

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIER

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

Projet De Fin D'Etudes En Vue De L'obtention Du Diplôme
Des Etudes Universitaires Appliquées En Aéronautique
Option: Propulsion

THEME

Etude préliminaire d'un avion a turboréacteur à partir de la
corrélation des performances des avions déjà existants

Fait par:

Mr: MOHAMMED TAIFOUR Abdelouahab
Melle MENACER Fadila

Encadré par:

Mr : KBAB Hakim



Promotion : 2007

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ
١٢٩١

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ
الْحَمْدُ لِلَّهِ الَّذِي
خَلَقَ السَّمَوَاتِ وَالْأَرْضَ
وَالَّذِي يُضَوِّبُ الْمَوْتَ
وَالَّذِي يُرْسِلُ الرِّيَّاحَ
وَالَّذِي يُنَزِّلُ الْمَطَرَ
وَالَّذِي يُحْيِي الْمَوْتَى
وَالَّذِي يُخْرِجُ الْحَيَّاتِ
وَالَّذِي يُخْرِجُ الْحَيَّاتِ
وَالَّذِي يُخْرِجُ الْحَيَّاتِ





RESUME

Le but de ce travail est une étude préliminaire d'un avion équipé par un turboréacteur (bimoteur, triple moteur, quadrimoteur à six réacteurs). La méthode est basée sur l'exploitation des données des avions déjà existants, à partir de laquelle on a fait sortir des équations semi empiriques qui vont nous aider à calculer les différentes masses de l'avion, les performances des moteurs et les dimensionnements de la structure de l'avion. En utilisant la méthode des moindres carrées.

ABSTRACT

The goal of this work is a preliminary study of a plane equipped by a turbojet (twin-motor, triples driving, four-engines to six-engines). The method is already based on the exploitation of the data of the planes existing, from which one made leave the semi-empiric equations which will help us has calculate the deferent masses of the plane, the performances of the engines and the dimensionalities of the structure of the plane, While we was used the method of the least brevet.



الهدف من هذا العمل انجاز دراسة أولية لتصميم الطائرات ذات محركين، ثلاث محركات أو أربع محركات حتى ست محركات من النوع النفاث، والطريقة المستعملة تعتمد على معطيات طائرات موجودة و مستخدمة، بحيث سنقوم باستخراج معادلات تعتمد بطريقة كلية على الخبرة. هذه المعادلات ستساعدنا في حساب وزن الطائرة، مختلف قياساته وخصائص المحرك الذي يستحسن تركيبه عليها.





REMERCIEMENTS



Nous tenons à remercier en premier lieu le bon Dieu de nous avoir donné le Courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.

Nous exprimons nos vifs remerciements à notre promoteur monsieur KBAB Hakim de nous avoir encadré malgré la charge du travail et à exprimer notre profonde gratitude pour nous avoir proposé ce sujet.

Nos remerciements vont aussi aux Messieurs:

- *BELHAMISSI Abderrahman chef d'atelier de propulsion au niveau D'air Algérie*
- *ARKAM Mohamed Lamine*
- *Nos remerciements en particulier à MEHKAZNIA Mohamed (chef d'atelier des instrument de bord au niveau d'air Algérie), FAREK Nassira, HAFES Saïda, Mohoub, Salah, Hafid, Redoine.*

Au membre de jury pour l'honneur qui nous ont accordé en acceptant de juger notre travail.

Et à tout ceux qui nous ont soutenu de près ou de loin pour la réalisation de ce travail (C803).



DEDICACES

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

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

♠ *MES FRÈRES ET SŒURS*

♠ *Tous les professeurs au niveau de l' DAB*

♠ *Tout Les membres des familles: MOHAMMED TAIFOUR
et MENACER.*

♠ *Ma binôme*

♠ *Touts mes amis.*



Abdelouahab



DEDICACES

*Je dédie ce présent travail à ce qui s'inquiètent
toujours pour moi et qui mon élevé, veillé sur moi, aimé et
entouré d'affection et de tendresse et qui mon soutenue durant
mes années d'études mes très chères parents,*

*A la lumière de mes yeux, mes anges : faycel, Milissa, Amina,
Lamia,*

A mes chères sœurs Khoukha et Halima,

*Pour les lumières de ma famille : Ahmed et sa famille, Djamel,
Omar, Mustapha, Karim,*

Pour mes oncles et tout leur familles,

*Pour mes amies d'étude et de la cité universitaire : Amel, Linda,
Zakia, Atika, Amina, Siham, Naima, Halima, Fariza, Meriem.....*

A Mon binôme Abdelouahab et sa famille,

Pour tout ce que je ne les pas cité et surtout ce qui m'aime.



Fadila



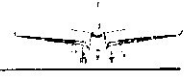
TABLE DES MATIERES

RESUME.....	1
LISTE DES SYMBOLES.....	11
LISTE DES FIGURES.....	13
AVANT PROPOS	14
INTRODUCTION.....	1
CHAPITRE I: CALCUL DES MASSES.....	3-7
I.1. Introduction	3
I.2. Estimation globale de masse maximale au décollage (W_1).....	3
I.3. Deuxième estimations de la masse au décollage	4
I.3.1. Estimation de la masse à vide W_{ee}	4
I.3.2. Estimation de la masse de la charge payante W_{pl}	4
I.3.3. Estimation de la masse du carburant W_f	5
I.3.4. Estimation de la masse de l'équipage W_{cr}	6
I.4. Deuxième estimation de la masse total au décollage.....	7
CHAPITRE II: DIMENSIONNEMENT DE LA CELLULE	9-43
II.1. Architecture type d'un aéronef.....	9
II.2. Le Fuselage	9
II.2.1. Technologie de fuselage	10
II.2.2. Types de construction.....	10
II.3. Dimensionnement du fuselage	11
II.3.1. Longueur de la cabine des passagers (L_c).....	11
II.3.2. Largeur du fuselage.....	12
II.3.3. La largeur maximale externe du fuselage	12
II.3.4. La longueur minimale de la longueur totale de fuselage.....	13
II.3.5. La hauteur	14
II.3.6. Deuxième estimation de la longueur de fuselage.....	14
II.4. La voilure	15
II.4.1. Type des voilures	16
II.4.2. Technologie de voilure	17
II.5. Dimensionnement de l'aile	20
II.5.1. Surface de l'aile(S)	20
II.5.2. L'envergure (b)	20
II.5.3. L'allongement	20
II.5.4. Flèche au quart de la corde	21



II.5.5. L'effilement, la corde à l'emplanture, la corde à extrémité	21
II.5.6. l'épaisseur de la voilure	22
II.6. L'empennage	23
II.6.1. Type des empennages	23
II.7. Dimensionnement des empennages	24
II.7.1. Dimensionnement de l'empennage horizontal	24
II.7.2. Dimensionnement de l'empennage vertical.....	25
CHAPITRE III: LES PERFORMANCE DU MOTEUR.....	27-33
III.1. Généralités.....	28
III.2. Aérodynamique de moteur	28
III.3. Propulsion et bruit.....	29
III.4. Estimation de la poussée des réacteurs	31
III.4.1. La surface mouillée	31
III.4.2. La surface de traînée	31
III.4.3. La poussée	31
III.4.4. La poussée nécessaire en cas de panne du moteur	34
CHAPITRE IV: TOISIEME ESTIMATION DE LA MASSE MAXIMALE AU DECOLLAGE.....	36-
IV.1. Détermination plus précise de la masse maximale au décollage	36
IV.2. La masse de la structure	36
IV.3. La masse de différents composants	37
IV.3.1. La masse de l'aile	37
IV.3.2. La masse du fuselage.....	38
IV.3.3. La masse des empennages	38
IV.3.4. La masse des nacelles	39
IV.4. Deuxième estimation de la masse de structure	40
IV.5. Détermination de la masse de la charge emportée et de l'équipage	40
IV.6. La masse des systèmes	40
IV.7. La masse des équipements fixes	41
CHAPITRE V: LA VALIDATION DE LA METHODE.....	43-60
V.1. Introduction	43
V.2. Première application: B727-200.....	43
V.2.1. Pour le calcul des masses W , W_f , W_{pl} et W_{ee}	43
V.2.2. Pour le dimensionnement	43
V.2.3. Pour la poussée	45
V.3. Détermination plus précise de la masse max au décollage	45
V.3.1. La masse de la structure	46
V.3.2. La masse des différents systèmes.....	46
V.3.3. La masse des équipements fixes	47
V.3.4. La masse des conteneurs	47
V.3.5. La masse maximale au décollage	47





- V.4. Deuxième application: B737-20048
 - V.4.1. Pour le calcul des messes W , W_f , W_{pl} et W_{ee} 48
 - V.4.2. Pour le dimensionnement48
 - V.4.3. La poussée50
- V.5. Détermination plus précise de la masse max au décollage50
 - VI.5.1. La masse de la structure.....50
 - VI.5.2. La masse des différents systèmes.....51
 - VI.5.3. La masse des équipements fixes.....51
 - VI.5.4. La masse des conteneurs52
 - VI.5.5. La masse maximale au décollage52
- V.6. Troisième application: A340-600.....52
 - V.6.1. Pour le calcul des messes W , W_f , W_{pl} et W_{ee}52
 - V.6.2. Pour le dimensionnement53
 - V.6.3. La poussée54
- V.7. Détermination plus précise de la masse max au décollage.....55
 - VI.7.1. La masse de la structure55
 - VI.7.2. La masse des différents systèmes.....56
 - VI.7.3. La masse des équipements fixes56
 - VI.7.4. La masse des conteneurs57
 - VI.7.5. La masse maximale au décollage.....57
- V.8. Calcul des masses de différents composants du B727-200- et la
comparaison de ces résultats aux résultats réels et a ceux obtenue
par la méthode classe I.....57
 - V.8.1. Principe de la méthode classe I.....57
 - V.8.2. La démarche à suivre pour le calcul des masses des
composants d'un avion par la méthode classe I58

CHAPITRE VI: CONCEPTION PRELIMINAIRE62-93

- VI.1. Le cahier des charges62
 - VI.1.1. Nécessite d'un cahier de charge.....62
 - VI.1.2. Le cahier des charges comme révélateur.....63
 - VI.1.3. Le cahier des charges comme outil.....65
- A) Première application67
- VI.2. Calcul des masse W , W_f , W_{pl} , W_{cr} et W_{ee} 68
 - VI.2.1. Première estimation de W 68
 - VI.2.2. Deuxième estimation de la masse au décollage.....68
- VI.3. Dimensionnement de l'avion69
 - VI.3.1. L'aile69
 - VI.3.2. Le fuselage69
 - VI.3.3. Les empennages70
 - 1. L'empennage horizontal70
 - 2. L'empennage vertical72



VI.4. Poussée des réacteurs	72
VI.4.1. Calcul de la surface de traînée.....	72
VI.4.2. Calcul de la poussée	72
VI.4.3. La poussée en cas de panne d'un moteur	73
VI.5. Détermination plus précise de la masse max au décollage	73
VI.5.1. La masse de la structure.....	73
VI.5.2. La masse des différents systèmes.....	75
VI.5.3. La masse des équipements fixes.....	75
VI.5.4. La masse des conteneurs.....	76
VI.5.5. La masse maximale au décollage.....	76
VI.6. Représentation des différents dimensionnements sur les figures.....	76
B) Première application	81
VI.7. Calcul des masse W, W_f, W_{pl}, W_{cr} et W_{ee}	81
VI.7.1. Première estimation de W	81
VI.7.2. Deuxième estimation de la masse au décollage	81
VI.8. Dimensionnement de l'avion	82
VI.8.1. L'aile	82
VI.8.2. Le fuselage	83
VI.8.3. Les empennages.....	84
1. L'empennage horizontal	84
2. L'empennage vertical.....	85
VI.9. Poussée des réacteurs.....	85
VI.9.1. Calcul de la surface de traînée	85
VI.9.2. Calcul de la poussée	86
VI.9.3. La poussée en cas de panne d'un moteur	86
VI.10. Détermination plus précise de la masse max au décollage	86
VI.10.1. La masse de la structure	87
VI.10.2. La masse des différents systèmes	87
VI.10.3. La masse des équipements fixes	87
VI.10.4. La masse des conteneurs	88
VI.10.5. La masse maximale au décollage	88
VI.11. Représentation des différents dimensionnements sur les figures...89	



CONCLUSION GENERALE94

BIBLIOGRAPHIE 95

ANNEXE I: TABLEAUX ET GRAPHES.....98-126

**ANNEXE II: PROGRAMME DE CALCUL DES MASSES, DES DIMENSIONS DE
LA STRUCTURE ET LES PERFORMANCES128-138**

ANNEXE III:LE LOGICIEL " AEROKAB"..... 140

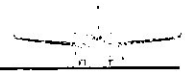




Liste des symboles utilisés:

A	Allongement de l'aile
A_T	Allongement de l'empennage horizontal
A_V	Allongement de l'empennage vertical
BLF	Spécification de la longueur de piste moyenne
b	Envergure de l'aile
b_T	Envergure de l'empennage horizontal
b_V	Envergure de l'empennage vertical
C_r	Corde moyenne
C_V	Corde a l'emplanture de l'aile
C_t	Corde a l'extrémité de l'aile
C_T	Corde moyenne de l'empennage horizontal
C_{rT}	Corde a l'emplanture de l'empennage horizontal
C_{tT}	Corde a l'extrémité de l'empennage vertical
C_V	Corde moyenne de l'empennage vertical
C_{rV}	Corde a l'emplanture de l'empennage vertical
C_{tV}	Corde a l'extrémité de l'empennage vertical
DS	Pas des sièges
D_{ff}	Epaisseur totale du fuselage
H	Hauteur de l'avion
L_C	Longueur de la cabine des passagers
L_f	Longueur totale du fuselage
L_{fd}	Longueur du fuselage occupée par le poste de pilotage
L_{rb}	Distance entre le nez du fuselage et la frontière arrière pressurisée
M_{mo}	Nombre de Mach maximal opérationnel
L_T	Distance de référence de l'empennage horizontal
L_V	Distance de référence de l'empennage vertical
NS	Nombre de siège par rangée
NC	Personnel navigant cabine
NF	Personnel navigant technique
N_{ult}	Facteur de charge ultime
P	Nombre de passagers
R	Distance franchissable
S	Surface de l'aile
S_T	Surface de l'empennage horizontal
S_V	Surface de l'empennage vertical
S_w	Surface mouillée
T_·	Poussée des réacteurs
T_·	Poussée en cas de panne d'un moteur
t	Epaisseur du profil local
W	Masse maximale au décollage
W_F	Masse du fuselage
W_N	Masse des nacelles
W_{oo}	Masse de l'avion a vide
W_{PL}	Masse de charge payante
W_f	Masse du carburant
W_{str}	Masse de la structure
W_{cr}	Masse de l'équipage





W_f	Consommation du carburant par passagers
W_{TU}	Masse des empennages
W_w	Masse de l'aile
W_{int}	Largeur interne du fuselage
W_{ext}	Largeur externe du fuselage
$X_{C/4}$	Distance entre le nez du fuselage et le point de quart de la corde moyenne
V_T	Rapport volumique de référence de l'empennage horizontal
V_V	Rapport volumique de référence de l'empennage vertical
$\Phi_{.25}$	La flèche au quart de la corde
ε	Effilement de l'aile
ε_T	Effilement de l'empennage horizontal
ε_V	Effilement de l'empennage vertical
φ	L'angle du bord d'attaque de l'aile
δ	Le Dièdre



Liste des tableaux et graphes:

Fig. N°=	Nom de la figure	page
I.1	La masse maximale au décollage	98
I.2	La masse à vide	99
I.3	La masse de la charge payante	100
I.4	La masse du carburant	101
II.5	La longueur de la cabine des passagers	102
II.6	La largeur intérieure du fuselage	103
II.7	La hauteur de l'avion	104
II.8	Longueur totale de fuselage	105
II.9	La surface alaire	106
II.10	L'envergure	107
II.11	La flèche au quart de la corde	109
II.12	Le rapport volumique	110
III.13	La surface mouillée	113
III.14	La surface de traînée	114
III.15	La poussée	115
III.16	Comparaison entre la poussée réelle et estimée	117
III.17	La poussée estimée en cas de panne d'un moteur	118
IV.18	La masse de la structure	119
IV.19	La masse de l'aile	121
IV.20	La masse du fuselage	122
IV.21	La masse des empennage	124
IV.22	La masse de la nacelle	125

Liste des figures:

Fig. N°=	Nom de la figure	page
II.1.1	L'ensemble des cadres et de lisses constituant le fuselage (A340)	10
II.1.2	L'ensemble des cadres et de lisses constituant le fuselage (B747)	10
II.2	La structure de l'aile	15
II.3	Les composantes d'une aile	16
II.4	Volets complètement sortis d'un B747	18
II.5	Slat d'un A310	19
VI.1	Vue de côté d'avion bimoteur	77
VI.2	Vue de dessus d'avion bimoteur	78
VI.3	Vue de face d'avion bimoteur	79
VI.4	Exemple d'aménagement	80
VI.5	Vue de côté d'avion quadrimoteur	90
VI.6	Vue de dessus d'avion quadrimoteur	91
VI.7	Vue de face d'avion quadrimoteur	92
VI.8	Exemple d'aménagement d'avion quadrimoteur	93



Avant propos

L'étude préliminaire est toujours la phase la plus importante avant aucune étape d'un design d'un avion et sa position est montrée comme suit:

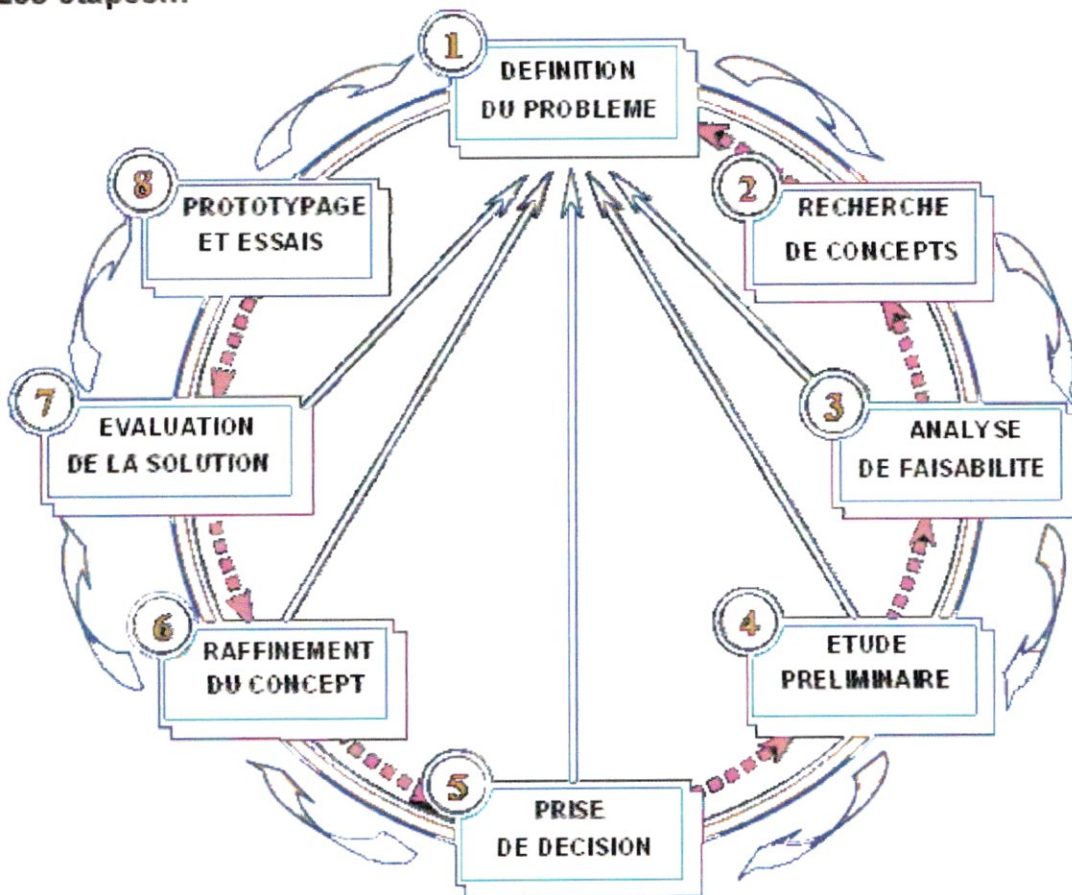
a) **Eléments de design:**

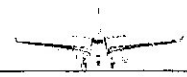
b) **Méthodologie du design**

c) **Processus de design:**

- Fortement
 - 1- Itératif
 - 2- Interactif
 - 3- Non séquentiel
- Requierit
 - 1- « Big picture thinking »
 - 2- Attention aux détails
 - 3- Discipline

d) **Les étapes...**





1-Définition du problème:

- La *pierre angulaire* de tout le projet
- Analyse détaillée des besoins du client
- Opérations:
 - 1- Données et restrictions
 - 2- Objectifs
 - 3- Critères d'évaluation
 - 4- Développement des spécifications du projet.

- Cette étape s'achève lorsque les ingénieurs conviennent qu'ils ont en main *suffisamment* d'informations pour débiter la recherche de la solution.

2-Recherche de concepts:

- À l'aide de différentes techniques, qui font appel au raisonnement ou à l'imagination, l'ingénieur inventorie toutes les idées susceptibles de l'aider à résoudre le problème.

- Il procède à une classification de toutes ces idées,
- Il construit des concepts de solutions qui lui paraissent *viabes, complets et variés*.

