-4-1/ La longueur de la partie trapézoïdale de l'aile :

Sachant qu'on a l'envergure de l'aile et la longueur de la partie centrale de l'aile. donc on peut déterminer cette longueur à partir de la relation suivante :

$$L_1 = (b - L_{ac}) / 2 \dots\dots\dots (II-27)$$

II-2-4-2/ La corde à l'extrémité de l'aile (L_{acp}):

La figure (II-9-annexeI) représente la variation de la corde (L_{acp}) en fonction de l'envergure b , Ce qui permet de mettre en évidence les lois semi-empiriques données par :
pour $(0,65 \leq L_{acp} \leq 2,8) \text{ m}$: on a $(10 \leq (b) \leq 43) \text{ m}$

$$L_{acc} = a_0 + a_1(b) + a_2(b)^2 + a_3(b)^3 \quad \dots \dots \dots (II-28)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a(0)=1.687685275954258 \\ a(1)=-1.884485771204835 \cdot 10^{-1} \\ a(2)=1.035571688302361 \cdot 10^{-2} \\ a(3)=-1.276234105018205 \cdot 10^{-4} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 1,63 %
- une erreur moyenne de 1,14 %

II-3/ Le fuselage :

Dans lequel sont logés les équipages, les passagers, le fret, parfois les réservoirs de carburant, dont la forme dépend moins d'impératifs aérodynamiques que de nécessités structurelles (forme cylindrique imposée par la pressurisation) et opérationnels.

Dégager la vue des passagers et assurer la garde au sol de la partie arrière de fuselage lors du décollage cabré.

Pour n'avoir que des tensions principales en traction dans les revêtements, la section du fuselage est le plus souvent circulaire, la liaison entre les éléments sont exécutés de la même façon que pour les ailes.

Le fuselage est constitué d'éléments longitudinaux et transversaux qui donnent la forme et la résistance à l'ensemble.

- Si les éléments longitudinaux sont les longerons fixés sur des couples, le tout recouvert d'un revêtement travaillant, on dit que la construction est *Semi monocoque*.
- Si les éléments longitudinaux sont constitués d'un revêtement raidi fixés sur les couples, on dit que la construction est *monocoque*.

II-3-1/Analyse du fuselage :

Les éléments constitutifs de la construction fuselage sont essentiellement :

•Les lisses :

Elles sont formées par :

- ◆ Une simple tôle d'alliage léger pliée.
- ◆ Un profilé ou extrudé en Z ou en T. ce dernier résiste mieux à la fatigue acoustique (micro vibration) engendrée à la vitesse élevée par la turbulence.

•Le revêtement :

Il est réalisé par des plaques d'alliage léger (A.U4G1 ou A.U2GN), épaisses et mises en forme .comme nous venons de le voir il est de plus raidi par les lisses.

•Les couples ou cadres :

Les couples assurent :

- ◆ Le maintien du profil (circulaire, ovoïde, bilobé).
- ◆ La rigidité transversale.
- ◆ Le support d'efforts locaux important.

On trouve, sur un même fuselage, deux types de couples :

- Les couples courants assurent le maintien de la forme générale du fuselage et le raidissage transversal.

• Les couples forts placés :

- ◆ Au point d'introduction de charges importantes.
- ◆ Aux niveaux de parties de structure affaiblies par des ouvertures (hublots, portes).

II-3-2/Aménagement du fuselage :

On sait que le fuselage doit répondre aux conditions suivantes :

- Présenter une traînée minimale.
- Assurer un volume utilisable maximal.
- Résister aux variations de pressions différentielles dans les cabines à pression rétablie.

•Le poste de pilotage :

Il est aménagé pour le chef –pilote et le copilote, assis à l'avant respectivement à gauche et à droite, devant la planche du bord qui comprend d'une part les divers instruments indicateurs et de contrôle, et d'autre part d'un pupitre central.

Comportant toutes les manettes et interrupteurs servant à la commande des moteurs et la manoeuvre des divers autres mécanismes.

Les avions les plus importants ont souvent un équipage de quatre membres à savoir, les pilotes, un mécanicien ingénieur et un radio navigateur.

•La cabine de passagers :

C'est la cabine destinée au transport des passagers, les sièges sont monoplace, principalement dans les avions d'affaires, soit biplaces comme dans les avions de tourisme ou bien encore triplaces comme dans certains avions de ligne. Le pas le plus souvent utilisé entre le siège est de 820 mm dans la version de tourisme, on augment jusqu'a 870 mm pour les fauteuils de première classe, et on réduit parfois jusqu'a 790mm pour la version économique.

Chaque siège est équipé, également, d'une ceinture de sécurité constituée de deux éléments et d'une boucle centrale à ouverture instantanée, dont l'utilisation est obligatoire pour le décollage et l'atterrissage.

Au dessus des sièges sont installés tout au long des parois des portes bagages, pour les petits bagages à mains.

•**Les soutes à bagages :**

Elles sont placées sous le plancher de la cabine devant et dernière le compartiment abritant le train d'atterrissage ; elles sont desservies par des portes à fermeture étanche, qui s'ouvrent en pivotant vers le haut. la mise en place des bagages , pièce par pièce, demande beaucoup de temps .on remplace ce procédé par un système plus rapide , en utilisant des conteneurs chargés au préalable dans l'aérogare , Ils sont acheminés vers l'avion par des voilures spéciales dotées d'un système de lissage . En introduisant des conteneurs dans la soute en les glissant sur des rouleaux faisant parties de plancher de ce compartiment.

•**Les équipements :**

On trouve :

Les trains auxiliaires, systèmes de propulsion, organes de circuits, organes de transmission et aménagement de la cabine.

L'avion commercial transporte des passagers, le premier souci est le conditionnement de l'air et le confort et corollairement l'isolation phonique et thermique.

II-3-2-1/Les ouvertures :

Toute ouverture pratiquée dans la structure provoque une contraction d'effort important à laquelle on oppose des éléments résistants tel que montants et cadres en aciers ou en alliages légers forgés (répond à la construction Fail-safe).

II-3-2-2/Les portes :

Les portes sont des ensembles amovibles qui ferment les différents compartiments de l'avion et permettent la rentrée et la sortie de ces compartiments par les passagers, l'équipage, le personnel d'entretien et de service.

On peut classer les portes en :

- ◆ Portes passagers et équipage.
- ◆ Portes de soutes.
- ◆ Portes cargo latérales ou de nez.
- ◆ Issues de secours.
- ◆ Escalier de structure.
- ◆ Portes de visites.
- ◆ Portes de trains.
- ◆ Portes intérieures.

Les portes de visites sont démontables ou articulées, on les démonte soit par vis ou attaches rapides : dzus, airlock, camlock ... etc. articulées, elle le sont par plusieurs charnières et la fermeture se fait soit par attaches rapides ou verrous. Ces portes s'ouvrent soit vers l'intérieur soit vers l'extérieur, et la commande se fait également dans ces deux sens.

- Dans le cas de portes qui s'ouvrent vers l'intérieur :

La poignée actionnée, déverrouille les verrous de porte ensuite déplace les articulations qui font reculer la porte. Il suffit ensuite de glisser latéralement la porte sur des rails prévus à cet effet.

- Dans le cas de portes qui s'ouvrent vers l'extérieur :

La cinématique de l'articulation de la porte s'incline pour passer la seuil ou bien les extrémités supérieure et inférieure et s'effacent pour permettre le pivotement vers l'extérieure

II-3-2-3/Le pare-brise :

Il a pour rôle d'éclairer le poste de pilotage et surtout permettre la visibilité du pilotage. Lorsque l'avion est au parking, des glasses ouvrantes permettent la ventilation du cockpit et les communications avec le sol.

Le nombre de glasses varie d'un avion à un autre, on trouve en général :

- ◆ 2 glasses frontales.
- ◆ 2 glasses latérales coulissantes pouvant constituer des issues de secours.
- ◆ 2 glasses latérales fixes.

Le pare-brise doit être conçu de manière à ne pas provoquer le décrochement aérodynamique de la structure et permettre une bonne visibilité dans un champ maximal.

Les glasses qui constituent le pare-brise doivent :

- ◆ Résister aux forces de pressurisation.
- ◆ Résister aux impacts directs.
- ◆ Résister à l'échauffement cinétique.

II-3-2-4/Les hublots :

Les hublots éclairent la cabine et assurent aux passagers la visibilité, leur nombre est lié à un problème psychologique. En principe on trouve 2 hublots par rangée de fauteuils.

La forme la plus répandue de ces hublots est rectangulaire à angle arrondis.

Le hublot supporte :

- ◆ Les charges de la pressurisation.
- ◆ Les contraintes thermiques

Chaque hublot est conçu en trois parties :

- ◆ Panneau extérieur en verre ou en résine acrylique, supporte la totalité des charges.
- ◆ Panneau intermédiaire, non pressurisé, également en résine acrylique ou en verre capable de supporter la charge de pressurisation.

- ◆ Panneau intérieur, en plexiglas, non structural.

Les hublots sont assez grands lorsqu'on vole dans une altitude relativement faible, sont maintenant nettement plus petits (300 x 400mm), cet inconvénient n'est pas important car à partir d'altitude de 8000 à 10000m la visibilité n'est plus très spectaculaire, par ailleurs ces faibles dimensions des hublots facilitent la construction du fuselage.

II-4/Dimensionnement du fuselage :

II-4-1/La Longueur de la cabine de passagers (L_c) :

La figure (II-10-annexeI) montre la corrélation entre la longueur de la cabine et le nombre de siège par rangé (NSR) permet de mettre en évidence la loi semi- empirique donnée par :

pour ($3.8 \leq L_c \leq 30$)m : on a ($4 \leq (NSR) \leq 30$)

$$L_c = a_0 + a_1 (NSR) + a_2 (NSR)^2 \dots\dots\dots (II-29)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a_0 = -3.354317541234196 * 10^{-1} \\ a_1 = 1.152325960954965 \\ a_2 = -6.126118433851723 * 10^{-3} \end{cases}$$

Avec:

- une erreur maximale de 12.74 %
- une erreur moyenne de 6.05 %

II-4-2/La longueur totale du fuselage:

En général la longueur du fuselage est une fonction directe de la longueur de la cabine, au début on a estimé une fonction pour tout les avions disponibles est on a trouvé que ça ne donne pas une bonne précision pour les avions militaires car ces avions sont dotés d'un cargo en plus de la cabine, et pour cela on a devisé l'étude de la longueur fuselage en deux catégories :

a) Pour les avions civils :

A partir des avions civils seulement on a porté sur la figure (II-11-annexel) les données qui sont relative à l'évolution de la longueur du fuselage (L_f) en fonction de la longueur de la cabine (L_c) ce qui nous a donné la relation suivante:

Pour ($10 \leq L_f \leq 33$)m : on à ($3.5 \leq (L_c) \leq 30$)

$$L_f = a_0 + a_1(L_c) + a_2(L_c)^2 + a_3(L_c)^3 + a_4(L_c)^4 + a_5(L_c)^5 \dots\dots\dots(II-30)$$

$$\begin{cases} a(0)=26.638591736555100 \\ a(1)=-9.789134494337777 \\ a(2)=1.947753185036894 \\ a(3)=-1.453314762967806*10^{-1} \\ a(4)=4.735223031621176*10^{-3} \\ a(5)=-5.562249111379257*10^{-5} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 3.14 %
- une erreur moyenne de 1,4 %

b) Pour les avions militaires :

Pour les avions militaire seulement on a porté sur la figure (II-12-annexel) les données qui sont relatives a l'évolution de la longueur du fuselage (L_f) en fonction de la longueur de la cabine (L_c) ce qui a donné la relation qui suit :

Pour ($20 \leq L_f \leq 45$)m : on à ($10 \leq (L_c) \leq 20$)

$$L_f = a_0 + a_1(L_c) + a_2(L_c)^2 + a_3(L_c)^3 \dots\dots\dots(II-31)$$

Avec:

$$\begin{cases} a(0)=-1883.306047680908000 \\ a(1)=397.311986330697100 \\ a(2)=-27.348512081153330 \\ a(3)=6.243109557967083*10^{-1} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 2.33 %
- une erreur moyenne de 1.69 %

II-4-3/La largeur intérieure du fuselage :

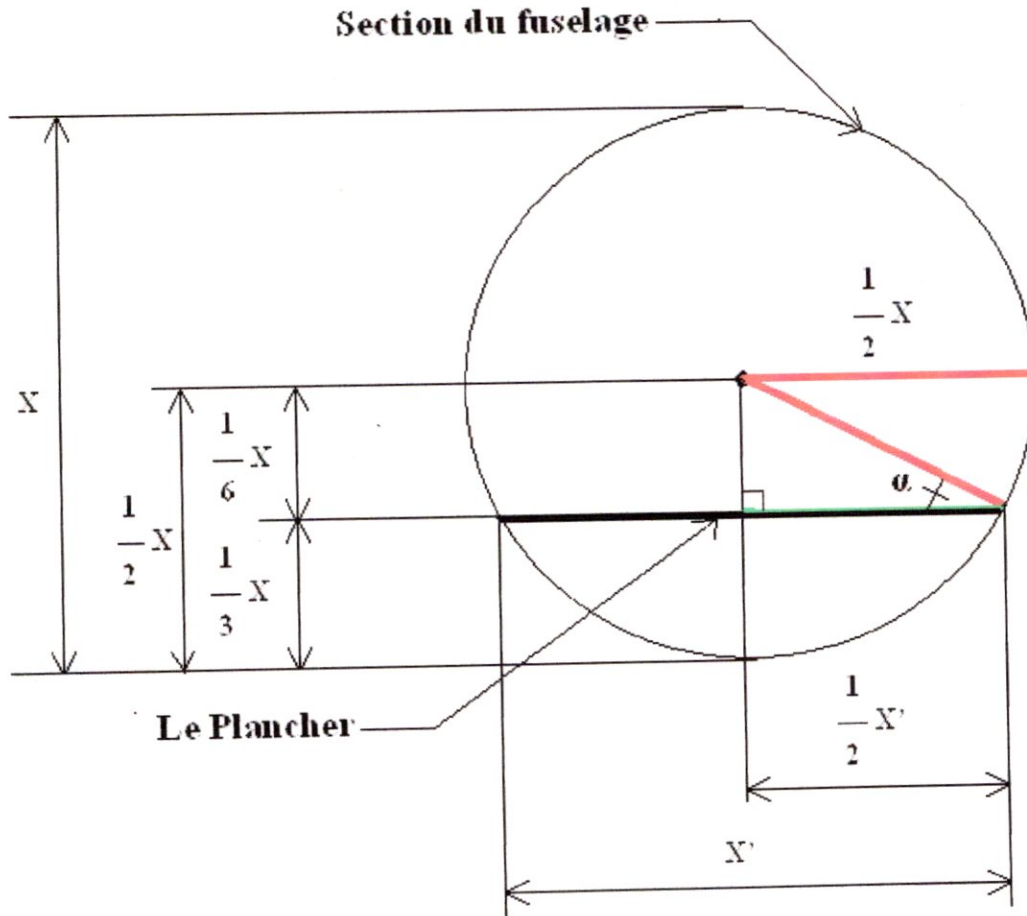
La largeur du fuselage est une fonction directe de nombre de rangées (NR)
Et de nombre de couloirs (NC), en général la largeur de siège est à **46 cm** et la largeur du couloir est à **50 cm**, sachant que les dimensions des ces deux paramètres sont optionnels.

A partir de ces données on peut obtenir une largeur du fuselage au niveau du plancher.

Considérant la section du fuselage comme un cercle, et le plancher situé au **1/3** de ce cercle, on peut déterminer la largeur interne du fuselage à partir calcul suivant, en se basant sur la figure ci-dessous :

$$\sin \alpha = \frac{1/6x}{1/2x} = \frac{1}{3} \implies \alpha = 19.47^\circ$$

$$\begin{cases} \cos \alpha = \frac{1/2x'}{1/2x} \\ \cos \alpha = 0.94 \end{cases} \implies X = (1.06).X'$$



La valeur X' (la largeur du fuselage au plancher) peut être calculée par la relation suivante :

$$\boxed{X' = 0.46 (NR) + 0.5 (NC)} \dots\dots\dots (II-32)$$

Donc la largeur intérieure du fuselage est donné par :

$$\boxed{L_{int} = 1.06 (0.46 (NR) + 0.5 (NC))} \dots\dots\dots (II-33)$$

II-4-4/La largeur externe du fuselage :

La largeur maximale externe du fuselage s'obtient en ajoutant à la largeur maximale interne de ce même fuselage ; le double de l'épaisseur de la paroi soit:

$$L_{ext} = L_{int} + 2 \cdot D_{ff} \dots\dots\dots (II-34)$$

Où :

D_{ff} : épaisseur de la paroi .

Epaisseur totale du fuselage est donnée par la formule semi-empirique suivante :

$$D_{ff} = (0.0041) \cdot W^{0.315} \dots\dots\dots (II-35)$$

II-4-5/ La longueur du poste de pilotage (D_p):

On a déterminé la longueur du poste de pilotage (D_p) comme une fonction de distance franchissable (R) et par expérience :

$$\left. \begin{array}{l} \text{Si : } R \leq 5000 \text{ Km} \longrightarrow D_p = 1,8 \text{ m} \\ \text{Si : } R > 5000 \text{ Km} \longrightarrow D_p = 2,6 \text{ m} \end{array} \right\} \dots\dots\dots (II-36)$$

II-4-6/La longueur du nez (D_n):

On a déterminé la longueur du nez (D_n) comme une fonction de distance franchissable (R) et par expérience :

$$\left. \begin{array}{l} \text{Si : } R \leq 5000 \text{ Km} \longrightarrow D_n = 1 \text{ m} \\ \text{Si : } R > 5000 \text{ Km} \longrightarrow D_n = 1,5 \text{ m} \end{array} \right\} \dots\dots\dots (II-37)$$

II-4-7/La longueur de la queue (L_q):

La longueur du queue est retirée a partir de la longueur totale du fuselage, la longueur du nez, la longueur du poste de pilotage et la longueur de la cabine des passagers telle que :

$$L_q = L_f - (L_c + D_n + D_p) \dots\dots\dots (II-38)$$

II-5/ LES EMPENNAGES :

Il existe deux types d'empennage :

- Empennage vertical.
- Empennage horizontal.

II-5-1/ Rôle des empennages :

L'empennage horizontal commande l'assiette de l'avion et le changement d'incidence soit partiellement ou entièrement mobile.

L'empennage vertical comporte une partie fixe appelée dérive qui assure le changement de direction, et une partie mobile qui assure le changement de route en conjugaison avec les ailerons.

II-5-2/ Position des empennages :

L'empennage horizontal placé dans le dos ou sur l'axe du fuselage est le plus facile a réaliser, la base de fixation étant assez large pour lui assurer une rigidité latérale suffisante.

Cette solution n'est plus admissible quand les moteurs sont placés à l'arrière du fuselage.

II-5-3/ Dimensionnement de l'empennage horizontal :

II-5-3-1/ La surface (S_h) :

La surface de l'empennage horizontal crée une force pour assurer l'équilibre de l'avion avec deux autres forces qui sont : la force du poids de l'avion et la force portante créée par les ailes. Donc on doit trouver une relation semi-empirique entre la surface de l'empennage horizontal, le poids de l'avion et la surface de l'aile, et on a déjà défini la surface de l'aile comme une fonction de poids alors on peut mettre la surface de l'empennage horizontal en fonction de poids ou en fonction de la surface de l'aile.

Le nuage de point de la figure (II-13-annexel) représente la surface de l'empennage horizontale (S_h) en fonction de surface de l'aile, on détermine cette variation par la relation semi-empirique suivante :

Pour ($6.3 \leq (S_h) \leq 36$) m^2 : on a ($28 \leq (S) \leq 165$) m^2

$$S_h = a_0 + a_1(S) + a_2(S)^2 + a_3(S)^3 + a_4(S)^4 \quad \dots \dots \dots (II-39)$$

Tel que:

$$\begin{cases} a_0 = 2.228436943143606 \\ a_1 = -1.948105738906335 \cdot 10^{-1} \\ a_2 = 1.657975530686069 \cdot 10^{-2} \\ a_3 = -1.871819981392426 \cdot 10^{-4} \\ a_4 = 6.175136883025477 \cdot 10^{-7} \end{cases}$$

Avec :

- une erreur maximale de $6.66 \cdot 10^{-2} \%$
- une erreur moyenne de $3.28 \cdot 10^{-2} \%$

II-5-3-2/ L'envergure (b_h):

La figure (II-14-annexel) représente la variation de l'envergure de l'empennage horizontal en fonction de sa surface pour différents avions on obtient la relation suivante :

Pour ($5.5 \leq b_h \leq 18$) m : on à ($6 \leq (S_h) \leq 36$) m²

$$b_h = a_0 + a_1 (S_h) + a_2 (S_h)^2 + a_3 (S_h)^3 \dots\dots\dots (II-40)$$

Avec :

$$\begin{cases} a_0 = -1.417938205842933 \\ a_1 = 1.490005616893181 \\ a_2 = -6.635452465001671 * 10^{-2} \\ a_3 = 1.078117078942662 * 10^{-3} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 1.14 %
- une erreur moyenne de $6.35 * 10^{-1}$ %

-L'allongement de l'empennage horizontal est donné par :

$$A_h = \frac{b_h^2}{S_h}$$

II-5-3-3/ La corde à l'emplanture (C_{hem}) :

La figure (II-15-annexel) représente la variation de la corde à l'emplanture de l'empennage horizontal (C_{hem}) en fonction de sa surface (S_h), Ce qui permet de mettre en évidence la loi semi-empirique suivante :

Pour $(1.6 \leq C_{hem} \leq 5.3)$ m : on à $(4.5 \leq (S_h) \leq 36)$ m²

$$C_{hem} = a_0 + a_1 (S_h) + a_2 (S_h)^2 + a_3 (S_h)^3 \dots\dots\dots (II-41)$$

Tel que:

$$\begin{cases} a_0 = 1.160189388319850 \\ a_1 = 1.458199578221450 * 10^{-1} \\ a_2 = -7.194149898606810 * 10^{-3} \\ a_3 = 1.668873427266282 * 10^{-4} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 3.75 %
- une erreur moyenne de 1.4 %

II-5-3-4/La corde à l'extrémité (C_{hex}) :

La figure (II-16-annexeI) représente la variation de la corde à l'extrémité de l'empennage horizontal (C_{hex}) en fonction de sa surface (S_h), Ce qui permet de mettre en évidence la loi semi-empirique suivante :

Pour $(0.8 \leq C_{hex} \leq 2.6)$ m : on à $(4.5 \leq (S_h) \leq 36)$ m²

$$C_{hex} = a_0 + a_1 (S_h) + a_2 (S_h)^2 + a_3 (S_h)^3 + a_4 (S_h)^4 + a_5 (S_h)^5 + a_6 (S_h)^6 \dots\dots\dots (II-42)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a_0 = -1.580676987849222 \\ a_1 = 9.736790910353591 * 10^{-1} \\ a_2 = -1.214497455493922 * 10^{-1} \\ a_3 = 5.783373289254906 * 10^{-3} \\ a_4 = -5.245144366016345 * 10^{-5} \\ a_5 = -2.699433930270536 * 10^{-6} \\ a_6 = 4.948547299335113 * 10^{-8} \end{cases}$$

Avec :

- une erreur maximale de 2.86 %
- une erreur moyenne de $8.52 \cdot 10^{-1} \%$

- On peut aussi faire les calculs sur l'empennage horizontal on se basant sur le fait que nous connaissons le rapport volumique V^* donné par :

$$V^* = \frac{S_h L^*_h}{S.C}$$

S_h : Surface de l'empennage horizontal

L^*_h : Distance de référence de l'empennage horizontal, qui représente la distance entre la position du quart avant de la corde moyenne et le point de référence de l'aile $C / 4$.

Partant de la connaissance de V^* et d'une hypothèse moyenne L^*_h / C qui est de 3.5 on peut calculer aisément la surface S_h de l'empennage horizontal.

- L'allongement de l'empennage horizontal A_h étant fixé généralement compris entre 3.5 et 4.5, on déduit l'envergure qui est donnée par :

$$b_h = (A_h S_h)^{1/2}$$

- La corde moyenne est donnée par:

$$C_h = S_h / b_h$$

- La connaissance des paramètres L^*_h et b_h nous permet de placer l'empennage horizontal par rapport à l'aile et à l'axe du fuselage.

- Pour une valeur fixe de l'effilement qui est compris généralement entre 0.35 et 0.6 on peut déduire.

- La corde à l'emplanture.
- La corde à l'extrémité :

$$C_{emb} = 2 C_b / (1 + \xi_h)$$

$$C_{exh} = \xi_h \cdot C_{emb}$$

NB : Le rapport V^* peut être calculé en fonction de $\phi_{.25}$ en utilisant la corrélation avec les données d'avions existants, ce qu'on a pas pu faire vue le manque de données.

II-5-4/ Dimensionnement de l'empennage vertical :

II-5-4-1/ La surface (S_v) :

La surface de l'empennage vertical est calculée à partir de la distance entre le centre de gravité de l'avion et l'empennage vertical pour fournir certain moment de force.

Comme on n'a pas la distance entre le centre de gravité et l'empennage vertical on a choisit de calculer la surface de l'empennage vertical (S_v) en fonction de la longueur fuselage (L_f) qui est en rapport avec la donnée manquante, le nuage de points de la figure (II-17-annexel) permet d'obtenir les lois semi- empiriques suivantes :

a) Pour ($3.3 \leq S_v \leq 10$) m^2 : on à ($12,5 \leq (L_f) \leq 23$) m

$$S_v = a_0 + a_1 (L_f) + a_2 (L_f)^2 + a_3 (L_f)^3 \dots\dots\dots (II-43)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a(0) = -51.592643798667830 \\ a(1) = 9.785237913607059 \\ a(2) = -5.790538993238583 \cdot 10^{-1} \\ a(3) = 1.165855371486206 \cdot 10^{-2} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 3.26 %
- une erreur moyenne de 1.42 %

b) Pour $(10 < S_v \leq 25) \text{ m}^2$: on à $(23 < (L_f) \leq 35) \text{ m}$

$$S_v = a_0 \ln(a_1 (L_f)) \dots\dots\dots (II-44)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a_0 = 23.1061 \\ a_1 = 8.437403 \cdot 10^{-2} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 1.89%
- une erreur moyenne de 1.25 %

II-5-4-2/L'envergure (b_v) :

La figure (II-18-annexeI) représente l'envergure de l'empennage vertical (b_v) en fonction de sa surface (S_v) ce qui donne la relation semi-empirique suivante :

Pour $(1.8 \leq (b_v) \leq 6.5) \text{ m}$: on à $(4.8 \leq (S_v) \leq 25) \text{ m}^2$

$$b_v = a_0 + a_1(S_v) + a_2(S_v)^2 + a_3(S_v)^3 + a_4(S_v)^4 + a_5(S_v)^5 + a_6(S_v)^6 + a_7(S_v)^7 + a_8(S_v)^8 \dots\dots\dots (II-45)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a(0) = 5.467969134347629 \\ a(1) = -2.170112711009745 \\ a(2) = 3.993918838301480 \cdot 10^{-1} \\ a(3) = -2.186448030598403 \cdot 10^{-2} \\ a(4) = 9.649081015160600 \cdot 10^{-4} \\ a(5) = -1.003040715202148 \cdot 10^{-4} \\ a(6) = 4.360024182846408 \cdot 10^{-6} \\ a(7) = 1.604328462190155 \cdot 10^{-9} \\ a(8) = -2.163291904939278 \cdot 10^{-9} \end{cases}$$

Avec :

- une erreur maximale de 1.45 %
- une erreur moyenne de $4.9 \cdot 10^{-1} \%$

II-5-4-3/La corde à l'extrémité (C_{vex}) :

La figure (II-19-annexeI) représente la corde à l'extrémité de l'empennage vertical (C_{vex}) en fonction de sa surface (S_v) la relation obtenue est donnée par :

Pour $(1.8 \leq (C_{vex}) \leq 3.8)$ m: on a $(3.4 \leq (S_v) \leq 25)$ m².

$$C_{vex} = a_0 + a_1 (S_v) + a_2 (S_v)^2 + a_3 (S_v)^3 + a_4 (S_v)^4 \quad \dots \dots \dots (II-46)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a_0 = 2.215421550480680 \\ a_1 = -2.694269526724029 \cdot 10^{-1} \\ a_2 = 6.652649894090656 \cdot 10^{-2} \\ a_3 = -4.659151843217807 \cdot 10^{-3} \\ a_4 = 1.031973881271787 \cdot 10^{-4} \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 2.04 %
- une erreur moyenne de $7.7 \cdot 10^{-1} \%$

II-5-4-4/La corde à l'emplanture (C_{vem}) :

La figure (II-20-annexeI) représente la corde à l'emplanture de l'empennage vertical (C_{vem}) en fonction de sa surface (S_v) ce qui nous emmène vers la relation (II-47):

Pour $(1.9 \leq (C_{vem}) \leq 7.2)$ m: on a $(3.4 \leq (S_v) \leq 25)$ m²

$$C_{vem} = a_0 + a_1 (S_v) + a_2 (S_v)^2 + a_3 (S_v)^3 + a_4 (S_v)^4 + a_5 (S_v)^5 + a_6 (S_v)^6 \dots\dots\dots (II-47)$$

Tel que :

$$\begin{cases} a(0)=3.806521291844547E-001 \\ a(1)=4.351478836898926E-001 \\ a(2)=-2.995928707580873E-002 \\ a(3)=1.725572396534564E-002 \\ a(4)=-2.427126645909272E-003 \\ a(5)=1.214087889164106E-004 \\ a(6)=-2.023887696989375E-006 \end{cases}$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 2.92 %
- une erreur moyenne de 1.03 %

On peut aussi faire les calculs sur l'empennage vertical en se basant sur la connaissance de la valeur empirique moyenne de son rapport volumique de référence :

$$V^* = \frac{S_v L^*_v}{S.b}$$

S_v : surface de l'empennage vertical.