3-Analyse de faisabilité:

- Une brève étude de chacun des concepts de solution
- Les concepts respectent-ils les restrictions ?
- Les concepts atteignent-ils un seuil de performance minimal face aux critères ?
- L'analyse de faisabilité est synthétisée de manière à être présentée en *un seul* tableau qui permet d'évaluer les aspects *physiques, économiques, temporels et environnementaux* des concepts
- L'analyse de faisabilité permet d'obtenir *rapidement* des indications valables sur les chances de réussite ou, au contraire, sur les risques de faillite, du projet, *sans* en élaborer les concepts de solution en détails

4-Étude préliminaire:

- Il est d'abord spécifiquement demandé aux sociétés d'ingénierie d'approfondir et de mieux documenter la définition du problème,
- Par la suite, chaque concept ou principe de solution est développé—et évalué—*fonction*—de manière à permettre une quantification de ses performances par rapport aux critères d'évaluation,
- L'étude préliminaire comporte donc des calculs qui permettent d'obtenir des *informations quantifiables* sur le degré de satisfaction aux critères d'évaluation,
- Dans ce cadre, les résultats de cette étude sont spécifiquement présentés sous forme de tableau synthèse.



5-Prise de décision:

- Les sociétés d'ingénierie effectuent le choix du concept de solution à proposer au client,
- Au départ, les informations nouvelles issues de recherches effectuées pour réaliser l'étude préliminaire sont employées pour évaluer à nouveau la pertinence des critères d'évaluation
- Par la suite, la méthodologie préconisée invite les sociétés d'ingénierie à élaborer une *matrice décisionnelle* permettant d'effectuer un choix objectif de concept, dont la performance est qualifiée d'optimale pour répondre aux besoins du client,

6-Raffinement du concept:

- Bien que cette étape soit qualifiée de raffinement de la solution, un certain raffinement a déjà eu lieu,
- Tous les aspects du concept retenu doivent se matérialiser (se concrétiser),
- Il s'agit donc de donner une *forme* à chaque pièce permettant d'assurer la fonction globale de la solution;
- Analyse détaillée de *chacune* des composantes du concept de solution accepté par le client,
- Calculs nécessaires pour préparer les *plans* (dessins d'assemblage et de détails) et rédiger les *devis*,
- Détermination de la solution optimale (la meilleure solution) pour le concept, *acceptée* par le client,

7-Évaluation de la solution:

- Ne constitue pas une étape séquentielle du design:
 - 1- On doit constamment s'assurer que la solution satisfait toujours le besoin du client,
 - 2- Par exemple, à force de modifier les dimensions des composantes, il peut s'avérer que la solution complète ne respecte plus les contraintes globales ayant trait au volume maximal.
- Bien que les réévaluations soient effectuées périodiquement par les ingénieurs designers expérimentés, elles peuvent être négligées par des ingénieurs en formation.

8-Prototypage et essais:

- Un prototype peut s'avérer nécessaire pour évaluer les performances réelles avant de passer à la fabrication,
- Souvent coûteux
- Parfois non requis (selon le projet / domaine)



Par exemple, le design d'un avion requérait auparavant une série de prototypes avant que l'appareil ne présente les performances requises pour son exploitation. Le design et la conception du Boeing 777 firent exception: le premier appareil assemblé à **Seattle**, entièrement conçu et modélisé par ordinateur simultanément dans trois pays différents, a présenté les performances fixées par les concepteurs.



INTRODUCTION

Comme on vient de voir, un avion doit toujours passer par une étude préliminaire qui est une étape capitale puisque c'est elle qui définit un modèle de base sur lequel on va s'appuyer pour arriver à un modèle définitif.

Pour que cette base soit saine, il faut qu'elle se rapproche le plus possible des données posées par un cahier de charge déterminé par le client.

Cette phase s'appuie aussi d'une part sur la théorie et d'autre part sur l'expérience.

Le but recherché de cette étude, ce qu'a partir des données d'avions déjà existants, on va essayer d'élaborer des équations semi empiriques moyennes par la méthode des moindres carrées, Pour le calcul des masses, les principaux paramètres de dimensionnement aussi que la poussée des moteurs.

Pour mener à bien notre étude, nous avons devisé le travail en six chapitres dont le premier est consacré au calcul des différentes masses. Le deuxième et le troisième se porteront respectivement sur les paramètres de dimensionnement et de la poussée. Par contre dans le quatrième chapitre nous allons exposer une autre méthode pour l'estimation de la masse. Le cinquième chapitre est une validation des résultats obtenus, où nous avons appliqué les équations obtenues dans les chapitres I, II, III pour des avions existants.

Pour le dernier chapitre, nous avons essayé à partir d'un cahier de charge déterminé par le client de dimensionner un nouvel avion.

En fin une conclusion est tirée.



CHAPITRE I

CALCUL

DES MASSES



1.1. Introduction :

Les avions sont conçus à partir d'un cahier de charge très strict. Ils doivent répondre à des objectifs de vitesse d'endurance tout en transportant une charge. Il est donc impératif de pouvoir estimer ce poids dans une phase préliminaire pour la mission demandée.

De plus, la position du centre de gravité -qui joue un rôle capital dans les problèmes de stabilité- est infiniment liée à la distribution des masses dans l'avion.

1.2. Estimation globale de la masse maximale au décollage (W₁):

On appelle poids maximum, le poids autorisé pour l'aéronef et ses équipements.

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 à partir des masses W' de différents types d'avion à réaction ainsi que le nombre de passagers et leurs rayons d'action.

Comme illustré dans la graphique de la figure (1) on porte les points d'abscisses R et d'ordonnées W/P de différents appareils.

A partir de ce dernier on a obtenu la relation ci-dessous donnant la masse maximale au décollage en fonction du nombre de passagers et du rayon d'action par 1000 :

W' (Kg) = (a₀ + a₁.R/1000).P (1.1)

- W' : Masse maximale au décollage en (Kg),
- R : le rayon d'action en (Km),
- P : le nombre de passagers.

tel que :

a₀ = 359.222

a₁ = 4.4353 * 10⁻²

avec une erreur moyenne : e_{moy} = 3.6293186778 %.



**1.3. Deuxième estimations de la masse au décollage :**

Cette méthode consiste à déterminer :

- Le poids à vide (W_{ee})
- La masse de la charge payante (W_{pl})
- Le poids de carburant pour la mission (W_f)
- La masse de l'équipage (W_{cr})

A partir de la relation :

$$W'' = W_{ee} + W_{pl} + W_f + W_{cr} \dots\dots\dots (1.2)$$

On calcul la masse totale.

1.3.1. Estimation de la masse à vide W_{ee} :

Le poids à vide comprend tous les équipements fixes installés, il inclut la structure, le groupe motopropulseur, les équipements minimums, optionnels ou spéciaux, les lestes, le plein des liquides de refroidissement et des fluides hydrauliques.

A partir du graphe de la figure (2), on a porté les points d'abscisses R et d'ordonnées W_{ee}/W pour un grand nombre d'avions, ce qui permet d'obtenir la relation semi-empirique (1.5), grâce à laquelle on peut estimer la masse à vide d'un avion a partir de la masse maximale au décollage et de la distance franchissable à pleine charge payante:

$$W_{ee}/W = a \cdot R^b \dots\dots\dots (1.3)$$

tel que :

$$a = 1.242847$$

$$b = -9.462085E-02$$

avec une erreur moyenne : $e_{moy} = 3.400331 \%$.

1.3.2. Estimation de la masse de la charge payante W_{pl} :

La charge utile est généralement prescrite dans les spécifications de la mission, en général, il s'agit de:

- Les passagers, bagages et provisions
- Les cargaisons, tels que munitions, bombes, missiles et divers.

Dans un avion commercial, une estimation moyenne de 175lbs par personne et 30lbs de bagages est raisonnable pour un vol de courte ou moyenne distance. Pour un long courrier le poids des bagages doit être estimé à 40lbs par personne.





Pour l'équipage d'un avion militaire, un poids de 200lbs doit être supposé, car il porte des équipements extérieurs en plus.

Le choix initial de la valeur du poids au décollage W estimée, est souvent obtenu en comparant les spécifications de la mission et les capacités des avions similaires.

Remarque: Ces données ont de source anglaise;
1lb=0.455Kg

La charge utile est la différence entre le poids maximum de l'appareil et son poids à vide. Elle comprend, sauf indication contrainte, l'équipage, l'huile, le carburant, les passagers et bagages. Elle ne représente qu'un faible pourcentage en aéronautique.

On a:

$$W_{pl} = W - W_{00} - W_f \dots\dots\dots (1.4)$$

Avec :

- W : est le poids total au décollage,
- W_{00} : poids à vide opérationnel,
- W_f : poids du carburant de la mission.

De même façon au graphique de la figure (3) en port sur l'axe des abscisses la valeur R et sur l'axe d'ordonnées la valeur W_{pl}/W , ce qui a conduit à une relation entre la masse maximale au décollage et la distance franchissable.

$$W_{pl}/W = a.R^b \dots\dots\dots (1.5)$$

tel que :

$$a = 5.327247$$

$$b = -3.820478$$

avec une erreur moyenne de: $e_{moy} = 4.396894 \%$.

1.3.3. Estimation de la masse du carburant W_f :

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

Le poids du carburant pour la mission W_f peut s'écrire:

$$W_f = W_{f \text{ utile}} + W_{f \text{ réserve}} \dots\dots\dots (1.6)$$





Le carburant de réserve est normalement prescrit dans la spécification de la mission.

Le carburant de la mission est estimé de la manière suivante:

- 1- comme un pourcentage de W_f utilisée,
- 2- comme un besoin nécessaire pour atteindre l'aéroport de destination.

En raisonnant de la même manière que ci-dessus, on porte sur le graphique de la figure (4) les points d'abscisse $R/1000$ et d'ordonnées W_{f2}/W , on obtient un nuage de points duquel on déduit une relation qui donne la masse du carburant W_{f2} en fonction de la masse maximale au décollage et de la distance franchissable maximale au pleine charge.

$$W_{f2}/W = a_0 + a_1 (R/1000) + a_2 (R/1000)^2 \dots\dots\dots (1.7)$$

tel que :

$$a_0 = 1.294868884142488E-001$$

$$a_1 = 4.303993514733043E-002$$

$$a_2 = -1.423926867930910E-003$$

avec une erreur moyenne de: $e_{moy} = 4.549022435130180 \%$.

Une autre relation permet de calculer la masse du carburant par passagers et par kilomètre, cette relation là est utilisée par le bureau d'études et elle est donnée par:

$$W_f = 0.0259 + 0.0306 \cdot e^{-(R/1854)} \dots\dots\dots (1.8)$$

De là on peut évaluer la masse du carburant d'une autre manière par la formule suivante:

$$W_{f1} = P \cdot R \cdot W_f \dots\dots\dots (1.9)$$

La moyenne arithmétique des deux valeurs trouvées par les équations (1.7) et (1.9) nous donne une meilleure approximation de la masse du carburant.

D'où :

$$W_f = (W_{f1} + W_{f2})/2 \dots\dots\dots (1.10)$$

1.3.4. Estimation de la masse de l'équipage W_{cr} :

On détermine la masse de l'équipage à partir des principes suivants:

Pour chaque membre du poste de pilotage on associe une masse de 93Kg et pour chaque membre de la cabine on associe une masse de 79.4Kg.





D'où
 $W_{cr} = 93 \text{ NF} + 78.4 \cdot \text{NC}$ (I.11)

tel que :

NT: nombre du personnel navigant technique,

NC: nombre du personnel de la cabine.

I.4. Deuxième estimation de la masse total au décollage:

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

La moyenne arithmétique de la valeur calculée dans la section I.1 donnée par l'équation (I.1) et la valeur W'' (équation I.2) donne une meilleur approximation de la masse maximale au décollage.

$$W = (W' + W'')/2 \dots\dots\dots (I.12)$$



CHAPITRE II

DIMENSIONNEMENT



II.1. Architecture type d'un aéronef:

Il n'y a pas de solution unique pour dessiner un aéronef. Dans tous les cas le concepteur recherche un compromis entre les contraintes et les performances. Certaines solutions sont éprouvées et, pour un type de mission donnée, les appareils produits ont un « air de famille ». Ceci n'empêche pas les tentatives de solutions originales.

En dehors des contraintes strictement liées à l'aéronef (capacité à remplir la mission, lois de l'aérodynamique, technologie de construction) les contraintes les plus courantes sont de nature économique (coût de production ou coût d'exploitation), respect des contraintes d'infrastructure (longueur des pistes, pression sur la piste, rayon de virage au sol, taille des bâtiments d'accueil, etc.)

Un avion de transport de passagers long-courrier peut parcourir des distances de plusieurs milliers de kilomètres (jusqu'à 12000 en 2005) en emportant entre 200 et 400 passagers.

II.2. Le Fuselage:

Le fuselage correspond à la carapace d'un avion, ou d'un autre véhicule de transport, comme par exemple un métro.

Le fuselage d'un avion supporte la voilure, l'empennage (pour la stabilité) et constitue généralement la partie qui reçoit la charge transportée, ainsi que les pilotes.

Un fuselage devra à tout prix réduire la prise au vent pour éviter tout ralentissement, d'où son nom, issu du verbe *fuseler* qui signifie littéralement rendre étroit. Sa forme suit donc les règles de l'aérodynamique, sauf pour anciens avions, et pour les hydravions qui possèdent un dessous de fuselage en forme de coque pour se poser sur l'eau.

Certains avions ne possèdent aucun fuselage. Les ailes volantes, comme le B-2 Spirit par exemple, sont des avions constitués uniquement par une aile, supportant elle-même les stabilisateurs, moteurs, cockpits. D'autres appareils sont dotés de non pas un, mais deux fuselages parallèles, comme par exemple le P38 lightning. Certaines rares machines comme le Vought XF5U "Flying Pancake" ne comportent qu'un fuselage sans ailes; la portance est assurée par la forme du fuselage.

Lorsqu'un avion est monomoteur, le fuselage contient généralement le propulseur dans la partie avant. Sur certains modèles toutefois, le groupe propulseur peut se situer à l'arrière, ou sur un pylône pour les avions amphibies (pour assurer une protection contre l'eau). Si l'avion est multimoteur, le fuselage ne porte généralement pas de moteurs (qui sont disposés sur, dans, ou sous la voilure); mais ce n'est pas toujours le cas.





II.2.1. Technologie de fuselage:

Le fuselage peut se décomposer en trois parties distinctes :

- La partie avant qui comprend le poste de pilotage, différentes soutes et enfin la pointe avant, qui abrite soit le moteur, soit le radar dont l'antenne est recouverte par le radôme, partie non métallique laissant passer les ondes radar;
- La partie centrale qui sert de cabine pour les passagers ou de soute pour les bagages ou le fret et à laquelle est fixée les ailes et certaines fois, le train d'atterrissage principal ;
- La partie arrière, tronçon de forme conique, généralement monobloc, sur laquelle viennent se raccorder les empennages horizontaux et verticaux et dont l'extrémité est appelée le cône arrière.

Lorsqu'un avion est monomoteur, le fuselage contient généralement le propulseur dans la partie avant. Sur certains modèles toutefois, le groupe propulseur peut se situer à l'arrière, ou sur un pylône pour les avions amphibies (pour assurer une protection contre l'eau). Si l'avion est multimoteur, le fuselage ne porte généralement pas de moteurs (qui sont disposés sur, dans, ou sous la voilure); mais ce n'est pas toujours le cas.

II.2.2. Types de construction:

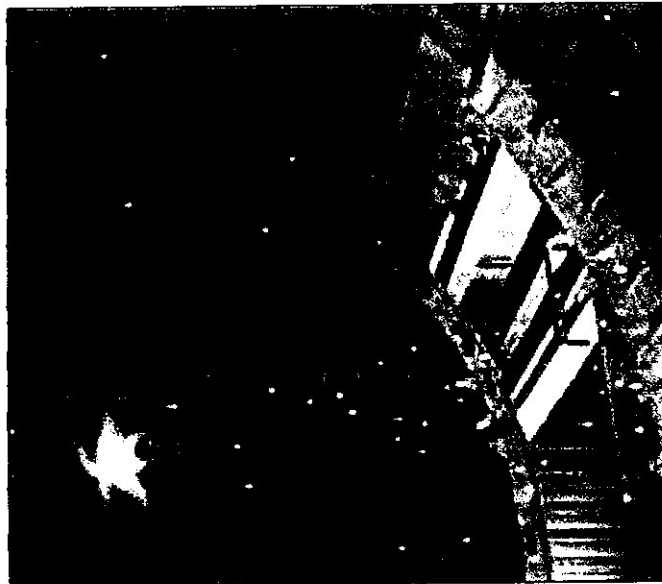
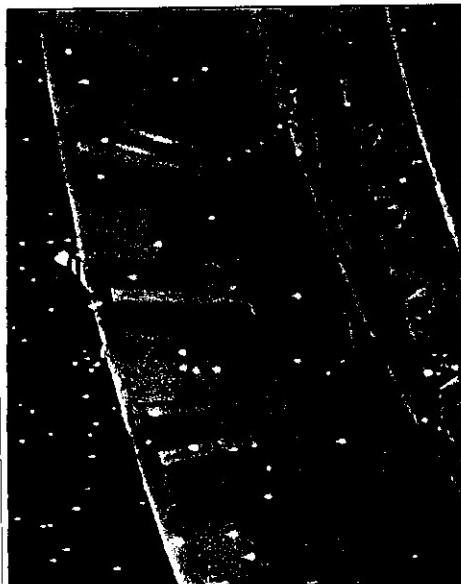


Fig (II.1.1)

Fig (II.1.2)

Ensemble de cadres et de lisses constituant le fuselage arrière d'un Airbus A340..... ou d'un Boeing 747(de gauche à droite).





- La structure en treillis, constituée de poutres diagonales et verticales qui forment une série de triangles. La caisse ainsi formée est recouverte ensuite, par des tissus ou des matériaux plastiques. La structure en triangles augmente la résistance à la torsion, et permet de créer des fuselages légers, mais relativement fragiles (au sens où la couche de recouvrement peut facilement être percée). Ces fuselages sont souvent en bois (vieux avions) ou en alliages métalliques (avions modernes). Cette méthode de construction est aussi très utilisée pour les maquettes d'avion.
- Plus rare, la structure géodésique a été conçue par l'ingénieur Barnes Wallis et utilisée par le constructeur Vickers, entre les deux guerres mondiales. La technique consistait à assembler des lattes de bois en spirale, ce qui permettait de créer des fuselages légers et solides. Ce type de construction a évolué pour devenir la construction monocoque.
- Les fuselages monocoques sont des coquilles dont les parois constituent l'unique structure. Les premières constructions de ce type ont été faites en bois moulé (comme l'Albatros, lors de la première guerre mondiale, ou le Mosquito, lors de la seconde guerre mondiale); la technique moderne consiste à utiliser les fibres synthétiques (verre, carbone...) imprégnées de résine polyester ou epoxy. Ces fuselages peuvent être construits facilement en série, une fois que le moule a été fabriqué, mais ne peuvent convenir qu'aux petits avions.
- Les fuselages semi-monocoques, c'est la méthode la plus utilisée pour les avions modernes. Les plaques formant la peau sont rivetées ou soudées sur des cadres et des lisses. Ces fuselages sont très utilisés pour la plupart des grands avions récents, par exemple pour les Airbus ou Boeing commerciaux. Un des avantages de cette technique est que le fuselage peut être construit en plusieurs tronçons, montés en parallèles (par exemple, pour l'airbus A380, dans des pays différents), puis tous assemblés sur le site d'assemblage final.

II.3. Dimensionnement du fuselage:

II.3.1. Longueur de la cabine des passagers (Lc):

Elle est déterminée par la formule empirique évidente, en considérant l'espace prévu pour les bagages et le fret, la formule est donnée par:

$$L_c(m) = 1,17(DS \cdot P/NS)^{1,125} \dots\dots\dots (II.13)$$

Où :

- P: Nombre de passagers,
- NS: Nombres de sièges par rangée,
- DS: Pas des sièges.

NB: Cette formule est valable lorsque les bagages sont transportés dans la cabine.





$$L_c(m) = 1,291(DS. P/NS)^{1,01} \dots\dots\dots (II.14)$$

Lorsque les bagages et le fret sont transportés sous le plancher.

On a une autre relation pour estimer la longueur de la cabine en fonction de la masse maximale au décollage comme illustre la figure (5):

$$L_c(m) = a_0 . W^{a_1} \dots\dots\dots (II.15)$$

tel que:

$$a_0 = 8.658888E-02$$

$$a_1 = 5.140043E-01$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 3.216128 \%$.

II.3.2. Largeur du fuselage:

Pour six au moins de sièges par rangée le fuselage avec un couloir central est considéré être "NARROW-BODY" sa largeur est donnée par:

$$W_{int}(m) = 0,55 + 0,5 . NS \dots\dots\dots (II.16)$$

Quand on a plus de siège par rangée, deux couloirs sont nécessaires, et le fuselage considéré comme "WIDE-BODY" sa largeur maximale est donnée par :

$$W_{int}(m) = 1,42 + 0,5 NS \dots\dots\dots (II.17)$$

On a une autre relation empirique de la largeur de la cabine en fonction de la masse au décollage comme illustrée dans la figure (6):

$$W_{int}(m) = a_0 W^{a_1} \dots\dots\dots (II.18)$$

tel que:

$$a_0 = 1.212378E-01$$

$$a_1 = 3.047961E-01$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 4.945217\%$.

II.3.3. La largeur maximale externe du fuselage:

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

$$W_{ext}(m) = W_{int} + 2 . D_{ff} \dots\dots\dots (II.19)$$

Où:

D_{ff} : épaisseur de la paroi





Epaisseur totale du fuselage est donnée par la formule expérimentale suivante:

$$D_{ff}(m) = 0,0041 \cdot w^{0,315} \dots\dots\dots (II.20)$$

II.3.4. La longueur minimale de la longueur totale de fuselage:

La longueur minimale de la longueur totale du fuselage peut être exprimée en terme de la longueur de la cabine des passagers par les relations empiriques suivantes:

a/ Pour les avions "NARROW-BODY" $NS \leq 6$:

$$L_{F \min} (m) = L_c / (0,16 \cdot \ln(W) - 0,070) \dots\dots\dots (II.21)$$

b/ Pour les avions "WIDE-BODY" $NS > 6$:

$$L_{F \min} (m) = L_c / (0,14 \cdot \ln(W) - 0,026) \dots\dots\dots (II.22)$$

On a pu également déterminer une loi moyenne permettant d'obtenir une première approximation de la position de la voilure repérée par le point de quart avant de la corde moyenne par rapport au nez du fuselage cette loi est donnée par:

$$X_{cl4} (m) = 0,5 \cdot L_{fmin} \dots\dots\dots (II.23)$$

Dans le cas des avions ayant deux moteurs emportés sous les ailes.

$$X_{cl4} (m) = 0,6 \cdot L_{fmin} \dots\dots\dots (II.24)$$

Dans le cas où les moteurs sont installés à l'arrière de fuselage.

$$X_{cl4} (m) = 0,55 \cdot L_{fmin} \dots\dots\dots (II.25)$$

Dans le cas d'un avion ayant à la fois des moteurs sous les ailes et un moteur centrale à l'arrière du fuselage.

- Pour terminer l'évaluation du fuselage; il faut avoir aussi un ordre de grandeur de la partie avant:

La distance entre la cloison interne du poste de pilotage et la cloison avant de pressurisation est d'après l'expérience:

et $L_{fd} = 3,8 \text{ m}$ pour les avions où $R > 3710 \text{ Km}$,
 $L_{fd} = 3,2 \text{ m}$ pour les avions où $R < 3710 \text{ Km}$.





Une longueur du nez minimale de 1,22m doit être respectée, qui représente la distance entre le nez du fuselage et la cloison avant de pressurisation et par conséquent:

L_{fb} (m) = L_{fd} + 1,22 (II.26)

Finalement, la distance totale entre le nez du fuselage et la frontière arrière de l'espace pressurisé est donnée par:

L_{rb} (m) = L_{fb} + L_c (II.27)

II.3.5. La hauteur :

A partir du graphe de la figure (7), on a porté les points d'abscisses W et d'ordonnées H pour un grand nombre d'avions, ce qui permet d'obtenir la relation semi-empirique suivante:

H(m) = a₀W^{a1} (II.28)

tel que:

a₀=3.967903E-01

a₁=3.058752E-01

avec une erreur moyenne: e_{moy}=4.147815 %.

II.3.6. Deuxième estimation de la longueur de fuselage:

La figure (8) montre la variation de la longueur totale du fuselage en fonction de la masse maximale au décollage qui est donnée par la relation approximative suivante:

l_f(m) = a₀W^{a1} (II.29)

tel que:

a₀=1.083821

a₁=3.242766E-01

avec une erreur moyenne: e_{moy}=4.423919 %.

La section du fuselage doit être autant que possible maintenue constante sur toute la cabine de passagers afin d'être en mesure de normalisation les cadres et de permettre éventuellement une version allongée par l'ajout d'éléments.

La profondeur maximale du fuselage doit être d'une suffisante hauteur sur la plancher pour faciliter le passage du longeron d'aile et le longeron des conteneurs.





II.4. La voilure:

La voilure (ou simplement aile) est l'un des éléments composant un avion. Elle permet à l'avion de rester en l'air en générant une force appelée portance. La voilure supporte une partie des gouvernes.

Le principe physique de génération de la portance est identique à celui de la traction sur la pale d'une hélice. C'est pourquoi un appareil comme l'hélicoptère, qui utilise un rotor principal pour assurer sa sustentation, est appelé *appareil à voilure tournante* (par opposition à l'avion qui est un *appareil à voilure fixe*).

Depuis la Seconde Guerre mondiale, la quasi-totalité des avions sont *monoplans* : leur voilure est constituée de deux ailes (ou demi-voilure) placées de chaque côté du fuselage. Dans la première moitié du XX^e siècle on a construit des avions biplans (2 voilures superposées) voire triplans (3 voilures superposées). Ceci permettait d'obtenir une portance suffisante sans augmenter l'envergure de l'aile.

Chaque demi-voilure est constituée d'un (ou de plusieurs) longerons attachés au fuselage au niveau de l'emplanture. Les nervures supportent les revêtements supérieur (extrados) et inférieur (intrados). Le bord avant est appelé bord d'attaque, et le bord arrière bord de fuite. L'extrémité est constituée par un saumon ou des moignons prolongés vers le haut (ailerettes marginales ou ailerettes ou encore winglet) ou vers les deux côtés (pennes, ou winglets en anglais). La jonction du bord d'attaque au fuselage peut être prolongée vers l'avant par une aigrette (strass en anglais) faisant fonction de plan canard.

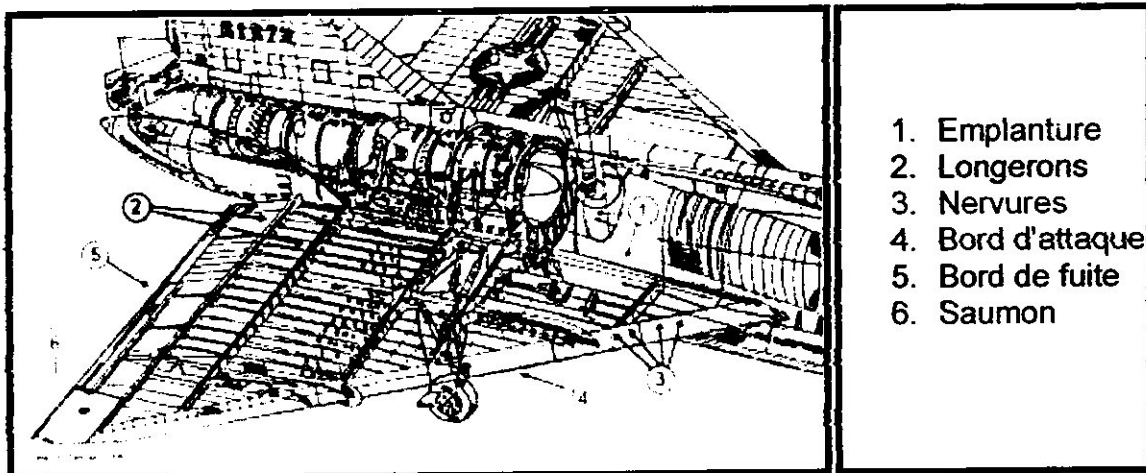


Figure.II.2: La structure de l'aile

L'aile supporte des dispositifs permettant le pilotage de l'avion : becs et volets hypersustentateurs, ailerons ou élevons, aérofreins.



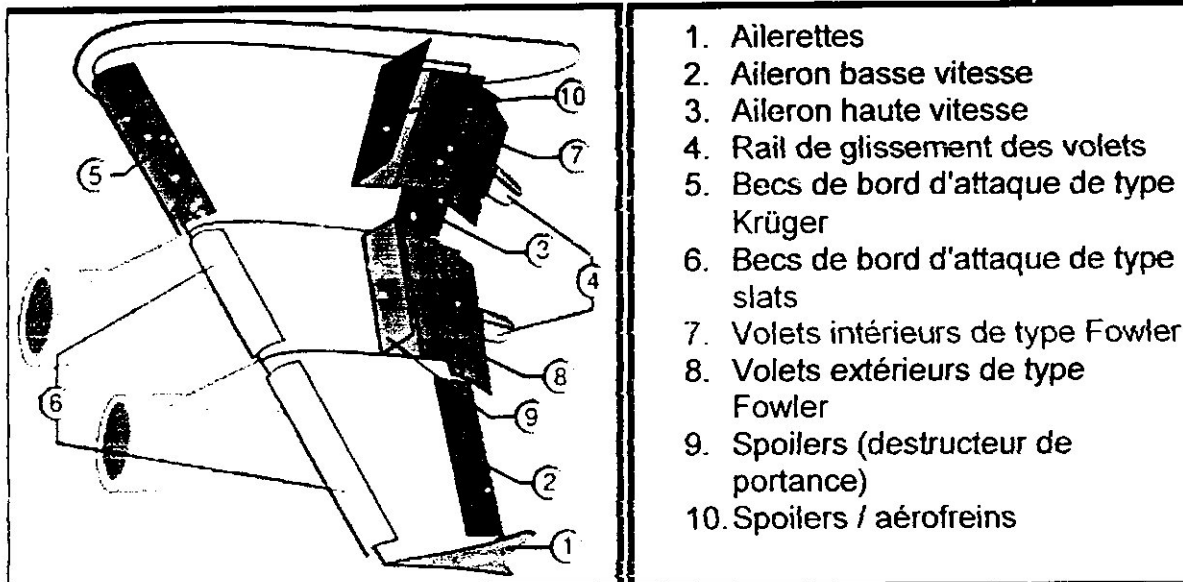


Figure .11.3: les composantes d'une aile

L'aile peut aussi servir de point d'attache pour les ensembles de propulsion, le train d'atterrissage et pour emporter des charges sur les avions militaires. Elle contient des caissons servant de réservoirs de carburant, y sont également fixés d'autres dispositifs, par exemples de fines tiges parfois terminées par des brosses en fibres de carbone (déperdition de potentiel) permettant d'éliminer la charge électrostatique formée par la friction de l'air.

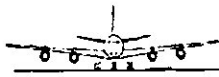
11.4.1. Type des voilures :

On distingue les ailes en fonction de leur type de fixation sur le fuselage : ailes basses, médianes ou hautes. Les ailes hautes peuvent permettre de protéger les moteurs contre l'ingestion de corps étrangers ou faciliter d'emporter de charge par un avion militaire.

Selon le type d'avion, ses ailes pourront avoir une forme différente :

- Les ailes droites (perpendiculaires au fuselage) sont adaptées aux basses vitesses (C-130),
- Les ailes en flèche, qui ont un meilleur rendement à grande vitesse que les ailes droites (F-16, A330-200, etc....),
- Les ailes **elliptiques** (des ailes avec une distribution elliptique) ont théoriquement un rendement optimal à des vitesses subsoniques (Super- marine Spitfire),
- Les ailes **delta** (Mirage III, Concorde) ont des performances optimales aux vitesses supersoniques mais restent efficaces aux vitesses subsoniques,
- Les ailes Rogallo sont deux demi-cônes creux de tissus, une des ailes les plus simples à construire,





→ Les ailes à géométrie variable sont capables de modifier la flèche en vol pour tirer profit des avantages offerts par les ailes droites et les ailes en delta. Bien qu'elles aient été à l'origine proposées par des aérodynamiciens allemands pendant les années 1940, elles n'ont été utilisées qu'à partir des années 1970 sur des avions comme le F-14 Tomcat, le F-111, le Tornado, le Su-17/20/22 et le MIG-23. Une configuration très particulière est celle de l'aile oblique (X-plane, à ne pas confondre avec le X-Wing), qui peut pivoter autour d'un point de fixation situé sur le fuselage et présenter ainsi une très forte flèche, positive d'un côté et négative de l'autre. La NASA Ames avait fait voler un prototype construit par Burt Rutan appelé AD-1 entre 1979 et 1982.

→ Les ailes en anneau ont des surfaces de portance fermées ont rendement aérodynamique plus élevé que les ailes planes pour le même rapport d'exposition. Les autres systèmes d'aile non plane montrent un rendement aérodynamique intermédiaire entre les ailes en anneau et les ailes planes.

→ L'aile volante est un aéronef composé seulement d'une aile sans fuselage ni empennage.

II.4.2. Technologie de voilure :

La voilure se construit en trois parties essentielles qui sont:

- Bord d'attaque

Le bord d'attaque est la partie d'un profil aérodynamique (aile d'avion, hélice,...) qui entre en premier en contact avec le fluide. Dans le sens de la marche, partie avant du profil d'aile. De forme arrondie sur les avions subsonique et profilées sur les machines supersonique.

- Le plan central:

Le plan central ou la poutre de l'aile est chargé de transmettre les efforts les plus importants et sert généralement de réservoir pour le carburant.

-Bord de fuite:

Partie caractéristique d'une aile d'avion. Dans le sens de la marche, partie arrière et amincie du profil, optimisée pour diminuer la traînée aérodynamique.

Les profils d'aile sont étudiés pour que la vitesse de croisière soit la plus élevée possible. Ces ailes ont une vitesse de décrochage élevée, ce qui peut rendre critique les phases de décollage et d'atterrissage. Pour garder pratiquement la même portance à basse vitesse, il y a deux solutions :

- augmenter la surface alaire ;
- modifier le profil de l'aile, c'est-à-dire augmenter la cambrure du profil.





Les deux solutions peuvent être combinées.

Techniquement deux types de dispositifs sont utilisés, les volets et les becs de bord d'attaque.

-Les volets:

Les volets se trouvent sur la partie arrière de l'aile, le plus souvent contre le fuselage, les ailerons se trouvant sur le bout de l'aile. Leur objectif est d'augmenter la cambrure de l'aile, voir dans certains cas la surface alaire.



figl.4. Volets complètement sortis d'un Boeing 747

Plusieurs angles de sortie des volets sont possibles, dépendant de la phase dans laquelle se trouve l'avion : décollage ou atterrissage. Le manuel de vol de l'avion indique les valeurs nécessaires.

-Becs de bord d'attaque:

Ces becs sont placés sur le devant de l'aile, le bord d'attaque, et en s'écartant de l'aile, par effet de fente, permettent d'améliorer l'écoulement de l'air sur l'extrados et retardent le décrochement des filets d'air.

Ce bec est en fait une portion du bord d'attaque de la voilure qui s'écarte vers l'avant en basculant vers le bas. Il cumule donc plusieurs effets, il augmente la cambrure, augmente la surface de l'aile et recolle les filets d'air par effet de fente. Il est de plus en plus utilisé sur les avions de ligne.



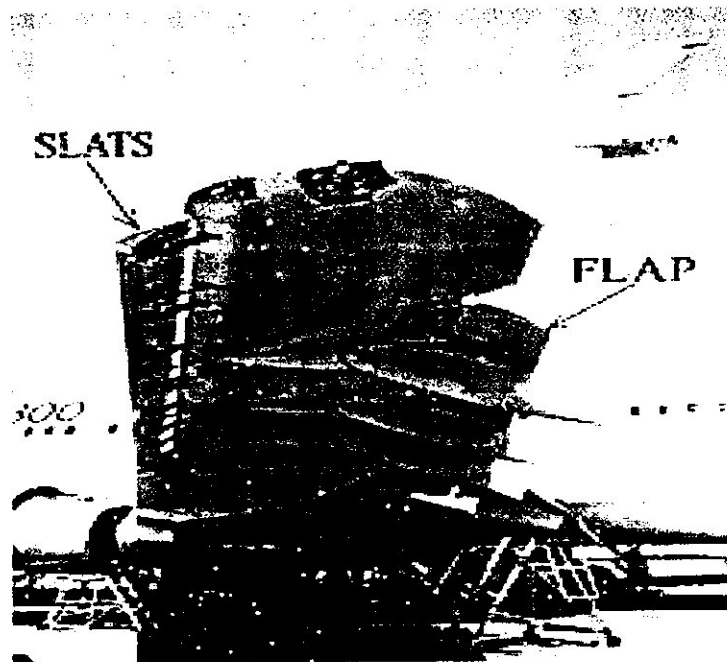


Fig.II.5 Slat d'un Airbus A310

-Winglet:

Un **Winglet** est une surface sensiblement verticale située en bout d'aile d'un avion.

A l'extrémité de l'aile, le flux de l'intrados en surpression a tendance à passer sur l'extrados en dépression, générant un tourbillon marginal ou *vortex* (en anglais). Correctement positionné, le **Winglet** peut récupérer une partie de l'énergie de ce tourbillon. Cela permet d'augmenter l'allongement effectif de l'aile pour réduire la traînée induite sans augmenter l'envergure. Le **Winglet** recevant un flux d'air oblique peut redresser ce flux et développer une portance latérale légèrement dirigée vers l'avant, ce qui diminue la traînée propre du **Winglet**.

Le gain d'efficacité est de l'ordre de quelques pourcents; le chiffre de 2% peut être retenu comme valeur moyenne.

Le **Winglet** a été mis au point dans le centre de recherche de la NASA à Langley (USA) en 1974 (publication en 1976) par l'aérodynamicien américain Richard Whitcomb, très connu pour ses travaux sur la loi des aires et sur les profils supercritiques.





II.5. Dimensionnement de l'aile:

- S: surface alaire,
- b: envergure
- $A=b^2/S$: Allongement
- Φ : L'angle du bord d'attaque de l'aile avec la perpendiculaire au plan de sa symétrie.
- δ : Dièdre: c'est l'angle de chaque aile avec la perpendiculaire au plan de symétrie de l'aile.

II.5.1. Surface de l'aile(S):

La graphique de la figure (9) montre la corrélation entre la surface de l'aile et la masse maximale au décollage d'un avion de transport à réaction et permet de mettre en évidence une loi empirique donnée par:

$S(m^2)= a W^{a_1}$ (II.30)

S:Surface alaire,
W:Masse max au décollage.

tel que :
 $a=2,834594E-02$
 $a_1=7,644634E-01$
avec une erreur moyenne : $e_{moy}=4,272021$ %.

II.5.2. L'envergure (b):

La figure (10) montre la variation de (W/b/100) en fonction de la masse maximale au décollage (W/1000) et qui est donnée par une loi approximative suivante:

$W/b = (a_0. (W/1000)^{a_1}).100$ (II.31)

tel que :
 $a_0= 1.626016$
 $a_1= 6.002378E-01$
avec une erreur moyenne : $e_{moy}=3.978228$ %.

II.5.3. L'allongement:

Connaissant la surface de l'aile et son envergure b, donc l'allongement "A" est calculé à partir de la relation:

$A=b^2/S$ (II.32)



**II.5.4. Flèche au quart de la corde:**

La variation de la flèche moyenne au quart de la corde est une fonction du nombre de Mach opérationnel comme la montre la figure (11) et la valeur moyenne est donnée par la relation:

$$\Phi_{.25} = a_0 \cdot (M_{mo})^{a_1} \dots\dots\dots (II.33)$$

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

M_{mo} : Le nombre de Mach opérationnel.

tel que :

$$a_0 = 50,977920$$

$$a_1 = 3,830909$$

avec une erreur moyenne : $e_{moy} = 3.545529 \%$.

II.5.5. L'effilement, la corde à l'emplanture, la corde à extrémité:**a) L'effilement:**

L'effilement moyen d'une aile est une fonction de la flèche au quart de la corde qui est donnée par la loi empirique suivante:

$$\xi = 0.55 - 0.4634 \cdot (\Phi_{.25}/40) - 0.3103 \cdot (\Phi_{.25}/40)^2 + 0.6928 \cdot (\Phi_{.25}/40)^3 - 0.1064 \cdot (\Phi_{.25}/40)^4 \dots\dots (II.34)$$

On peut aussi calculer l'effilement avec la relation:

$$\xi = C_t / C_r \dots\dots\dots (II.35)$$

A partir de là, on peut donc évaluer la corde à l'emplanture et à l'extrémité, et sont données par:

b) La corde à l'emplanture :

$$C_r (m) = 2 \cdot C / (1 + \xi) \dots\dots\dots (II.36)$$

c) La corde à l'extrémité :

$$C_t (m) = \xi \cdot C_r \dots\dots\dots (II.37)$$

Où:

C_r : Corde à l'emplanture,

C_t : Corde à l'extrémité,

C : Corde moyenne.





II.5.6. l'épaisseur de la voilure :

La variation de l'épaisseur totale relative de l'aile est donnée par les formules suivantes:

$$(t/c)_r = 16,5 - 0,1125 \cdot \Phi_{.25} \dots\dots\dots (II.38)$$

En % à l'emplanture

$$(t/c)_t = 13,5 - 0,122 \cdot \Phi_{.25} \dots\dots\dots (II.39)$$

En % à l'extrémité





II.6. L'empennage :

L'empennage est un ensemble de plans fixes et mobiles qui assurent la stabilité en tangage (profondeur) et en lacet (direction) d'un mobile soumis à un vent relatif.

Elle est située sur la partie arrière du fuselage, à pour rôle d'assurer la stabilité (partie fixe) et la maniabilité (partie mobile) de l'avion.

L'empennage se compose généralement :

- d'une dérive verticale fixe munie d'un gouvernail (ou gouverne de direction),
- d'un plan horizontal muni d'une gouverne de profondeur.

Le plan horizontal peut être réglable en vol pour assurer l'équilibre convenant aux conditions de vitesse et de centrage (trim).

II.6.1. Type des empennages :

a) Empennage en T :

Le plan de profondeur peut être monté en haut de la dérive :

- Pour échapper au sillage du fuselage et à la déflexion de l'aile,
- Pour échapper à l'effet de sol (stabilité en tangage des avions à effet de sol),

Dans le cas des planeurs, pour ne pas accrocher la végétation en cas d'atterrissage dans la campagne.

b) Empennage en V :

Sur certains modèles, l'empennage est composé de deux parties obliques, réalisant un empennage "papillon".

Exemples : Fouga Magister, Beech V-35, Robin ATL

c) Empennage double sur un B-24 :

d) Empennage triple sur un Lockheed Constellation :

Empennage vertical double ou triple sur certains avions, généralement multi-moteurs à hélices.

e) Les poutres du P-38 :

Les avions **bipoutres** comme le Lockheed P-38 sont généralement **bidérive**.

L'allongement effectif de l'empennage horizontal est augmenté par l'effet de plaque d'extrémité des dérives. Il joue également un rôle structurel en joignant les deux poutres.



**b) L'envergure:**

La valeur de l'allongement A_T de l'empennage horizontal étant fixée généralement comprise entre 3,5 et 4,5 on déduit l'envergure:

$$b_T (m) = (A_T \cdot S_T)^{1/2} \dots\dots\dots (II.43)$$

c) La corde moyenne:

La corde moyenne est donnée par:

$$C_T(m) = S_T/b_T \dots\dots\dots (II.44)$$

La connaissance des paramètres L^*_T et b_T permet de placer l'empennage horizontal par rapport à l'aile et à l'axe du fuselage.