L^*_v : distance de référence de l'empennage vertical.

Ce rapport dépend de l'emplacement des moteurs telle que :

$V^*=0.088$: les moteurs sont sous les ailes, ou tri-moteurs dont doté d'un moteur dans l'axe du fuselage.

$V^*=0.065$: pour les avions dont les moteurs sont montés a l'arrière du fuselage.

De la on déduit la surface de l'empennage vertical S_v a partir de l'hypothèse sur l'allongement de l'empennage vertical qui doit être compris entre 1 et 2.5 en calcule l'envergure.

$$b_v = (S_v \cdot A_v)^{1/2}$$

-La corde moyenne est donnée :

$$C_v = (S_v / b_v)$$

-L'effilement ξ_v de l'empennage vertical conventionnel doit être suffisamment grand pour ne pas décrocher.

Tant que l'angle de dérapage est inférieure à 20° environ cela impose :

$$0.35 \leq \xi_v \leq 0.6$$

La valeur choisit pour l'effilement permet de déterminer comme précédent la corde à l'emplanture qui est donnée par :

$$C_{rv} = \frac{2C_r}{(1 + \xi_v)}$$

Et la corde a l'extrémité est donnée par :

$$C_{exv} = \xi_v \cdot C_{exh}$$

- Finalement on a tous les paramètres nécessaires pour dessiner l'empennage vertical et l'empennage horizontal.

NB

- tous les dimensions sont en mètre et la surface en mètre carré.

CHAPITRE III : LES PERFORMANCES DU MOTEUR

Le groupe de propulsion est constitué par l'ensemble des organes produisant de l'énergie mécanique nécessaire à sa transformation en force de traction produisant le déplacement de l'avion, on distingue :

- Le groupe turbopropulseur.
- Le groupe turboréacteur.

III-1/ Emplacement du groupe turbopropulseur « GTP » :

Ceux-ci sont situés systématiquement sur la voilure, à l'avant du bord d'attaque, l'hélice est située à une distance minimale de celui-ci : 30% de la profondeur de l'aile.

La position du GTP dans le sens de l'envergure est déterminée en fonction de certaines considérations :

- Garde hélice.
- Nécessité de placer les moteurs dans une partie résistante de la structure.
- Répartition correcte des charges sur la voilure.

D'autres part, en cas de panne d'un moteur, le couple crée est d'autant plus gênant que le moteur est éloigné de l'axe de lacet.

III-2/ Estimation de la puissance total (P_{Ut}) :

La puissance total d'un turbopropulseur est une fonction de poids de l'avion, la figure (III-21-annexeI) représente la puissance totale (P_{Ut}) en fonction du poids total de l'avion sur 100 ($W/100$) ce qui donne:

a) pour $(630 \leq (P_{Ut}) \leq 1200)$ ch : on à $(25 \leq (W/100) \leq 44)$ Kg

$$P_{Ut} = a_0 + a_1(W/100) + a_2(W/100)^2 + a_3(W/100)^3 + a_4(W/100)^4 + a_5(W/100)^5 + a_6(W/100)^6 + a_7(W/100)^7 + a_8(W/100)^8 + a_9(W/100)^9 + a_{10}(W/100)^{10} \dots (III-48)$$

Tel que :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_0 = -54858.51037970443 \\ a_1 = 2869.38518111475 \\ a_2 = 15.88973275628662 \\ a_3 = -1.379976297825836 \\ a_4 = -2.712887651823875 \cdot 10^{-2} \\ a_5 = 3.494452031822982 \cdot 10^{-4} \\ a_6 = 2.454732589310418 \cdot 10^{-6} \\ a_7 = 1.755827683322248 \cdot 10^{-7} \\ a_8 = 6.949025504191455 \cdot 10^{-9} \\ a_9 = -1.671261054961480 \cdot 10^{-10} \\ a_{10} = -2.818754683897399 \cdot 10^{-13} \end{array} \right.$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 4.13%
- une erreur moyenne de 2.21 %

b) pour $(1200 < (P_{Ut}) \leq 23000)$ ch : on à $(44 < (W/100) \leq 1100)$ Kg

$$P_{Ut} = a_0 + a_1(W/100) + a_2(W/100)^2 \dots (III-49)$$

Tel que :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_0 = 285.2985224723816 \\ a_1 = 24.721071981987820 \\ a_2 = -3.699985659907789 \cdot 10^{-4} \end{array} \right.$$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 12.88%
- une erreur moyenne de 5.08 %

III-3/ Estimation de la puissance d'un moteur (P_{Um}) :

Cette puissance est définie comme étant la puissance total (P_{Ut}) sur le nombre de moteur (NM) qui donne :

$$P_{Um} = (P_{Ut} / NM) \dots\dots\dots (III-50)$$

III-4/ Estimation de diamètre d'hélice (D) :

Le diamètre d'une hélice dépend de la puissance moteur et le nombre de pale (NP) de cette hélice.

La figure (III-22-annexel) représente la variation de diamètre d'hélice (D) en fonction de la puissance moteur (P_{Um}) sur le nombre de pale (NP) fois 100 ($P_{Um}/NP*100$) ce qui donne la relation suivante :

Pour ($2.4 \leq D \leq 5.6$) m: on à ($2.6 \leq (P_{Um}/NP*100) \leq 15.3$) Ch.

$$D = a_0 + a_1(P_{Um}/NP*100) + a_2(P_{Um}/NP*100)^2 + a_3(P_{Um}/NP*100)^3 + a_4(P_{Um}/NP*100)^4 + a_5(P_{Um}/NP*100)^5 + a_6(P_{Um}/NP*100)^6 + a_7(P_{Um}/NP*100)^7 + a_8(P_{Um}/NP*100)^8 + a_9(P_{Um}/NP*100)^9 \dots\dots (III-51)$$

Tel que :

- $a(0) = 16.963558712297330$
- $a(1) = -11.612253512580800$
- $a(2) = 2.975934749166186$
- $a(3) = -2.236268457396458 * 10^{-1}$
- $a(4) = -1.048088091893663 * 10^{-2}$
- $a(5) = 1.661337936734629 * 10^{-3}$
- $a(6) = -1.250582166291520 * 10^{-5}$
- $a(7) = -1.972804632602329 * 10^{-7}$
- $a(8) = -2.951270163868402 * 10^{-7}$
- $a(9) = 1.169440693876908 * 10^{-8}$

Cette relation est obtenue avec :

- une erreur maximale de 3.39 %
- une erreur moyenne de 1.15 %

PARTIE II :
VALIDATIONS
ET
APPLICATIONS

INTRODUCTION

Cette partie de cette étude est divisée en deux chapitres (IV et V), le premier est un chapitre de validation où on va appliquer les relations obtenues dans les chapitres I, II et III sur quatre avions déjà existants dont on connaît les caractéristiques, Ensuite on va comparer les valeurs obtenues par ces équations avec les valeurs réelles. Le chapitre V est consacré pour deux applications pour deux avions dont on va se fixer les cahiers de charges, et à partir des résultats qu'on va obtenir on va essayer de schématiser nos deux avions.

CHAPITRE IV : VALIDATION DE LA METHODE

L'étude comparative a pour but de valider les équations obtenues dans la première partie.

Notre choix est fixé sur quatre avions de différentes catégories qui sont :

- 1- Super King Air 200 " B 200"
- 2- Fokker 27 " F 27 "
- 3- Transall " C 160 "
- 4- L 100 Hercule Militaire " C 130"

Pour lesquelles on va comparer les différentes valeurs calculées avec leurs valeurs réelles, Ainsi que les erreurs relatives entre ces deux valeurs qui doivent être acceptables.

IV-1/ Première application : B 200

Pour le B 200 les paramètres de calcul sont :

- 1- Type d'avion : Avion civil
- 2- La distance franchissable : $R = 2850 \text{ Km}$
- 3- Nombre de passagers : $P = 12$
- 4- Nombre de sièges par rangée : $NSR = 6$
- 5- Nombre de rangée : $NR = 2$
- 6- Nombre de couloirs : $NC = 1$
- 7- Nombre de moteur : $NM = 2$
- 8- Nombre de pales moteur : $NP = 3$

IV-1-1/ Calcul des masses :

Les masses	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
W [Kg]	5660.73	5670	0.163 %
W _v [Kg]	3645.62	3691	1.22 %
W _c [Kg]	?	?	?
W _f [Kg]	1712.7	1653	3.56 %

Les calculs de masses ont donné des résultats très satisfaisant, on constate que l'erreur relative maximale obtenue pour la masse carburant (W_f) est de l'ordre de 3.56 % ce qui est très acceptable. Par contre la masse de la charge payante (W_c), elle n'est pas obtenue puisqu'elle n'est pas comprise dans l'intervalle choisit, Mais on peut la calculer par la méthode classe I.

IV-1-2/ Caractéristiques de la voilure :

Caractéristiques de l'aile	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S (m ²)	28.23	28.25	0.07 %
b (m)	15.69	16.61	5.53 %
D _s (m)	2.32	2.34	0.85 %
L _{ac} (m)	6.3	6.38	1.25 %
L _{acg} (m)	3.14	3.18	1.25 %
L _{acp} (m)	0.787	0.8	1.62 %

On remarque que pour les caractéristiques de la voilure, les résultats sont très proche des valeurs réelles et que l'erreur relative maximale est obtenue pour le cas de l'envergure (b) et qui est de l'ordre de 5.53 % ce qui est quand même acceptable dans notre cas (Etude Préliminaire).

IV-1-3/Caractéristiques du fuselage :

Caractéristiques fuselage	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
L_c (m)	6.35	6.668	5.05 %
L_f (m)	12.94	13.35	3.07 %
L_{int} (m)	1.5	?	?
D_{ff} (m)	0.0623	?	?
L_{ext} (m)	1.62	1.7	4.7 %
D_n (m)	1	0.98	2.04 %
D_p (m)	1.8	1.7	5.55 %

Concernent les caractéristiques du fuselage, on remarque que les valeurs obtenues concordent très bien avec les valeurs réelles et que l'erreur relative maximale est de l'ordre 5.55 % ce qui est très satisfait . On remarque aussi qu'on a pas pu comparer les valeurs calculées avec les valeurs réelles de (L_{int} et D_{ff}) vue le manque de données .

IV-1-4/ Performances du moteur :

Performances moteurs	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
P_{Ut} (Ch)	1683	1700	1 %
P_{Um} (Ch)	841	850	1 %
D (m)	2.502	2.5	0.8 %

De ce tableau qui représente les performances de moteur on remarque que l'erreur est de l'ordre de 1% ce qui donne la satisfaction.

IV-1-5/Caractéristiques de l'empennage horizontal :

Caractéristiques de l'empennage horizontal	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
$S_h (m^2)$	6.12	?	?
$b_h (m)$	5.46	5.75	5.04 %
$C_{hem} (m)$	1.82	1.7	7.05 %
$C_{hex} (m)$	1.06	0.85	24.7 %

Les erreurs relatives obtenues pour les caractéristiques de l'empennage horizontal sont toujours acceptables, A part que pour ce qui concerne la corde à l'extrémité (C_{hex}) qui est de l'ordre de 24.7 % qui est un résultat très éloigné. Par contre la surface de l'empennage horizontal (S_h) on ne peut rien dire puisqu'on ne dispose pas de la valeur réelle.

IV-1-6/Caractéristiques de l'empennage vertical :

Caractéristiques de l'empennage vertical	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
$S_v (m^2)$	3.33	3.46	3.75 %
$b_v (m)$	1.94	1.91	1.57 %
$C_{vex} (m)$	1.9	?	?
$C_{vem} (m)$	1.88	2	6 %

Les résultats sont très satisfaisants, l'erreur pour le S_v est 3.75 % ce qui est toujours acceptables dans le cas d'une étude préliminaire. On remarque aussi qu'on a pas pu comparer les erreurs calculées avec les erreurs réelles de (C_{vex}) vue le manque de données .

IV-2/ Deuxième application : F 27

Pour le F 27 les paramètres de calcul sont :

- 1- Type d'avion : Avion civil
- 2- La distance franchissable : $R = 2755 \text{ Km}$
- 3- Nombre de passagers : $P = 50$
- 4- Nombre de sièges par rangée : $NSR = 15$
- 5- Nombre de rangée : $NR = 4$
- 6- Nombre de couloires : $NC = 1$
- 7- Nombre de moteur : $NM = 2$
- 8- Nombre de pales moteur : $NP = 6$

IV-2-1/ Calcul des masses :

Les masses	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
W [Kg]	20540.45	20820	1.34 %
W_v [Kg]	11444.82	11950	4.22 %
W_c [Kg]	6567.37	?	?
W_f [Kg]	4626.82	?	?

Les calculs de masses ont donné des résultats très satisfaisants pour les erreurs relatives de la masse maximale au décollage (W) et la masse à vide (W_v) qui sont respectivement de l'ordre 1.34 % et 4.22 %, Par contre on a pas pu faire la comparaison entre les valeurs calculées et valeurs réelles pour tirer l'erreur relative de la charge payante (W_c) et la masse du carburant (W_f) vue le manque des données.

IV-2-2/ Caractéristiques de la voilure :

Caractéristiques de l'aile	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S (m ²)	54.53	54.5	0.055 %
b (m)	27.8	29.02	4.2 %
D _s (m)	2.64	?	?
L _{ac} (m)	7.96	8.4	5.23 %
L _{acg} (m)	3.18	3.46	8.09 %
L _{acp} (m)	1.71	1.6	6.87 %

On remarque que pour les caractéristiques de la voilure, les résultats sont très proche des valeurs réelles et que l'erreur maximale est obtenue pour le cas (L_{acg}) et qui est de l'ordre de 8.09 % qui est quand même acceptable dans notre cas (Etude Préliminaire).

IV-2-3/ Caractéristiques du fuselage :

Caractéristiques fuselage	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
L _c (m)	15.57	15	3.8 %
L _f (m)	25.23	25.25	1.58 %
L _{int} (m)	2.48	?	?
D _{ff} (m)	0.0936	?	?
L _{ext} (m)	2.66	2.7	1.85 %
D _n (m)	1	1.08	7.4 %
D _p (m)	1.8	1.88	4.25 %

Concernent les caractéristiques du fuselage, on remarque que les valeurs obtenues concordent très bien avec les valeurs réelles et que l'erreur relative maximale est de l'ordre 7.4 % ce qui est très satisfaisant. On remarque aussi qu'on n'a pas pu de calculer les erreurs relatives de (L_{int} et D_{ff}) vue le manque de données.

IV-2-4/ Performances du moteur :

Performances moteurs	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
P_{U_i} (Ch)	5347.5	4950	8.03 %
P_{U_m} (Ch)	2673.75	2475	8.03 %
D (m)	3.16	3.5	9.71 %

De ce tableau qui représente les performances de moteur on remarque que l'erreur est de l'ordre de (6 – 9.71) % ce qui donne la satisfaction.

IV-2-5/ Caractéristiques de l'empennage horizontal :

Caractéristiques de l'empennage horizontal	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S_h (m ²)	16.01	16	0.062 %
b_h (m)	9.85	9.74	1.12 %
C_{chem} (m)	2.33	2.32	0.43 %
C_{hex} (m)	1.15	1.16	0.86 %

On remarque que pour les caractéristiques de l'empennage horizontal, les résultats sont très proche des valeurs réelles et que l'erreur maximale est obtenue pour le cas de l'envergure (b_h) et qui est de l'ordre de 1.12 % qui est quand même très acceptable dans notre cas (Etude Préliminaire).

IV-2-6/ Caractéristiques de l'empennage vertical :

Caractéristiques de l'empennage vertical	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S_v (m ²)	17.46	17.6	0.79 %
b_v (m)	5.505	5.5	0.9 %
C_{vex} (m)	2.58	2.5	3.2 %
C_{vem} (m)	4.79	4.8	0.2 %

Les résultats sont très satisfaisants et très acceptables dans le cas d'une étude préliminaire.

IV-3/Troisième application : C 160

Pour le C 160 les paramètres de calcul sont :

- 1- Type d'avion : Avion Militaire
- 2- La distance franchissable : $R = 5096$ Km
- 3- Nombre de passagers : $P = 93$
- 4- Nombre de sièges par rangée : $NSR = 13$
- 5- Nombre de rangée : $NR = 7$
- 6- Nombre de couloirs : $NC = 2$
- 7- Nombre de moteur : $NM = 2$
- 8- Nombre de pales moteur : $NP = 4$

IV-3-1/Calcul des masses :

Les masses	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
W [Kg]	51001.14	51000	0.002 %
W_v [Kg]	28266.53	29000	2.52 %
W_c [Kg]	16000.45	16000	0.0028 %
W_f [Kg]	15297.74	15295	0.017 %

Les calculs de masses (W , W_v et W_c) ont donné des résultats très satisfaisant, on remarque que l'erreur relative obtenue pour la masse carburant (W_f) est de l'ordre de 2.52 % ce qui est encore très acceptable pour une étude préliminaire.

IV-3-2/ Caractéristiques de la voilure :

Caractéristiques de l'aile	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S (m ²)	159.69	160	0.193 %
b (m)	38.1	40	4.75%
D _s (m)	4.501	4.5	0.02 %
L _{ac} (m)	13.72	13.15	4.33 %
L _{acg} (m)	4.33	5.07	14.59 %
L _{acp} (m)	2.48	2.51	1.19 %

On remarque que pour certaines caractéristiques de la voilure les résultats de (S, b et L_{acp}) sont très proches des valeurs réelles, On remarque aussi que les valeurs relatives des caractéristiques (D_s, L_{ac}) sont satisfaisants, par contre la valeur de (L_{acg}) qui est un résultat un peut éloigné .

IV-3-3/ Caractéristiques du fuselage :

Caractéristiques du fuselage	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
L _c (m)	13.6	14	2.85 %
L _f (m)	32.18	32.4	0.679 %
L _{int} (m)	4.47	?	?
D _{ff} (m)	0.01246	?	?
L _{ext} (m)	4.72	4.5	4.88 %
D _n (m)	1.5	1.4	7.14 %
D _p (m)	2.6	2.53	2.76 %

On remarque que pour les caractéristiques de fuselage, les résultats sont très proche des valeurs réelles mais on a pas pu comparer les valeurs réelles avec les valeurs calculées de caractéristiques (L_{int}, D_{ff}) vue le manque de données , On voit aussi que l'erreur relative

maximale est obtenue pour le cas de (D_n) et qui est de l'ordre de 7.14 % qui est quand même acceptable dans notre cas (Etude Préliminaire) .

IV-3-4/ Performances du moteur :

Performances moteur	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
P_{Ut} (Ch)	12797.08	12200	4.89 %
P_{Um} (Ch)	6398.54	6100	4.89 %
D (m)	5.494	5.8	0.06 %

De ce tableau qui représente les performances de moteur on remarque que l'erreur est de l'ordre de 4.89 % ce qui donne la satisfaction.

IV-3-5/ Caractéristiques de l'empennage horizontal :

Caractéristiques de l'empennage horizontal	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S_h (m ²)	33.23	33.5	0.805 %
b_h (m)	14.38	14.5	0.827 %
C_{hem} (m)	4.18	4.22	0.947%
C_{hex} (m)	2.17	2.16	0.462%

Les résultats sont très satisfaisants et très acceptables dans le cas d'une étude préliminaire.

IV-3-6/Caractères de l'empennage vertical :

Caractéristiques de l'empennage vertical	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S_v (m ²)	23.08	23.5	1.787 %
b_v (m)	6.66	6.15	8.29 %
C_{vex} (m)	3.43	3.63	5.5 %
C_{vem} (m)	7.1	7.04	0.85 %

Concernent les caractéristiques de l'empennage vertical, on remarque que les valeurs obtenues concordent très bien avec les valeurs réelles et que l'erreur relative maximale est de l'ordre 8.29 % ce qui est satisfaisant pour une étude préliminaire.

IV-4/Quatrième application : C 130

Pour le C 130 les paramètres de calcul sont :

- 1- Type d'avion : Avion Militaire
- 2- La distance franchissable : $R = 6280$ Km
- 3- Nombre de passagers : $P = 92$
- 4- Nombre de sièges par rangée : $NSR = 15$
- 5- Nombre de rangée : $NR = 6$
- 6- Nombre de couloires : $NC = 2$
- 7- Nombre de moteur : $NM = 4$
- 8- Nombre de pales moteur : $NP = 4$

IV-4-1/Calcul des masses :

Les masses	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
W [Kg]	70310.46	70310	0.00065 %
W_v [Kg]	35509.84	35514	0.011 %
W_c [Kg]	17600.7	17600	0.0039 %
W_f [Kg]	20107.5	20108	0.0024 %

Les résultats sont très satisfaisants et très acceptables dans le cas d'une étude préliminaire

IV-4-2/ Caractéristiques de la voilure :

Caractéristiques de l'aile	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
$S \text{ (m}^2\text{)}$	162.2	162.12	0.049 %
$b \text{ (m)}$	42.58	40.41	5.36 %
$D_s \text{ (m)}$	3.71	3.79	2.11 %
$L_{ac} \text{ (m)}$	11.7	11.05	5.88 %
$L_{acg} \text{ (m)}$	4.99	4.73	5.49 %
$L_{acp} \text{ (m)}$	2.58	2.68	3.73 %

Concernent les caractéristiques de la voilure, on remarque que les valeurs obtenues concordent très bien avec les valeurs réelles et que l'erreur relative maximale est de l'ordre 5.88 % ce qui est très satisfait pour une étude préliminaire.

IV-4-3/ Caractéristiques du fuselage :

Caractéristiques fuselage	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
$L_c \text{ (m)}$	15.57	14.83	4.98 %
$L_f \text{ (m)}$	29.37	29.79	1.4 %
$L_{int} \text{ (m)}$	3.98	?	?
$D_{ff} \text{ (m)}$	0.1379	?	?
$L_{ext} \text{ (m)}$	4.26	4.1	3.9 %
$D_n \text{ (m)}$	1.5	1.57	4.45 %
$D_p \text{ (m)}$	2.6	2.52	3.17 %

On remarque que pour les caractéristiques du fuselage, les résultats sont très proche des valeurs réelles qui est très acceptable dans une Etude Préliminaire ,mais on a pas pu comparer les valeurs réelles avec les valeurs calculées de valeurs (L_{int}, D_{ff}) vue le manque de données .

IV-4-4/ Performances du moteur :

Performances moteurs	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
P_{Ut} (Ch)	17483.88	18364	4.79 %
P_{Um} (Ch)	4370.97	4591	4.79 %
D (m)	4.04	4.11	1.7 %

De ce tableau qui représente les performances du moteur on remarque que l'erreur est de l'ordre de (1.7-4.79) % ce qui donne satisfaction.

IV-4-5/ Caractéristiques de l'empennage horizontal :

Caractéristiques de l'empennage horizontal	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
S_h (m ²)	35.47	35.4	0.197 %
b_h (m)	16.06	16.05	0.062 %
C_{hem} (m)	4.73	4.74	0.21%
C_{hex} (m)	2.21	2.2	0.454%

Les résultats sont très satisfaisants et très acceptables dans le cas d'une étude préliminaire.

IV-4-6/ Caractéristiques de l'empennage vertical :

Caractéristiques de l'empennage vertical	Valeur calculée	Valeur réelle	L'erreur relative
$S_v (m^2)$	20.97	20.9	0.33 %
$b_v (m)$	6.54	6.5	0.61 %
$C_{vex} (m)$	2.81	2.8	0.35 %
$C_{vem} (m)$	6.33	6.31	0.31 %

Les résultats sont très satisfaisants et très acceptables dans le cas d'une étude préliminaire.

IV-5/Commentaire généra :

Dans ce chapitre l'application de la méthode s'est faite sur quatre avions, deux avions civils qui sont B 200 et F27 et deux avions militaires qui sont l'hercule C130 et transall C160.

Les résultats obtenus sont très satisfaisants et concordent bien avec les valeurs réelles, l'erreur dans la plus part des cas ne dépasse pas les 5% ce qui représente un très bon résultat dans le cas d'une étude préliminaire.

On remarque aussi que sur les 112 résultat obtenus il y'a deux résultats qui sont un petit peu éloigné ce qui représente un succès de 98.3% ce qui donne aussi une entière satisfaction.

Même pour les deux erreurs obtenues dans les calculs C_{hem} et L_{acg} on remarque que si on compare les valeurs réelles et calculées qui sont respectivement (0.85-1.06) et (5.07-4.33), que la différence n'est pas grand mais l'erreur relative est très élevée.

CHAPITRE V : APPLICATIONS

La première idée qui nous vient à l'esprit lors de la conception d'un avion est de définir sa mission et ses objectifs pour fixer un cahier de charges qui comprend essentiellement d'après notre étude :

- 1- Le type d'avion : Civil / Militaire.
- 2- La distance franchissable R (Km)
- 3- Le nombre de passagers (Le Pax) P
- 4- Le nombre de sièges par rangée NSR
- 5- Le nombre de rangées NR
- 6- Le nombre de couloirs NC
- 7- Le nombre du moteur NM
- 8- Le nombre de pales du moteur NP

V-1/ Première applications :

On veut construire un avion qui répond au cahier de charges suivant :

Type d'avion	Avion Civil
La distance franchissable	R=3000 Km
Le nombre de passagers	P=44
Le nombre de sièges par rangée	NSR=12
Le nombre de rangées	NR=4
Le nombre de couloirs	NC=1
Le nombre du moteur	NM=2
Le nombre de pales du moteur	NP=6

V-1-1/ Calcul des masses :

Masses	Abréviation	Valeur
Masse maximale au décollage	W	20114.1 Kg
Masse à vide	W_v	11242.45 Kg
Masse de la charge payante	W_c	6379.39 Kg
Masse du carburant	W_f	4607.56 Kg

V-1-2/ Caractéristiques de la voilure :

Caractéristiques de la voilure	Abréviations	Valeurs
La surface alaire	S	53.54 m ²
L'envergure	b	27.59 m
La distance entre l'extrémité de la partie centrale de l'aile et le fuselage	D_s	2.56 m
La longueur de la partie centrale de l'aile	L_{ac}	7.79 m
La largeur de la partie centrale de l'aile	L_{acg}	3.19 m
La corde à l'extrémité de l'aile	L_{acp}	1.69 m
La longueur de la partie trapézoïdale de l'aile	L_t	9.9 m

V-1-3/ Caractéristiques du fuselage :

Caractéristiques du fuselage	Abréviations	Valeurs
Longueur de la cabine des passagers	L_c	12.61 m
Longueur du fuselage (L_f)	L_f	23.49 m
Largeur intérieure du fuselage (L_{int})	L_{int}	2.48 m
L'épaisseur du fuselage	D_{ff}	0.0929 m
Largeur extérieure du fuselage	L_{ext}	2.66 m
Longueur du nez	D_n	1 m
Longueur du poste de pilotage	D_p	1.8 m
La longueur de la queue	L_q	8.08 m

V-1-4/ Performances moteur :

Paramètres du moteur	Abréviations	Valeurs
La puissance totale	P_{Ut}	5242.75 Ch
La puissance d'un moteur	P_{Um}	2621.37 Ch
Le diamètre de l'hélice	D	3.08 m

V-1-5/ Dimensionnements de l'empennage horizontal :

Dimensionnements de l'empennage horizontal	Abréviations	Valeurs
Surface de l'empennage horizontal	S_h	15.67 m ²
Envergure de l'empennage horizontal	b_h	9.78 m
La corde de l'empennage horizontal à l'emplanture	C_{hem}	2.32 m
La corde de l'empennage horizontal à l'extrémité	C_{hex}	1.12 m

V-1-6/ Dimensionnements de l'empennage vertical :

Dimensionnements de l'empennage vertical	Abréviations	Valeurs
Surface de l'empennage vertical	S_v	15.81 m ²
Envergure de l'empennage vertical	b_v	5.83 m
La corde à l'extrémité de l'empennage vertical	C_{vem}	2.61 m
La corde à l'emplanture de l'empennage vertical	C_{vex}	4.63 m

V-1-7/Représentation des différents dimensionnements sur les figures :

Dans cette partie on a représenté tous les dimensionnements calculés sur les trois vues de l'avion :



Fig. (V-1) : vue de face avion bimoteurs

Echelle 1cm → 1.60m

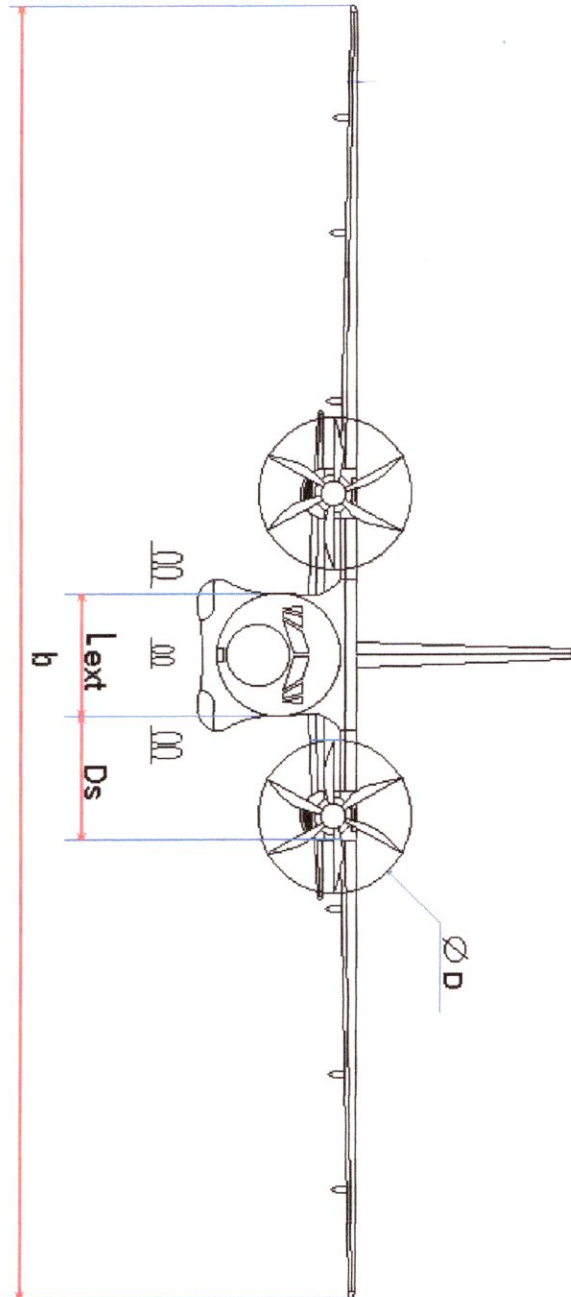




Fig. (V-2) : vue de dessus avion bimoteurs

Echelle 1cm → 1.60m

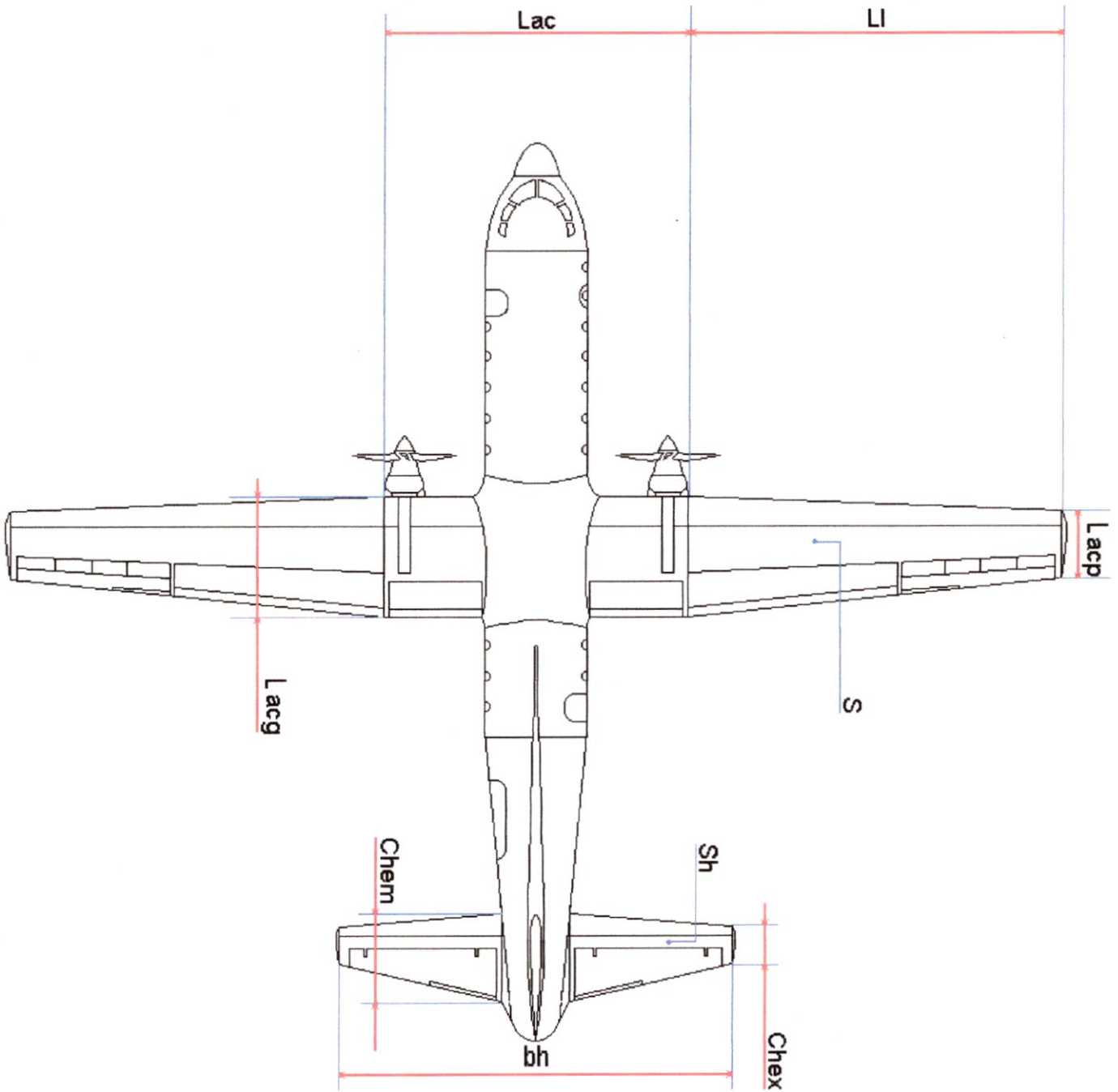
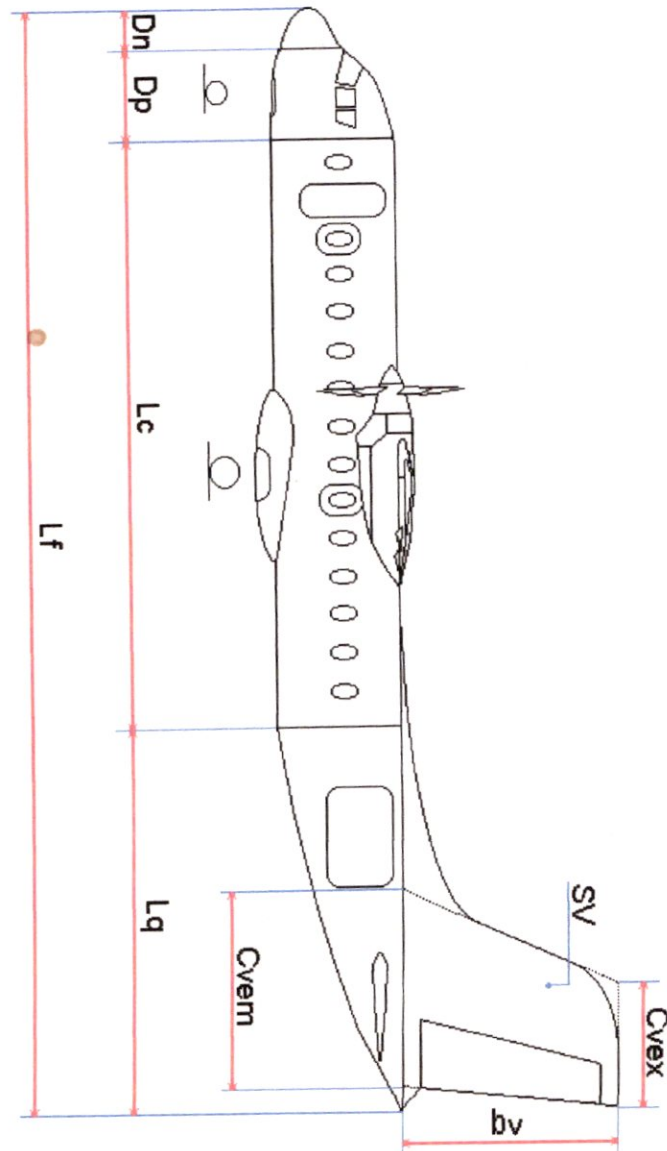




Fig. (V-3) : vue de coté avion bimoteurs

Echelle 1cm → 1.60m



V-1-8/L'aménagements de cet avion :

Echelle 1cm → 1.60m

Fig. (V-4) : L'aménagement intérieur :

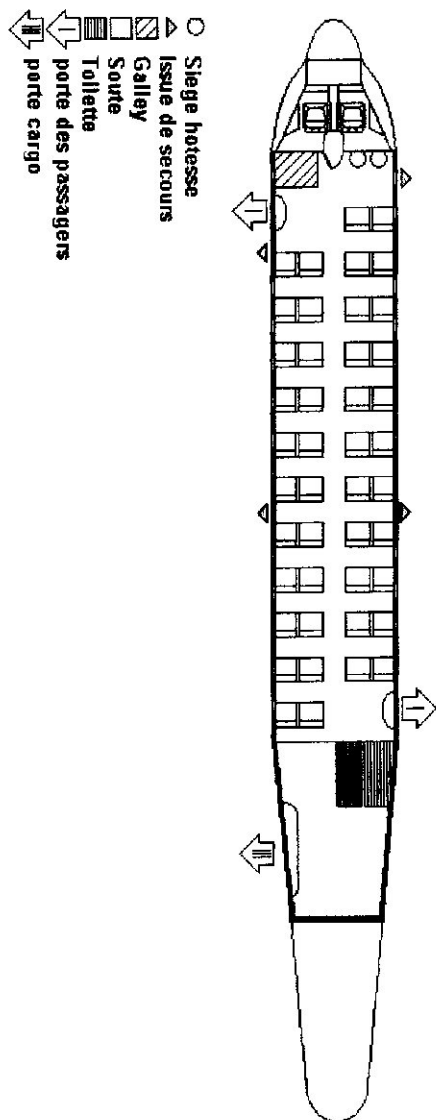
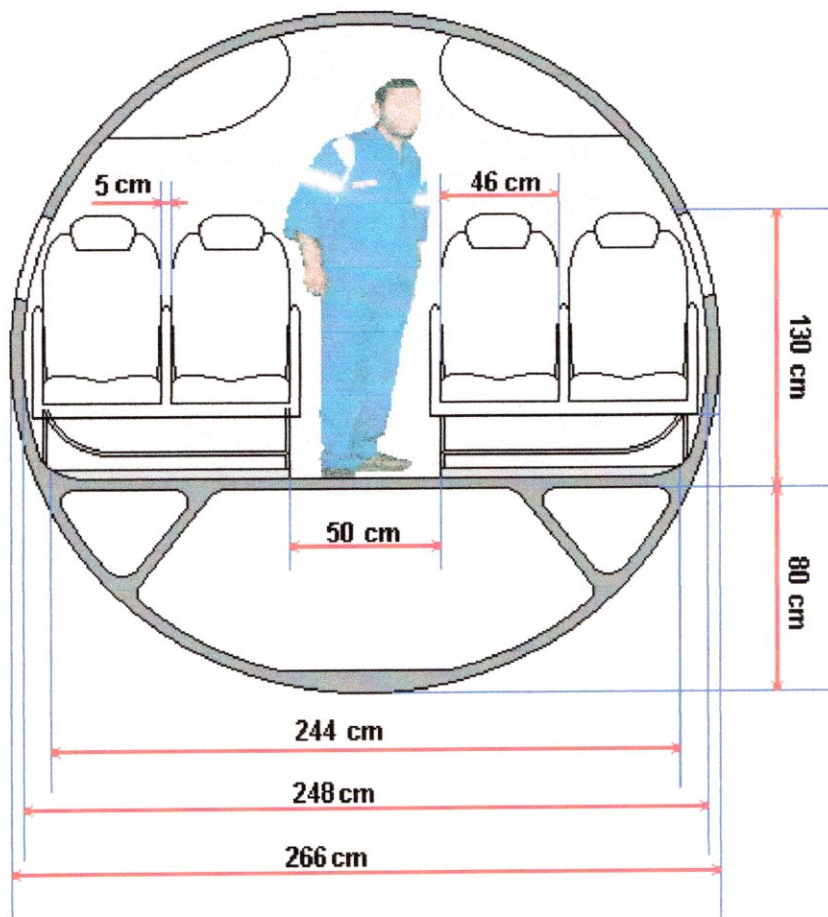


Fig. (V-5) : Section du fuselage :



V-2/ Deuxième applications :

On veut construire un avion qui répond au cahier de charges suivant :

Type d'avion	Avion Civil
La distance franchissable	R=5000 Km
Le nombre de passagers	P=90
Le nombre de sièges par rangée	NSR=23
Le nombre de rangées	NR=4
Le nombre de couloires	NC=1
Le nombre du moteur	NM=4
Le nombre de pales du moteur	NP=4

V-2-1/ Calcul des masses :

Masses	Abréviation	Valeur
Masse maximale au décollage	W	43003.63 Kg
Masse à vide	W _v	23930.76 Kg
Masse de la charge payante	W _c	14375.92 Kg
Masse du carburant	W _f	10507.15 Kg

V-2-2/ Caractéristiques de la voilure :

Caractéristiques de la voilure	Abréviations	Valeurs
La surface alaire	S	134.28 m ²
L'envergure	b	35.91 m
La distance entre l'extrémité de la partie centrale de l'aile et le fuselage	D _s	4.22 m
La longueur de la partie centrale de l'aile	L _{ac}	11.16 m
La largeur de la partie centrale de l'aile	L _{acg}	4.58 m
La corde à l'extrémité de l'aile	acp	2.36 m
La longueur de la partie trapézoïdale de l'aile	L ₁	11.925 m

V-2-3/ Caractéristiques du fuselage :

Caractéristiques du fuselage	Abréviations	Valeurs
Longueur de la cabine des passagers	L_c	22.92 m
Longueur du fuselage (L_f)	L_f	30.57 m
Largeur intérieure du fuselage (L_{int})	L_{int}	2.48 m
L'épaisseur du fuselage	D_{ff}	2.48 m
Largeur extérieure du fuselage	L_{ext}	0.1812 m
Longueur du nez	D_n	1 m
Longueur du poste de pilotage	D_p	1.8 m
La longueur de la queue	L_q	4.85 m

V-2-4/ Performances du moteur :

Performances du moteur	Abréviations	Valeurs
La puissance totale	P_{Ut}	10847.83 Ch
La puissance d'un moteur	P_{Um}	2711.95 Ch
Le diamètre de l'hélice	D	4.68 m

V-2-5/ Dimensionnements de l'empennage horizontal :

Dimensionnement de l'empennage horizontal	Abréviations	Valeurs
Surface de l'empennage horizontal	S_h	22.57 m ²
Envergure de l'empennage horizontal	b_h	10.8 m
La corde de l'empennage horizontal à l'emplanture	C_{hem}	2.7 m
La corde de l'empennage horizontal à l'extrémité	C_{hex}	2.14 m

V-2-6/Dimensionnements de l'empennage vertical :

Dimensionnements de l'empennage vertical	Abréviations	Valeurs
Surface de l'empennage vertical	S_v	21.89 m ²
Envergure de l'empennage vertical	b_v	6.92 m
La corde à l'extrémité de l'empennage vertical	C_{vem}	3.02 m
La corde à l'emplanture de l'empennage vertical	C_{vex}	6.8 m

V-2-7/Représentation des différents dimensionnements sur les figures :

Dans cette partie on a représenté tous les dimensionnements calculé sur les trois vue de l'avion :



Fig. (V-6) : vue de face avion quadrimoteurs

Echelle 1cm → 1.93m

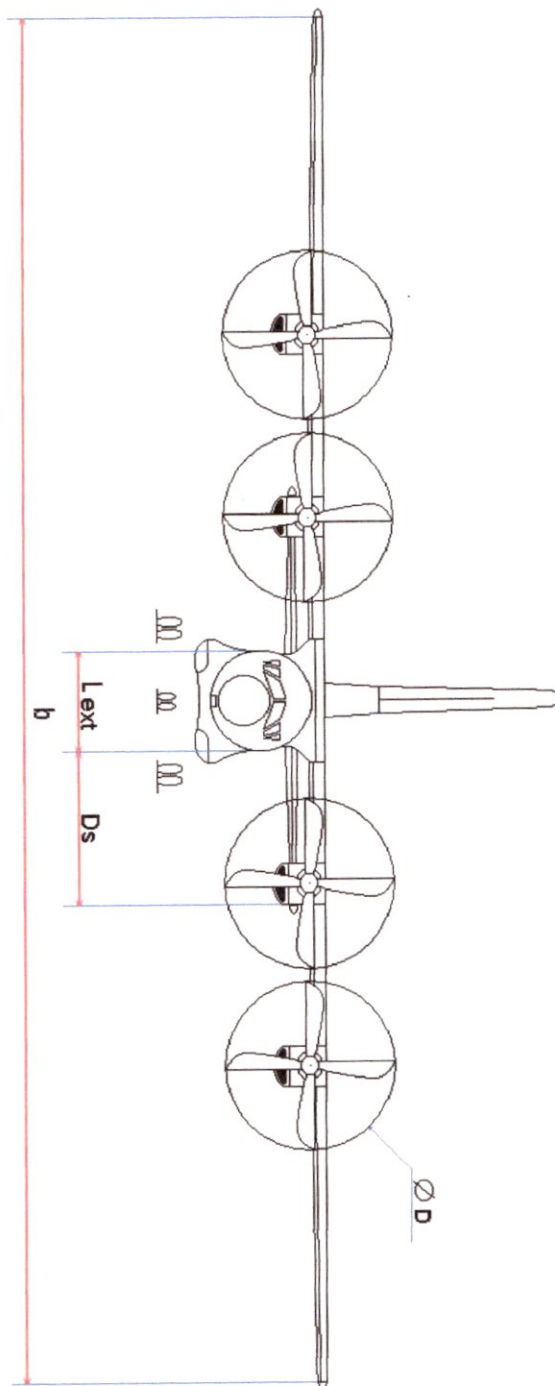




Fig. (V-7) : vue de dessus avion quadrimoteurs

Echelle 1cm → 1.93m

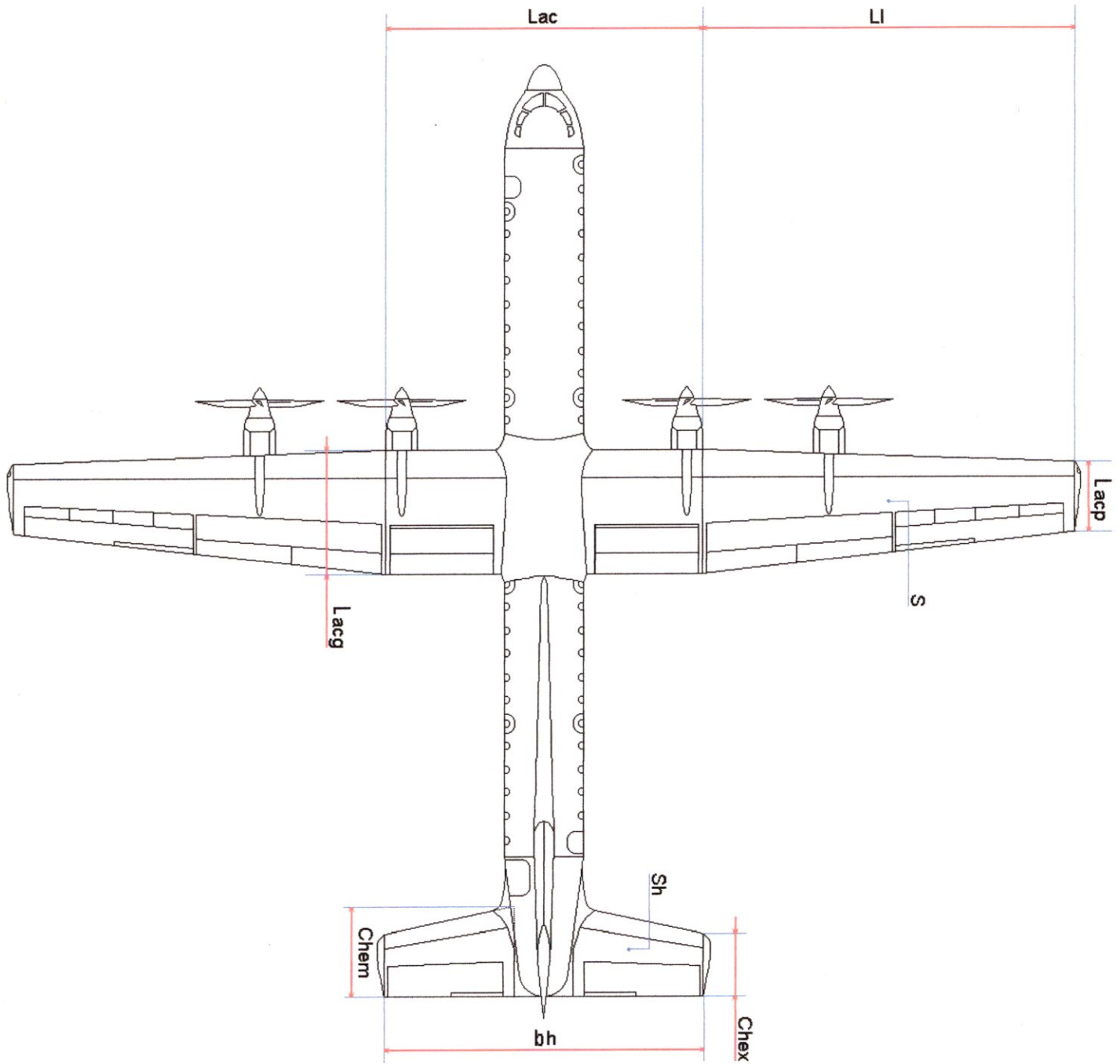
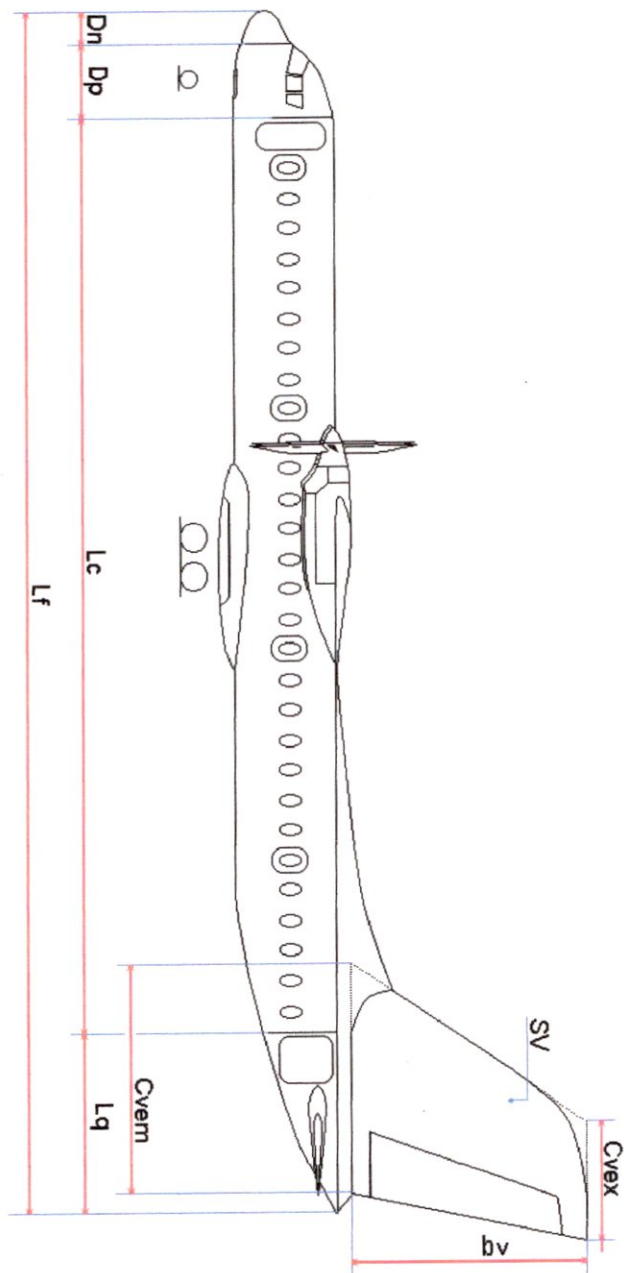




Fig. (V-8) : vue de coté avion quadrimoteurs

Echelle 1cm → 1.93m



V-2-8/L'aménagements de cet avion :

Fig. (V-9) : L'aménagement intérieur :

Echelle 1cm → 1.93m

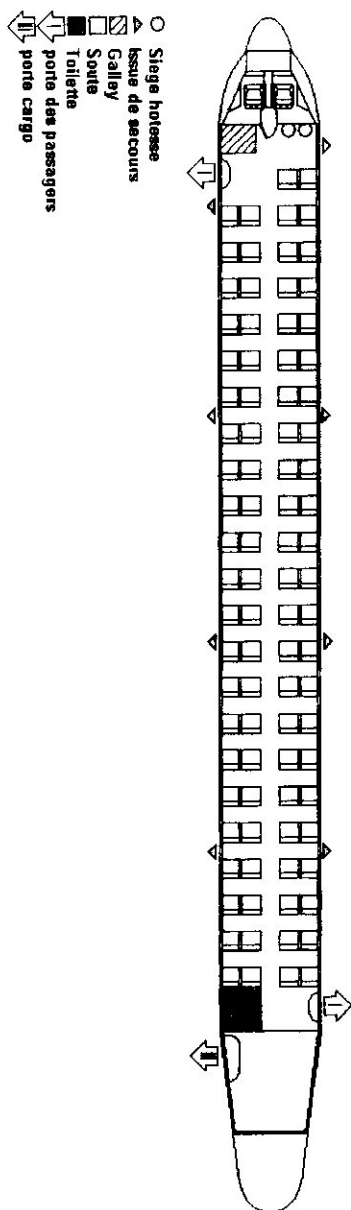
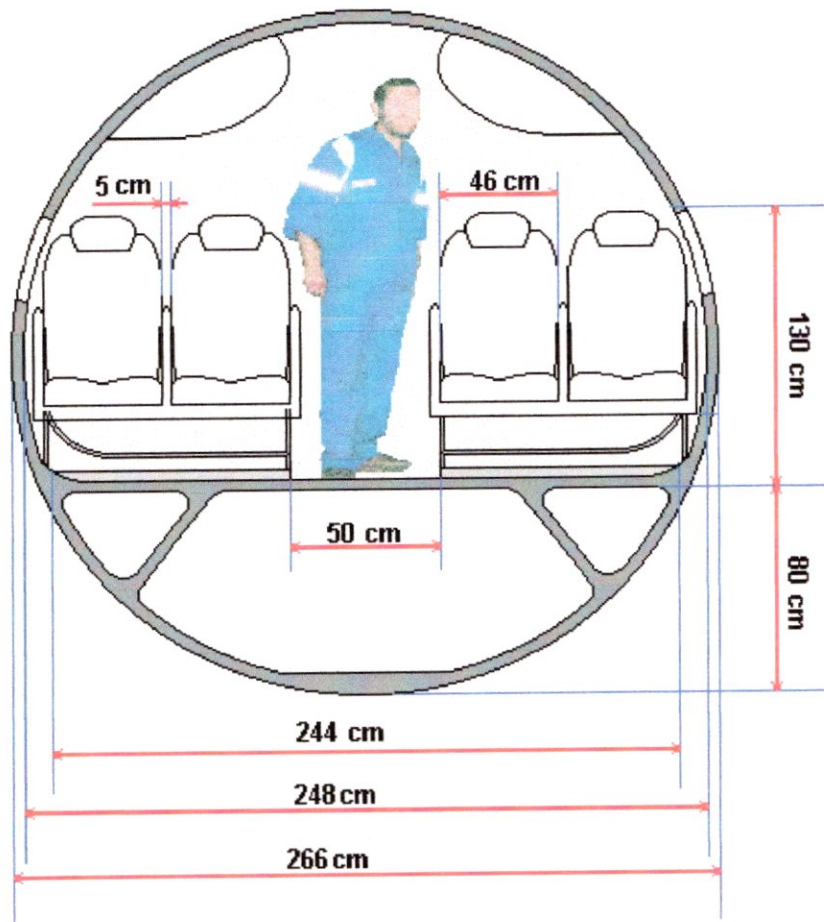




Fig. (V-10) : Section du fuselage :



CONCLUSION GENERALE

Cette étude nous a permis d'élaborer une méthode pour les calculs préliminaire d'un avion qui sont :

- Calcul des masses.
- Calcul des dimensions de la structure.
- Calcul des performances du moteur.