Pour une valeur fixe de l'effilement –dans le cas de l'empennage horizontal il est compris entre 0,35 et 0,60-on peut déduire:

d) La corde à l'emplanture:

$$C_{rT} (m) = 2.C_T/(1+\epsilon_T) \dots\dots\dots (II.45)$$

e) La corde à l'extrémité:

$$C_{eT} (m) = \epsilon_T . C_{rT} \dots\dots\dots (II.46)$$

II.7.2. Dimensionnement de l'empennage vertical:**a) Le rapport volumique:**

Le dimensionnement de l'empennage vertical est fondé sur la connaissance de la valeur expérimentale moyenne de son rapport volumique de référence.

$$V^* = S_V . L^*_V / S . b \dots\dots\dots (II.47)$$

Où:

S_V : Surface de l'empennage vertical,
 L^*_V : Distance de référence de l'empennage.

NB:Ce rapport volumique de référence dépend de l'emplacement des moteurs.

Pour les avions dont les moteurs sont portés sous les ailes et des trimoteurs munis d'un moteur dans l'axe de fuselage:

$$V^* = 0,088$$

b) Pour les avions dont les moteurs sont places à l'arrière du fuselage:

$$V^* = 0,065$$

De là on déduit la surface de l'empennage vertical S_V .





b) L'envergure:

A partir d'une hypothèse sur l'allongement A_V de l'empennage vertical qui sont doit être compris entre 1 et 2,5 on calcule l'envergure:

$$b_V(m) = (S_V \cdot A_V)^{1/2} \dots\dots\dots (II.48)$$

c) La corde moyenne:

La corde moyenne est exprimes par:

$$C_V(m) = S_V / b_V \dots\dots\dots (II.49)$$

d) L'effilement:

L'effilement ϵ_V de l'empennage vertical conventionnel doit être suffisamment grand pour ne pas décrocher tant que l'angle de dérapage est inférieur à 20° environ, cela impose:

$$0,35 \leq \epsilon_V \leq 0,6$$

La valeur choisie pour l'effilement permet de déterminer comme précédemment la corde à l'emplanture C_{IV} qui est offerte par:

e) La corde à l'emplanture:

$$C_{IV}(m) = 2 \cdot C_V / (1 + \epsilon_V) \dots\dots\dots (II.50)$$

f) La corde à l'extrémité:

La corde à l'extrémité est donnée par:

$$C_{IV}(m) = \epsilon_V \cdot C_V \dots\dots\dots (II.51)$$



CHAPITRE III

PERFORMANCES

DU MOTEUR

III.1. Généralités:

Les moteurs aéronautiques doivent présenter un rendement thermodynamique élevé, pour une masse du moteur la plus réduite possible on doit donc faire appel à des matériaux de pointe pour leur réalisation. Pour optimiser le rendement on est amené à augmenter la température des gaz issus de la combustion, donc celle des différents éléments du moteur, et à accroître le taux de compression de l'air devant la chambre de combustion. La nécessité de réduire la masse conduit les concepteurs vers des matériaux dont la densité est aussi faible que possible et dont les propriétés à haute température sont acceptables.

Le choix des matériaux s'est donc orienté vers :

- des alliages à hautes performances pour les pièces métalliques tournantes qui interagissent avec les gaz (avant ou après la chambre de combustion) : les superalliages à base de nickel, poly cristallins pour les disques faire un lien pour les disques et monocristallins pour les aubes.
- des alliages nouveaux à faible densité, mais très réfractaires pour des pièces de carte composés intermétalliques.
- des composites.

III.2. Aérodynamique de moteur :

Dans le domaine des moteurs, les problèmes les plus difficiles concernent en premier lieu les points suivants :

- La conception et l'évaluation d'une soufflante à roue directrice d'entrée à calage variable. La maîtrise des limites du décrochage et de l'instabilité aérodynamique de cette machine passe par le développement de méthodes de prévision numérique. L'emploi de traitements de carters ou d'autres dispositifs passifs ou actifs pourrait être nécessaire.
- Le bruit provenant de la soufflante non négligeable pour certaines configurations de moteur, en particulier en survol et en approche (cf. domaine 3), il apparaît nécessaire d'introduire l'optimisation aéroacoustique dans les méthodologies d'aide à la conception aérodynamique pour permettre de réduire le bruit de raie.
- Les technologies de refroidissement et les débits de ventilation des rotors de turbine HP par des échangeurs externes. Ces sujets pourront être étudiés par l'utilisation extensive de codes aérothermiques (Navier-Stokes 3D) dotés de modèles de turbulence avancés et des procédures d'optimisation multipoints. Les calculs auront pour objectif la conception et l'expérimentation de circuits de refroidissement à grande efficacité.

- Des développements et des validations de codes seront nécessaires pour prédire correctement les écoulements transitionnels et turbulents dans les machines multi-étages à forte charge aérodynamique par aube. Des développements de procédures d'optimisation sous contraintes multi-points sont nécessaires pour le dessin des veines et des aubages des turbomachines. L'objectif est de réaliser des composants compacts à haut rendement. L'optimisation numérique doit aussi être envisagée dans le dessin du système d'éjection (optimisation de forme et de la cinématique) pour assurer l'adaptation à toutes les phases de vol.

III.3. Propulsion et bruit:

Les objectifs affichés – transport de 250 passagers sur plus de 10000 kilomètres, respect des normes de bruit identiques à celles qui sont en vigueur pour les avions subsoniques – nécessitent la poursuite d'un important effort de recherche sur la propulsion. Rappelons que les motoristes proposent différents concepts susceptibles de répondre aux objectifs visés (MTF - Mid Tandem Fan et MEM - Moteur à Ejecteur Mélangeur). De son côté, l'avionneur doit évaluer ces deux concepts de moteurs sous différents aspects : installation, aérodynamique, acoustique et évaluation globale de l'adaptation du moteur à la cellule.

Le développement d'un avion supersonique de deuxième génération nécessite des progrès scientifiques et technologiques majeurs dans le domaine du contrôle du bruit (voir aussi le paragraphe 2 relatif à l'optimisation aérodynamique pour les études d'amélioration de l'aérodynamique en basses vitesses qui peuvent avoir un impact très important sur le bruit de survol). Le défi majeur de la propulsion est bien identifié par les concepteurs. L'avion devra présenter les meilleures performances en vol de croisière supersonique, mais il aura aussi à respecter l'environnement notamment dans les phases de décollage et de montée ainsi que dans la phase d'approche. Les contraintes sur les niveaux de bruit sous la forme de normes de plus en plus sévères nécessitent un effort majeur de recherche et développement. Les solutions au problème du contrôle du bruit vont influencer de façon significative la conception des moteurs, l'intégration sur avion, la conception de l'avion elle-même, les opérations au sol et en vol. Les évolutions attendues dans ce domaine sont considérables par rapport à Concorde.

Une partie du problème du bruit reste très intimement associée au choix du cycle moteur, c'est-à-dire à la formule adoptée pour assurer la propulsion. Il s'agit d'assurer les performances nécessaires au décollage et en subsonique puis permettre le vol de croisière en supersonique. Le cycle moteur conditionne ainsi très largement l'efficacité acoustique du système. Les niveaux de vitesse envisagés dans tous les cas sont relativement élevés et dans ces conditions le jet d'éjection est une source importante du bruit (par exemple en latéral au moment du décollage), la vitesse de jet se trouve ainsi être un paramètre dimensionnant.

De façon générale, il faudra s'intéresser à toutes les sources sonores car elles peuvent s'ajouter au bruit de jet dans certaines conditions de vol.



C'est ainsi, par exemple, que le bruit des parties tournantes peut ne pas être négligeable pour certaines configurations du moteur. Pour le concept moteur actuellement défendu par les Européens, on note qu'en survol, le bruit de fan est quasiment aussi important que le bruit du jet, alors qu'en approche, les bruits de fan, turbine, compresseur, voire le bruit aérodynamique est plus important que le bruit de jet.

Les connaissances accumulées dans le domaine du bruit sont considérables, mais le problème a été traité pendant longtemps avec des méthodes analytiques dont le caractère prédictif était limité. Sur le plan expérimental, les bases de connaissances sont aussi importantes mais encore incomplètes, notamment pour l'application directe aux avions supersoniques. Des méthodes nouvelles peuvent permettre des avancées techniques sur ce problème très difficile. On peut espérer que les outils de modélisation en aéroacoustique conduisent à mieux évaluer les niveaux de bruit et mieux identifier les possibilités de réduction. Jusqu'à présent les méthodes de réduction ont été généralement élaborées d'une façon semi-empirique et les recherches devraient pouvoir dégager des propositions innovantes et des solutions de compromis optimales entre le bruit et les performances (avec éventuellement des perspectives de définition de moteurs nouveaux). Des progrès pourraient être obtenus, en privilégiant des études expérimentales légères en relation étroite avec la modélisation et la simulation numérique.

Les recherches devraient porter, entre autres, sur les priorités suivantes :

- La modélisation aéroacoustique des bruits dominants : jet, soufflante, combustion, turbine. Il s'agit de réaliser des modélisations s'appuyant sur les méthodes les plus avancées de l'aéroacoustique numérique mais aussi de mettre en œuvre des validations expérimentales fines conduisant à des outils de conception prédictifs utilisables pour l'optimisation. On envisage notamment : des méthodes directes de calcul du bruit par simulation des grosses structures, des méthodes statistiques utilisant des résultats de calculs moyennés, des méthodes fondées sur des calculs instationnaires.
- L'exploration des voies possibles de réduction du rayonnement de bruit. On considère ici les méthodes passives et actives qui pourraient permettre la réduction des niveaux à la source ou au voisinage des sources :
 - Optimisation du mélange conduisant à une réduction du bruit par le biais d'une modification du champ aérodynamique,
 - Activation du mélange à l'aide de différents procédés dont le traitement actif ou passif de la turbulence, de la géométrie d'éjection ou par l'introduction de perturbations,
 - Traitement actif ou passif des parois permettant l'atténuation du bruit avant son rayonnement,
 - Traitement actif des sources de bruit.
- Le développement de méthodes de conception silencieuse s'appuyant sur les outils d'estimation du bruit et les intégrant dans le processus de définition de l'architecture des composants du moteur puis du moteur dans son ensemble.

III.4. Estimation de la poussée des réacteurs:**III.4.1. La surface mouillée:**

La variation empirique de la surface mouillée ($S_W/100$) pour les avions de transport à réaction est montrée dans la figure (13) qui est en fonction de la masse maximale au décollage ($W/1000$) et la valeur moyenne est donnée par :

$$S_W \text{ (m}^2\text{)} = a_0 \cdot (W/1000)^{a_1} \dots\dots\dots \text{(III.52)}$$

Où S_W : La surface mouillée.

tel que:

$$a_0 = 225,0277E-01$$

$$a_1 = 8,275052E-01$$

avec une erreur moyenne de: $e_{moy} = 4,001340 \%$.

III.4.2. La surface de traînée:

Les statistiques fusionnées sur la figure (14) emportent à une relation établissant le lien entre la surface mouillée ($S_W/100$) et la surface de traînée qui est comme suite:

$$C_{X0} \cdot S \text{ (m}^2\text{)} = f = a_0 \cdot (S_W/100)^{a_1} \dots\dots\dots \text{(III.53)}$$

$f = C_{X0} \cdot S$: Surface de traînée.

tel que:

$$a_0 = 3,348590E-01$$

$$a_1 = 9,572557E-01$$

avec une erreur moyenne de: $e_{moy} = 3,983360 \%$.

III.4.3. La poussée:

La corrélation entre la poussée maximale installée par la surface de traînée ($T_0/f \cdot 1000$) et la masse maximale au décollage ($W/1000$) qui représenté par la graphique de la figure (15) est donnée par:

1. pour les avions Main stream:

$$T_0 / f \text{ (Kgf/m}^2\text{)} = T_0 / C_{X0} \cdot S = (a_0 \cdot (W/1000)^{a_1}) \dots\dots\dots \text{(III.54)}$$

Où:

T_0 : Poussée des réacteurs

tel que:

$$a_0 = 4982,853$$

$$a_1 = 1,151155E-01$$

avec une erreur moyenne de l'ordre de: $e_{moy} = 1,806082 \%$.



2. pour les avions Carly transport:

$$T_0 / f \text{ (Kgf/m}^2\text{)} = T_0 / C_{x0} \cdot S = (a_0 \cdot (W/1000)^{a_1}) \dots\dots\dots \text{(III.55)}$$

tel que:

$$a_0 = 3982,476$$

$$a_1 = 1,151459E-01$$

avec une erreur moyenne de l'ordre de: $e_{moy} = 5,953164E-01\%$.

3. pour les avions Large truin:

$$T_0 / f \text{ (Kgf/m}^2\text{)} = T_0 / C_{x0} \cdot S = (a_0 \cdot (W/1000)^{a_1}) \dots\dots\dots \text{(III.56)}$$

tel que:

$$a_0 = 5839,086$$

$$a_1 = 1,2833250E-01$$

avec une erreur moyenne de l'ordre de: $e_{moy} = 2,812800E-01\%$.

Ou bien avec la relation suivante:

$$T_0 / f \text{ (Kgf/m}^2\text{)} = T_0 / C_{x0} \cdot S = (a_0 e^{a_1 (W/1000)}) \dots\dots\dots \text{(III.57)}$$

tel que:

$$a_0 = 9356,331$$

$$a_1 = 9,782889E-01$$

avec une erreur moyenne de l'ordre de: $e_{moy} = 2,306360E-01\%$.

On a une autre relation empirique:

$$T_0 / f \text{ (Kgf/m}^2\text{)} = T_0 / C_{x0} \cdot S = K_1 \cdot W^{0,115} \dots\dots\dots \text{(III.58)}$$

K_1 : constante qui dépend de la catégorie de l'appareil.

Type de l'appareil	K_1
Multi-moteurs $1300 < W \leq 612000$	2248,98
Large Twin-engines $W \geq 63000$	2729,31
Large three-engines	2434



De l'alliance des équations (III.52, 53 et 58), la surface de traînée a été exprimée en terme de la masse maximale au décollage avec la relation suivante:

$$T_0 \text{ (Kgf)} = K_2 \cdot W^{0.942} \dots\dots\dots \text{ (III.59)}$$

K_2 : coefficient qui dépend aussi de la catégorie de l'appareil.

Type d'avion	K_2
Multi-engin $13600 \leq W \leq 612500$ (Kg)	0,506
Large Twin-engin $W > 63000$ (kg)	0,614
Large three-engin $W > 181000$ (kg)	0,557

La graphique de la figure (16) qui compare les valeurs réelles aux valeurs estimées de la poussée, pour un grand nombre d'avion illustre de façon convaincante la puissance prédictive de l'équation.

$$T_0 \text{ réelle (Kgf)} = a_0 \cdot T_0^{a_1} \dots\dots\dots \text{ (III.60)}$$

tel que:

$$a_0 = 8,8515534E-01$$

$$a_1 = 1,032576$$

avec une erreur moyenne de l'ordre de: $e_{\text{moy}} = 6,135372 \%$.

On peut aussi vérifier la précision de la poussée installée en utilisant une autre loi empirique, qui elle, fait intervenir la spécification de la longueur de piste moyenne.

$$\text{BFL (m)} = C_1 [W^2 / T_0 \cdot S] \dots\dots\dots \text{ (III.61)}$$

BFL: Spécification de la longueur de piste moyenne.

C_1 : Coefficient dépendant des conditions atmosphériques voir le tableau ci-dessous:

Conditions atmosphériques	C_1
Niveau de la mer ISA	2,6
Niveau de la mer ISA+30°	3,34
1500 m d'altitude ISA	3,94

Grâce à l'équation (III.61) on peut vérifier que la poussée estimée est compatible avec la longueur de la piste choisie.

$$T_0 \text{ (Kgf)} = C_2 \cdot [W^2 / S \cdot (\text{BFL})^{1.222}] \dots\dots\dots \text{ (III.62)}$$

C_2 : Coefficient dépendant des conditions atmosphériques voir le tableau ci-dessous:

Conditions atmosphériques	C_2
Niveau de la mer ISA	2,92
Niveau de la mer ISA+30°	3,87
1500 m d'altitude ISA	4,64

III.4.4. La poussée nécessaire en cas de panne du moteur:

Une considération capitale en ce qui concerne la poussée installée et celle requise par la réglementation en cas de panne d'un moteur, l'analyse du rayon d'action contemporain de l'avion de transport à réaction avec le profil de surface de traînée f est basé sur la corrélation entre les figures (13),(14) et qui est illustrée dans la figure (17), ou le rapport de la poussée maximale avec un seul moteur sur la surface de traînée est une fonction de la masse maximale au décollage. La relation entre la poussée avec un moteur en panne et cette masse est donnée par:

$$T_0^* / f \text{ (Kgf/m}^2\text{)} = a_1 \cdot (W/1000)^{a_1} \dots\dots\dots \text{(III.63)}$$

Où: T_0^* : Poussée en cas de panne d'un moteur.

tel que:

$$a_0 = 1447,223$$

$$a_1 = 2,722093E-01$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 2,848283\%$.

A partir les équations (III.52, 53) la surface de traînée est estimée en terme de la masse maximale au décollage comme suit:

$$f \text{ (m}^2\text{)} = a_0 \cdot (W/1000)^{a_1} \dots\dots\dots \text{(III.64)}$$

tel que:

$$a_0 = 0,080311306$$

$$a_1 = 0,79191357$$

La combinaison des équations (III.67, 68) conduit à une relation qui donne la poussée T_0^* en fonction de W :

$$T_0^* \text{ (Kgf)} = a_0 \cdot (W/1000)^{a_1} \dots\dots\dots \text{(III.65)}$$

tel que:

$$a_0 = 116.2309076$$

$$a_1 = 1.109867894$$



CHAPITRE IV

LA MASSE DE

LA STRUCTURE



IV.1. Détermination plus précise de la masse maximale au décollage:

La configuration de l'avion étant déterminée, il est possible de procéder à une estimation plus précise et plus rigoureuse de la masse de l'avion au décollage en procédant de manière analytique, la majorité des masses de différents composants sont facilement estimés en terme de différent paramètres de l'avion, la méthode est simple est consiste à:

- Estimer les masses de chaque partie de l'avion,
- Estimer les masses de différents systèmes,
- La masse maximale de décollage de l'avion est la somme analytique de ces masses.

IV.2. La masse de la structure:

La masse de la structure comprend celle des ailes, du fuselage, des empennages et des nacelles. La figure (18) représente la masse de la structure par unité de surface de l'aile qu'est donnée en termes du rapport aspect de la structure $A/\text{Cos}^2\Phi_{25}$.

La loi qui donne la masse de la structure est donnée par:

1. pour les avions dont $W < 36500\text{Kg}$:

$$W_{\text{STR}} (\text{Kg}) = a_0 \cdot S \cdot (A/\text{Cos}^2\Phi_{25})^{a_1} \dots\dots\dots (\text{IV.66})$$

tel que:

$$a_0 = 0,158018723$$

$$a_1 = 2,873990188$$

avec une erreur moyenne: $e_{\text{moy}} = 8,569490\text{E}-01\%$.

2. pour les avions dont $W > 36500\text{Kg}$:

$$W_{\text{STR}} (\text{Kg}) = a_0 \cdot S \cdot (A/\text{Cos}^2\Phi_{25})^{a_1} \dots\dots\dots (\text{IV.67})$$

tel que:

$$a_0 = 0,807048962$$

$$a_1 = 2,095692681$$

avec une erreur moyenne: $e_{\text{moy}} = 3,250582\%$.



IV.3. La masse de différents composants:

IV.3.1. La masse de l'aile:

La valeur moyenne de la masse de l'aile, figure (19.1), pour les avions dont la masse maximale au décollage ne dépassait pas 95300Kg de la catégorie à réaction est donnée par:

$$W_{w1}(\text{Kg}) = a_0 \cdot \Gamma^{a_1} \dots\dots\dots (\text{IV.68})$$

tel que :

$$a_0 = 8,736277$$

$$a_1 = 4,489455\text{E-}01$$

avec une erreur moyenne: $e_{\text{moy}} = 1,300104 \%$.

A partir la figure (19.2) la valeur moyenne de la masse de l'aile pour des avions dont la masse est supérieure à 95300Kg et on aura:

$$W_{w1}(\text{Kg}) = a_0 \cdot \Gamma^{a_1} \dots\dots\dots (\text{IV.69})$$

tel que:

$$a_0 = 5,764124$$

$$a_1 = 6,877238\text{E-}01$$

avec une erreur moyenne: $e_{\text{moy}} = 7,245743\text{E-}01 \%$.

Γ est donnée par:

$$\Gamma = W \cdot n_{\text{ult}} \cdot b^2 (1+\epsilon) / 4 \text{Cos}^2 \Phi_{.25} (t/c)_r \dots\dots\dots (\text{IV.70})$$

tel que:

n_{ult} : Facteur de charge ultime de la structure,

Une seconde formule qui donne la masse de l'aile est basée sur la formulation développée par le bureau (UNITED STATES NAVAL BUREAU OF AERONAUTIQUE) qui est donnée par:

$$W_{w2}(\text{Kg}) = ((n_{\text{ult}} \cdot b W^{0,688}) / (506,5 \text{Cos}^2 \Phi_{.25})) \cdot 4,95 + (A(1+\epsilon) / 2 \text{Cos}^2 \Phi_{.25} (t/c)_r) \cdot (0,1779 - 0,44(\epsilon + ((t/c)_r / (t/c)_r))) \dots\dots\dots (\text{IV.71})$$

On aura donc la meilleur estimation de la masse de l'aile qui est donnée par:

$$W_w(\text{Kg}) = (W_{w1} + W_{w2}) / 2 \dots\dots\dots (\text{IV.72})$$





IV.3.2. La masse du fuselage:

De la figure (20.1), la masse du fuselage est une fonction des ses caractéristiques elle est donnée par:

$$W_F \text{ (Kg)} = a_0 \cdot (l_f (w+h))^{a_1} \dots\dots\dots \text{(IV.73)}$$

tel que:

$$a_0 = 1,119461$$

$$a_1 = 1.573226$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 2,541421E-01 \%$.

Qui est valable pour des avions "NARROW-BODY" et pour les avions "WIDE-BODY" la figure (20.2) représente le nuage des points et la relation devient:

$$W_F \text{ (Kg)} = a_0 (L_F(w+h))^{a_1} \dots\dots\dots \text{(IV.74)}$$

tel que:

$$a_0 = 9,893677E-02$$

$$a_1 = 1.876430$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 1,496758E-03\%$.

IV.3.3. La masse des empennages:

La valeur moyenne de la masse des empennages, figure (21.2), pour les avions "Wide-Body" de catégorie à réaction est donnée par:

$$W_{Tu} \text{ (Kg)} = a_0 + a_1(S_T + S_V) + a_2(S_T + S_V)^2 \dots\dots\dots \text{(IV.75)}$$

tel que:

$$a_0 = -22.842128723859790$$

$$a_1 = 2.578567917260069$$

$$a_2 = -8.037414040382151E-004$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 4.163195399163202 \%$.

$$W_{Tu} \text{ (Kg)} = a_0 + a_1(S_T + S_V) + a_2(S_T + S_V)^2 \dots\dots\dots \text{(IV.76)}$$

tel que:

$$a_0 = -22.842128723859790$$

$$a_1 = 2.578567917260069$$

$$a_2 = -8.037414040382151E-004$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 4.163195399163202 \%$.

Pour les avions "Narrow-Body"(figure 21.2)





A partir la figure (21.1) la valeur moyenne de la masse des empennages pour des avions dont des empennages en T la relation deviens:

$$W_{Tu}(Kg) = a_0 + a_1(S_T + S_V) + a_2(S_T + S_V)^2 \dots \dots \dots (IV.77)$$

tel que:

$$a_0 = -25.987590759992600$$

$$a_1 = 3.166681719991055$$

$$a_2 = 3.255804894573431E-003$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 1.634842880003118 \%$.

Pour les avions dont "Empennage en T"

IV.3.4. La masse des nacelles:

Les figures (22.1, 22.2) donne la variation de la masse de la nacelle en fonction de la poussée installée dans deux cas:

a) Quand les moteurs sont installés sous les ailes:

$$W_n(Kg) = a_0.(T_0/n)^{a_1} \dots \dots \dots (IV.78)$$

tel que:

$$a_0 = 63.850490$$

$$a_1 = 5.118440E-01$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 1.0616086 \%$.

b) Quand les moteurs sont installés à l'arrière du fuselage:

$$W_n(Kg) = a_0.(T_0/n)^{a_1} \dots \dots \dots (IV.79)$$

$$W_n(Kg) = n W_n$$

Où :

n: Le nombre de nacelles.

tel que:

$$a_0 = 1,430418$$

$$a_1 = 1,320736$$

avec une erreur moyenne: $e_{moy} = 3,558495 \%$.





IV.4. Deuxième estimation de la masse de structure:

La masse totale de structure est donnée par la somme arithmétique des masses de différents composants:

$$W_{STR}(Kg) = W_n + W_F + W_{Tu} + W_w \dots \dots \dots (IV.80)$$

IV.5. Détermination de la masse de la charge emportée et de l'équipage:

W_{pl} : qui est la masse de la charge emportée est donnée dans la spécification de l'avion et la mission et elle concerne:

- Les passagers et bagages,
- Le fret.

Pour les avions commerciaux une masse moyenne de 85Kg pour chaque passager pour lequel on attribue une masse de 35Kg pour les bagages.

IV.6. La masse des systèmes:

Les équations empiriques qui sont utilisées pour estimer les masses des systèmes sont illustrées dans le tableau ci-dessous:

Systèmes	Equations empiriques	N° d'équation
Propulsion	$0,396W^{0,85}$	IV.81
Système carburant	$0,299W^{0,637}$	IV.82
Unit de puissance auxiliaire	$0,642W^{0,164}$	IV.83
Electricité et hydraulique	$1,426W^{0,611}$	IV.84
Electronique	$0,122W^{0,767}$	IV.85
Train d'atterrissage	$0,06W^{0,965}$	IV.86
Commandes des moteurs	$0,852W^{0,362}$	IV.87
Commandes de vol	$0,0164(5b+l_r)^{2,48}$	IV.88
Pressurisation et conditionnement	$0,862 L_c^{1,975}$	IV.89
Anti-givrage	$0,0196b^{2,725}$	IV.90
Instrument de vol et contrôle moteur	$0,0239W^{0,762}$	IV.91



IV.7. La masse des équipements fixes:

Les équations empiriques qui sont utilisées pour estimer les masses des équipements fixes sont illustrées dans le tableau ci-dessous:

Equipements	Equations empiriques	N° d'équation
Fournitures "cabines"	$0,00599W^{1,17}$	IV.92
Servitude "équipages"	$16,48(W-W_{cf})^{0,285}$	IV.93
Conteneurs à vide	$152,45NL D_3$	IV.94
Servitude "conteneurs"	$29,74m^2$ dans $13,67Kg/m^3$	IV.95
Equipement de sécurité	$3,4P$	IV.96
Oxygène de sécurité	$13,6+0,54 P$	IV.97
Equipement "incendie"	$0,0003 W$	IV.98
Toilette et eau potable	$5,22 P$	IV.99
Fournitures consommables	$8,62 P$	IV.100

CHAPITRE V

LA VANDATION

**V.1. Introduction :**

Ce chapitre est contient la validation de notre calcul où on va appliquer les relations obtenues dans les chapitres précédents. Sur trois avions déjà conçus en l'occurrence le Boeing 727-200, B737-200 et A340-600. Ensuite on va comparer les valeurs calculées par ces équations avec les valeurs réelles.

V.2. Première application: B727-200**V.2.1. Pour le calcul des messes W , W_f , W_{pl} et W_{ee} :**

Pour un Boeing 727-200 les paramètres de calcul sont:

$$R = 3200\text{Km}$$

$$P = 190$$

$$BFL = 2938\text{Km}$$

Masse en (kg)	Les relations	Valeurs calculées	Valeurs réelles	L'erreur%
W_{ee}	I.3	53874	48374	7
W_f	I.10	23256	24785	6
W_{pl}	I.5	21286	21841	2
W'	I.1	94064	95000	0,9
La masse W'' par la sommation	I.2	98461	95000	3,6

La meilleur approximation de W est donnée par la valeur de $(W''+W')/2 = 96292\text{Kg}$, avec une erreur de 1,36% de la valeur réelle ce qui représente un écart faiblé pour une étude préliminaire de même pour les autres masses.

V.2.2. Pour le dimensionnement :**a) L'aile:**

Les paramètres de calcul sont:

$$W = 96262\text{Kg}$$

$$R = 3200\text{Km}$$

$$M = 0.84$$



Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S (m ²)	II.30	157,9	161,9	2,47
b (m)	II.31	32,91	34,14	3,7
C	II.36	4,79	4,67	2,5
A	b ² /S	7	7,19	2,7
ε	II.34	?	0,287	?
La flèche: Φ ₂₅	II.33	32°	27°	?

b) Le fuselage:

Les paramètres de calcul sont:

W = 96262Kg

NS = 6

DS = 0.84

Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
L _c (m)	II.14 – II.15	30	31,48	4
W _{ext} (m)	II.16 – II.18	3,85	3,97	4
W _{int} (m)	II.19	3,55	3,67	3,3
I _r (m)	II.29	46,69	46,61	0,17
L _{fb} (m)	II.26	?	5,02	?
D _{ff} (m)	II.20	0,15	0,15	?

c) Pour les empennages:

1. L'empennage horizontal:

Les paramètres de calcul sont:

(L^{*}_T)/C = 3.5

A_T = b_T/S_T = 4

Φ₂₅ = 27°

V^{*} = 0,81

ε = 0,45

C = S_T/b_T

Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S _T (m ²)	II.40	40	39,46	1,3
b _T (m)	II.43	13	12,24	5
C _T	II.44	2,85	3	5
A _T	b _T ² /S _T	4,22	4	5,2
C _{rT}	II.45	?	4	?
C _{iT}	II.46	?	1,8	?

2. L'empennage vertical:

Les paramètres de calcul sont:

$$L_T = L_V = 11,13$$

$$A_V = 1,75$$

$$V^* = 0,088$$

$$\epsilon = 0,47$$

Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S_V	II.47	40	41,7	4,2
b_V	II.48	8,35	8,74	4,6
C_V	II.49	4,79	4,69	2
A_V	b_V^2/S_V	1,74	1,75	0,5
C_{IV}	II.50	?	6,38	?
C_{TV}	II.51	?	2,9	?

V.2.3. Pour la poussée:

Les paramètres de calcul sont:

$$BFL = 2938 \text{ Km}$$

$$W = 96262 \text{ Kg}$$

Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
$S_w (m^2)$	III.52	857,87	868	1,1
$f (m^2)$	III.53	2,5	2,6	3,8
$T_0/f (Kgf/m^2)$	III.54	?	8425	?
$T_0 (Kgf)$	III.59	32000	30379	5

V.3. Détermination plus précise de la masse max au décollage :

Dans cette section, on va calculer la masse maximale au décollage d'une manière plus précise, pour se faire il suffit de calculer les masses des différents composants de l'avion, ensuite la masse va nous donner W au décollage.





V.3.1. La masse de la structure :

Composants	Relations	Valeurs calculées	Valeurs réelles
La masse de L'aile (Kg)	IV. 69	9273	9290
La masse de fuselage (Kg)	IV.73	9446,7	9400
La masse des empennages (Kg)	IV.75	2496	2378
La masse de nacelle (Kg)	IV.78	527	380
La masse de la structure (Kg)	IV.67	18476	18400
La somme des masses (Kg)	/	21742	/

Du tableau on peut déduire :

$$W_{STR}=20109\text{Kg.}$$

NB : W_n représente la masse d'une seule nacelle :

Donc $W_n=2 \cdot W_n=1054\text{Kg}$

Après l'équation (IV.74):

Pour $nult=3,75$ On aura $r=1,2668E07 \text{ Kg}^2$

V.3.2. La masse des différents systèmes :

Les équations empiriques utilisées pour l'estimation des masses des systèmes sont illustrées dans le tableau ci-dessous:

Systèmes	Relations empiriques	Valeurs numériques
Propulsion	IV.81	6817,6
Carburant	IV.82	446,8
Unité de puissance auxiliaire	IV.83	342,8
Electricité et hydraulique	IV.84	1581,3
Electronique	IV.85	810,3
Train d'atterrissage	IV.86	3865,3
Commandes de moteurs	IV.87	54,25
Commandes de vol	IV.88	880,15
Pressurisation et conditionnement	IV.89	992,4
Anti-givrage	IV.90	295,39
Instruments de volet et de contrôle moteur	IV.91	188,56
	Masse totale des systèmes (Kg)	16274,85



V.3.3. La masse des équipements fixes :

Equipements de servitude	Equations empiriques	Valeurs numériques
Fourniture « cabine »	IV.92	3994,7
Servitude « équipage »	IV.93	428,54
Conteneurs à vide 8x78x14,71	IV.94	1219,6
Servitude « conteneurs »	IV.95	409
Equipement de sécurité	IV.96	646
Oxygène de secours	IV.97	116,2
Equipements « incendie »	IV.98	31,5
Toilettes et eau potable	IV.99	991,8
Fournitures consommables conditionnement	IV.100	1637,8
	Masse totale des équipements	9475,14

NOTA: Toutes les masses sont en Kg.

V.3.4. La masse des conteneurs :

Chaque conteneur a un volume de $14,71\text{m}^3$, donc pour 12 conteneurs avec une densité maximale pour chacun de $78\text{Kg}/\text{m}^3$ on aura la masse des bagages et fret sera donnée par :

$$W_{FP}=9179\text{Kg}$$

Pour la masse des passagers, on attribue pour chacun une masse de 86Kg et on aura.

$$W_{PP}=16340\text{Kg}$$

V.3.5. La masse maximale au décollage :

La masse de la structure (Kg)	20109
La masse des systèmes (Kg)	16274,85
La masse des équipements (Kg)	9475,14
La masse des passagers (Kg)	16340
La réserve de carburant (Kg)	500
La masse de carburant (Kg)	24785
La masse de fret et de bagages (Kg)	9179
La masse totale au décollage (Kg)	96662,99

On constate que cette valeur de la masse totale au décollage est inférieure à 0,4% à celle qui donnée par la première estimation. Ce qui représente un écart très faible.

V.4. Deuxième application: B737-200

V.4.1. Pour le calcul des masses W , W_f , W_{pl} et W_{ee} :

Pour un Boeing 737-200 les paramètres de calcul sont:

$R = 2810\text{Km}$
 $P = 124$
 $BFL = 2740\text{Km}$

Masse en (Kg)	Les relations	Valeurs calculées	Valeurs réelles
W_{ee}	I.3	34181	31226
W_f	I.10	12635	15624
W_{pl}	I.5	14911	11300
W''	I.1	59710	58150
La masse W'' par la sommation	I.2	61727	58150

La meilleur approximation de W est donnée par la valeur de $(W''+W')/2 = 60718\text{Kg}$, avec une erreur de 4,4% de la valeur réelle ce qui représente un écart faible pour une étude préliminaire.

V.4.2. Pour le dimensionnement :

a) L'aile:

Les paramètres de calcul sont:

$W = 60718\text{Kg}$
 $R = 2810\text{Km}$
 $M = 0,8$

caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S (m^2)	II.30	112	114	1,4
b (m)	II.31	28,35	28,52	0,5
C	II.36	3,95	3,99	0,9
A	b^2/S	7,17	7,13	0,5
ϵ	II.34	0,33	0,34	3
La flèche: Φ_{25}	II.33	25°	22,5°	?

b) Le fuselage:

Les paramètres de calcul sont:

$W = 60718\text{Kg}$
 $NS = 6$
 $DS = 0,76$
 $P = 124$



caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
L_c (m)	II.14 – II.15	21	20,99	0,04
w_{ext} (m)	II.16 – II.18	3,81	3,77	1,04
w_{int} (m)	II.19	3,56	3,51	1,4
l_f (m)	II.29	32	32,2	0,6
D_{ff} (m)	II.20	0,125	0,13	4

c) Pour les empenages:

1. L'empenage horizontal:

Les paramètres de calcul sont:

$$(L^*_T)/C = 3.5$$

$$A_T = b_T/S_T = 4,2$$

$$\Phi_{,25} = 22,5^\circ$$

$$V^* = 0,84$$

$$\varepsilon = 0,42$$

$$C = S_T/b_T$$

caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S_T (m ²)	II.40	24,55	26,05	6
b_T (m)	II.43	10,15	10,82	6
C_T	II.44	2,41	2,4	0,4
A_T	b_T^2/S_T	4,3	4,5	4,6
C_{rT}	II.45	3,39	3,36	0,8
C_{iT}	II.46	1,42	1,4	1,4

2. L'empenage vertical:

Les paramètres de calcul sont:

$$L^*_T = L^*_V = 14$$

$$A_V = 1,8$$

$$V^* = 0,088$$

$$\varepsilon = 0,35$$

caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S_V	II.47	21,5	20,4	5
b_V	II.48	6,2	6,05	2,4
C_V	II.49	3,5	3,37	3,7
A_V	b_V^2/S_V	1,8	1,7	5
C_{rV}	II.50	5,2	5,38	3,4
C_{iV}	II.51	1,82	1,88	3,4



V.4.3. La poussée:

Les paramètres de calcul sont:

BFL=2938Km

W =96262Kg

Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
$S_w (m^2)$	III.52	604,8	608,5	0,6
$f (m^2)$	III.53	1,8	1,9	5
$T_0/f (Kgf/m^2)$	III.54	8089	7990,15	1,2
$T_0 (Kgf)$	III.59	14471	15181	4,9

V.5. Détermination plus précise de la masse max au décollage :

Dans cette section, on va calculer la masse maximale au décollage d'une manière plus précise, pour se faire il suffit de calculer les masses des différents composants de l'avion, ensuite la masse va nous donner W au décollage.

V.5.1. La masse de la structure :

Composants	Relations	Valeurs calculées	Valeurs réelles
La masse de L'aile (Kg)	IV. 69	5480	5420
La masse de fuselage (Kg)	IV.73	6328,9	5680
La masse des empennages (Kg)	IV.75	1392	1180
La masse de nacelle (Kg)	IV.78	380	515
La masse de la structure (Kg)	IV.67	13681,71	14867,5
La somme des masses (Kg)	/	13716	/

Du tableau on peut déduire :

$$W_{STR}=13698,8Kg$$

NB : W_n représente la masse d'une seule nacelle :

Donc $W'_n=2 \cdot W_n=1030Kg$

Après l'équation (IV.74):

Pour $nult= 3,75$ On aura $f=5,31E06 Kg. m^2$.

V.5.2. La masse des différents systèmes :

Les équations empiriques utilisées pour l'estimation des masses des systèmes sont illustrées dans le tableau ci-dessous:

Systèmes	Relations empiriques	Valeurs numériques
Propulsion	IV.81	4068
Carburant	IV.82	333,2
Unité de puissance auxiliaire	IV.83	320,5
Electricité et hydraulique	IV.84	1193,3
Electronique	IV.85	569
Train d'atterrissage	IV.86	2477,7
Commandes de moteurs	IV.87	45,91
Commandes de vol	IV.88	434
Pressurisation et conditionnement	IV.89	351,95
Anti-givrage	IV.90	180,94
Instruments de volet et de contrôle moteur	IV.91	131,5
	Masse totale des systèmes (Kg)	10646

V.5.3. La masse des équipements fixes :

Equipements de servitude	Equations empiriques	Valeurs numériques
Fourniture « cabine »	IV.92	2329,87
Servitude « équipage »	IV.93	376,15
Conteneurs à vide 8x78x14,71	IV.94	1219,6
Servitude « conteneurs »	IV.95	406
Equipement de sécurité	IV.96	421,6
Oxygène de secours	IV.97	80,56
Equipements « incendie »	IV.98	21,74
Toilettes et eau potable	IV.99	647,3
Fournitures consommables conditionnement	IV.100	1068,9
	Masse totale des équipements	6598,72

NOTA: Toutes les masses sont en Kg.

V.5.4. La masse des conteneurs :

Chaque conteneur a un volume de $14,71\text{m}^3$, donc pour 12 conteneurs avec une densité maximale pour chacun de 78Kg/m^3 on aura la masse des bagages et fret sera donnée par :

$$W_{FP}=6084\text{Kg}$$

Pour la masse des passagers, on attribue pour chacun une masse de 86Kg et on aura.

$$W_{PP}=10664\text{Kg}$$

V.5.5. La masse maximale au décollage :

La masse de la structure (Kg)	13698,8
La masse des systèmes (Kg)	10646
La masse des équipements (Kg)	6598,72
La masse des passagers (Kg)	10664
La réserve de carburant (Kg)	400
La masse de carburant (Kg)	15624
La masse de fret et de bagages (Kg)	6084
La masse totale au décollage (Kg)	63715,6

On constate que cette valeur de la masse totale au décollage est inférieure à 4,9% à celle qui donnée par la première estimation. Ce qui représente un écart très faible.

V.6. Troisième application: A340-600**V.6.1. Pour le calcul des masses W , W_f , W_{pl} et W_{ee} :**

Pour un Airbus 340-600 les paramètres de calcul sont:

$$R = 13900\text{Km}$$

$$P = 380$$

$$\text{BFL}=3400\text{Km}$$

Masse en (Kg)	Les relations	Valeurs calculées	Valeurs réelles	L'erreur%
W_{ee}	I.3	189461	187000	1,3
W_f	I.10	160385	156496	2,4
W_{pl}	I.5	56685	56360	0,5
W'	I.1	404306	399856	1,1
La masse W'' par la sommation	I.2	406531	399856	1,6

La meilleure approximation de W est donnée par la valeur de $(W''+W')/2=405193\text{Kg}$, avec une erreur de 1,3% de la valeur réelle ce qui représente un écart faible pour une étude préliminaire.

V.6.2. Pour le dimensionnement :

a) L'aile:

Les paramètres de calcul sont:

$$W = 405193\text{Kg}$$

$$R = 13900\text{Km}$$

$$M = 0,86$$

caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S (m ²)	II.30	455	450	1,3
b (m)	II.31	63,45	62	5,4
C	II.36	7,17	7,25	1,1
A	b ² /S	8,84	8,5	3,9
ε	II.34	0,280	0,285	1,7
La flèche: $\Phi_{,25}$	II.33	31,1°	28,60	?

b) Le fuselage:

Les paramètres de calcul sont:

$$W = 405193\text{Kg}$$

$$NS = 7$$

$$DS = 0,62$$

$$P = 380$$

Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
L _c (m)	II.14 – II.15	60,98	61,1	0,2
W _{ext} (m)	II.16 – II.18	5,75	5,84	1,56
W _{int} (m)	II.19	5,28	5,37	1,7
l _r (m)	II.29	74,77	75,67	1,2
D _{ff} (m)	II.20	0,235	0,239	1,7

c) Pour les empennages:

1. L'empennage horizontal:

Les paramètres de calcul sont:

$$(L^*_T)/C = 3,8$$

$$A_T = b_T/S_T = 4,5$$

$$\Phi_{,25} = 28,6^\circ$$

$$V^* = 0,98$$

$$\epsilon = 0,55$$

$$C = S_T/b_T$$



caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S_T (m ²)	II.40	127,32	130,3	2,3
b_T (m)	II.43	23,65	23,67	0,02
C_T	II.44	5,25	5,5	4,7
A_T	b_T^2/S_T	4,5	4,3	4,4
C_{rT}	II.45	?	7,09	?
C_{iT}	II.46	?	3,89	?

2. L'empennage vertical:

Les paramètres de calcul sont:

$$L_T^* = L_V^* = 29$$

$$A_V = 1,8$$

$$V^* = 0,088$$

$$\varepsilon = 0,4$$

caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculées	L'erreur%
S_V	II.47	84	86,64	3,14
b_V	II.48	12,3	12,5	1,6
C_V	II.49	6,82	6,93	1,6
A_V	b_V^2/S_V	1,9	1,8	5
C_{rV}	II.50	?	10,3	?
C_{iV}	II.51	?	4	?