Les résultats obtenus lors des applications faites dans la partie II, concordent bien avec les valeurs réelles, l'erreur ne dépasse pas les 5% dans la plus part des cas ,ce qui représente une satisfaction pour les calculs préliminaires.

En effet, quoi qu'on été un peut contraint par le manque de données, on a pu élaborer des lois semi-empiriques qui nous ont permet au stade de la conception préliminaire de dimensionner correctement un nouveau avion, et de définir un model sur lequel on pourra s'appuyer pour les études les plus détaillées.

En traitant ce sujet, nous avons découvert un domaine d'étude et de recherche très vaste .Nos connaissances ont été approfondies dans le domaine de l'aéronautique notamment dans la conception préliminaire, dans le domaine de l'analyse numérique et dans la programmation.

Comme nous souhaitons aussi c'est de faire une étude complémentaire qui va comprendre :

- Les calculs des caractéristiques aérodynamiques de l'avion.
- La détermination des paramètres de stabilité et de contrôle.
- L'estimation du coût de l'avion : conception, développement et production.

En fin nous espérons que nous avons apporté un plus pour les étudiants de département d'aéronautique de Blida et que ce modeste travail qui représente plus d'une année de sacrifices et de patience leur servira de base et de référence, c'est du moins notre vœux le plus sincère.

BIBLIOGRAPHIE**Ouvrages :**

- [1] Identification des aéronefs '' Turbopropulseurs'' Tome 2
◆ Auteur : P.VACHER
◆ Edition : 2^{ème} édition ENAC 1988
- [2] Jane's Aircraft grades 2002-2003
- [3] Le turbopropulseur.
◆ Auteur : P.LEPOURRY
◆ Edition : 3^{ème} édition ENAC 1990
- [4] Cellule et système d'aéronefs.
◆ Auteur : Didier Féminier.
◆ Edition : 1982 (Mont-Royal) Québec.
- [5] Technologie cellule.
◆ Auteur : J.Feury-.J.Weyland.
- [6] AMAT 301 :Beginnig
◆ Auteur : J-Nathan Kutz.
◆ Edition : Scientific computing.
- [7] Preliminary sizing of Air planes.
Volume III: Layout Designee of fuselage, Wing and empennage
Volume II: components weight estimation.
◆ Auteur : Dr : Jeun Rozkam
◆ Edition : 1972

Sites internet:

- [1] www.Aviation-fr.info

Thèses ingénieur:

- [1] Calcul de performances, Méthode de conception, sélection et comparaison des avions.

◆ Institut d'aéronautique.

◆ Réalisé par : - Benchiheb Mohamed.

- Seghir Nawel.

◆ Promotion : 1993

Les fiches techniques des avions données par :

[1] Air Algérie.

[2] Commandement des forces aériennes.

ANNEXE I :

TABLEAUX ET
GRAPHES

Tableau N=° 1

type d'avion	(R*p)/1000	W (Kg)
PA 31 T II	19.6	4082
N 24A	23	4263
Ac 690 B	30	4683
Pa 42	32.25	5466
DHC-6	35.5	5670
BE 300	36.32	6350
C 212-200	38.9	7300
SD3-30/200	49.53	10387
SD3-60	49.82	11794
SF 340 A	64.45	12300
SF340 B	64.45	12900
DHC-8	76.68	14968
An 24	120	21000
BA/HS 748	152.6	21092
HS 748	144	21092
ATP	220.6	22453
C 160	473.92	51000
An 12	570	61000
L100	577.76	70310

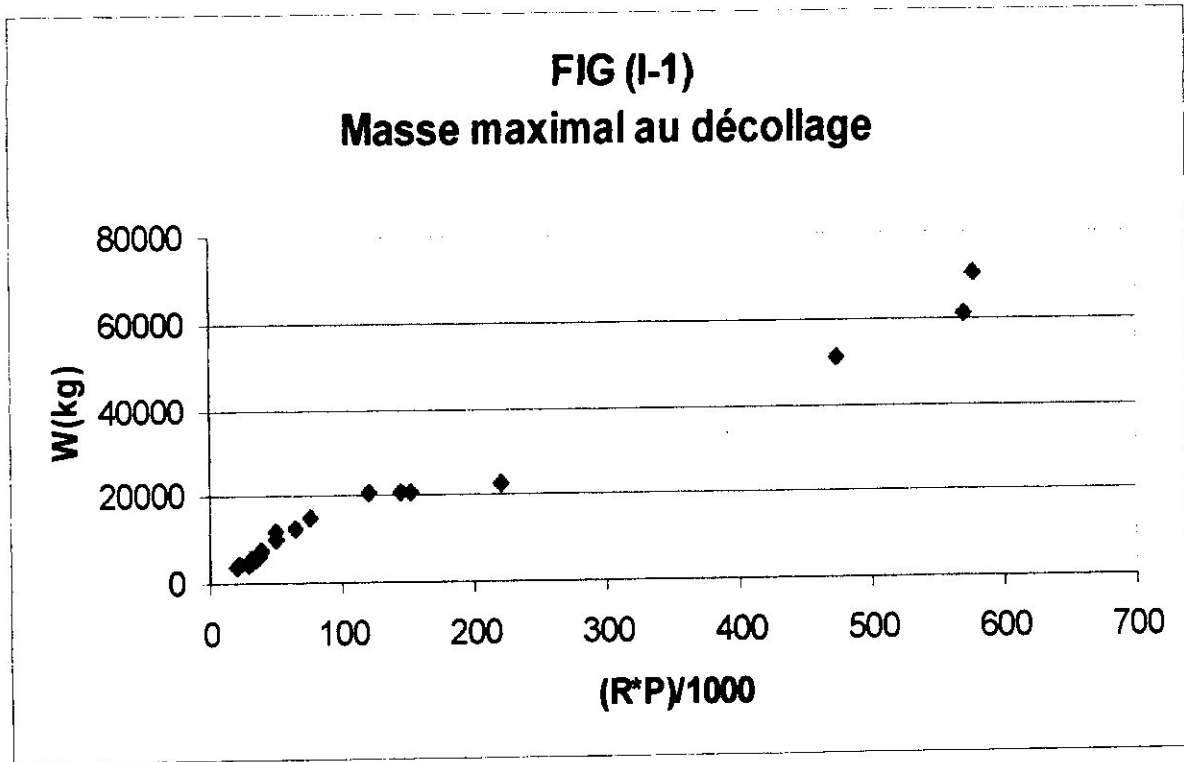


Tableau N=° 2

type d'avion	(W/100) (Kg)	W _v (Kg)
B 200	56.7	3691
BE 1900	75.3	3947
EMB 120	90.72	5270
S-80	125	8640
ATR 42-300	167	10285
ATR 42-320	167	10290
ATR 42-500	186	11250
F 27	204.1	11250
ATR 72-200	220	12400
ATR 72-210	220	12450
SAAB 2000	220	13800
ATLANTIQUE2	462	25700
C-130	703.1	35514
C-133	1248.5	54480
A 400 M	1300	70000

FIG (I-2)
Masse à vide

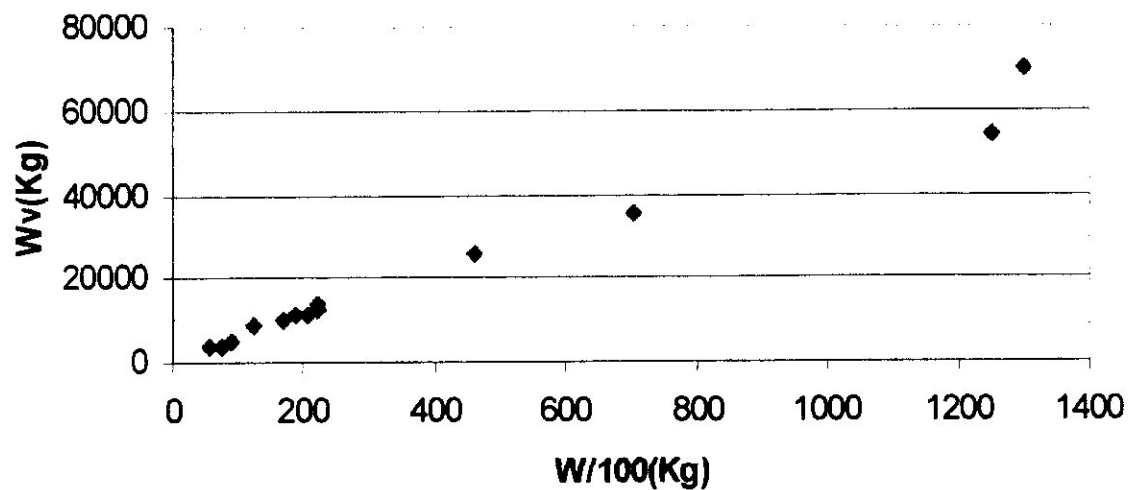


Tableau N^o 3

Types d'avions	(W/100) (Kg)	W _c (Kg)
ATR 42-320	167	4910
ATR 42-300	167	4915
ATR 42-500	186	5450
ATR 72-200	220	7300
C 160	510	16000
C 130	703.1	17600
A 400M	1300	30000

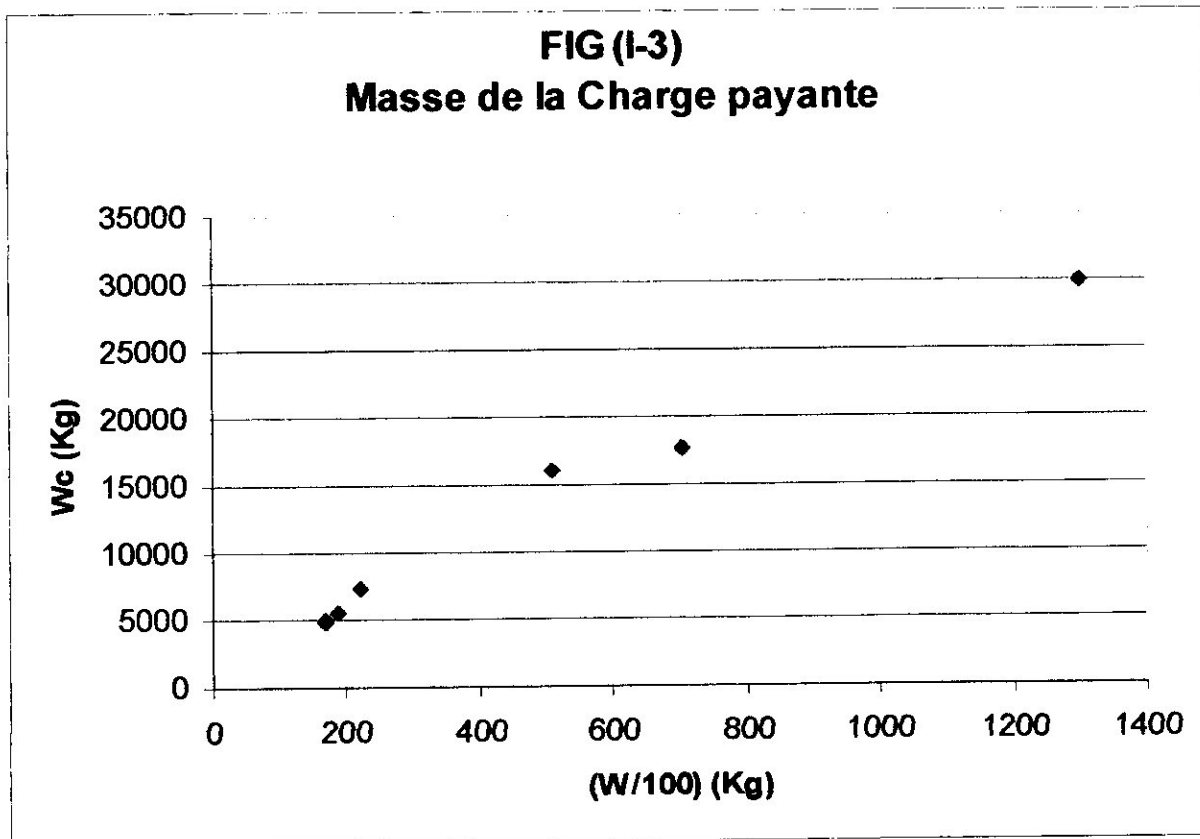


Tableau N=° 4

Types d'avions	(W/100) (Kg)	W _f (Kg)
B 200	56.7	1653
EMB-120	90.72	3300
ATR 42-500	186	4416
An 140-100	215	4440
ATR 72-200	220	5000
C 160	510	15295
C 130	703.1	20108

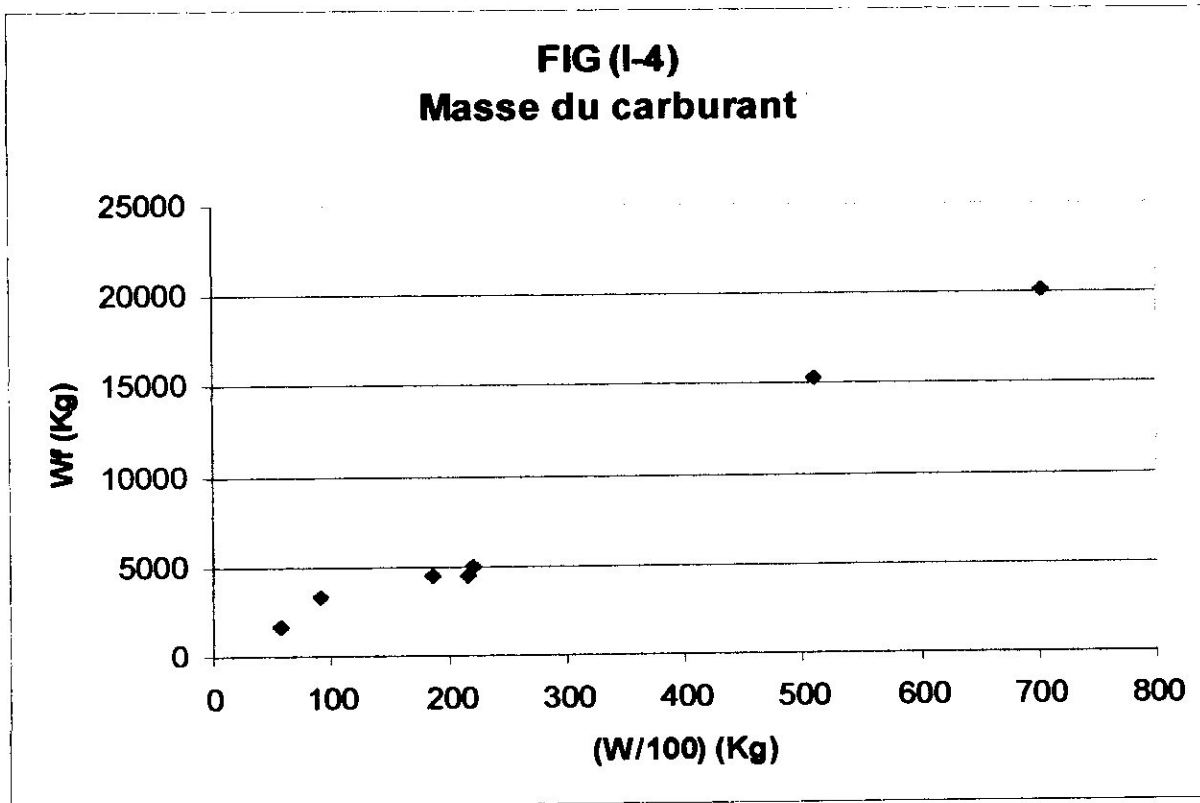


Tableau N^o 5

Types d'avions	(W/100) (Kg)	S (m ²)
CE 421	33.79	19.97
B 200	56.7	28.25
BE-1900D	76.88	28.8
EMB-120	120	39.43
SF 340A	123	41.81
SF 340B	129	41.81
ATR42-500	186	54.5
F 27	204.1	54.5
Saab 2000	220	55.74
ATR72-500	225	61
CASA C-295M	232	60
E-2C II	246.87	65.03
C 160	510	160
C 130	703.1	162.12
C 133	1248.5	248.32

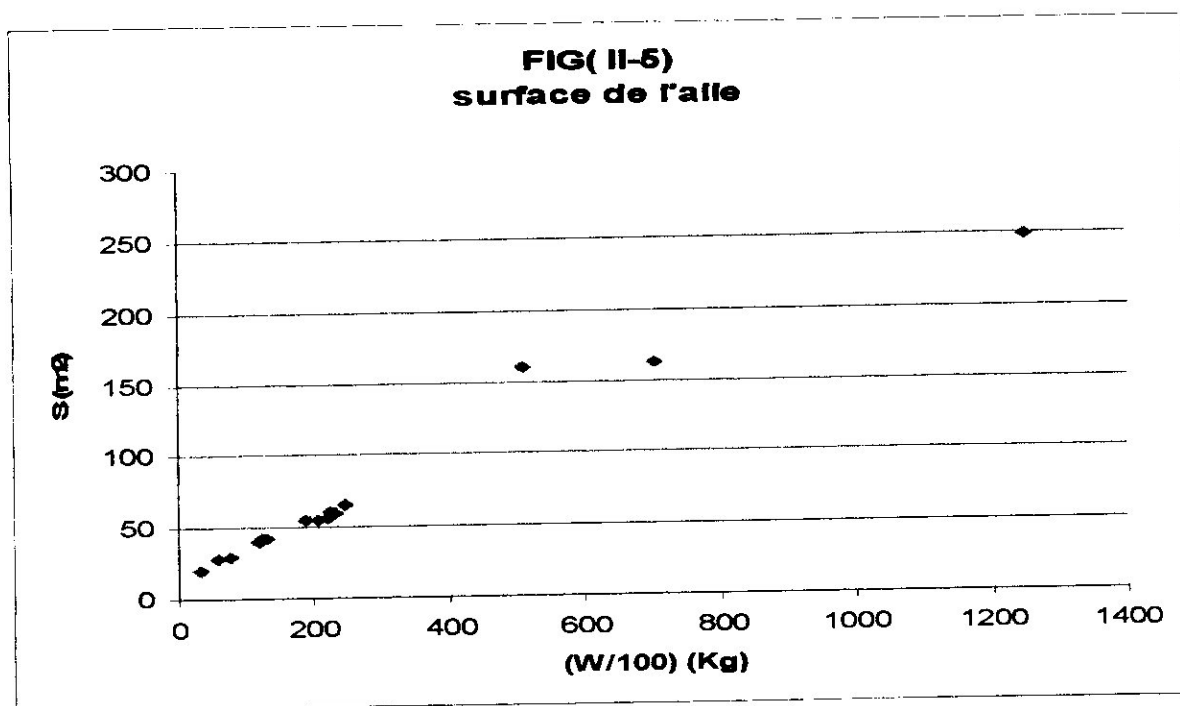


Tableau N=° 6

Types d'avions	W (Kg)	b (m)
P 166	4300	14.69
AC 690B	4683	14.22
BE 99	4717	14
PA 42	5080	14.53
PA 42	5466	14.54
EMB 110P	5600	15.32
Jetstream	5700	15.85
DO228-100	5988	16.97
DO228-200	5988	16.97
BE 300	6350	16.61
BE 2000	6350	16.58
C212-200	7300	19
EMB 120	9072	19.77
N 262	10300	22.6
SD3-30/200	10387	22.77
SD3-60	11794	22.8
Saab 340A	12300	21.44
S-80	12500	23.16
Saab 340BWT	12900	22.75
G 159C	16333	23.9
CN 235	16500	25.81
ATR42-300	16700	24.57
ATR42-500	18600	24.57
HPR 7	19505	28.88
DHC-7	19958	28.35
F50	20820	29.02
An 24	21000	29.2
HS 748	21092	30.02
DHC-5	22316	29.26
ATP	22453	30.63

An 30	23000	29.2
AVRO 680	31750	31.1
Atlantic	43500	36.3
Atlantique 2	46200	37.46
C 160	51000	40
C 130	70310	40.41
L100	70310	40.41
SC-5	104300	48.42
C-133	124850	54.76
An 22	250000	64.4

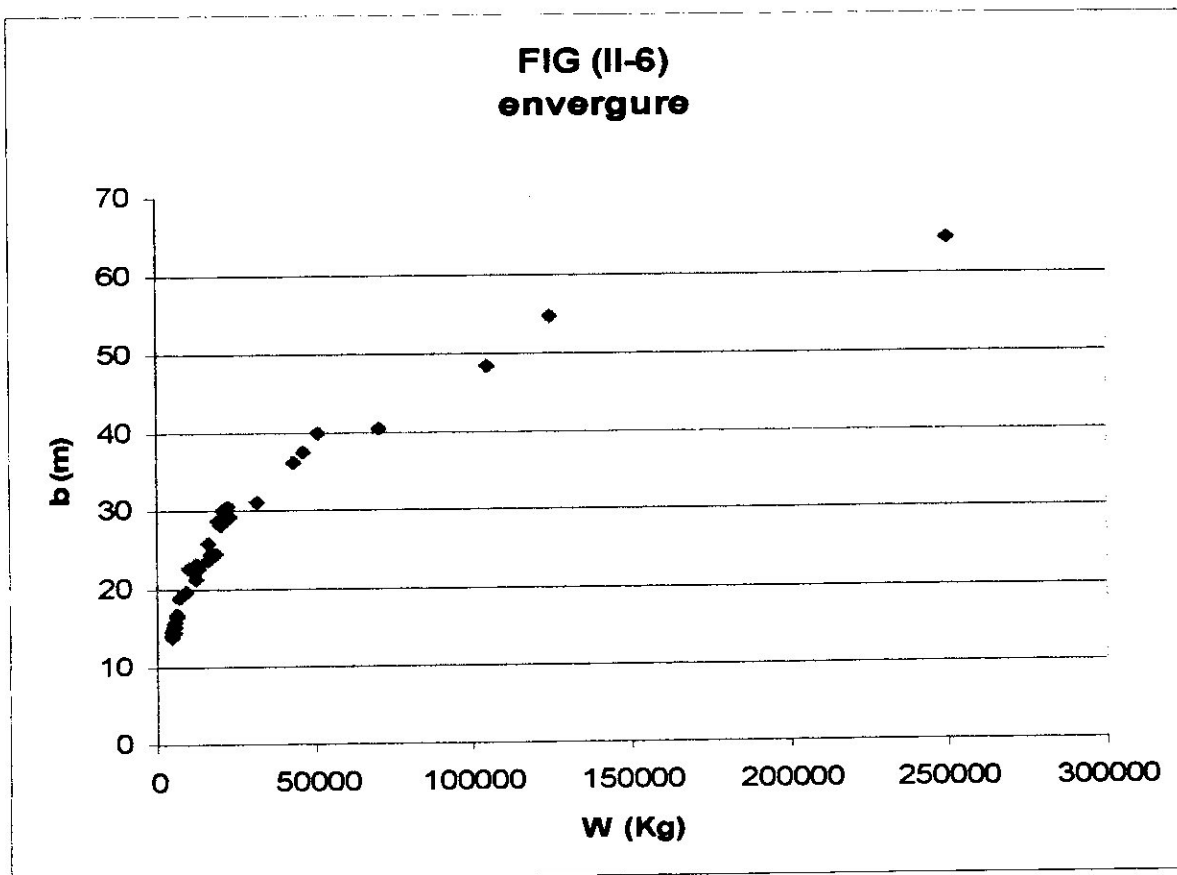


Tableau N=° 7

type d'avion	D (m)	D _s (m)
B 200	2.5	2.34
EMB 120	3.2	2.67
Saab 2000	3.81	3.49
ATR 42	3.96	3.59
ATR 72	3.96	3.59
C 130	4.11	3.79
C 160	5.49	4.5