V.6.3. La poussée:

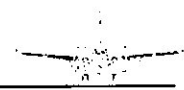
Les paramètres de calcul sont:

$$BFL = 3185 \text{ Km}$$

$$W = 405193 \text{ Kg}$$

Caractéristiques	Les relations	Valeurs réelles	Valeurs calculée	L'erreur%
S_w (m ²)	III.52	3060	3093,88	1,1
f (m ²)	III.53	8,4	8,7	3,5
T_0/f (Kgf/m ²)	III.54	10346	9939,3	4
T_0 (Kgf)	III.59	90000	91164,6	1,3

La meilleur approximation de T_0 est donnée par la valeur de $(T_0'' + T_0' + (T_0/f) \cdot f) / 3 = 88772 \text{ Kgf}$, avec une erreur de 1.3% de la valeur réelle ce qui représente un écart faible pour une étude préliminaire de même pour les autres caractéristiques.



V.7. Détermination plus précise de la masse max au décollage :

Dans cette section, on va calculer la masse maximale au décollage d'une manière plus précise, pour se faire il suffit de calculer les masses des différents composants de l'avion, ensuite la masse va nous donner W au décollage.

V.7.1. La masse de la structure :

Composants	Relations	Valeurs calculées	Valeurs réelles
La masse de L'aile (Kg)	IV. 69	43376	44200
La masse de fuselage (Kg)	IV.73	38429,65	39140
La masse des empennages (Kg)	IV.75	6520	6400
La masse de nacelle (Kg)	IV.78	1139	1440
La masse de la structure (Kg)	IV.67	93296,98	95500
La somme des masses (Kg)	/	92881,65	/

Du tableau on peut déduire la masse moyenne:

$$W_{STR}=93089,4\text{Kg}$$

NB : W_n représente la masse d'une seule nacelle :

Donc $W_n=2 \cdot W_n=4556\text{Kg}$

Après l'équation (IV.74):

Pour $nult=3,75$ On aura $f=7,64^E10 \text{ Kg. m}^2$.



V.7.2. La masse des différents systèmes :

Les équations empiriques utilisées pour l'estimation des masses des systèmes sont illustrées dans le tableau ci-dessous:

Systèmes	Relations empiriques	Valeurs numériques
Propulsion	IV.81	23131,7
Carburant	IV.82	1116,2
Unité de puissance auxiliaire	IV.83	423
Electricité et hydraulique	IV.84	3805,4
Electronique	IV.85	2440,3
Train d'atterrissage	IV.86	15471,9
Commandes de moteurs	IV.87	91,28
Commandes de vol	IV.88	3187
Pressurisation et conditionnement	IV.89	2903,6
Anti-givrage	IV.90	1373,15
Instruments de volet et de contrôle moteur	IV.91	580,2
	Masse totale des systèmes (Kg)	54523,74

V.7.3. La masse des équipements fixes :

Equipements de servitude	Equations empiriques	Valeurs numériques
Fourniture « cabine »	IV.92	21469,23
Servitude « équipage »	IV.93	643,28
Conteneurs à vide 8x78x14,71	IV.94	1981,85
Servitude « conteneurs »	IV.95	450
Equipement de sécurité	IV.96	1292
Oxygène de secours	IV.97	218,8
Equipements « incendie »	IV.98	100,57
Toilettes et eau potable	IV.99	1983,6
Fournitures consommables conditionnement	IV.100	3275,6
	Masse totale des équipements	31414,93

NOTA: Toutes les masses sont en Kg.

V.7.4. La masse des conteneurs :

Chaque conteneur a un volume de $14,71\text{m}^3$, donc pour 12 conteneurs avec une densité maximale pour chacun de $78\text{Kg}/\text{m}^3$ on aura la masse des bagages et fret sera donnée par :

$$W_{FP}=14915,94\text{Kg}$$

Pour la masse des passagers, on attribue pour chacun une masse de 86Kg et on aura.

$$W_{PP}=32680\text{Kg}$$

V.7.5. La masse maximale au décollage :

La masse de la structure (Kg)	93089,4
La masse des systèmes (Kg)	54523,74
La masse des équipements (Kg)	31414,93
La masse des passagers (Kg)	32680
La réserve de carburant (Kg)	900
La masse de carburant (Kg)	156496
La masse de fret et de bagages (Kg)	14915,94
La masse totale au décollage (Kg)	384020

On constate que cette valeur de la masse totale au décollage est inférieure à 5,2% à celle qui donnée par la première estimation. Ce qui représente un écart acceptable.

V.8. Calcul des masses de différents composants du B727-200-comparaison de ces résultats aux résultats réels et à ceux obtenue par la méthode classe I:**V.8.1. Principe de la méthode classe I:**

Dans cette section, on va utiliser la méthode classe I pour l'estimation de la masse des différents composants de l'avion.

Elle est utilisée aussi comme une première étape de l'étude préliminaire.

Elle suppose que pour chaque catégorie d'avion, il est possible d'exprimer la masse des différents composants comme une fraction de l'une de ces masses suivantes.

- Masse totale au décollage : W
- Masse à vide : W_{ee}
- La masse : G_w

Où G_w est la masse pour laquelle l'avion peut supporter le facteur de charge ultime (n_{ult}). Pour l'aviation civile ($W=G_w$) dès que W est connue ; la valeur de G_w est établit facilement et à partir de la, les masses des différents composant peuvent être trouvés rapidement à partir de la multiplication de G_w par une fraction- masse appropriée pour cette raison la méthode classe I est dit « Weight-fraction » method.

V.8.2. La démarche à suivre pour le calcul des masses des composants d'un avion par la méthode classe I :

1.

Définir la liste complète des valeurs des masses suivantes :
- W , W_{ee} , W_{pl} , W_{cr} , W_{fo} et G_w

2.

A partir d'un tableau donné, faire sortir un nombre d'avions qui appartiennent à la même catégorie et les utiliser pour estimer la fraction masse de l'avion à étudier.

3.

Faire une liste des composants de l'avion pour lesquels on veut calculer leurs masses, cette liste varie d'un avion à un autre. Dans certains cas, certaines de ces masses sont spécifiées a partir leur mission, cette liste comprend généralement :

- La masse de la structure : W_{STR}
- La masse des équipements fixes : W_{feq}
- La masse des systèmes propulsif : W_{pp}

4.

Du tableau, choisir la fraction de la masse à utiliser pour l'avion dont on entreprend l'étude.

Fréquemment, il est suffisant d'utiliser la moyenne des valeurs obtenues du nombre d'avions utilisés dont leur mission n'est pas beaucoup différente de celle de l'avion qu'on étudie.

Dans le cas de notre exemple, les avions qui appartiennent à la même catégorie que le B727-200 sont :

Fractions massiques	DC-9-30	MD80	B737-200	B727-200 (moyenne)
W_{pp}/W	0,076	0,079	0,071	0,073
W_{eqf}/W	0,175	0,182	0,129	0,158
W_{ee}/W	0,538	0,564	0,521	0,534
W_w/W	0,106	0,111	0,092	0,103
W_T/W	0,026	0,024	0,024	0,024
W_F/W	0,103	0,115	0,105	0,108
W_n/W	0,103	0,015	0,012	0,014
W_G/W	0,039	0,038	0,038	0,038

Composants	La masse en (Kg)		
	Réelles	Par la méthode classe I	Par la méthode préliminaire
L'aile	9795	9785	9273
Le fuselage	10545	10260	9446,7
Les empennages	2300	2280	2496
Les nacelles	2100	1330	1581
Train d'atterrissage	4200	3610	3865,3
Système propulsif	7400	6935	6817,6
Equipement fixe	11600	15000	10083
-masse à vide	47940	49210	53874
-masse de la charge payante	25000	23146	21286
-masse du carburant	22000	17550	17500
-masse du carburant non utilisé (%)	220	175	175
-masse de l'équipage	370	400	400
Masse maximale au décollage	95310	90431	96262

NB: toutes les masses sont en Kg.



On remarque que la valeur calculée de la masse maximale au décollage est inférieure de 3% de la valeur réelle qui est un écart acceptable dans le cadre de l'étude préliminaire, ajoutant à cela que la plupart des données ont été prises arbitrairement par comparaison à d'autres avions de même catégorie.

NB:

La méthode de classe I a donné aussi des résultats satisfaisants, mais, elle représente des inconvénients, ce qu'elle est utilisée seulement pour estimer les masses W , W_f , W_{cr} et W_{pl} .

C'est pour cela qu'elle est généralement utilisée avec l'étude préliminaire.

CHAPITRE VI

CONCEPTION

PRELIMINAIRE



VI.1. Le cahier des charges:

La conception préliminaire d'un avion est débute généralement par définir sa mission et ses objectifs pour se fixer un cahier des charges qui comprend essentiellement :

1°/ Nombre maximal de passagers:

- en configuration « haute densité »
- Pas des sièges
- Nombre de siège par rangée

2°/ Distance franchissable a pleine charge

3°/ Vitesse de croisière

4°/ Longueur de la piste en condition ISA Standard (15°, 1,013bar)

5°/ Nombre de moteurs

6°/ Le volume nécessaire au fret, aux bagages 12 conteneurs LD₃

7°/ Membres d'équipage :

- Personnel navigant technique
- Personnel navigant de cabine

VI.1.1. Nécessite d'un cahier de charge:

Ainsi, comme nous avons déjà eu l'occasion de le dire dans ces colonnes, "il ne viendrait à l'idée de personne de se lancer dans une aventure aussi coûteuse (que la conception d'un avion) pour d'emblée, faire moins bien". Pourtant, si des entreprises reconnues (par certains) comme "prestigieuses" ont englouti des sommes aussi importantes qu'elles se sont révélées, en fin de parcours, inutiles (Porsche : 170 millions de francs pour le PFM. Beechcraft : 2 milliards de francs pour le Starship), c'est qu'il y avait et qu'il y a toujours un problème majeur dans les processus de décision, notamment au niveau de savoir si, oui ou non, le projet que l'on se propose de lancer apporte quelque chose de plus - ce qu'un financier traduit immédiatement en terme de rentabilité commerciale. Ce sont là, direz-vous, des considérations qui n'intéressent pas l'amateur ! Eh bien si, parce que 2 à 5.000 heures de travail, c'est suffisant pour signer une motivation et montrer que le constructeur amateur, plus que tout autre pilote, n'est pas un " consommateur ", mais un utilisateur ; ce qu'oublie un peu trop souvent les fabricants d'avion qui pensent l'aéronautique en terme de marché et de créneaux, et qui, de fait, ont pris l'habitude de subordonner l'aérodynamicien au designer, les considérations techniques, économiques et sécuritaires aux considérations de marketing.





Bien entendu, l'amateur ne se pose pas le problème de la rentabilité dans les mêmes termes que l'industriel, encore qu'il semble se dessiner un certain glissement de motivation au sein de la population des amateurs qui apparaissent moins attirés par la "construction pour la construction", que par des formes plus ou moins avancées de kits qui leur permettent en contrepartie de voler plus rapidement, à des coûts (financiers, mais aussi de temps, d'énergie, de compétence, de disponibilité des matériaux, ...etc.) qui restent acceptables. Et la question se pose alors de savoir s'il convient encore de se lancer dans la construction d'un avion lorsque, à perfuse globalement équivalentes, celui-ci est plus rapidement accessible d'occasion. Bien sûr, la part du rêve restera toujours primordiale pour l'amateur, mais il n'en demeure pas moins qu'il commencera, comme l'industriel, par faire un bilan avantages-inconvénients-coûts avant de se lancer dans une telle opération ; bilan à la base, duquel on trouvera inmanquablement un "cahier des charges", même si celui-ci n'a pas été clairement explicité. Or les problèmes, justement, surgissent lorsque ces cahiers des charges sont mal ou peu (voire pas du tout) définis, ce qu'un certain nombre de signes d'ailleurs, ne révèlent infailliblement.

VI.1.2. Le cahier des charges comme révélateur:

Le cahier des charges comme révélateur : facilement reconstituants lorsqu'ils ne sont pas fournis, les cahiers des charges sont en effet révélateurs de la capacité des concepteurs à maîtriser les problèmes ... quand ils ne s'en créent pas d'insurmontables en sacrifiant aux dieux de l'innovation, du "look" et du marketing. Cela bien entendu ne concerne pas l'amateur qui, par principe, a tous les droits dans la façon de se faire plaisir (et occasionnellement de se tuer) dès lors, évidemment, qu'il ne met pas en jeu la vie de ses semblables. Du reste, la logique du plaisir ne se formalise pas. Par contre, à partir du moment où des prétentions sont affichées, où des arrière-pensées commerciales sous-tendent l'élaboration d'un prototype (qui engagera forcément la vie d'utilisateurs futurs), se pose la question du cahier des charges en des termes qui sont alors tout à fait différents, et il est du devoir du citoyen aéronautique d'y jeter un oeil critique dans la mesure de ses compétences techniques (simple question d'éthique).

Parmi les grands types de cahier des charges que l'on peut reconstituer, il faut citer les suivants : nous passerons évidemment sur le cahier des charges du type Clément Ader qui se ramène à "être simplement en l'air" (encore une fois, celui-ci peut satisfaire l'amateur qui a tout loisir pour réinventer le vol), pour ne retenir que les plus courants :

- il y a ainsi les cahiers des charges purement fantaisistes, puisque, pour le remplir, l'avion devrait avoir une traînée de frottement inférieure à celle de la plaque plane (variante du syndrome du mouvement perpétuel), auxquels on peut rajouter ceux où le frottement n'est tout simplement pas pris en compte (cas du Star ship déjà cité).
- il y a les "extravagants" qui résultent des délires plus ou moins artistiques "à la Colani". Révélatrice d'une époque, cette catégorie est actuellement plutôt bien représentée. C'est la catégorie des "Cormoran" et autres "Performance 2000" qui arrivent même, pour certains d'entre eux, à obtenir (la performance, en fait, est là) le soutien financier des collectivités locales apparemment bien conseillées





(évidemment, nous retirons immédiatement nos assertions si ces avions sont destinés à autre chose qu'à voler, mais faut-il encore le dire!).

- il y a les cahiers des charges des "avions de spécialiste" qui aboutissent à une aile sans fuselage (ou presque) pour l'aérodynamicien ; à un avion conçu comme l'habillage d'un moteur hypertrophié pour le motoriste (tel le Gee Bee des années 30) ; à un avion du genre "taillé à la hache" pour le spécialiste des structures qui pense facilité de réalisation et prix de revient, et qui oublie, en parfait accord sur ce point avec son confrère, le "spécialiste financier" que le seul accroissement de consommation durant la durée de vie de l'avion aura coûté plusieurs fois son prix d'achat (évidemment les têtes embrevées, les carénages, les formes non développables, les vitres et ouvertures affleurantes, ... ça coûte trop cher, alors même que dans l'argumentation de ces messieurs, le surcoût en carburant devient un avantage puisqu'il fait office de crédit ... à la consommation !).
- il y a aussi les cahiers des charges de type "agrégat" dans lesquels moteurs et hélices ne sont que de simples accessoires qu'il suffit de rajouter à une cellule, et dont on s'occupera, pense-t-on, le moment venu (il n'y a pas, loin s'en faut, que des amateurs pour "penser" l'avion de cette manière).
- ceux encore du type "pari" dans lesquels on subordonne tout le projet à la réussite hypothétique d'un seul organe, voire de plusieurs à la fois pour les plus joueurs (hélice propulsive arrière, renvois d'angle multiples, réducteurs, ... etc), la mise étant sans doute constituée par les coûts de Recherche et Développement...
- ceux enfin du type "piège" pour lesquels des impasses technologiques majeures ont manifestement été faites (organes dévoyés de leur fonction, absence de reprise des efforts, aérodistorsion non vérifiée, fonctionnement des gouvernes incompatible avec les déformations sous charge, profil laminaire sur canard à très faible corde, ... etc.), souvent couplées à des inepties de conception ("enclume et hachoir" pour reprendre l'expression imagée de J. Delemontez, sur pylône juste à l'arrière des occupants, gouvernes d'empennage dans le plan de rotation de l'hélice, parachute pyrotechnique devant l'hélice propulsive, ... etc.).

Tous ces types de cahier des charges ont en commun d'évoluer au gré des difficultés rencontrées (c'est là d'ailleurs un signe quasi infaillible de repérage, surtout lorsque cette dérive constatée se double de justifications pseudo techniques). Ils ont encore en commun, quoique de façon moins systématique, de s'acharner sur l'accessoire (le look, l'hélice propulsive, le plan canard, le GMP sur l'empennage, la vision panoramique inspirée par l'observation des libellules), et d'oublier l'essentiel (les perfos, la sécurité, les décrochages intempestifs par temps de pluie, la gueuse mobile de 20 kg prévue pour être un jour oubliée, ... etc). Le plus comique dans cette histoire de dérive incontrôlée, c'est que les changements opérés sur tel paramètre se traduisent toujours par des modifications au niveau des autres paramètres qui compensent, voire surcompensent les effets des modifications initiales, le produit final (le système-avion) étant simplement l'objet de "transferts de paramètres". Tel avion par exemple aura amélioré son aérodynamisme grâce à un matériau autorisant de bonnes formes, mais présentera en revanche une dégradation de son devis de masse ; tel autre se verra doté d'une motorisation plus légère, mais sa consommation spécifique fera que la masse de carburant à emporter aura remplacé celle gagnée sur le moteur - les exemples sont innombrables...





VI.1.3. Le cahier des charges comme outil:

Le cahier des charges comme outil : le cahier des charges, en fait, est l'image de l'état des sciences et des techniques à un moment donné. Un projet d'avion nouveau n'a d'intérêt que si celui-ci est fait pour voler plus vite, et/ou plus loin, et/ou emporter plus de charge, et/ou pour moins cher que les avions existants. En d'autres termes, avant de commencer quoi que ce soit, il convient de faire un état des lieux, un comparatif général avec les meilleurs avions du moment, afin que soient fixées les spécifications minimales en deçà desquelles les coûts de R&D (plus ceux de certification) ne se justifient absolument plus. Chacun aura déjà pu mesurer la limite des comparatifs proposés jusque là par la presse spécialisée (quand celle-ci en propose encore). Cette approche de la question, en effet, ne permet de comparer que des appareils quasiment équivalents (même masse, même puissance, mêmes perfos, ... etc, le tout à plus ou moins 3 ou 4%) ; et encore ces comparatifs s'arrêtent-ils très vite dès lors qu'un des avions présente une vitesse un peu plus grande que celle des autres en raison d'une puissance installée, elle aussi, un peu plus grande ... et pour un coût au kilomètre parcouru, un peu plus grand évidemment. Bref, on aura compris que même l'équivalence devient floue quand s'opèrent des transferts de paramètres, d'où l'intérêt et la nécessité de fonder ces comparatifs sur des critères beaucoup plus fondamentaux.

Le premier avion de ligne français à réaction, la Caravelle, qui fut aussi le premier moyen-courrier du monde propulsé par réacteurs, se caractérisait par l'installation, peu orthodoxe, des nacelles des réacteurs à l'arrière du fuselage. C'est en novembre 1951 qu'une fiche-programme de l'Aviation civile demanda l'étude d'un avion de ligne à réaction capable de concurrencer des appareils de la même catégorie en essai en Grande-Bretagne et en cours de développement aux Etats-Unis.

Six constructeurs français répondirent à ce cahier des charges, et seule la proposition faite par la SNCASE fut retenue, le secrétariat d'Etat à l'Air passant commande en janvier 1953 de deux prototypes pour lesquels le nom de Caravelle fut choisi quelques semaines plus tard. C'est alors que la SNCASE (Société nationale de constructions aéronautiques du Sud-Est) fusionna avec la SNCASO Sud-Ouest le 1er mars 1957, et que la nouvelle société prit la raison sociale de Sud-Aviation. Celle-ci devait fusionner avec Nord-Aviation et la SEREB pour former, le 1er janvier 1970, la Société nationale industrielle aérospatiale.

A l'origine, la Caravelle, qui avait pris la dénomination de SE.210, devait recevoir 52 passagers; le premier prototype, équipé, comme le second, de deux réacteurs Rolls-Royce Avon RA26 de 4 535 kgp chacun, vola pour la première fois le 27 mai 1955. Cependant, la première série, Caravelle I, comportait un fuselage rallongé de 1,41 m pour transporter 64 passagers répartis en deux classes.

Les essais menés sur cet appareil se révélèrent d'autant plus rigoureux que, depuis les problèmes rencontrés avec le Comet, les techniciens s'étaient rendu compte à quel point les pressurisations et les dépressurisations de la cabine lors de vols à haute altitude soumettaient les structures à rude épreuve et fatiguaient le métal. C'est la raison pour laquelle, outre les essais statiques, la Caravelle dut subir une importante série de tests de résistance à la pression. Un fuselage fut





donc plongé dans un gigantesque bassin rempli d'eau, moyen qui permettait, d'une part, d'éviter les dangers dus à une éventuelle explosion et, d'autre part, de reconstituer en accéléré la vie entière d'un avion de ce type, soit une dizaine d'années. Toutes les conditions de vol y furent reproduites et donnèrent aux techniciens la conviction que la Caravelle se révélait une machine volante susceptible d'être utilisée avec une très large marge de sécurité.

La Caravelle était un avion entièrement métallique à ailes basses en flèche pourvues de commandes assistées hydrauliquement, de volets Fowler et de freins aérodynamiques sur les intrados et les extrados, placés à mi-voilure. L'empennage horizontal se trouvait placé à midérive pour assurer sa protection contre les remous créés par les réacteurs, situés dans des nacelles montées de chaque côté du fuselage arrière.

Cette installation, alors unique au monde et qui fit école par la suite, avait été adoptée pour éviter toute interférence aérodynamique des nacelles et de leurs berceaux, ce, dans le but de donner un rendement optimal à la portance de l'aile mais aussi pour offrir une solution aux nuisances acoustiques dans la cabine des passagers.

Les voyageurs, assis bien en avant des réacteurs, ne tarirent pas d'éloges sur le confort et le silence de l'avion. Le train d'atterrissage, mû par un système hydraulique, était tricycle, avec un diabolo avant de quatre roues en bogie sur les atterrisseurs principaux.

Le groupe propulseur retenu sur la Caravelle I (construite à 19 exemplaires) était l'Avon RA 29 Mk 522, mais la Caravelle IA (13 exemplaires) fut équipée du RA.29/1 Mk526.