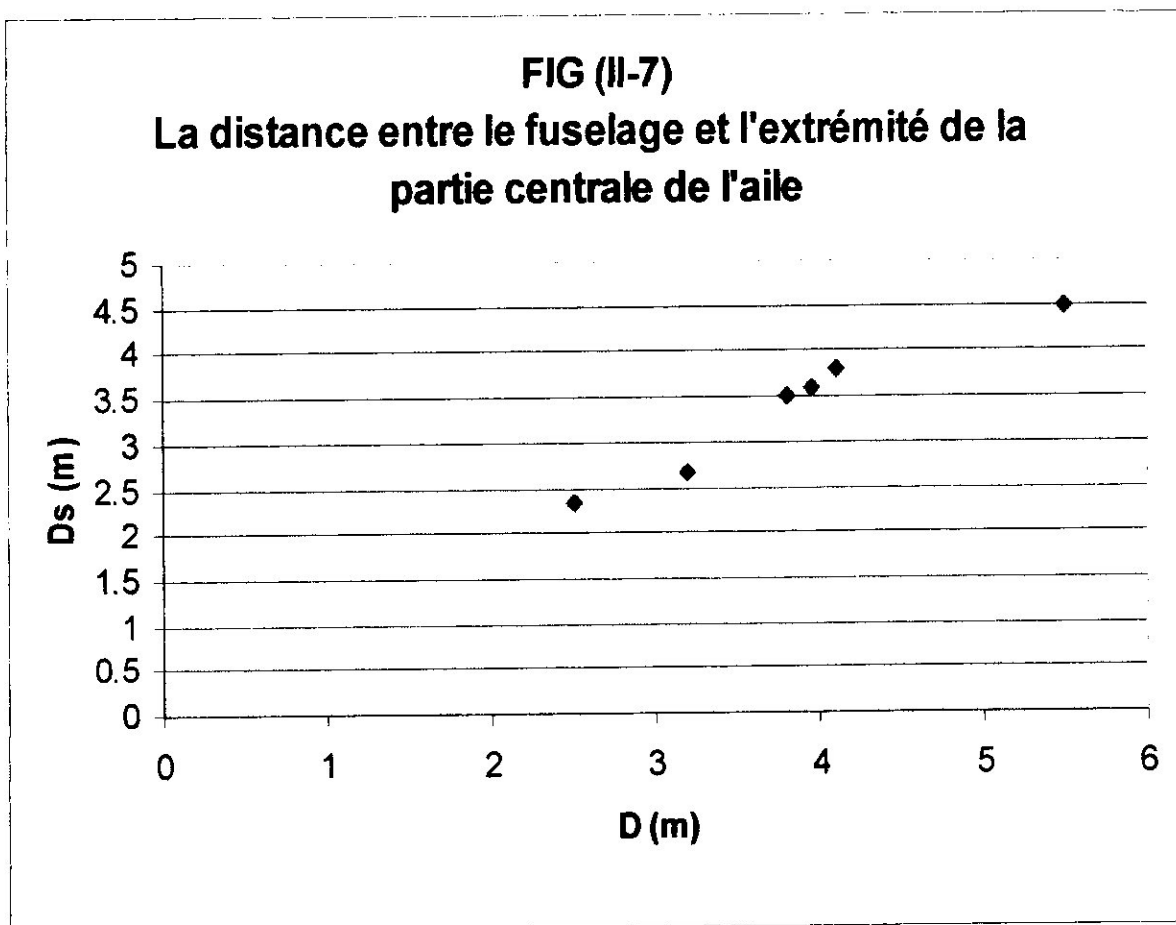


Tableau N=° 8

type d'avion	L_{ac} (m)	L_{acg} (m)
B 200	6.39	3.18
EMB 120	7.21	3.2
Saab 2000	9.32	3.4
C 130	11.36	4.73
C 160	13.23	5.07

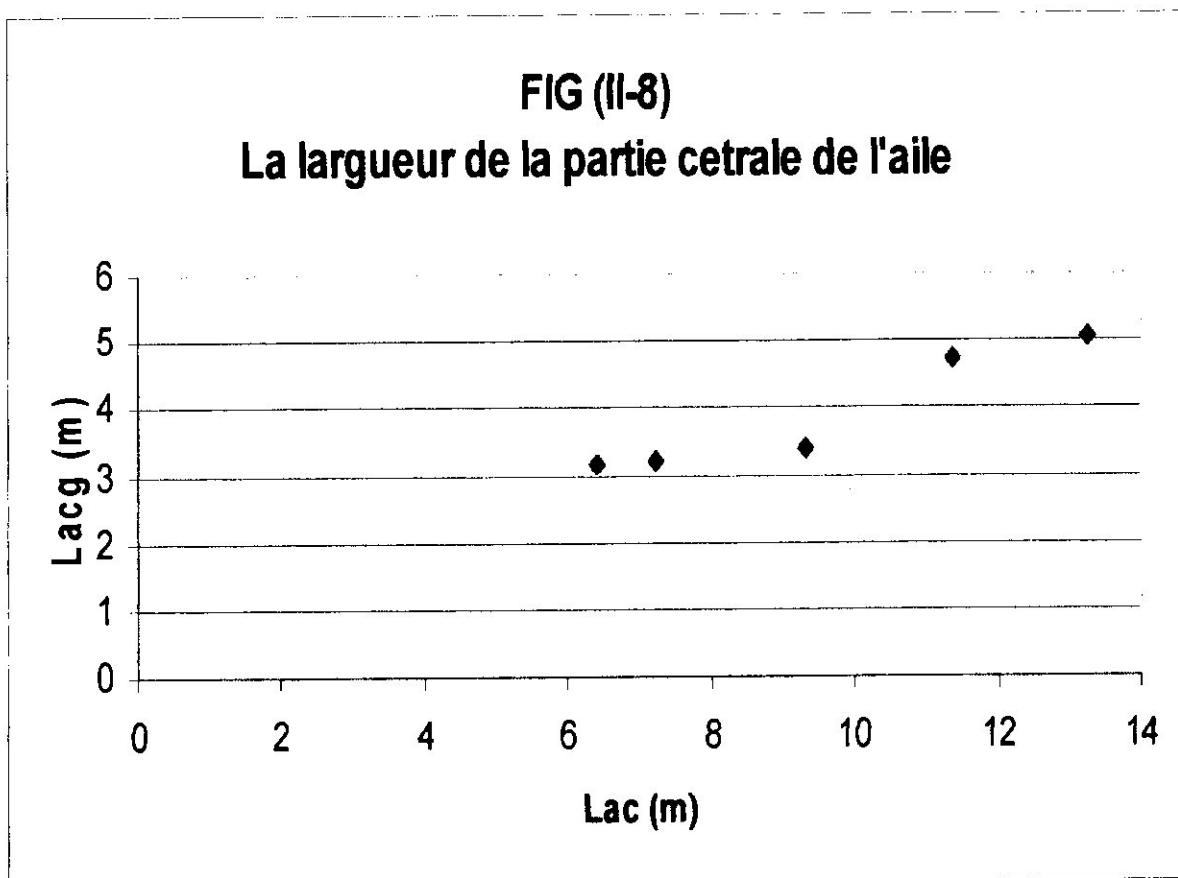


Tableau N^o 9

type d'avion	b (m)	L _{acp} (m)
B 200	11	0.7
BE 1900 D	17.66	0.88
ATR 42	24.57	1.4
SAAB 2000	24.76	1.456
C 160	40	2.51
C 130	40.41	2.6

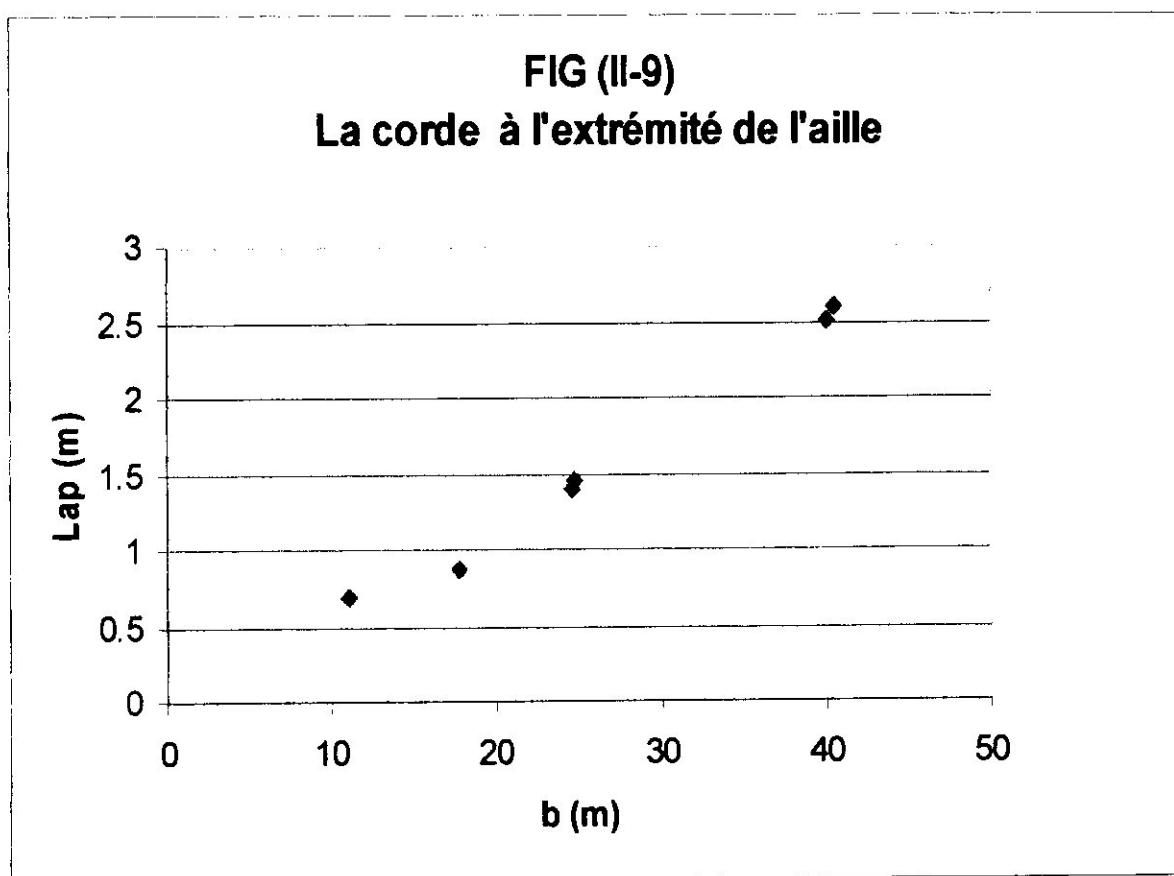


Tableau N^o 10

type d'avion	NSR	Lc (m)
PA 600A	4	3.81
B 200	6	6.688
EMB 120	10	9.38
Saab 340	11	12.382
ATR 42	12	13.85
Saab 2000	17	16.7
ATR 72	19	19.21
ATR 82	30	28.85

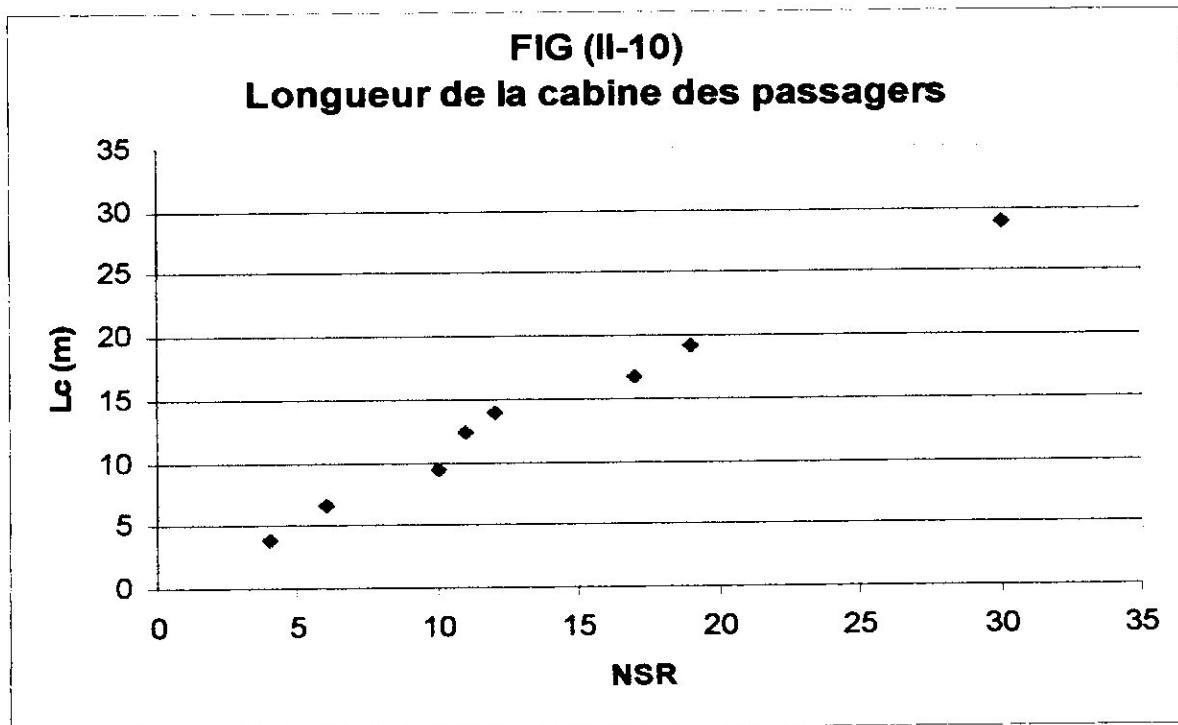


Tableau N^o 11

type d'avion	L_c (m)	L_f (m)
PA 600A	3.81	10.61
B200	6.69	13.35
F50	12.3	23.5
F50-100/300	15.96	25.25
F50-400	18.36	25.25
ATR 72	19.21	27.16
VC 950	26	37.45

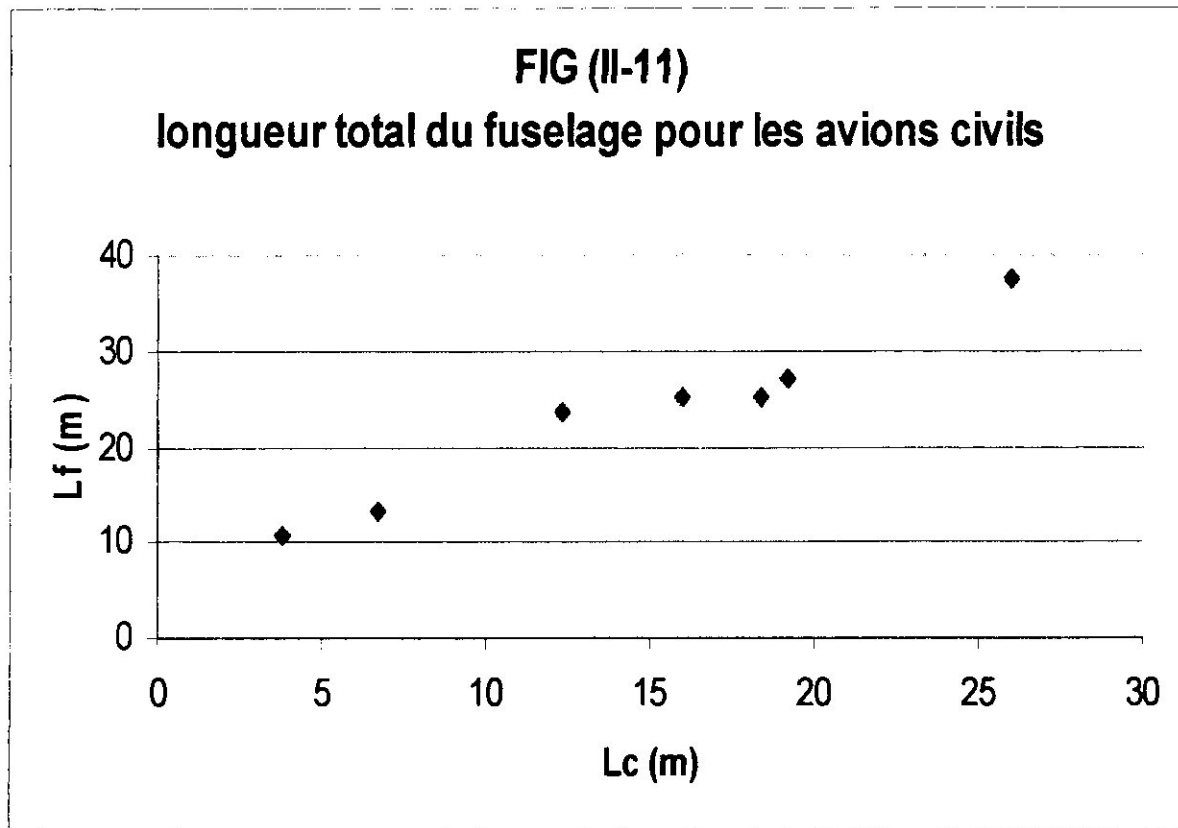


Tableau N=° 12

type d'avion	L_c (m)	L_f (m)
CASA C295M	12	24.49
C-130H	12.5	29.79
C 160	13.51	32.4
C-130H-30	17.07	34.37
A 400M	17.71	43.8

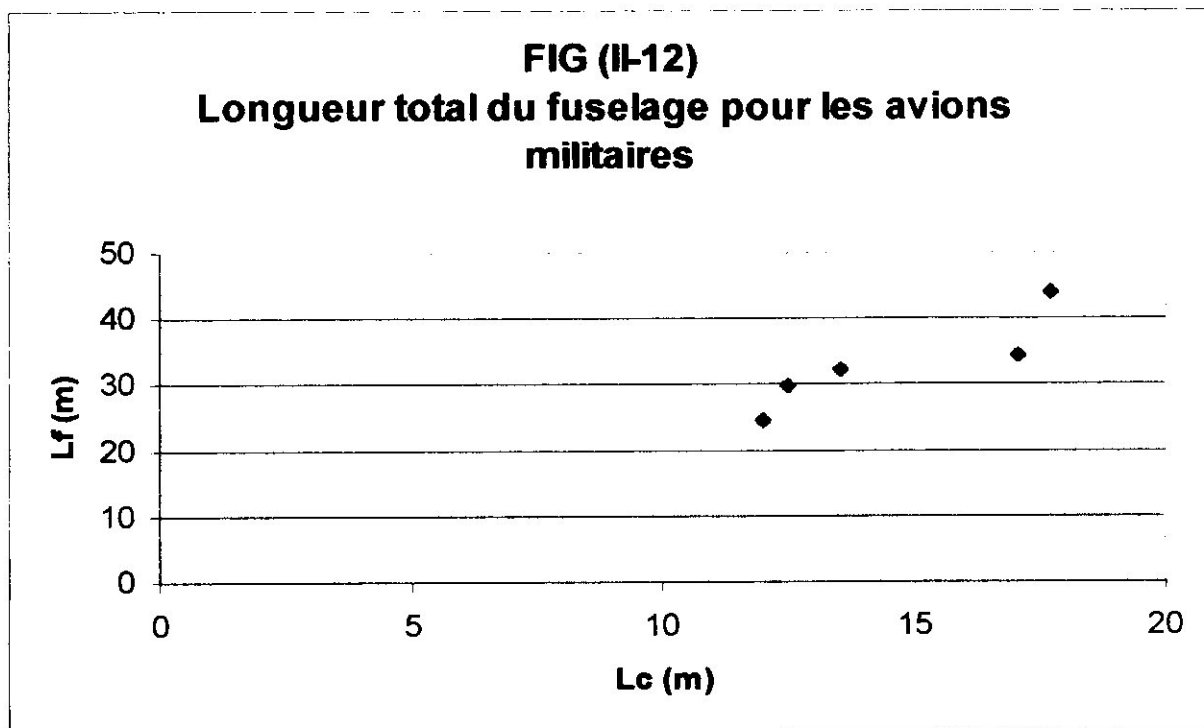


Tableau N=° 13

type d'avion	S (m ²)	S _h (m ²)
BE1900 D	28.8	6.32
Saab 340	41.81	11.28
F 50	54.5	16
C 160	160	33.5
C 130	162.12	35.4

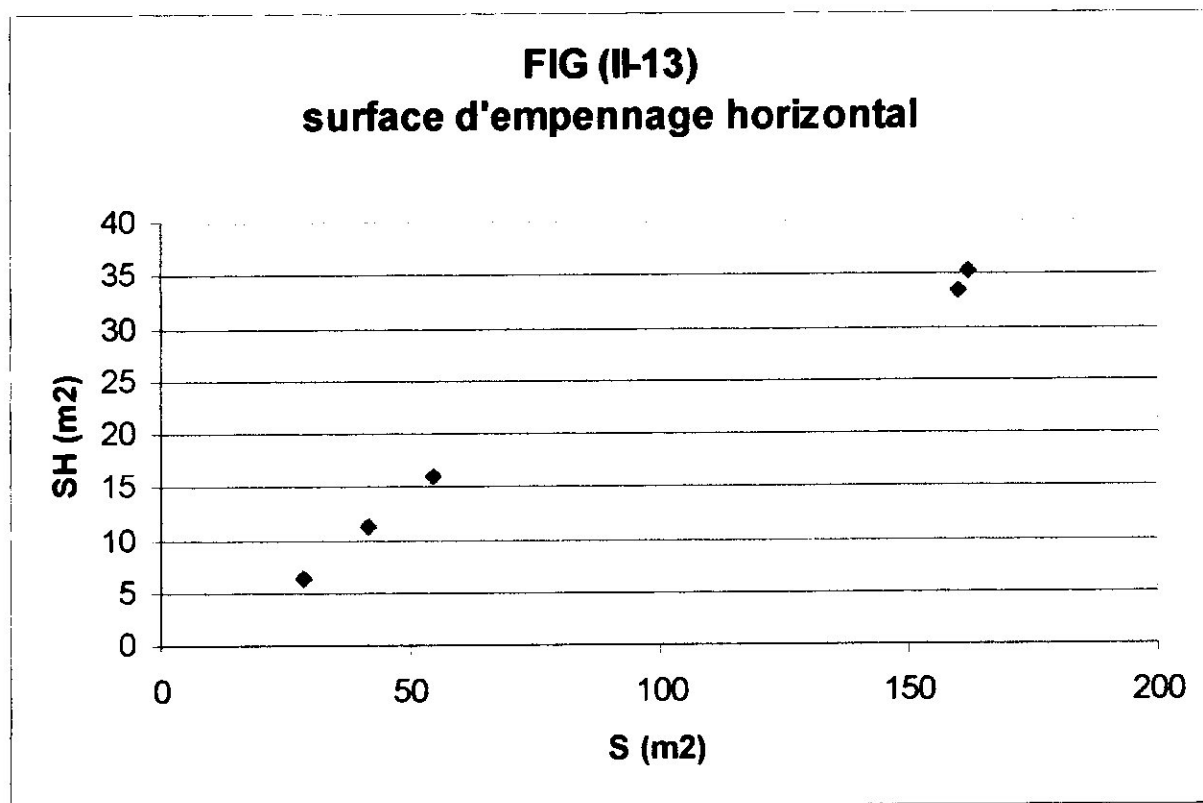


Tableau N=° 14

type d'avion	S_h (m ²)	b_h (m)
BE 1900 D	6.32	5.63
F 50	16	9.74
SAAB 2000	18.35	10.36
C 160	33.5	14.5
C 130	35.4	16.05

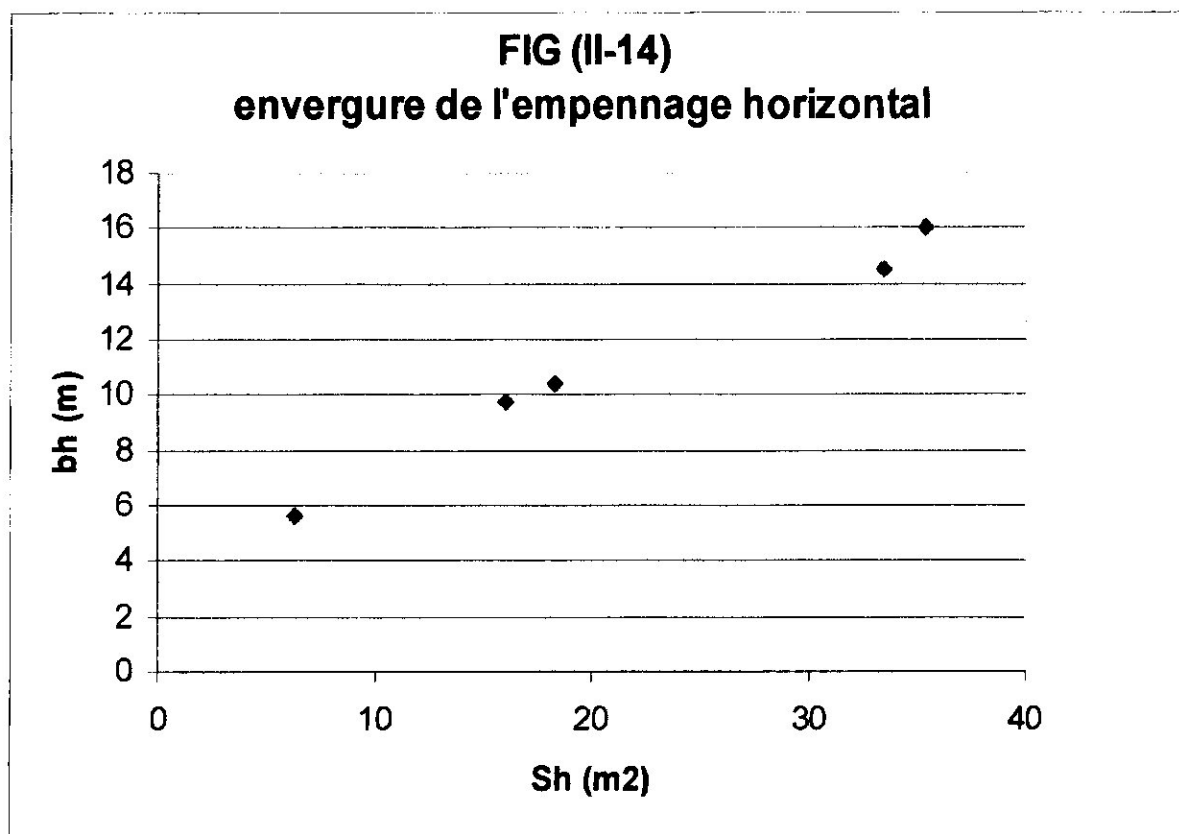


Tableau N=° 15

type d'avion	S_h (m ²)	C_{chem} (m)
B 200	4.52	1.7
EMB 120	6.1	1.87
BE 1900D	6.32	1.77
F 50	16	2.32
Saab 2000	18.35	2.47
C 160	33.5	4.22
C 130	35.4	4.73

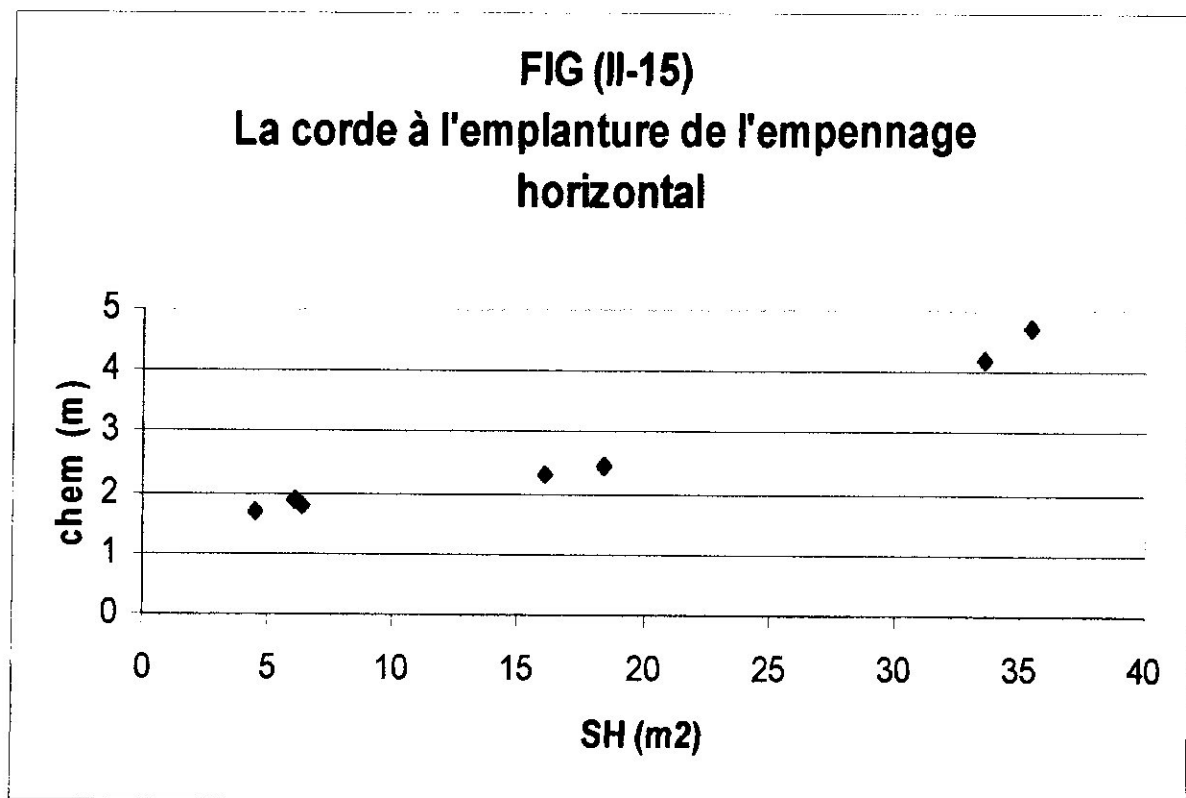


Tableau N=° 16

type d'avion	S_h (m ²)	C_{hex} (m)
B 200	4.52	0.85
EMB 120	6.1	1.03
BE 1900D	6.32	1.1
F 50	16	1.16
Saab 200	18.35	1.45
C 160	33.5	2.16
C 130	35.4	2.2

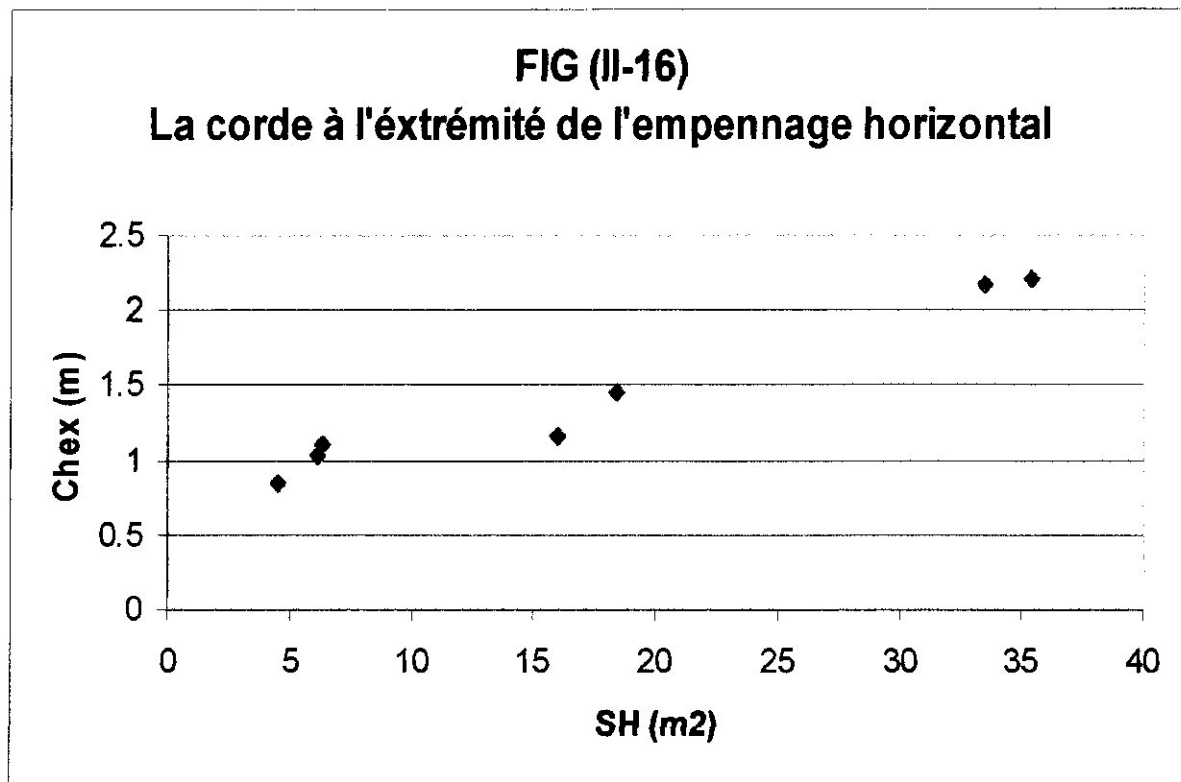


Tableau N=° 17

type d'avion	L_f (m)	S_v (m ²)
B200	13.34	3.46
BE 1900D	17.63	4.86
EMB 120	20	5.74
ATR 42	22.67	8.48
F 50	25.24	17.6
C 130	29.79	20.9
C 160	32.4	23.5

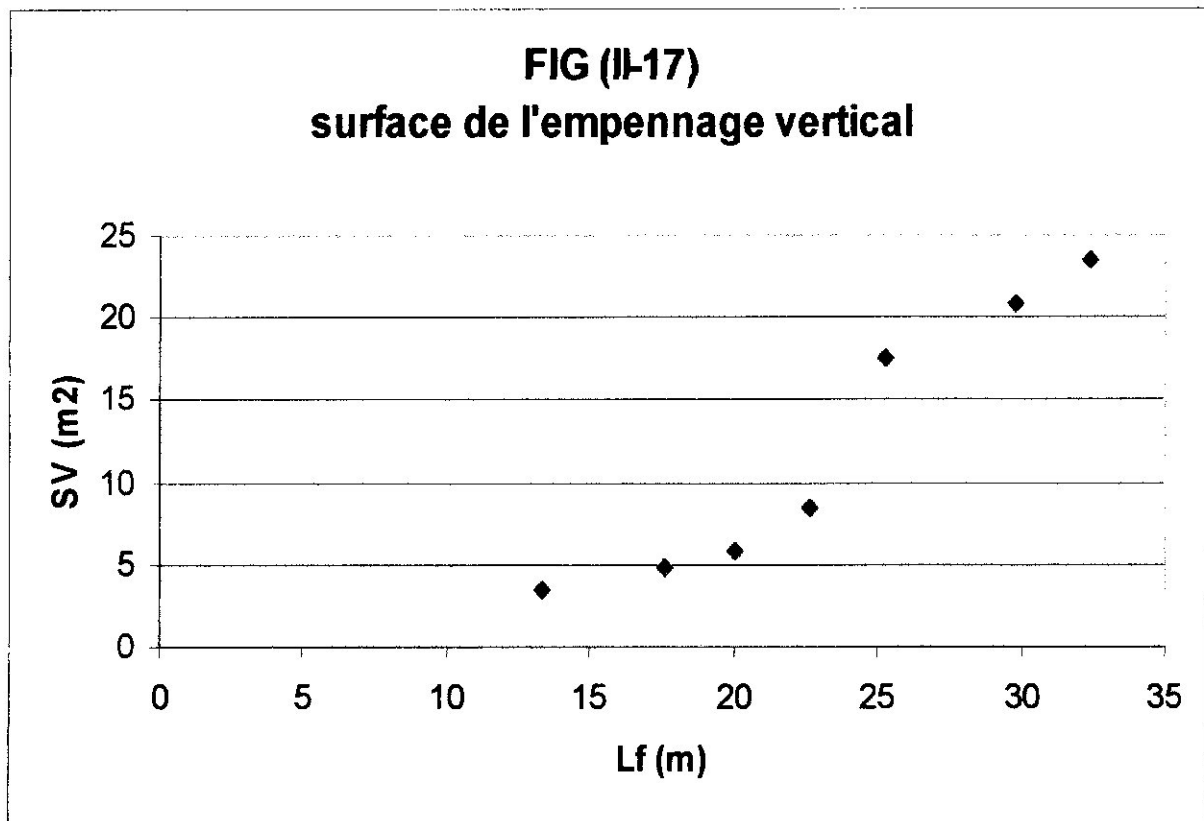


Tableau N=° 18

type d'avion	$S_v (m^2)$	$b_v (m)$
B 200	3.46	1.91
B 1900 D	4.86	2.2
ATR 42	8.48	4.6
F 27	17.6	5.5
C 130	20.9	6.5
C 160	23.5	6.15

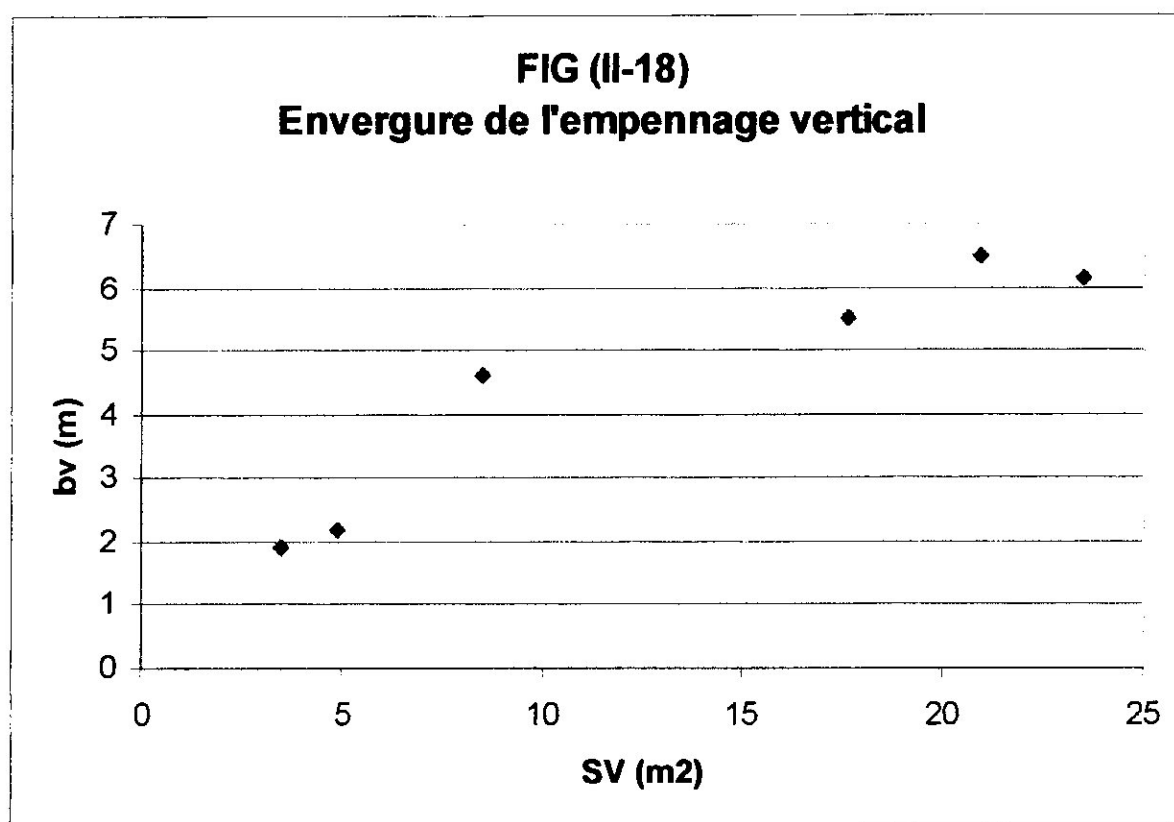


Tableau N=° 19

type d'avion	S_v (m ²)	C_{vex} (m)
B 200	3.46	1.91
BE 1900D	4.86	1.96
EMB120	5.74	2.13
ATR 42	8.48	2.4
C 130	20.9	2.8
C 160	23.5	3.63

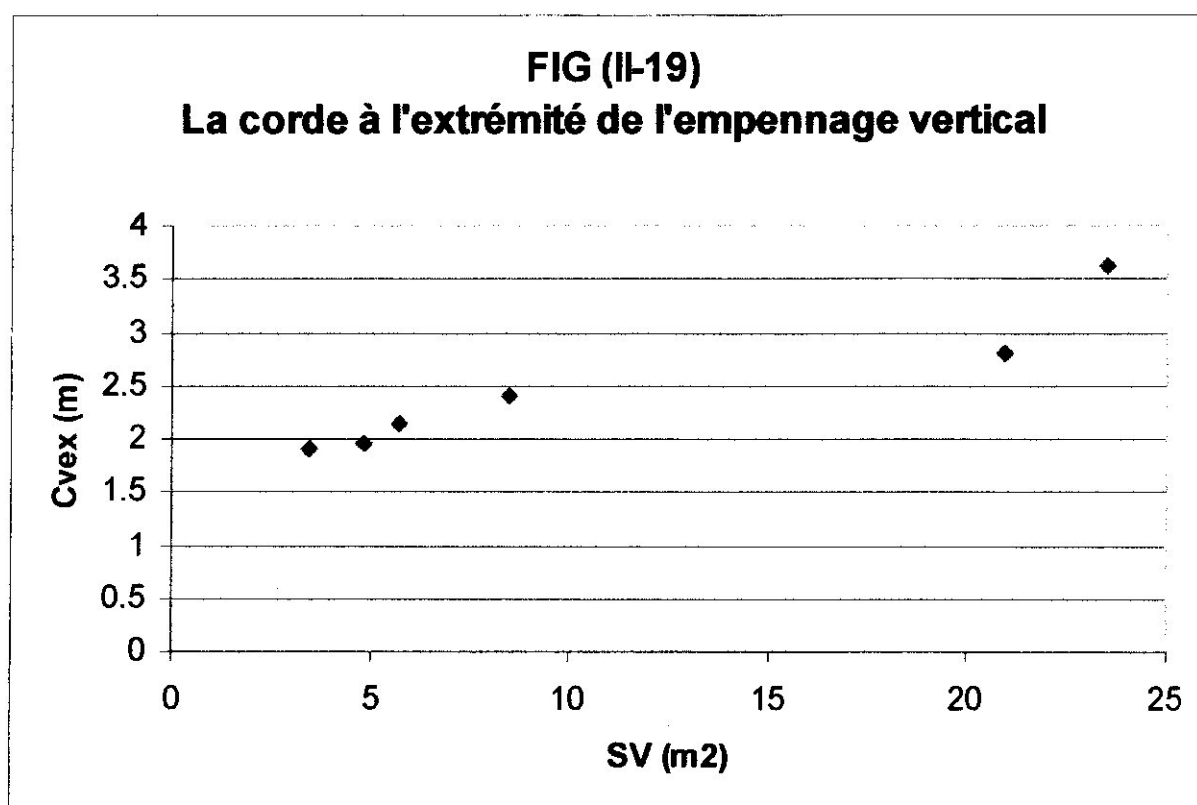


Tableau N^o 20

type d'avion	S_v (m ²)	C_{vem} (m)
B 200	3.46	2
BE 1900 D	4.86	2.64
EMB 120	5.74	3.2
ATR 42	8.48	4.5
F 27	17.6	4.8
C 130	20.9	6.31
C 160	23.5	7.04

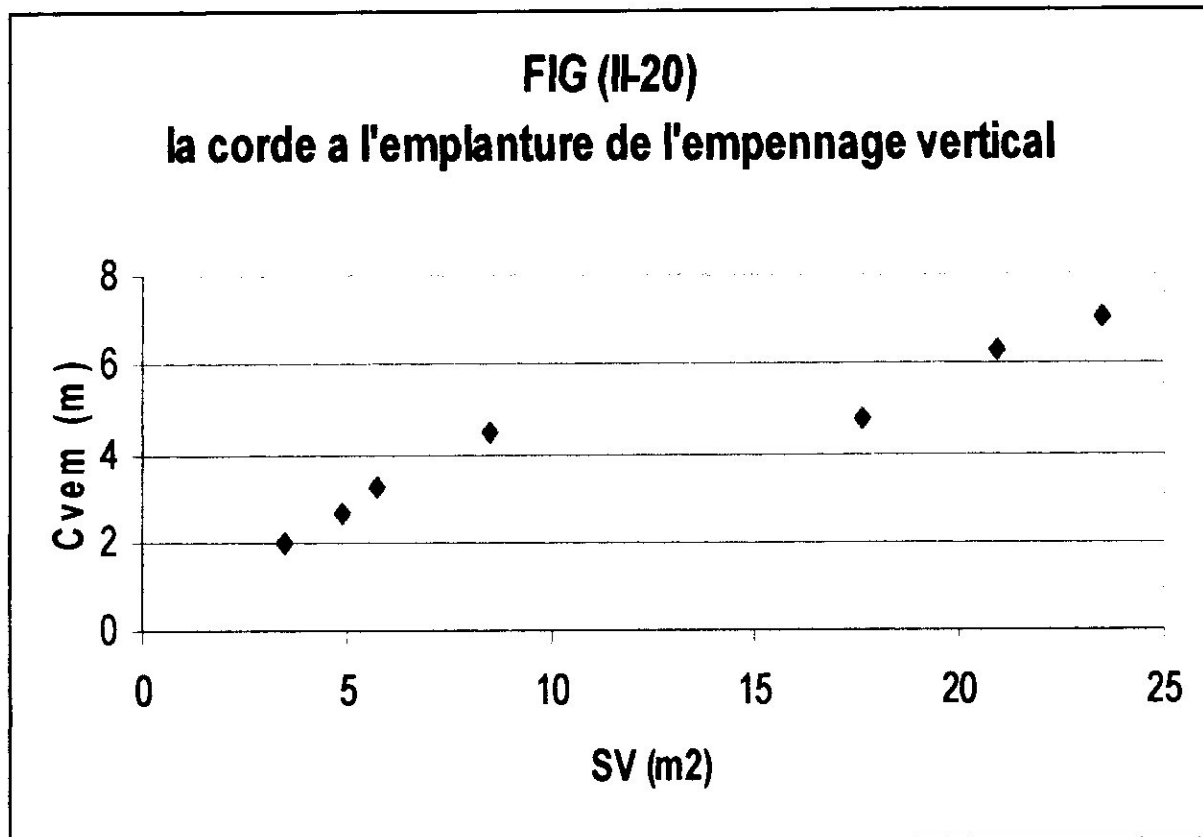


Tableau N=° 21

Types d'avions	(W/100) (Kg)	P _{Ut} (ch)
P 68T /300	26	660
SF 600	37	840
CE 425	39	900
PA 1040T	40.82	1000
PA 31T2	42.97	1240
P 166	43	1174
BE 90C	43.77	1100
AC 690B	46.83	1400
B 99	47.17	1360
P 180	47.67	1440
AE 900	48.54	1496
BE 90F	49.67	1500
PA 42	50.8	1440
MU2-B60	52.5	1430
SA 227	56	1680
B 200	56.25	1700
EMB 121B	56.7	1700
BE 200B	56.7	1700
SA 227-TT/ 41	60	1800
SA 227AC	65.77	2000
BE 1900	75.3	2200
SF 340A	123	3260
S-80	125	3700
SF 340B	129	3500
DHC-8	149.68	3600
CL 215T	198.9	4760
ATR 72	199.9	4800
Atlantic	435	12212
Atlantique 2	462	12212
C 160	510	12200

ANNEXE I : TABLEAUX ET GRAPHES

C 160	510	12200
An 12	610	16000
IL 18	640	17000
C 130/100-30	703.08	18364
C 130	703.1	18364
SC 5	1043	22920

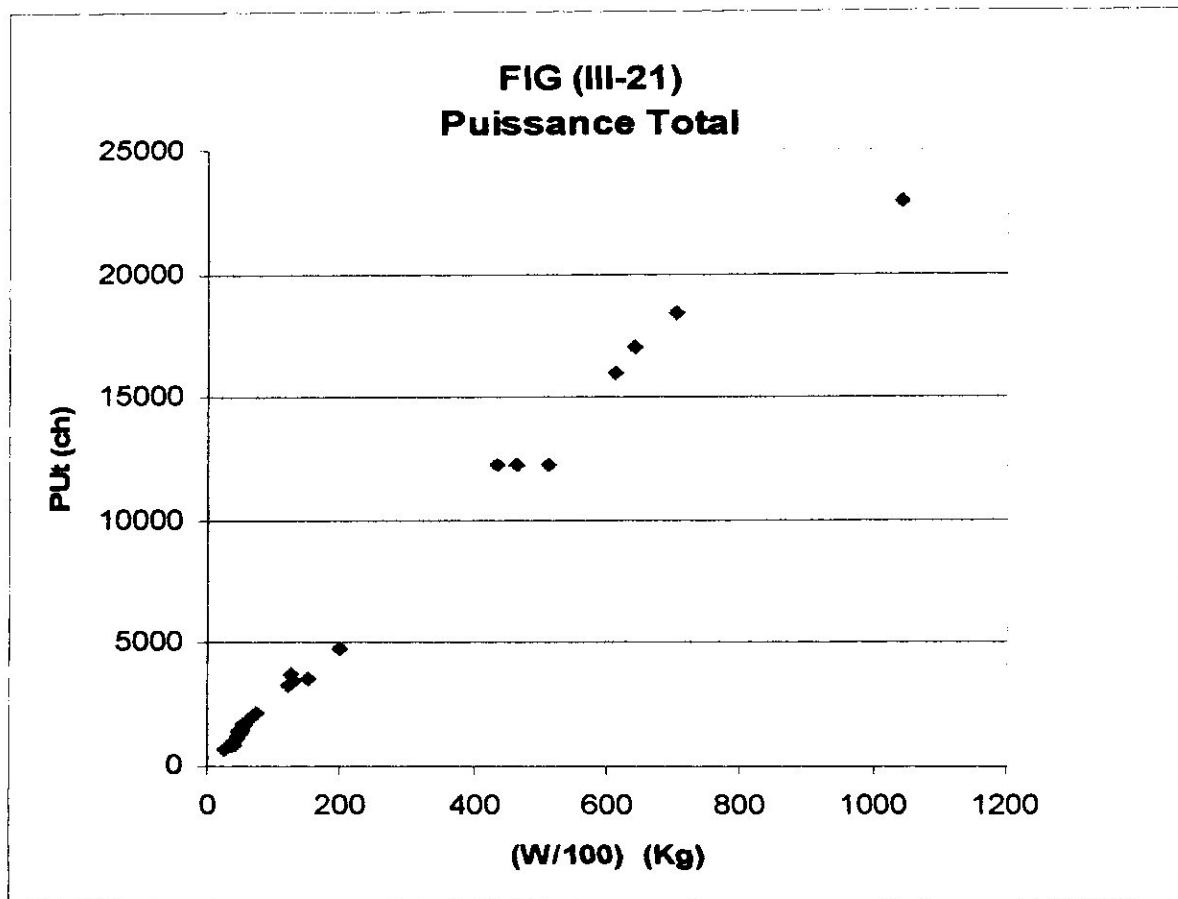
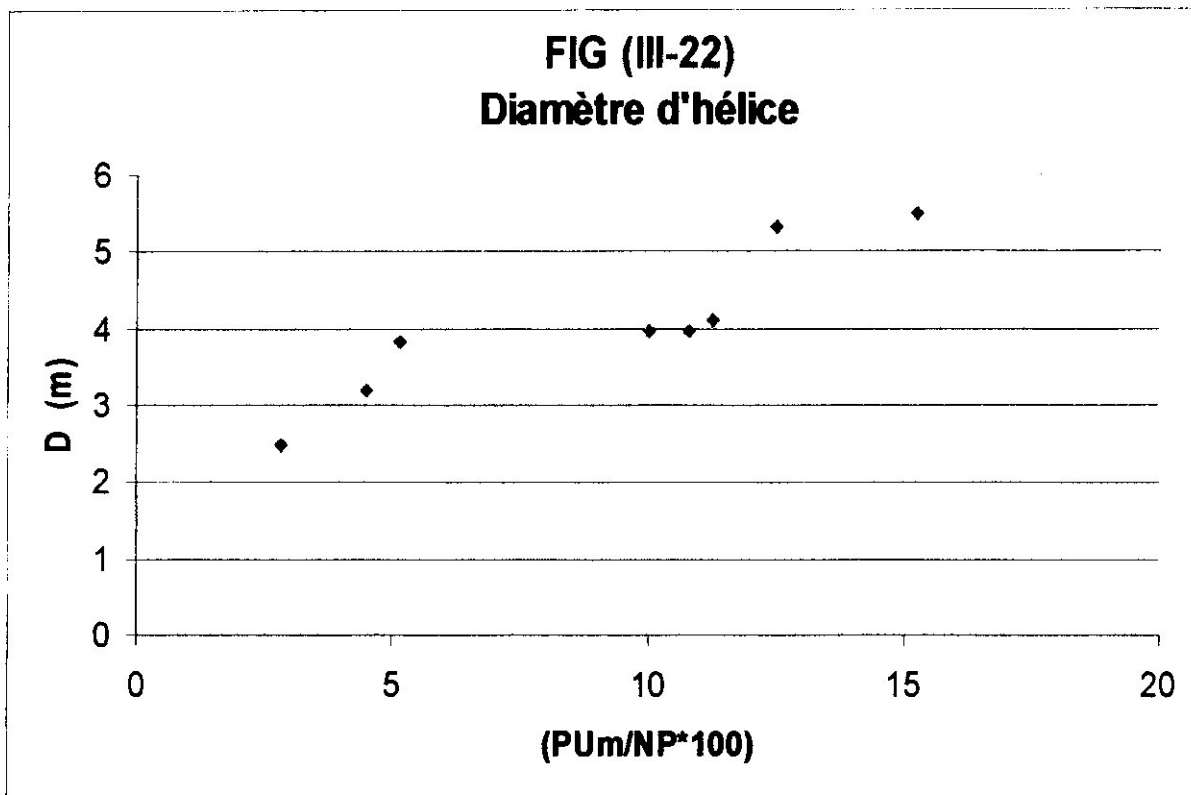


Tableau N=° 22

type d'avion	$(P_{Um}/NP*100)$	D (m)
B200	2.8333	2.5
EMB120	4.5	3.2
Saab 2000	5.16	3.81
ATR 42	10	3.96
ATR 72	10.8	3.96
C-130	11.27	4.11
A400 M	12.5	5.33
C160	15.25	5.49



ANNEXE II :

LA METHODE DES MOINDRES CARRES

Introduction :

On cherche toujours à comprendre les phénomènes physiques et ajuster leurs variations par des courbes et des fonctions peuvent être produites pour fournir des descriptions simplifiées des données et des comportements. la méthode des moindres carrés explore des méthodes convenables d'ajustement des données.

I/ Définition :

La méthode des moindres carrés est l'une des outils fondamentaux pour l'analyse, la reconnaissance des données et l'ajustement de courbes, pour l'ajustement des courbes on utilise des fonctions simples dans le but d'écrire une tendance en réduisant l'erreur au minimum entre la fonction choisie pour s'adapter et un ensemble des données.

II/ Application de la méthode des moindres carrés :

Nous avons un ensemble de couple des données (points) :

$$(x_1, y_1), (x_2, y_2), (x_3, y_3), (x_4, y_4), \dots, (x_n, y_n)$$

Nous adaptons un meilleur ajustement des points par rapport à la fonction choisie.

La fonction $F(x)$ choisie contient des constantes, ces dernières ces derniers sont calculées à partir de la méthode des moindres carrés, et ils sont choisis de tel façon de réduire au minimum la somme de l'erreur entre la fonction et les données.

Cette erreur est donnée par :

$$E = \sum_{k=1}^n (F(x_k) - y_k)^2$$

Et pour déterminer les constantes de la fonction $F(x)$, on dérive de par rapport à chaque constante, en suite on met chaque dérive égale à zéro.