Les 78 Caravelle III furent pourvues de deux RA.29/3 Mk 527 de 5310 kgp. Toutes les versions I, sauf un exemplaire et les 13 modèles IA, furent alors transformées en Caravelle III. La version suivante prit la désignation de Caravelle VI, avec deux variantes, VIN (53 exemplaires) et VIR (56 exemplaires). La première reçut le RA 29/6 Mk 531 de 5 535 kgp et la seconde le Mk 532R ou 533R, pourvu d'un inverseur de poussée destiné à réduire la distance d'atterrissage. La version VIR disposait aussi d'un poste de pilotage à vision améliorée, de freins plus puissants et de pièges à couche limite qui amélioraient la portance.

La Super-Caravelle (22 exemplaires), qui vola pour la première fois le 3 mars 1964, était une version raffinée présentant un certain nombre d'améliorations aérodynamiques, dont un bord d'attaque élargi au niveau de l'emplanture de l'aile, des volets hypersustentateurs avec un angle de courbure augmenté de 10°, un carénage fuselé à l'intersection de la dérive et des surfaces horizontales, et une envergure d'empennage arrière augmentée de 1,40 m. D'autres modifications portèrent sur l'installation de deux turboréacteurs Pratt & Whitney JT8D-7 de 6350 kgp, sur l'allongement de 1 m de la cabine dans le but de loger 104 sièges en classe touriste, sur la révision de tout le système hydraulique et électrique et sur l'augmentation de la capacité en carburant. La Super-Caravelle fut dénommée à l'origine Caravelle 10B et le modèle suivant, 10R (20 exemplaires) vola le 18 Janvier 1965. Cette version, basée sur une cellule de





Caravelle VI et dotée de JT8D-7, possédait un inverseur de poussée conçu par Sud-Aviation et un fuselage modifié pour augmenter la capacité de la soute inférieure.

La Caravelle 11 R, prévue pour des trajets à moyenne distance, était une version mixte, équipée de 50 sièges en classe touriste et pouvant accueillir 66 m³ de fret à l'avant de la cabine. Le fuselage y avait été rallongé de 0,93 m en avant des ailes, le plancher de la cabine et certaines portions de la cellule avaient été renforcés, une porte pour le chargement avaient été ouverte sur le flanc gauche de la partie avant du fuselage, tandis qu'une cloison amovible séparait la cabine des passagers de la soute. Seuls 6 exemplaires furent assemblés dont le premier prit l'air le 21 avril 1967.

La dernière version, la Caravelle 12, extrapolée de la Super-Caravelle, comportait un fuselage rallongé de 3,23 m capable d'accueillir 140 passagers. La structure avait été renforcée en raison de l'augmentation du poids en charge et les turbo-réacteurs étaient du type Pratt & Withney JT8D-9. Le premier des 12 exemplaires vola le 29 octobre 1970.

La série Caravelle prototypes inclus, s'arrêta à la 280ème machine. A son apogée, cet avion équipait trente-cinq compagnies aériennes. Un grand nombre reste en service actuellement, et quelques exemplaires sont utilisés comme appareils de transport par certaines armées de l'air.

A) Première application:

1°/ Nombre maximal de passagers:

- en configuration « haute densité » P = 300
- Pas des sièges: DS = 0,62m
- Nombre de siège par rangée: NS = 7

2°/ Distance franchissable à pleine charge : R = 11900 Km

3°/ Vitesse de croisière : M_{mo} = 0,86

4°/ Longueur de la piste en condition ISA Standard (15°, 1,013 bar) BFL = 2600 Km

5°/ Nombre de moteurs: NM = 2

6°/ Le volume nécessaire au fret, aux bagages 12 conteneurs LD₃

7°/ Membres d'équipage :

- Personnel navigant technique : NF = 3
- Personnel navigant de cabine : NC = 7



**VI.2. Calcul des masses W_f, W_{pl}, W_{cr} et W_{ee} :****VI.2.1. Première estimation de W :**

La formule empirique (I.1) donne :

$$W_1 = 263169 \text{ Kg}$$

VI.2.2. Deuxième estimation de la masse au décollage :

Cette méthode consiste à estimer les masses W_f, W_{pl}, W_{cr} et W_{ee} , la somme de ces masses donne une deuxième approximation de W :

La masse en Kg	Symbole	Relations empiriques	Valeur moyenne
Masse du carburant	W_f	1.7	115892
		1.8	92461
Masse de l'équipage	W_{cr}	1.11	835
La masse la charge payante	W_{pl}	1.5	38879
Masse à vide	W_{ee}	1.3	134588

W_f : représente la masse du carburant, par passager et par kilomètre.

Elle est donnée par une formule empirique (I.10) :

Du tableau précédent on aura :

$$W_2 = 278568 \text{ Kg}$$

Ce qui donne finalement la meilleure approximation de la masse maximale au décollage.

$$W = 270868 \text{ Kg}$$



**VI.3. Dimensionnement de l'avion :****VI.3.1. L'aile :**

L'aile est caractérisée par :

S : Surface alaire

b : Envergure

ϵ : Effilement

A : Allongement

C : Corde moyenne

C_r : Corde à l'emplanture

C_t : Corde à l'extrémité

Φ_{25} : flèche moyenne au quart de l'aile.

Les valeurs numériques sont données dans le tableau ci-dessous :

caractéristique	Equation	Valeur numérique
S (m ²)	II.30	442,8
b (m)	II.31	60
A	II.32	7,38
C (m)	S/b	6,9
C_r (m)	II.36	10,72
C_t (m)	II.37	3,07
Φ_{25}	II.33	30°
ϵ	II.34	0,2865
Epaisseur relative a l'emplanture (m)	II.38	13,125%
Epaisseur relative a l'extrémité (m)	II.39	9,84%

VI.3.2. Le fuselage :

Les valeurs approximatives calculées pour le dimensionnement du fuselage sont illustrées dans le tableau ci-dessous :

	Relation empirique	Valeur numérique
L_c (m)	II.14	50
W_{int} (m)	II.17	5,472
	II.18	4,92
W_{ext} (m)	II.19	5,62
l_f (m)	II.29	60
D_{ff} (m)	II.20	0,21
H (m)	II.28	18,15





On peut aussi, déterminer approximativement la position de la voilure – repérée par le point de quart de la corde moyenne- par rapport au nez du fuselage –Pour un avion ayant deux moteurs en poids sous les ailes, cette distance est donnée par l'équation (II.23) :

Et on aura :

$$X_{C/4}=30\text{m}$$

Finalement, on peut avoir aussi un ordre de grandeur de la partie avant.

La distance entre la cloison avant de pressurisation et la cloison interne du poste de pilotage est d'après l'expérience :

$$L_{fd}= 3,8\text{m} \quad \text{pour } R>3710\text{Km.}$$

La longueur du nez minimale $L_n= 1,22\text{m}$ doit être respectée (distance entre le nez du fuselage et la cloison avant de pressurisation), et par conséquent.

$$L_{fb}= L_{fd}+ L_n \quad \text{donc:}$$

$$L_{fb}=5,02\text{m}$$

On peut donc calculer la longueur de queue d'avion qui est donnée par:

$$L_q=l_f - L_{fb}$$

L_{fb} : La distance totale entre le nez du fuselage et la frontière arrière de l'espace pressurisé.

$$L_{fb}=L_{fb}+ L_c=55\text{m} \quad \text{donc:}$$

$$L_q=5\text{m}$$

VI.3.3. Les empennages :

1. L'empennage horizontal :

Pour l'empennage horizontal, on avait défini la distance de référence moyenne concernant le rapport L_T/C qui est égal a 3,5, Sachant aussi que $3,5 \leq A_T \leq 4,5$





Si on prend $A_T=4$ On aura le tableau ci-dessous :

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Surface (m ²)	S_T	II.40	103
Allongement	A_T	b_T^2/S_T	4
Envergure (m)	b_T	II.43	20,3
Corde moyenne (m)	C_T	II.44	5,07

V^* est le rapport volumique de référence qui est donnée par la relation (II.41)

$$V^*=1,02$$

Le point du milieu au quart de la corde moyenne de la surface de l'empennage horizontal doit être localisé à une distance $L_T^*=24\text{m}$ à l'arrière du point de référence C/4 de l'aile et $b_T/4=5$ de la ligne centrale du fuselage.

A travers ce point, le quart de la corde a la même flèche $\Phi_{,25}$ que l'aile c'est-à-dire 30° .

L'intersection de cette ligne avec la ligne centrale du fuselage doit passer à l'arrière de la cloison arrière pressurisée, comme cet endroit portera l'empennage horizontal à travers la structure ou près de cet emplacement

Le point d'intersection pourrait se situer à l'extrémité de la cloison arrière pressurisée, cette considération être donnée augmenter le bras de l'empennage L_T^* et modifier convenablement la surface de l'empennage horizontal.

Finalement pour terminer l'évaluation de l'empennage horizontal on calcule.

-La corde à l'emplanture est donnée par la relation (II.45):

$$C_{rT} = 6,5\text{m}$$

-La corde à l'extrémité (l'équation (II.46))

$$C_{eT} = 3,6\text{m}$$

ξ_T est généralement compris entre 0,35 et 0,6 dans notre cas on a pris 0,55.



**2. L'empennage vertical :**

Pour un avion qui possède deux moteurs en poids sous les ailes, le rapport volumique de référence $V^*=0,0088$, et si on considère que :

$$L^*_T = L^*_V = 24$$

$$1 \leq A_V \leq 2,5 \quad \text{on prend } A_V = 1,8$$

$$0,35 \leq \epsilon_V \leq 0,6 \quad \text{on prend } \epsilon_V = 0,4$$

On aura le tableau ci-dessous :

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Surface (m ²)	S_V	II.47	66
Allongement (m)	A_V	b_V^2/S_V	1,8
Envergure (m)	b_V	II.48	10,9
Corde moyenne (m)	C_V	II.49	6,05
Corde à l'emplanture (m)	C_{IV}	II.50	8,64
Corde à l'extrémité (m)	C_{IV}	II.51	3,5

VI.4. Poussée des réacteurs :**VI.4.1. Calcul de la surface de traînée :**

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Surface mouille (m ²)	S_w	III.52	2313
Surface de traînée (m ²)	f	III.53	6,77

VI.4.2. Calcul de la poussée :

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Poussée par surface (Kgf/m ²)	T_0/f	III.56	7584,23
Poussée en (BFL) (Kgf)	T_0	III.62	64692

La poussée en fonction des conditions atmosphériques (l'équation (III.59)):

Pour $W \geq 6300\text{Kg}$, avec $K_2=0,614$ donc: $T_0=78516\text{Kgf}$





A partir ce dessus la poussée moyenne:

$$T_0 = 64850 \text{Kgf}$$

Dans ce cas, on suggère deux moteurs Cf6-80E1_A2 ou Cf6-80C2_A5 où le premier a 67500Kgf de poussée et le deuxième a 61300Kgf de poussée.

On peut aussi, vérifier la comptabilité de la poussée estimée et la longueur de piste choisie grâce a la formule :

$$BFL = C_1 [W^2 / ST_0]^{0,891}$$

$C_1 = 2,6$ au niveau de la mer.

On trouve que $BFL = 2900\text{m}$

Ensuite on aura :

$$T_0 = C_2 \cdot W^2 / S \cdot (BFL)^{1,122}$$

Finalement pour un avion dont la longueur de piste nécessaire $BFL = 2800\text{m}$, la poussée exigée est : $T_0 = 73231\text{Kgf}$

VI.4.3. La poussée en cas de panne d'un moteur :

$$T^*_o / C_{x_0} \cdot S = 6.75 \text{Kgf/m}^2$$

(L'équation (III.64))

$$T^*_o = 40083 \text{Kgf}$$

(L'équation (III.65))

En comparant $T^*_o = 40083\text{Kgf}$ poussée maximale, en cas de panne d'un moteur et celle développée par un seul moteur dans le cas normal $T^*_o = 32425\text{Kgf}$.

On remarque, qu'il faut choisir un turboréacteur capable d'engendrer une puissance supérieure de 7% à la poussée minimale nécessaire au fonctionnement normal avec deux moteurs.

VI.5. Détermination plus précise de la masse max au décollage :

Dans cette section, on va calculer la masse maximale au décollage d'une manière plus précise, pour se faire il suffit de calculer les masses des différents composants de l'avion, ensuite la masse va nous donner W au décollage.

VI.5.1. La masse de la structure :

De la formule (IV.67) on trouve:





$$(W_{STR})_1 = 48041,4 \text{ Kg}$$

A, S et Φ_{25} sont déjà calculés.

La masse de la structure peut être déterminée de la manière suivante:

Composant	Relation	Valeur numérique	
La masse de L'aile (Kg)	IV.69	21322,33	21994
	IV.71	22666	
La masse de fuselage (Kg)	IV.74	20120	
La masse des empennages (Kg)	IV.75	4171	
La masse de nacelle (Kg)	IV.78	1500	

NB : W_n représente la masse d'une seule nacelle :

Donc $W'_n = 2 \cdot W_n = 3000 \text{ Kg}$

Après l'équation (IV.70):

Pour $nult = 3,75$ On aura $r = 1.19476E08 \text{ Kgm}^2$

Du tableau on peut déduire une deuxième approximation de la masse de la structure:

$$(W_{STR})_2 = 49285 \text{ Kg}$$

La moyenne entre $(W_{STR})_1$ et $(W_{STR})_2$ donne une meilleur approximation de la masse de la structure:

$$W_{STR} = 48663,2 \text{ Kg}$$



**VI.5.2. La masse des différents systèmes :**

Les équations empiriques utilisées pour l'estimation des masses des systèmes sont illustrées dans le tableau ci-dessous:

Système	Relations empiriques	Valeurs numériques
Propulsion	IV.81	16426,28
Carburant	IV.82	863,65
Unité de puissance auxiliaire	IV.83	398,8
Electricité et hydraulique	IV.84	2975,4
Electronique	IV.85	1792
Train d'atterrissage	IV.86	10489,7
Commandes de moteurs	IV.87	78,9
Commandes de vol	IV.88	2351
Pressurisation et conditionnement	IV.89	1954
Anti-givrage	IV.90	13731
Instruments de volet et de contrôle moteur	IV.91	423,5
	Masse totale des systèmes (Kg)	51484,23

VI.5.3. La masse des équipements fixes :

Equipement de servitude	Equation empirique	Valeur numérique
Fourniture « cabine »	IV.92	13402,3
Servitude « équipage »	IV.93	574,2
Conteneurs à vide 8x78x14,71	IV.94	1829
Servitude « conteneurs »	IV.95	409
Equipement de sécurité	IV.96	1020
Oxygène de secours	IV.97	175,6
Equipements « incendie »	IV.98	72,7
Toilettes et eau potable	IV.99	1566
Fournitures consommables conditionnement	IV.100	2586
	Masse totale des équipements	9574,8

NOTA: Toutes les masses sont en Kg.





VI.5.4. La masse des conteneurs :

Chaque conteneur a un volume de $14,71\text{m}^3$, donc pour 12 conteneurs avec une densité maximale pour chacun de 78Kg/m^3 on aura la masse des bagages et fret sera donnée par :

$$W_{FP}=13768\text{Kg}$$

Pour la masse des passagers, on attribue pour chacun une masse de 86Kg et on aura.

$$W_{PP}=25800\text{Kg}$$

VI.5.5. La masse maximale au décollage :

La masse de la structure	48663,2
La masse des systèmes	51484,23
La masse des équipements	9574,8
La masse des passagers	25800
La réserve de carburant	500
La masse de carburant	104266
La masse de fret et de bagages	13768
La masse totale au décollage	256763

On constate que cette valeur de la masse totale au décollage est inférieure à 5,2% à celle qui donnée par la première estimation. Ce qui représente un écart très faible.

VI.6. Représentation des différents dimensionnements sur les figures:

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



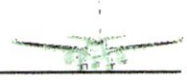
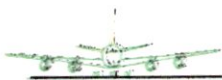
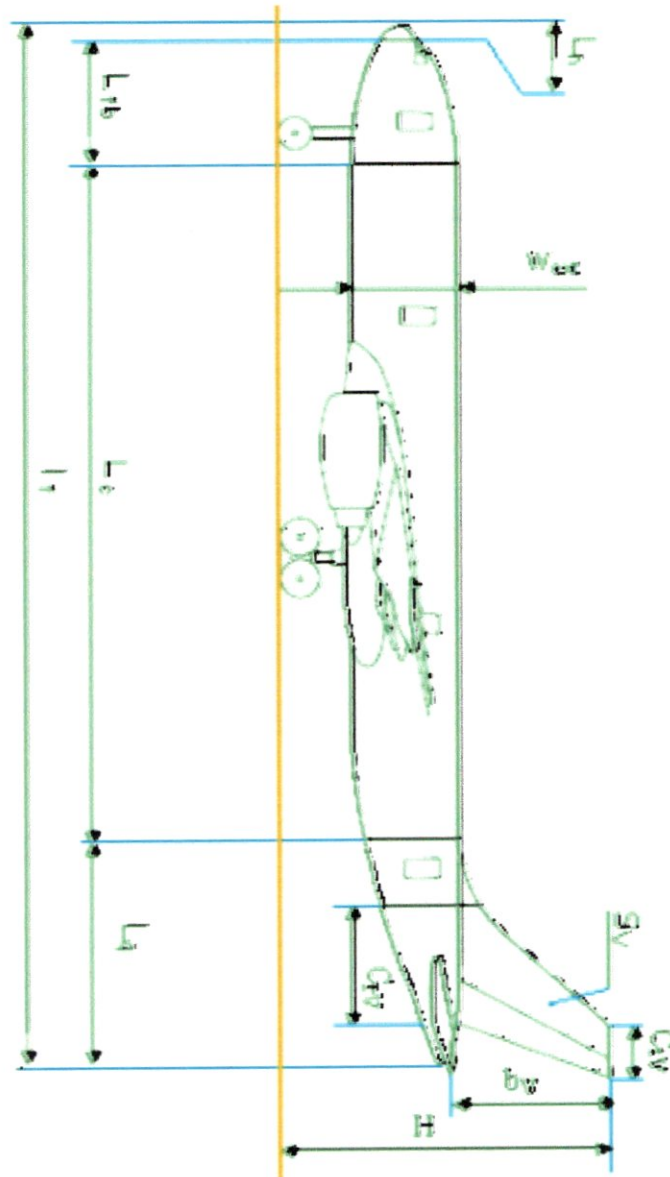


Fig. (VI.1): Vue de côté d'avion bimoteur:

Echelle: 1cm \longrightarrow 4,3m



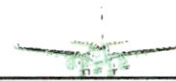
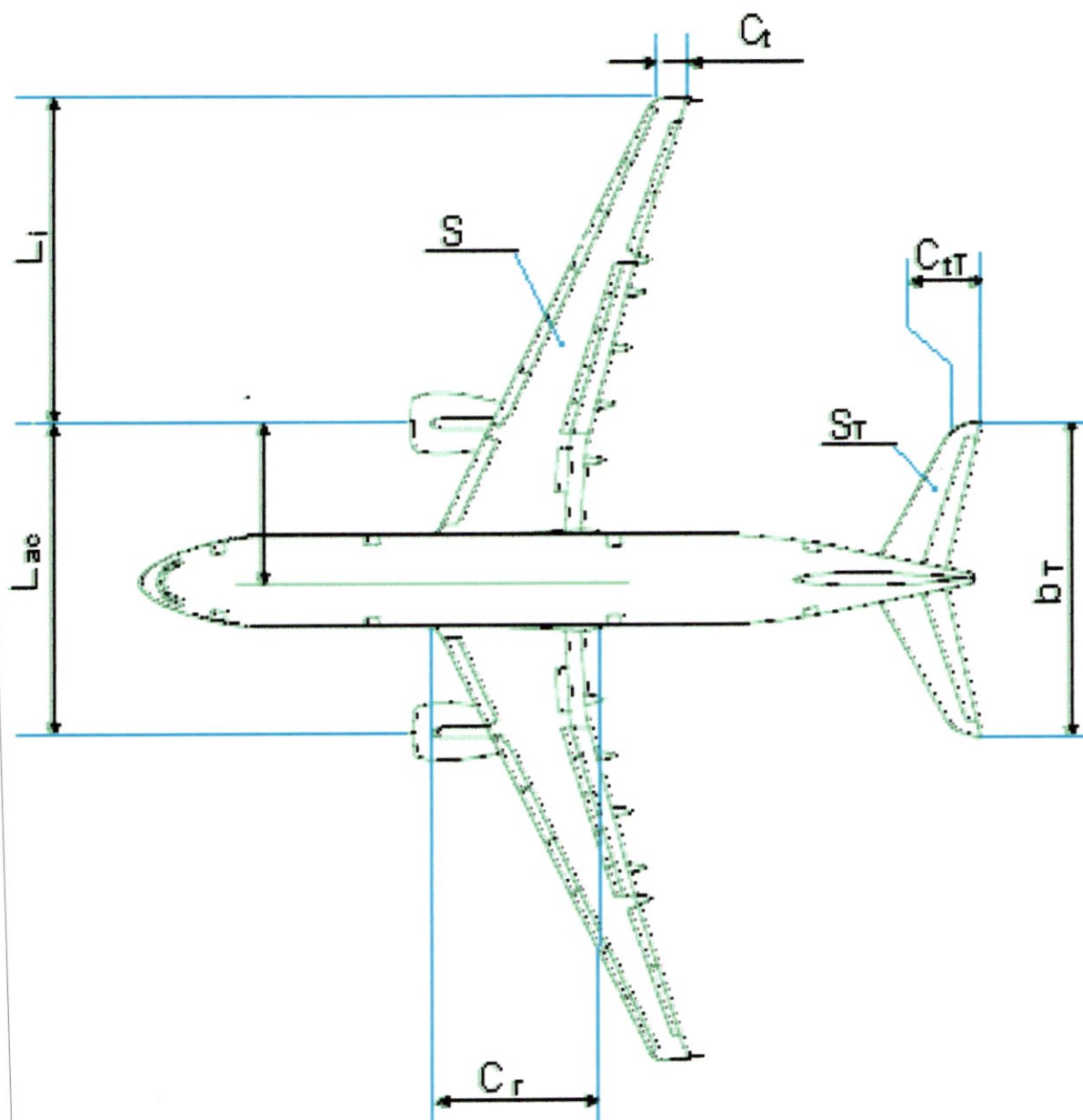