III/Le choix de la fonction :

La difficulté de la méthode des moindres carrée est le choix de la fonction utilisée pour des données bien déterminer, un choix direct d'une fonction est pratiquement impossible et

délicat. Car les données représentent un nuage de points, donc on ne connaît pas la meilleure fonction qui rejoint ces points si elle est linéaire, Exponentielle, Sinusoïdales, ... etc.

En effet, on a constitué une bibliothèque de 13 fonctions, le choix d'une fonction est obtenu a partir de la comparaison d'erreur de chaque fonction de cette bibliothèque et pour ce motif on a calculé l'erreur moyenne et l'erreur maximale de chaque fonction pour choisir la fonction ou on a le minimum de l'erreur moyenne et maximale.

IV/ Les méthodes des moindres carrées pour les fonctions choisies :

1) Pour la fonction l'exponentiel :

$$F(x) = A.e^{B.x}$$

Cette fonction est non linéaire il faut la rendre linéaire avant le développement de la méthode des moindres carrées.

$$Y=A.e^{B.x} \text{ linéarisation } \implies \text{Ln } y = \text{Ln } A + B.x$$

$$E = \sum_{i=1}^n (\text{Ln } A + B.x_k - \text{Ln } y_k)^2$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial E}{\partial A} = 0 : \sum_{i=1}^n 2(\text{Ln } A + B.x_k - \text{Ln } y_k) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial B} = 0 : \sum_{i=1}^n 2.x_k(\text{Ln } A + B.x_k - \text{Ln } y_k) = 0 \end{array} \right.$$

Après le développement on tire ce système d'équations, Afin de trouver les constantes A et B

$$\begin{pmatrix} n & \sum_{i=1}^n x_k \\ \sum_{i=1}^n x_k & \sum_{i=1}^n x_k^2 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \text{Ln } A \\ B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n \text{Ln } y_k \\ \sum_{i=1}^n \text{Ln } (y_k)x_k \end{pmatrix}$$

2) Pour une fonction de puissance:

$$F(x) = Ax^B$$

Cette fonction est également non linéaire, Donc on doit la transformer sous forme linéaire pour une bonne simplicité de la méthode des moindres carrés

$$y = Ax^B \text{ linéarisation } \longrightarrow \text{Ln } y = \text{Ln } A + B \text{Ln } x$$

$$E = \sum_{i=1}^n (\text{Ln } A + B \text{Ln } x_K - \text{Ln } y_K)^2$$

$$\begin{cases} \frac{\partial E}{\partial A} = 0 \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2(\text{Ln } x_K + \text{Ln } A - \text{Ln } y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial B} = 0 \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot \text{Ln } x_K (\text{Ln } x_K + \text{Ln } A - \text{Ln } y_K) = 0 \end{cases}$$

En rangeant le système d'équations suivant pour trouver les constantes A et B :

$$\begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n \text{Ln } x_K & n \\ \sum_{i=1}^n (\text{Ln } x_K)^2 & \sum_{i=1}^n \text{Ln } x_K \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} B \\ \text{Ln } A \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n \text{Ln } y_K \\ \sum_{i=1}^n \text{Ln } x_K \text{Ln } y_K \end{pmatrix}$$

3) Pour la fonction logarithmique :

$$F(x) = \ln(Ax+B)$$

On connaît que la fonction logarithmique est non linéaire, Alors on va aussi la rendre sous forme linéaire :

$$y = \ln(Ax+B) \text{ linéarisation } \longrightarrow e^y = Ax+B$$

$$E = \sum_{i=1}^n (Ax_k + B - e^{y_k})^2$$

$$\begin{cases} \frac{\partial E}{\partial A} = 0 \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2x(Ax_k + B - e^{y_k}) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial B} = 0 \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2(Ax_k + B - e^{y_k}) = 0 \end{cases}$$

Après une série de développement on a le système d'équations suivant pour trouver les constantes A et B :

$$\begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K \\ \sum_{i=1}^n x_K & n \end{pmatrix} X \begin{pmatrix} A \\ B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n x_K y_K \\ \sum_{i=1}^n y_K \end{pmatrix}$$

4) Pour un polynôme de 1^{er} degré :

$$F(x) = A.x + B$$

$$E = \sum_{i=1}^n (A.x_K + B - y_K)^2$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\sigma E}{\sigma A} = 0 : \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2.x_k (A.x_k + B - y_k) = 0 \\ \frac{\sigma E}{\sigma B} = 0 : \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2(A.x_k + B - y_k) = 0 \end{array} \right.$$

En réarrangeant le système d'équations suivant pour trouver les constantes A et B :

$$\begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n x_k & n \\ \sum_{i=1}^n x_k^2 & \sum_{i=1}^n x_k \end{pmatrix} X \begin{pmatrix} A \\ B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n y_k \\ \sum_{i=1}^n x_k.y_k \end{pmatrix}$$

5) Pour un polynôme de 2^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 - y_K)^2$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\sigma E}{\sigma a_0} = 0 : \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2(a_0 + a_1x_k + a_2x_k^2 - y_k) = 0 \\ \frac{\sigma E}{\sigma a_1} = 0 : \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2.x_k(a_0 + a_1x_k + a_2x_k^2 - y_k) = 0 \\ \frac{\sigma E}{\sigma a_2} = 0 : \longrightarrow \sum_{i=1}^n 2.x_k^2(a_0 + a_1x_k + a_2x_k^2 - y_k) = 0 \end{array} \right.$$

Après ces développements on tire ce système d'équations pour trouver les constantes a_0 , a_1 et a_2

$$\begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n x_k^2 & \sum_{i=1}^n x_k & n \\ \sum_{i=1}^n x_k^3 & \sum_{i=1}^n x_k^2 & \sum_{i=1}^n x_k \\ \sum_{i=1}^n x_k^4 & \sum_{i=1}^n x_k^3 & \sum_{i=1}^n x_k^2 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} a_2 \\ a_1 \\ a_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n y_k \\ \sum_{i=1}^n x_k \cdot y_k \\ \sum_{i=1}^n x_k^2 \cdot y_k \end{pmatrix}$$

6) pour un polynôme de 3^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1 x_k + a_2 x_k^2 + a_3 x_k^3 - y_k)^2$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 (a_0 + a_1 x_k + a_2 x_k^2 + a_3 x_k^3 - y_k) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_k (a_0 + a_1 x_k + a_2 x_k^2 + a_3 x_k^3 - y_k) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_k^2 (a_0 + a_1 x_k + a_2 x_k^2 + a_3 x_k^3 - y_k) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_k^3 (a_0 + a_1 x_k + a_2 x_k^2 + a_3 x_k^3 - y_k) = 0$$

Après avoir dérivé chaque constante par rapport à l'erreur donnée on a ce système d'équations afin de trouver a_0 , a_1 , a_2 et a_3 .

$$\begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K & n \\ \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K \\ \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 \\ \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} a_3 \\ a_2 \\ a_1 \\ a_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n y_K \\ \sum_{i=1}^n y_K x_K \\ \sum_{i=1}^n y_K x_K^2 \\ \sum_{i=1}^n y_K x_K^3 \end{pmatrix}$$

7) Pour un polynôme de 4^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 - y_K)^2$$

On fait également la dérivée de chaque constante par rapport à l'erreur.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 (a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K (a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^2 (a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^3 (a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_4} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^4 (a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 - y_K) = 0 \end{array} \right.$$

Après avoir dérivé chaque constante par rapport à l'erreur donnée on a ce système d'équations afin de trouver a_0, a_1, a_2, a_3 et a_4

$$\begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K & n \\ \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K \\ \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 \\ \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 \\ \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} a_4 \\ a_3 \\ a_2 \\ a_1 \\ a_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n y_K \\ \sum_{i=1}^n y_K x_K \\ \sum_{i=1}^n y_K x_K^2 \\ \sum_{i=1}^n y_K x_K^3 \\ \sum_{i=1}^n y_K x_K^4 \end{pmatrix}$$

8) Pour un polynôme de 5^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4 + a_5 x^5$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 + a_5 x_K^5 - y_K)^2$$

$$\begin{cases} \frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 & \sum_{i=1}^n 2(a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 + a_5 x_K^5 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 & \sum_{i=1}^n 2.x_K(a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 + a_5 x_K^5 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 & \sum_{i=1}^n 2.x_K^2(a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 + a_5 x_K^5 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 & \sum_{i=1}^n 2.x_K^3(a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 + a_5 x_K^5 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_4} = 0 & \sum_{i=1}^n 2.x_K^4(a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 + a_5 x_K^5 - y_K) = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial a_5} = 0 & \sum_{i=1}^n 2.x_K^5(a_0 + a_1 x_K + a_2 x_K^2 + a_3 x_K^3 + a_4 x_K^4 + a_5 x_K^5 - y_K) = 0 \end{cases}$$

Pour déterminer les constantes $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5$ on a ce système d'équations :

$$\begin{pmatrix}
 \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K & n \\
 \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K \\
 \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5
 \end{pmatrix}
 \times
 \begin{pmatrix}
 a_5 \\
 a_4 \\
 a_3 \\
 a_2 \\
 a_1 \\
 a_0
 \end{pmatrix}
 =
 \begin{pmatrix}
 \sum_{i=1}^n y_K \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^2 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^3 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^4 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^5
 \end{pmatrix}$$

9) Pour un polynôme de 6^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + a_5x^5 + a_6x^6$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K)^2$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^2 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^3 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_4} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^4 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_5} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^5 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_6} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^6 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 - y_K) = 0$$

Après ces développements on tire ce système d'équations pour trouver les constantes a_0 , a_1 , a_2 , a_3 , a_4 , a_5 et a_6

$$\begin{pmatrix}
 \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K & n \\
 \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K \\
 \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{11} & \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{12} & \sum_{i=1}^n x_K^{11} & \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6
 \end{pmatrix}
 \times
 \begin{pmatrix}
 a_6 \\
 a_5 \\
 a_4 \\
 a_3 \\
 a_2 \\
 a_1 \\
 a_0
 \end{pmatrix}
 =
 \begin{pmatrix}
 \sum_{i=1}^n y_K \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^2 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^3 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^4 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^5 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^6
 \end{pmatrix}$$

10) Pour un polynôme de 7^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + a_5x^5 + a_6x^6 + a_7x^7$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K)^2$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2x_K(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2x_K^2(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2x_K^3(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_4} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2x_K^4(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_5} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2x_K^5(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_6} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2x_K^6(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_7} = 0 \quad \sum_{i=1}^n 2x_K^7(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 - y_K) = 0$$

Après avoir dérivé chaque constante par rapport à l'erreur donnée on a ce système d'équations afin de trouver $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6$ et a_7

$$\begin{pmatrix}
 \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K & n \\
 \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 & \sum_{i=1}^n x_K \\
 \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 & \sum_{i=1}^n x_K^2 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 & \sum_{i=1}^n x_K^3 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{11} & \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 & \sum_{i=1}^n x_K^4 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{12} & \sum_{i=1}^n x_K^{11} & \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 & \sum_{i=1}^n x_K^5 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{13} & \sum_{i=1}^n x_K^{12} & \sum_{i=1}^n x_K^{11} & \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7 & \sum_{i=1}^n x_K^6 \\
 \sum_{i=1}^n x_K^{14} & \sum_{i=1}^n x_K^{13} & \sum_{i=1}^n x_K^{12} & \sum_{i=1}^n x_K^{11} & \sum_{i=1}^n x_K^{10} & \sum_{i=1}^n x_K^9 & \sum_{i=1}^n x_K^8 & \sum_{i=1}^n x_K^7
 \end{pmatrix}
 \begin{matrix}
 a_7 \\
 a_6 \\
 a_5 \\
 a_4 \\
 a_3 \\
 a_2 \\
 a_1 \\
 a_0
 \end{matrix}
 =
 \begin{pmatrix}
 \sum_{i=1}^n y_K \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^2 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^3 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^4 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^5 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^6 \\
 \sum_{i=1}^n y_K x_K^7
 \end{pmatrix}$$

11) Pour un polynôme de 8^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + a_5x^5 + a_6x^6 + a_7x^7 + a_8x^8$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K)^2$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^2 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^3 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_4} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^4 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_5} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^5 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_6} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^6 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_7} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^7 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_8} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^8 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 - y_K) = 0$$

Après une série de développement de la méthode des moindres carrés dans le but de déterminer les valeurs de ces constantes $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6, a_7$ et a_8 on a également cette matrice :

$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	$\sum_{i=1}^n x_K$	n	a_9	$\sum_{i=1}^n y_K$
$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	$\sum_{i=1}^n x_K$	a_7	$\sum_{i=1}^n y_K x_K$
$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	a_6	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^2$
$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	a_5	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^3$
$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	a_4	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^4$
$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	a_3	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^5$
$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	a_2	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^6$
$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	a_1	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^7$
$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	a_0	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^8$

12) Polynôme de 9^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + a_5x^5 + a_6x^6 + a_7x^7 + a_8x^8 + a_9x^9$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K)^2$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2(a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^2 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^3 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_4} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^4 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_5} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^5 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_6} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^6 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_7} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^7 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_8} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^8 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_9} = 0 \rightarrow \sum_{i=1}^n 2 \cdot x_K^9 (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 - y_K) = 0$$

En effet pour trouver les 10 constantes de cette fonction on a ce système d'équations (10 équations à 10 inconnues) qui est donné comme ci-dessus :

$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	$\sum_{i=1}^n x_K$	n	a_9	$\sum_{i=1}^n y_K$
$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	$\sum_{i=1}^n x_K$	a_8	$\sum_{i=1}^n y_K x_K$
$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	a_7	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^2$
$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	a_6	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^3$
$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	a_5	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^4$
$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	a_4	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^5$
$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	a_3	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^6$
$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	a_2	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^7$
$\sum_{i=1}^n x_K^{17}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	a_1	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^8$
$\sum_{i=1}^n x_K^{18}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{17}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	a_0	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^9$

13) Polynôme de 10^{ème} degré :

$$F(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + a_5x^5 + a_6x^6 + a_7x^7 + a_8x^8 + a_9x^9 + a_{10}x^{10}$$

$$E = \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K)^2$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_0} = 0 \rightarrow 2 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_1} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_2} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^2 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_3} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^3 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_4} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^4 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_5} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^5 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_6} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^6 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_7} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^7 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_8} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^8 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_9} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^9 \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial a_{10}} = 0 \rightarrow 2 \cdot x_K^{10} \sum_{i=1}^n (a_0 + a_1x_K + a_2x_K^2 + a_3x_K^3 + a_4x_K^4 + a_5x_K^5 + a_6x_K^6 + a_7x_K^7 + a_8x_K^8 + a_9x_K^9 + a_{10}x_K^{10} - y_K) = 0$$

Après avoir dérivé chaque constante par rapport à l'erreur donnée on a ce système d'équations (11 équations à 11 inconnues) dans le but de trouver les 11 constantes : a₀, a₁, a₂, a₃, a₄, a₅, a₆, a₇, a₈, a₉ et a₁₀

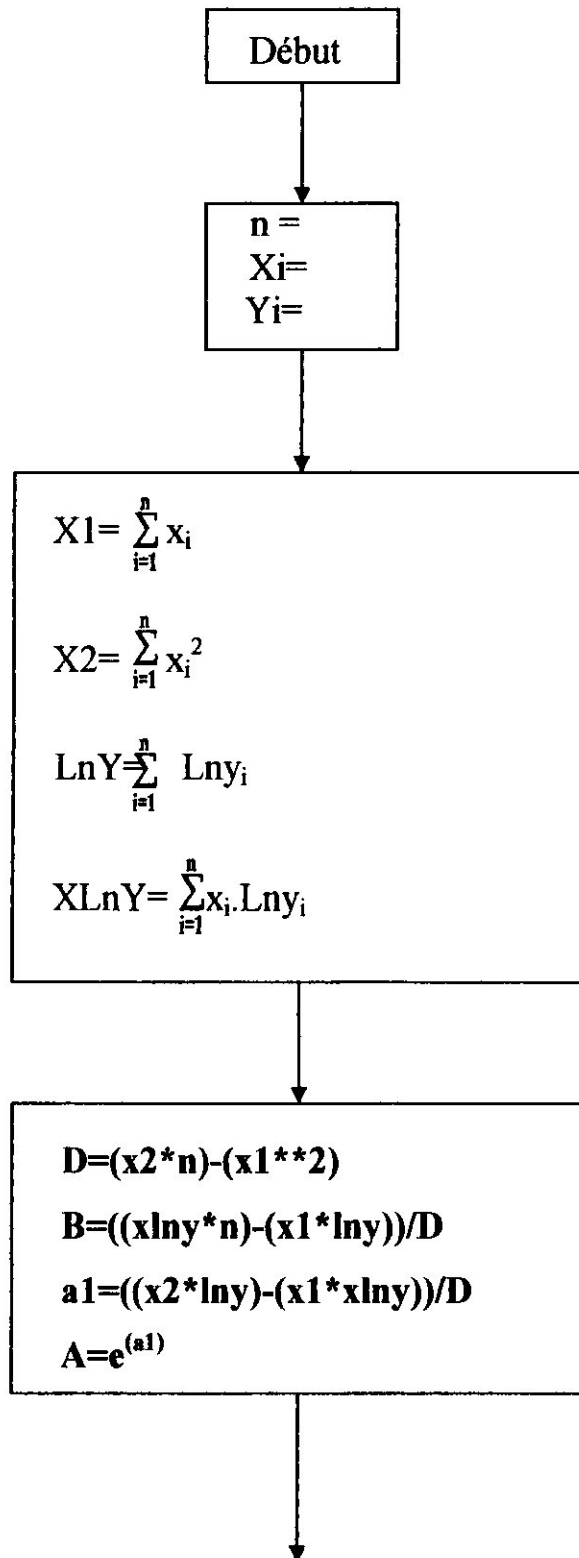
$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	$\sum_{i=1}^n x_K$	n	a_{10}	$\sum_{i=1}^n y_K$
$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	$\sum_{i=1}^n x_K$	a_9	$\sum_{i=1}^n y_K x_K$
$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	$\sum_{i=1}^n x_K^2$	a_8	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^2$
$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	$\sum_{i=1}^n x_K^3$	a_7	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^3$
$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	$\sum_{i=1}^n x_K^4$	a_6	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^4$
$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	$\sum_{i=1}^n x_K^5$	a_5	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^5$
$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	$\sum_{i=1}^n x_K^6$	a_4	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^6$
$\sum_{i=1}^n x_K^{17}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	$\sum_{i=1}^n x_K^7$	a_3	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^7$
$\sum_{i=1}^n x_K^{18}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{17}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	$\sum_{i=1}^n x_K^8$	a_2	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^8$
$\sum_{i=1}^n x_K^{19}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{18}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{17}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	$\sum_{i=1}^n x_K^9$	a_1	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^9$
$\sum_{i=1}^n x_K^{20}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{19}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{18}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{17}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{16}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{15}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{14}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{13}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{12}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{11}$	$\sum_{i=1}^n x_K^{10}$	a_0	$\sum_{i=1}^n y_K x_K^{10}$

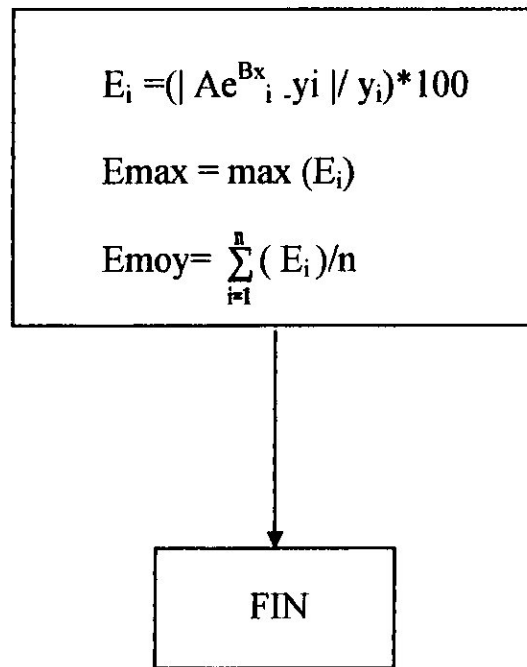
V/ Programmation de la méthode des moindres carrés pour les fonctions choisies :

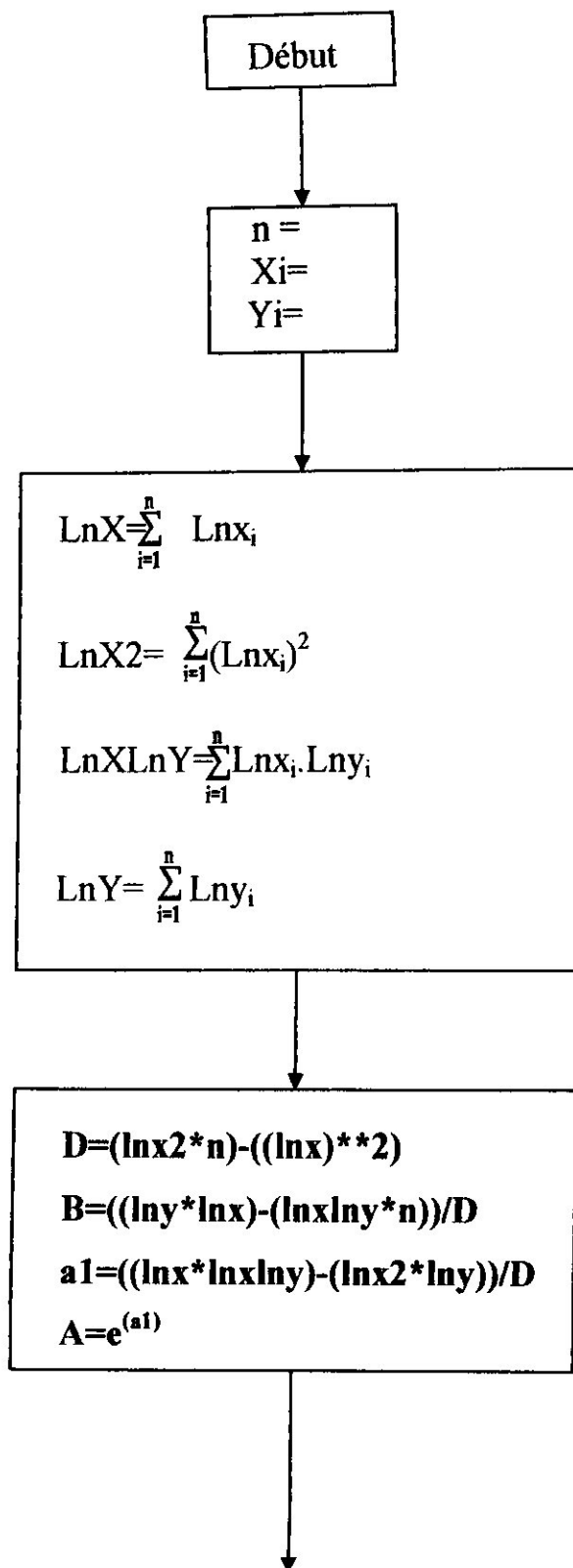
Cette partie contient quatre organigramme qui représente les quatre programmes en FORTRAN, un programme pour la fonction exponentielle, un pour la fonction puissance, un autre pour la fonction logarithmique et un programme pour les fonctions polynomiaux du premier au dixième degré.

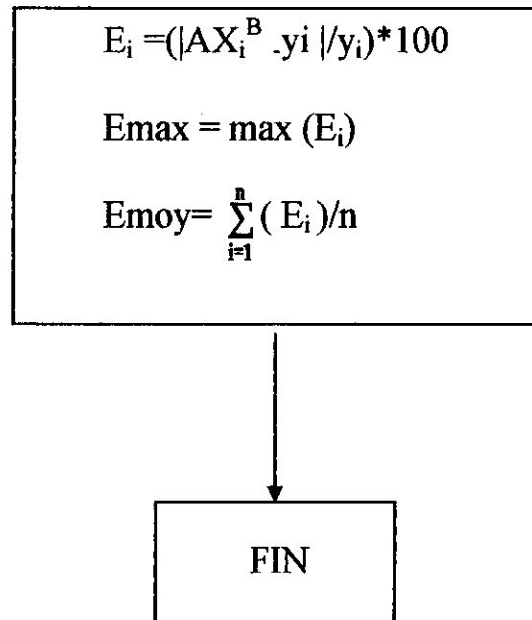
Ces programmes permettent de donner les constantes de la fonction choisie avec la détermination des erreurs maximales et moyennes.

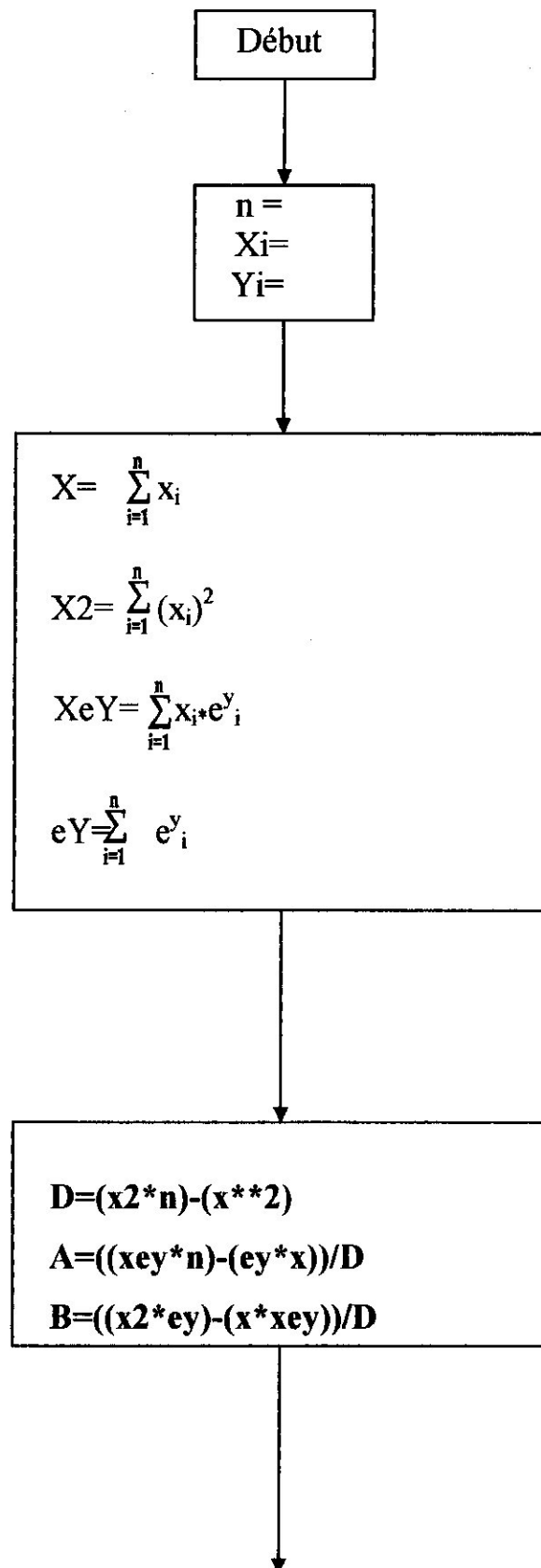
1/ L'organigramme de la fonction exponentielle $F(x)=Ae^{(Bx)}$:





2/ L'organigramme de la fonction puissance $F(x)=Ax^B$:



3/ L'organigramme de la fonction logarithmique $F(x)=Ln(Ax+B)$:

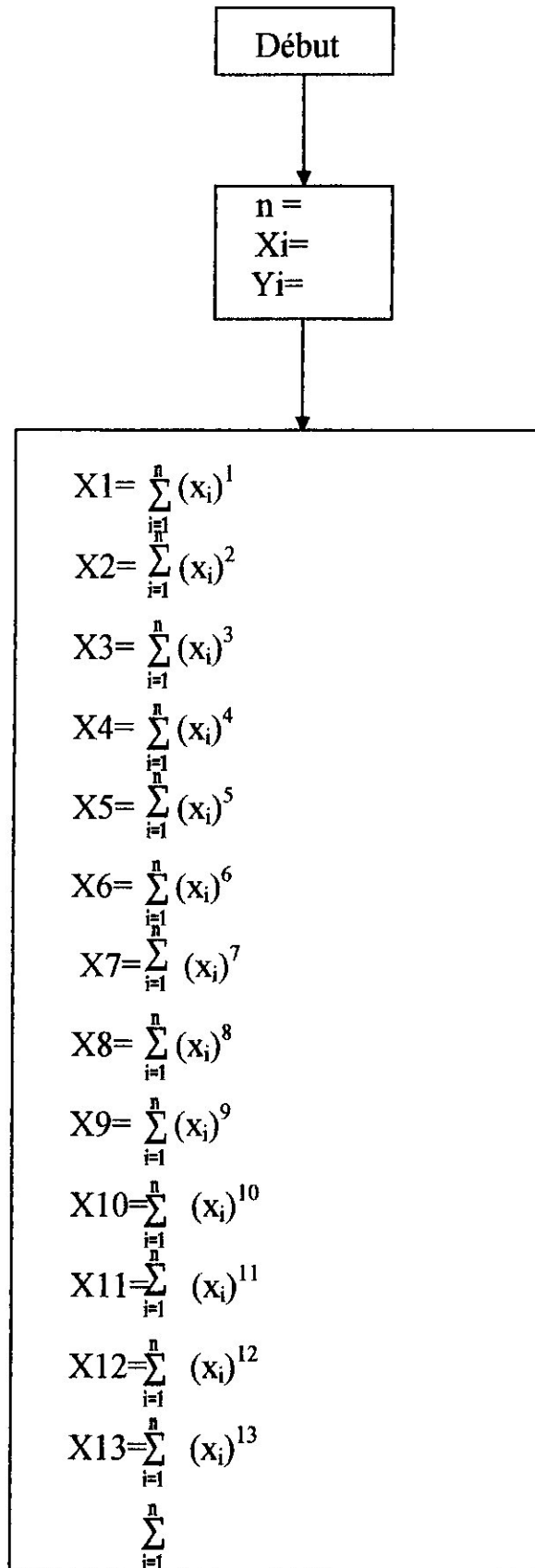
$$E_i = |(\log(Ax_i + B) - y_i) / y_i| * 100$$
$$E_{\max} = \max (E_i)$$
$$E_{\text{moy}} = \sum_{i=1}^n (E_i) / n$$

↓

FIN

4/ L'organigramme des foctions polynome du 1^{er} degré au 10^{ème} degré

$$F(x)=a_0+a_1(x)+a_2(x^2)+...+a_{10}(x^{10}) :$$



$$X14 = \sum_{i=1}^n (x_i)^{14}$$

$$X15 = \sum_{i=1}^n (x_i)^{15}$$

$$X16 = \sum_{i=1}^n (x_i)^{16}$$

$$X17 = \sum_{i=1}^n (x_i)^{17}$$

$$X18 = \sum_{i=1}^n (x_i)^{18}$$

$$X19 = \sum_{i=1}^n (x_i)^{19}$$

$$X20 = \sum_{i=1}^n (x_i)^{20}$$

$$D =$$

$$Dx0 =$$

$$Dx1 =$$

$$Dx2 =$$

$$Dx3 =$$

$$Dx4 =$$

$$Dx5 =$$

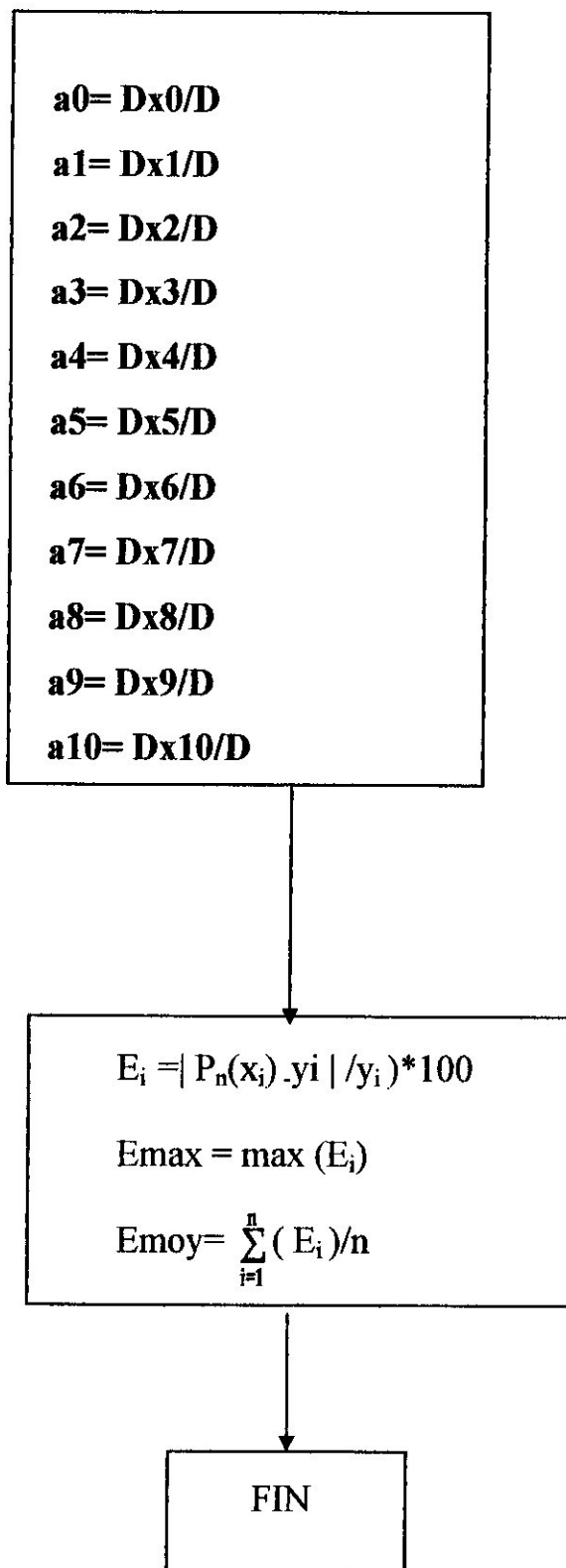
$$Dx6 =$$

$$Dx7 =$$

$$Dx8 =$$

$$Dx9 =$$

$$Dx10 =$$





ANNEXE III :

**Programme de calcul
de masses, des
dimensions de la
structure et les
performances du
moteur**

Dans les trois derniers chapitres de l'étude préliminaires on a tiré des équations semi empirique qui représentent des équations semi empirique qui représentent les différentes variation de dimensionnement et performances ainsi que les masses de l'avion, dans cet annexe on va regrouper toutes ces équations par un programme en **FORTRAN** auquel on va donner un cahier de charges pour nous faire les calculs nécessaires.

Le programme :

double precision Wv,Wc,W,S,b,Lc,Lf,Wf,PUt,PUm,D,Lint,x,Cvem,Cvex

double precision Sh,Sv,bh,Dff,Lext,Ds,Lac,Lacg,bv,a(12),Chem,Chex

real Dn,Dp,Ll,Lq,z

open(unit=1,file='resultat.dat',status='unknown')

write(*,*)'donne le type d avion'

write(*,*)'si votre avion est militaire appuyer sur 1'

write(*,*)'si votre avion est civile appuyer sur 2'

read(*,*)m

write(*,*)'donne la distance franchissable R (Km)'

read(*,*)R

write(*,*)'donne le nombre de passagers P'

read(*,*)P

write(*,*)'donne le nombre de siege par rangees NSR '

read(*,*)NSR

write(*,*)'donne le nombre de rangees NR '

read(*,*)NR

write(*,*)'donne le nombre de couloires NC '

read(*,*)NC

write(*,*)'donne le nombre de moteurs NM '

read(*,*)NM

write(*,*)'donne le nombre de palles NP '

read(*,*)NP

x=(R*P)/1000

b=x

if (x.ge.19)then

if (x.le.(49.6))then

```

a(0)=-17295.90403898551
a(1)=3102.592572792272
a(2)=-164.4769826388792
a(3)=3.726938033361214
a(4)=-2.913398614102198E-002
W=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
end if
end if
if (x.gt.(49.6))then
if (x.le.580)then
a(0)=7545.837039946046
a(1)=27.4316103707756
a(2)=1.366689177415057
a(3)=-7.781140848063787E-003
a(4)=7.676464320397768E-006
a(5)=2.155209943316313E-008
a(6)=-3.095756602487296E-011
W=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)+
+(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)
end if
end if
if(W.eq.0) then
write (1,*)'cet avion n est pas inclus dans notre domaine d etude'
goto 10
else
write(1,*)'La masse maximale au decollage:'
write(1,*)'W=',W,' Kg'
end if
x=W/100
if (x.ge.(50))then
if (x.le.(210))then
a(0)=21620.511688232260000
a(1)=-742.728334291289600

```

```

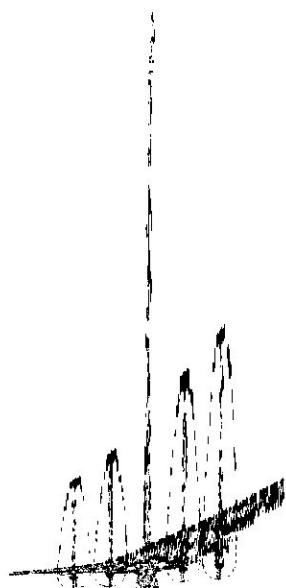
a(2)=10.164463878132750
a(3)=-5.212618340558124E-002
a(4)=9.284531255409953E-005
Wv=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
end if
end if
if (x.gt.(210))then
if (x.le.1300)then
a(0)=6538.006872891550000
a(1)=12.907648308363020
a(2)=7.026235365721395E-002
a(3)=3.060100646060871E-005
a(4)=-7.423680617939594E-008
a(5)=-1.160082733433172E-010
a(6)=1.043058807955003E-013
Wv=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
++(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)
end if
end if
if(Wv.ne.0)then
write(1,*)'La masse a vide:'
write(1,*)'Wv=',Wv,' Kg'
else
write(1,*)'Cette masse a vide n est pas incluse dans notre
+domaine d etude'
end if
x=W/100
if (x.ge.(160))then
if (x.le.1300)then
a(0)=-3276.735836029053000
a(1)= 48.749285433272950
a(2)=1.369575889282325E-002
a(3)=-9.783072491037782E-005

```

```

a(4)=5.661247193017126E-008
Wc=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
end if
end if
if(Wc.ne.0)then
write(1,*)'La masse de la charge payante:'
write(1,*)'Wc=',Wc,' Kg'
else
write(1,*)'Cette masse de la charge payante n est pas incluse
+dans notre domaine d etude'
end if
x=W/100
if (x.ge.(50))then
if (x.le.(710)) then
a(0)=-2919.513281083163000
a(1)=112.955515283912700
a(2)=-6.301720617997837E-001
a(3)=1.479177984520143E-003
a(4)=-1.059797700657143E-006
Wf=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
end if
end if
if(Wf.ne.0)then
write(1,*)'La masse du carburant:'
write(1,*)'Wf=',Wf,' Kg'
else
write(1,*)'Cette masse du carburant n est pas incluse dans
+notre domaine d etude'
end if
x=W/100
if (x.ge.(30))then
if (x.le.(120))then
a(0)=-26.234523743409550

```

ANNEXE III :
Programme de calcul de masses, des dimensions de la structure et les performances motrices

```
a(1)=2.216132034188531
a(2)=-2.951061974185151E-002
a(3)=1.300239797994884E-004
S=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)
end if
end if
if (x.gt.(120))then
if (x.le.(1250))then
a(0)=57.449032349135190
a(1)=-3.063654548664804E-001
a(2)=1.548426706998675E-003
a(3)=-2.525478438938706E-007
a(4)=-1.726956563359014E-009
a(5)=-3.505554339219926E-013
a(6)=1.032564373746086E-015
S=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
++(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)
end if
end if
if(S.ne.0)then
write(1,*)'La surface de l aille:'
write(1,*)'S=',S,' m2'
else
write(1,*)'Cette surface de l aille n est pas incluse dans notr
+domaine d etude'
end if
x=W
if (x.ge.1900)then
if (x.le.(9000))then
a(0)=9.922720
a(1)=8.098903E-05
b=(a(0))*(exp((a(1))*x))
end if
```

```
end if
if (x.gt.9000)then
if (x.le.(250000))then
a(0)=8.900620E-01
a(1)=3.465665E-01
b=(a(0))*(x**(a(1)))
end if
end if
if(b.ne.0)then
write(1,*)'L envergure:'
write(1,*)'b=',b,' m'
else
write(1,*)'Cette envergure n est pas incluse dans notre
+domaine d etude'
end if
x=NSR
if (x.ge.4)then
if (x.le.30)then
a(0)=-3.354317541234196E-001
a(1)=1.152325960954965
a(2)=-6.126118433851723E-003
Lc=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)
end if
end if
if(Lc.ne.0)then
write(1,*)'La longueur de la cabine:'
write(1,*)'Lc=',Lc,' m'
else
write(1,*)'Cette longueur de la cabine n est pas incluse dans
+notre domaine d etude'
end if
x=Lc
if (m.eq.2)then
```

```

if (x.ge.(3.5))then
if (x.le.30)then
a(0)=26.638591736555100
a(1)=-9.789134494337777
a(2)=1.947753185036894
a(3)=-1.453314762967806E-001
a(4)=4.735223031621176E-003
a(5)=-5.562249111379257E-005
Lf=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
++(a(5))*(x**5)
end if
end if
if (m.eq.1)then
if (x.ge.(10))then
if (x.le.20)then
a(0)=-1883.306047680908000
a(1)=397.311986330697100
a(2)=-27.348512081153330
a(3)=6.243109557967083E-001
Lf=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)
end if
end if
end if
if(Lf.ne.0)then
write(1,*)'La longueur du fuselage:'
write(1,*)'Lf=',Lf,' m'
else
write(1,*)'Cette longueur fuselage n est pas incluse dans
+notre domaine d etude'
end if
if (R.le.5000)then
Dn=1

```

```

Dp=1.8
end if
if (R.gt.5000)then
Dn=1.5
Dp=2.6
end if
write(1,*)'La longueur du nez'
write(1,*)'Dn=',Dn,'m'
write(1,*)'La longueur du poste de pilotage'
write(1,*)'Dp=',Dp,'m'
Lq=Lf-(Dn+Dp+Lc)
if (Lf.eq.0)then
goto 40
end if
if (Lc.eq.0)then
goto 40
end if
write(1,*)'La longueur de la queue'
write(1,*)'Lq=',Lq,'m'
goto 50
40 write(1,*)'cette longueur de la queue n est
+ pas incluse dans notre domaine d etude'
50 Lint=1.06*(0.46*(NR)+0.5*(NC))
write(1,*)'La largeur interieur du fuselage'
write(1,*)'Lint=',Lint,'m'
Dff=0.0041*(W)**(0.315))
write(1,*)'L epaisseur de la paroi'
write(1,*)'Dff=',Dff,'m'
Lext=Lint+2*Dff
write(1,*)'La largeur externe du fuselage'
write(1,*)'Lext=',Lext,'m'
x=W/100
if (x.ge.(25))then

```

```

if (x.le.44)then
a(0)=-54858.51037970443
a(1)=2869.38518111475
a(2)=15.88973275628662
a(3)=-1.379976297825836
a(4)=-2.712887651823875E-002
a(5)=3.494452031822982E-004
a(6)=2.454732589310418E-006
a(7)=1.755827683322248E-007
a(8)=6.949025504191455E-009
a(9)=-1.671261054961480E-010
a(10)=-2.818754683897399E-013
PUt=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
++(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)+(a(7))*(x**7)+(a(8))*(x**8)
++(a(9))*(x**9)+(a(10))*(x**10)
end if
if (x.gt.(44))then
if (x.le.(1100))then
a(0)=285.2985224723816
a(1)=24.721071981987820
a(2)=-3.699985659907789E-004
PUt=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)
end if
end if
if PUt.ne.0)then
write(1,*)'La puissance total:'
write(1,*)'PUt=',PUt,' ch'
PUm=(PUt / NM)
write(1,*)'La puissance d un moteur:'
write(1,*)'PUm=',PUm,' ch'
else
write(1,*)'Cette puissance totale n est pas incluse dans

```

+notre domaine d etude'

write(1,*)'Cette puissance moteur n est pas incluse dans

+notre domaine d etude'

end if

x=P*U/m/(Np*100)

if (x.ge.(2.6))then

if (x.le.(16))then

a(0)=16.963558712297330

a(1)=-11.612253512580800

a(2)=2.975934749166186

a(3)=-2.236268457396458E-001

a(4)=-1.048088091893663E-002

a(5)=1.661337936734629E-003

a(6)=-1.250582166291520E-005

a(7)=-1.972804632602329E-007

a(8)=-2.951270163868402E-007

a(9)=1.169440693876908E-008

D=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)

++(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)+(a(7))*(x**7)+(a(8))*(x**8)

++(a(9))*(x**9)

end if

end if

if(D.ne.0)then

write(1,*)'Le diametre d helice:'

write(1,*)D='D', m'

else

write(1,*)'Ce diametre d helice n est pas inclus dans

+notre domaine d etude'

end if

x=D

if (x.ge.2.4)then

if (x.le.(5.5))then

a(0)=32.085229385834880

```

a(1)=-31.778376120227670
a(2)=11.994360384424680
a(3)=-1.884611073332166
a(4)=1.070110287987814E-001
Ds=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
end if
end if
if(Ds.ne.0)then
write(1,*)'La distance entre le fuselage et l'extrémité de la
+partie centrale de laile'
write(1,*)'Ds=',Ds,' m'
Lac= Lext+2*(Ds)
write(1,*)'La longueur de la partie centrale de l'aile:'
write(1,*)'Lac=',Lac,' m'
else
write(1,*)'Cette distance (Ds) n est pas incluse dans notre
+domaine d etude'
write(1,*)'Cette longueur de l ail centrale n est pas incluse
+dans notre domaine d etude'
end if
x=Lac
if (x.ge.(6.3))then
if (x.le.(14.5))then
a(0)=-37.921990941031080
a(1)=17.107305992521610
a(2)=-2.286292604372953
a(3)=6.758171735366871E-002
a(4)=6.851400970937936E-003
a(5)=-3.690013858587232E-004
Lacg=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
++(a(5))*(x**5)
end if
end if

```

```

if(Lacg.ne.0)then
write(1,*)'La largeur de la partie centrale de l aille;'
write(1,*)'Lacg=',Lacg,' m'
else
write(1,*)'Cette largeur de l ail centrale n est pas incluse dans
+notre domaine d etude'
end if
x=b
if (x.ge.(10))then
if (x.le.(43))then
a(0)=1.687685275954258
a(1)=-1.884485771204835E-001
a(2)=1.035571688302361E-002
a(3)=-1.276234105018205E-004
Lacp=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)
end if
end if
if(Lacp.ne.0)then
write(1,*)'La corde a l extremite de l aille;'
write(1,*)'Lacp=',Lacp,' m'
else
write(1,*)'Cette corde a l extremite de l ail centrale n est pas
+incluse dans notre domaine d etude'
end if
Ll=(E-Lac)/2
if (E.eq.0)then
goto 20
end if
if (Lac.eq.0)then
goto 20
end if
write(1,*)'La longueur de la partie trapezoidale de l aille;'
write(1,*)'Ll=',Ll,' m'

```


goto 30

20 write(1,*)'cette longueur de la partie trapézoïdale de l aile

+n est pas incluse dans notre domaine d etude'

30 x=S

if (x.ge.(28))then

if (x.le.(165))then

a(0)=2.228436943143606

a(1)=-1.948105738906335E-001

a(2)=1.657975530686069E-002

a(3)=-1.871819981392426E-004

a(4)=6.175136883025477E-007

Sh=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)

end if

end if

if(Sh.ne.0)then

write(1,*)'La surface de l empennage horizontal'

write(1,*)'Sh=',Sh,' m2'

else

write(1,*)'Cette surface de l empennage horizontal n est pas

+incluse dans notre domaine d etude'

end if

x=Sh

if (x.ge.(6))then

if (x.le.(37))then

a(0)=-1.417938205842933

a(1)=1.490005616893181

a(2)=-6.635452465001671E-002

a(3)=1.078117078942662E-003

bh=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)

end if

end if

if(bh.ne.0)then

write(1,*)'L envergure de l empennage horizontal'

write(1,*)'bh='bh, ' m'

else

write(1,*)'Cette envergeure de l'empennage horizontal n est pas

+incluse dans notre domaine d etude'

end if

x=Sh

if (x.ge.(4.5))then

if (x.le.(37))then

a(0)=1.160189388319850

a(1)=1.458199578221450E-001

a(2)=-7.194149898606810E-003

a(3)=1.668873427266282E-004

Chem=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)

end if

end if

if(Chem.ne.0)then

write(1,*)'La corde a l'emplantage de l'empennage horizontal.'

write(1,*)'Chem=',Chem, ' m'

else

write(1,*)'Cette corde a l'emplantage de l'empennage horizontal

+n est pas incluse dans notre domaine d etude'

end if

x=Sh

if (x.ge.(4.5))then

if (x.le.37)then

a(0)=-1.580676987849222

a(1)=9.736790910353591E-001

a(2)=-1.214497455493922E-001

a(3)=5.783373289254906E-003

a(4)=-5.245144366016345E-005

a(5)=-2.699433930270536E-006

a(6)=-4.948547299335113E-008

Chem=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)

```

++(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)
end if
end if
endif Chex.ne.0)then
write(1,*)'La corde a l'extremite de l'empennage horizontal.'
write(1,*)'Chex=',Chex,' m'
else
write(1,*)'Cette corde a l'extremite de l'empennage horizontal
+n est pas incluse dans notre domaine d etude'
end if
endif

```

```

x=Lf
if (x.ge.(12.5))then
if (x.le.(23))then
a(0)=-51.592643798667830
a(1)=9.785237913607059
a(2)=-5.790538993238583E-001
a(3)=1.165855371486206E-002
Sv=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)
end if
end if
if (x.gt.(23))then
if (x.le.(35))then
a(0)=23.1061
a(1)=8.437403E-02
Sv=(a(0))*(log(a(1)))*(x))
end if
endif
endif Sv.ne.0)then
write(1,*)'La surface de l'empennage vertical.'
write(1,*)'Sv=',Sv,' m2'
else
write(1,*)'Cette surface de l'empennage vertical n est pas

```

+incluse dans notre domaine d etude'

```

end if
z=Sv
x=Sv
if (x.ge.(3.3))then
if (x.le.(25))then
a(0)=5.467969134347629
a(1)=-2.170112711009745
a(2)=3.993918838301480E-001
a(3)=-2.186448030598403E-002
a(4)=9.649081015160600E-004
a(5)=-1.003040715202148E-004
a(6)=4.360024182846408E-006
a(7)=1.604328462190155E-009
a(8)=-2.163291904939278E-009
bv=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)
++(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)+(a(7))*(x**7)+(a(8))*(x**8)
end if
end if
iffv.ne.0)then
write(1,*)'L envergure de l'empennage vertical:'
write(1,*)'bv='bv,' m'
else
write(1,*)'Cette envergure de l'empennage vertical n est pas
+incluse dans notre domaine d etude'
end if
x=Sv
if (x.ge.(3.3))then
if (x.le.(25))then
a(0)=2.215421550480680
a(1)=-2.694269526724029E-001
a(2)=6.652649894090656E-002
a(3)=-4.659151843217807E-003
a(4)=1.031973881271787E-004

```

$Cvex=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)$

end if

end if

iff(Cvex.ne.0)then

write(1,*)'La corde a l'extremite de l'empennage vertical.'

write(1,*)'Cvex=',Cvex,' m'

else

write(1,*)'Cette corde a l'extremite de l'empennage vertical

+n est pas incluse dans notre domaine d'etude'

end if

x=Sv

if (x.ge.(3.3))then

if (x.le.(25))then

a(0)=3.806521291844547E-001

a(1)=4.351478836898926E-001

a(2)=-2.995928707580873E-002

a(3)=1.725572396534564E-002

a(4)=-2.427126645909272E-003

a(5)=1.214087889164106E-004

a(6)=-2.023887696989375E-006

Cvem=a(0)+(a(1))*(x)+(a(2))*(x**2)+(a(3))*(x**3)+(a(4))*(x**4)

++(a(5))*(x**5)+(a(6))*(x**6)

end if

end if

iff(Cvem.ne.0)then

write(1,*)'La corde a l'emplature de l'empennage vertical.'

write(1,*)'Cvem=',Cvem,' m'

else

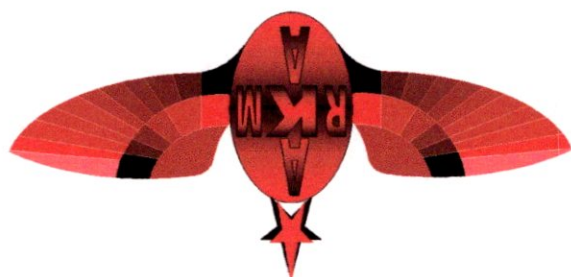
write(1,*)'Cette corde a l'emplature de l'empennage vertical

+n est pas incluse dans notre domaine d'etude'

end if

stop 10

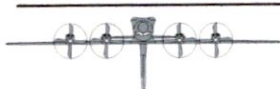
end



KARAM

Le logiciel

ANNEXE VI :



Le logiciel '*KARAM*' est fait pour la conception préliminaire des avions turbopropulseur (Bimoteur et Quadrimoteur) à partir d'un cahier de charges donné par le client. Ce cahier de charges contient des données nécessaires sur l'avion. Ce logiciel traite ces données pour déterminer les dimensions de la cellule, performances moteur et les différents masses, et à partir de ces calculs on peut construire un prototype de notre avion sur lequel on va s'appuyer pour mener des calculs approfondis.

Ce logiciel contient un ensemble d'équations semi empiriques qui lient les différents paramètres de l'avion, ces équations sont tirées à partir données des avions déjà existants, en utilisant la méthode de la corrélation (Méthode des moindres carrées).

○ Mr : KBAB Hakim

Dirigé par :

○ M^{lle} : AMROUCHE Farida.
○ Mr: ARKAM Mohamed Lamine.

Par les étudiants :

Le logiciel '*KARAM*' est un résultat d'un projet fin d'étude D.E.U.A fait au département d'aéronautique de Bida.

Définition

On trouve dans le logiciel « *KARAM* » :

Le logiciel « *KARAM* » contient le même programme de l'annexe III avec quelques adaptations.

Après avoir programmé l'étude préliminaire en FORTRAN, on a pensé à faire un petit logiciel de calcul préliminaire des masses, de dimensionnement de la cellule et les performances du moteur.

Le logiciel 'KARAM' est fait pour la conception préliminaire des avions à turbopropulseur Bimoteur et Quadrimoteur, et comme cette étude est semi-empirique basée sur les avions déjà existants, on est limité par ces avions qu'on ne peut pas sortir de leurs domaines. Par exemple pour la masse maximale au décollage son domaine d'utilisation est entre (4000 et 70400) Kg, et si le client donne un cahier de charges contient une masse inférieure ou supérieure de ce domaine, on aura aucun résultat et ça est identique pour tout les autres paramètres avion si ils ne sont pas dans leurs intervalles.

Domaine d'utilisation

Concevoir un avion

Données Résultats

Type d'avion Avion Militaire Avion Civil

Distance franchissable Km

Nombre de passagers

Nombre de sièges par rangées

Nombre de rangées

Nombre de couloirs

Nombre de moteurs Bimoteur Quadrimoteur

Nombre de pales moteur 3 4 6

RESULTAT