Fig. (VI.2): Vue de dessus d'avion bimoteur:

Echelle: 1cm \longrightarrow 4,3m



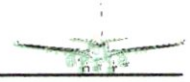
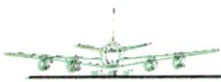


Fig. (VI.3): Vue de face d'avion bimoteur:

Echelle: 1cm \longrightarrow 4,3m

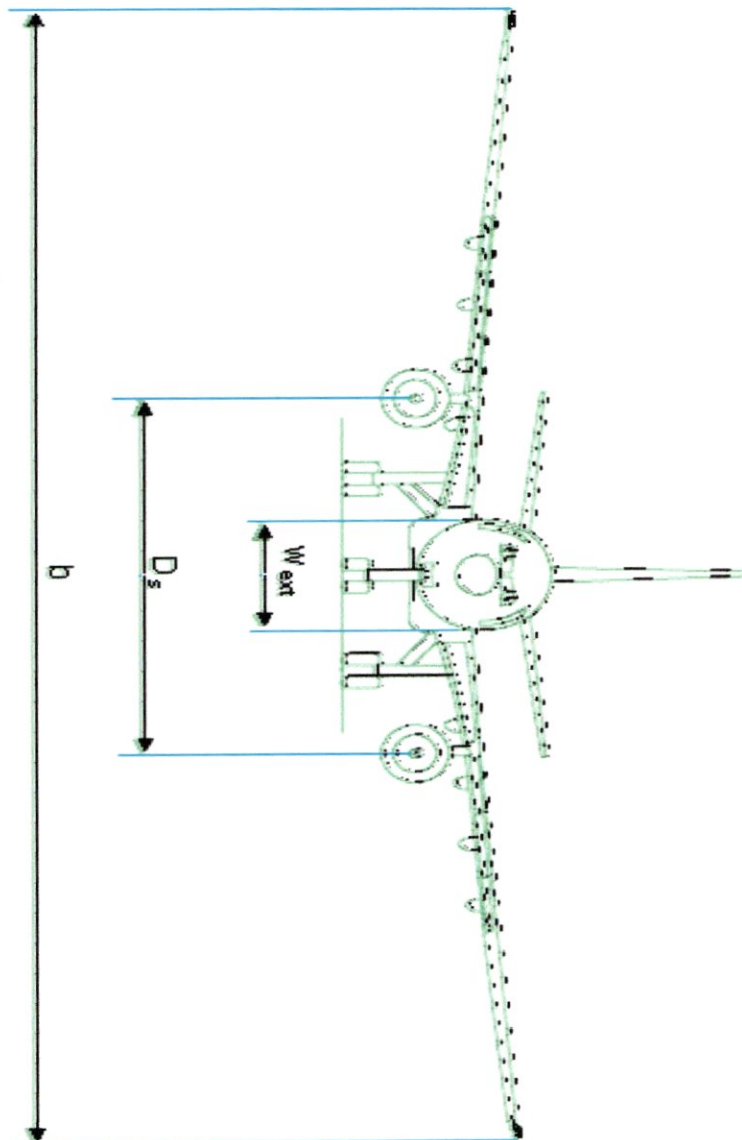
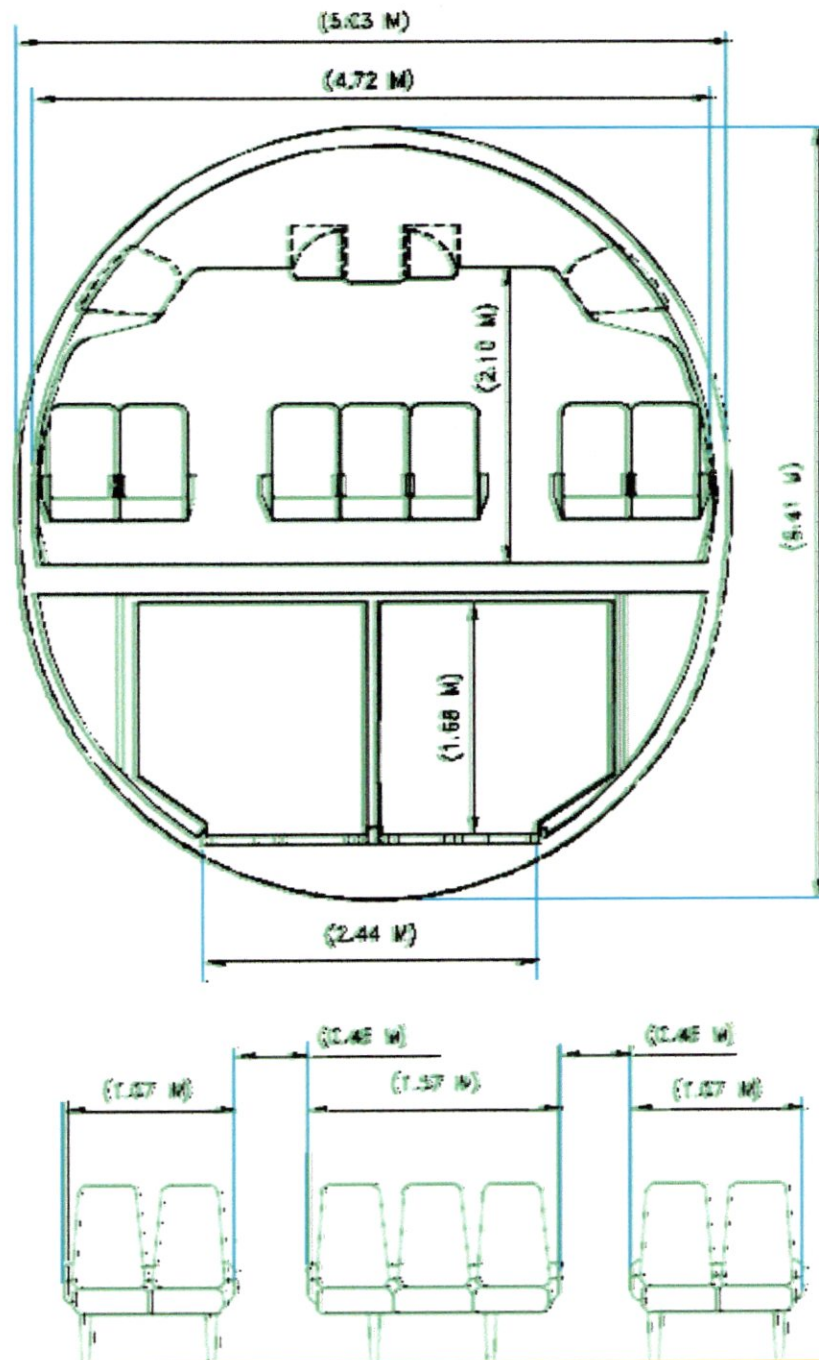




Fig. (VI.4): Exemple d'aménagement d'avion bimoteur:





B) Deuxième application:

1°/ Nombre maximal de passagers:

- en configuration « haute densité ».....P = 174
- Pas des sièges:.....DS=0.86m
- Nombre de siège par rangée:.....NS =6

2°/ Distance franchissable a pleine charge :....R=4950Km

3°/ Vitesse de croisière :M_{mo}=0.87

4°/ Longueur de la piste en condition ISA Standard (15°, 1,013bar) BFL=2900Km

5°/ Nombre de moteurs:.....NM=4

6°/ Le volume nécessaire au fret, aux bagages 12 conteneurs LD₃

7°/ Membres d'équipage :

- Personnel navigant technique :NF=2
- Personnel navigant de cabine :NC=7

VI.7. Calcul des masse W, W_f, W_{pl}, W_{cr} et W_{ee} :

VI.7.1. Première estimation de W :

La formule empirique (I.1) donne :

$W_1 = 100705,86 \text{Kg}$

VI.7.2. Deuxième estimation de la masse au décollage :

Cette méthode consiste a estimer les masses W_f, W_{pl}, W_{cr} et W_{ee}, la somme de ces masses donne une deuxième approximation de W :

La masse en Kg	Symbole	Relations empiriques	Valeur moyenne
Masse du carburant	W _f	1.7	27719
Masse de l'équipage	W _{cr}	1.11	718
La masse la charge payante	W _{pl}	1.5	20799
Masse à vide	W _{ee}	1.3	55967





W_f : représente la masse du carburant, par passager et par kilomètre.

Elle est donnée par une formule empirique (I.8) :

Du tableau précédent on aura :

$$W_2 = 105203 \text{ Kg}$$

Ce qui donne finalement la meilleure approximation de la masse maximale au décollage.

$$W = 102954 \text{ Kg}$$

VI.8. Dimensionnement de l'avion :

VI.8.1. L'aile :

L'aile est caractérisée par :

S : Surface alaire

b : Envergure

ϵ : Effilement

A : Allongement

C : Corde moyenne

C_r : Corde à l'emplanture

C_t : Corde à l'extrémité

$\Phi_{.25}$: flèche moyenne au quart de l'aile.

Les valeurs numériques sont données dans le tableau ci-dessous :

caractéristique	Equation	Valeur numérique
S (m ²)	II.30	192
b (m)	II.31	39,16
A	II.32	7,98
C (m)	S/b	4,9
C_r (m)	II.36	7,622
C_t (m)	II.37	2,182
$\Phi_{.25}$	II.33	30°
ϵ	II.34	0,286
Epaisseur relative a l'emplanture (%)	II.38	13,136
Epaisseur relative a l'extrémité (%)	II.39	9,85



**VI.8.2. Le fuselage :**

Les valeurs approximatives calculées pour le dimensionnement du fuselage sont illustrées dans le tableau ci-dessous :

	Relation empirique	Valeur numérique
L_c (m)	II.14	32,92
W_{int} (m)	II.17- II.18	3,81
W_{ext} (m)	II.19	4,12
I_F (m)	II.29	43
D_{ff} (m)	II.20	0,155
H (m)	II.28	13,5

On peut aussi, déterminer approximativement la position de la voilure – repérée par le point de quart de la corde moyenne- par rapport au nez du fuselage –Pour un avion ayant deux moteurs en poids sous les ailes, cette distance est donnée par l'équation (II.23) :

Et on aura :

$$X_{C/4}=21,5m$$

Finalement, on peut avoir aussi un ordre de grandeur de la partie avant.

La distance entre la cloison avant de pressurisation et la cloison interne du poste de pilotage est d'après l'expérience :

$$L_{fd}= 3,8m \quad \text{pour } R>3710Km.$$

La longueur du nez minimale $L_n= 1,22m$ doit être respectée (distance entre le nez du fuselage et la cloison avant de pressurisation), et par conséquent.

$$L_{rb}= L_{fd}+ L_n \quad \text{donc:}$$

$$L_{rb}=5m$$

On peut donc calculer la longueur de queue d'avion qui est donnée par:

$$L_q=l_f - L_{rb}$$

L_{rb} : La distance totale entre le nez du fuselage et la frontière arrière de l'espace pressurisé.





$$L_{fb} = L_{fb} + L_c = 37,9\text{m} \quad \text{donc:}$$

$$L_q = 5,1\text{m}$$

VI.8.3. Les empennages :

1. L'empennage horizontal :

Pour l'empennage horizontal, on avait défini la distance de référence moyenne concernant le rapport L_T/C qui est égal a 3,5, Sachant aussi que $3,5 \leq A_T \leq 4,5$

Si on prend $A_T = 4$ On aura le tableau ci-dessous :

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Surface (m ²)	S_T	II.40	42
Allongement	A_T	b_T^2/S_T	4
Envergure (m)	b_T	II.43	12,96
Corde moyenne (m)	C_T	II.44	3,24

V^* est le rapport volumique de référence qui est donnée par la relation (II.41)

$$V^* = 0,7656$$

Le point du milieu au quart de la corde moyenne de la surface de l'empennage horizontal doit être localise a une distance $L_T^* = 17,35\text{m}$ à l'arrière du point de référence $C/4$ de l'aile et $b_T/4 = 3,24$ de la ligne centrale du fuselage.

A travers ce point, le quart de la corde a la même flèche $\Phi_{,25}$ que l' aile c'est-à-dire 30° .

L'intersection de cette ligne avec la ligne centrale du fuselage doit passer a l'arrière de la cloison arrière pressurisée, comme cet endroit portera l'empennage horizontal à travers la structure ou près de cet emplacement

Le point d'intersection pourrait se situer à l'extrémité de la cloison arrière pressurisée, cette considération être donnée augmenter le bras de l'empennage L_T^* et modifier convenablement la surface de l'empennage horizontal.

Finalement pour terminer l'évaluation de l'empennage horizontal on calcule.

-La corde à l'emplanture est donnée par la relation (II.45):

$$C_{rT} = 4,469 \text{ m}$$





-La corde à l'extrémité (l'équation (II.46))

$$C_{IT} = 2,01\text{m}$$

ϵ_T est généralement compris entre 0,35 et 0,6 dans notre cas on a pris 0,55.

2. L'empennage vertical :

Pour un avion qui possède deux moteurs en poids sous les ailes, le rapport volumique de référence $V^* = 0,0088$, et si on considère que

$$L^*_T = L^*_V = 17,35$$

$$1 \leq A_V \leq 2,5$$

on prend $A_V = 1,75$

$$0,35 \leq \epsilon_V \leq 0,6$$

on prend $\epsilon_V = 0,47$

On aura le tableau ci-dessous :

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Surface (m ²)	S_V	II.47	38,11
Allongement (m)	A_V	b_V^2/S_V	1,75
Envergure (m)	b_V	II.48	8,16
Corde moyenne (m)	C_V	II.49	4,66
Corde à l'emplanture (m)	C_{IV}	II.50	6,34
Corde à l'extrémité (m)	C_{IV}	II.51	2,98

VI.9. Poussée des réacteurs :

VI.9.1. Calcul de la surface de traînée :

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Surface mouille (m ²)	S_w	III.52	1038,61
Surface de traînée (m ²)	f	III.53	1,618





VI.9.2. Calcul de la poussée :

	Symbole	Relation empirique	Valeur numérique
Poussée par surface (Kgf/m ²)	T ₀ /f	III.56	13059
Poussée en (BFL) (Kgf)	T ₀	III.62	21026

Dans ce cas, on suggère deux moteurs PRATT WHITNEY JT4C ou JT3C.

On peut aussi, vérifier la comptabilité de la poussée estimée et la longueur de piste choisie grâce a la formule :

$$BFL=C_1 [W^2/ST_0]^{0,891}$$

$$C_1=2,6 \text{ au niveau de la mer.}$$

On trouve que BFL=2660m

Ensuite on aura :

$$T_0=C_2 .W^2/S.(BFL)^{1,122}$$

Finalement pour un avion dont la longueur de piste nécessaire BFL=2800Km , la poussée exigée est : T₀=73231Kgf

VI.4.3. La poussée en cas de panne d'un moteur :

$$T^*_0/C_{x0} .S=4661 \text{ Kgf/m}^2$$

(L'équation (III.64))

$$T^*_0= 14496 \text{ Kgf}$$

(L'équation (III.65))

En comparant T^{*}₀=Kgf poussée maximale, en cas de panne d'un moteur et celle développée par un seul moteur dans le cas normal T^{*}₀ =5256 ,5Kgf.

On remarque, qu'il faut choisir un turboréacteur capable d'engendrer une puissance supérieure de 31% de la poussée minimale nécessaire au fonctionnement normal avec deux moteurs.

VI.10. Détermination plus précise de la masse max au décollage :

Dans cette section, on va calculer la masse maximale au décollage d'une manière plus précise, pour se faire il suffit de calculer les masses des différents composants de l'avion, ensuite la masse va nous donner W au décollage.



**VI.10.1. La masse de la structure :**

De la formule (IV.67) on trouve:

$$(W_{STR})_1 = 30935 \text{ Kg}$$

A, S et Φ_{25} sont déjà calculés.

La masse de la structure peut être déterminée de la manière suivante:

Composants	Relations	Valeurs numériques
La masse de L'aile (Kg)	IV.69-IV.71	16868
La masse de fuselage (Kg)	IV.74	11480
La masse des empennages (Kg)	IV.75	3323,25
La masse de nacelle (Kg)	IV.78	1940

NB : W_n représente la masse d'une seule nacelle :

Donc $W'_n = 4 \cdot W_n = 7760 \text{ Kg}$

Après l'équation (IV.74):

Pour $nult = 3,75$ On aura $\Gamma = 4,78E09 \text{ Kgm}^2$

Du tableau on peut déduire une deuxième approximation de la masse de la structure:

$$(W_{STR})_2 = 33612 \text{ Kg}$$

La moyenne entre $(W_{STR})_1$ et $(W_{STR})_2$ donne une meilleur approximation de la masse de la structure:

$$W_{STR} = 32274 \text{ Kg}$$



**VI.10.2. La masse des différents systèmes :**

Les équations empiriques utilisées pour l'estimation des masses des systèmes sont illustrées dans le tableau ci-dessous:

Système	Relations empiriques	Valeurs numériques
Propulsion	IV.81	7197
Carburant	IV.82	465
Unité de puissance auxiliaire	IV.83	346
Electricité et hydraulique	IV.84	1644
Electronique	IV.85	850
Train d'atterrissage	IV.86	4110
Commandes de moteurs	IV.87	55,52
Commandes de vol	IV.88	918,85
Pressurisation et conditionnement	IV.89	856,26
Anti-givrage	IV.90	429,4
Instruments de volet et de contrôle moteur	IV.91	198
	Masse totale des systèmes (Kg)	17072

VI.10.3. La masse des équipements fixes :

Equipement de servitude	Equation empirique	Valeur numérique
Fourniture « cabine »	IV.92	4303
Servitude « équipage »	IV.93	436
Conteneurs à vide 8x78x14,71	IV.94	1829
Servitude « conteneurs »	IV.95	409
Equipement de sécurité	IV.96	591
Oxygène de secours	IV.97	107
Equipements « incendie »	IV.98	33
Toilettes et eau potable	IV.99	908
Fournitures consommables conditionnement	IV.100	1499
	Masse totale des équipements	10119

NOTA: Toutes les masses sont en Kg.





VI.10.4. La masse des conteneurs :

Chaque conteneur a un volume de $14,71\text{m}^3$, donc pour 12 conteneurs avec une densité maximale pour chacun de 78Kg/m^3 on aura la masse des bagages et fret sera donnée par :

$$W_{FP}=6566\text{Kg}$$

Pour la masse des passagers, on attribue pour chacun une masse de 86Kg et on aura.

$$W_{PP}=14964\text{Kg}$$

VI.10.5. La masse maximale au décollage :

La masse de la structure	32274
La masse des systèmes	17072
La masse des équipements	10119
La masse des passagers	14964
La réserve de carburant	800
La masse de carburant	27718 ,4
La masse de fret et de bagages	6466,08
La masse totale au décollage	109413,46

On constate que cette valeur de la masse totale au décollage est supérieur à 6,6% a celle qui donnée par la première estimation. Ce qui représente un écart très faible.

VI.11. Représentation des déférents dimensionnements sur les figures:

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



Fig. (VI.5): Vue de côté d'avion quadrimoteur:

Echelle: 1cm → 3m

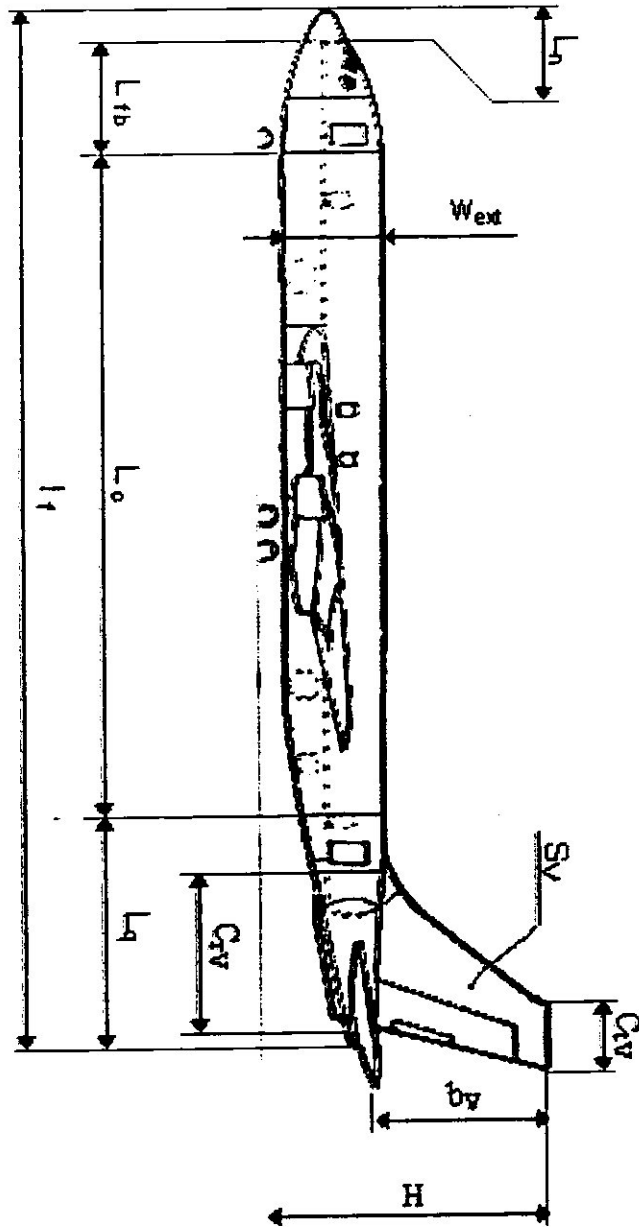


Fig. (VI.6): Vue de dessus d'avion quadrimoteur:

Echelle: 1cm → 3m

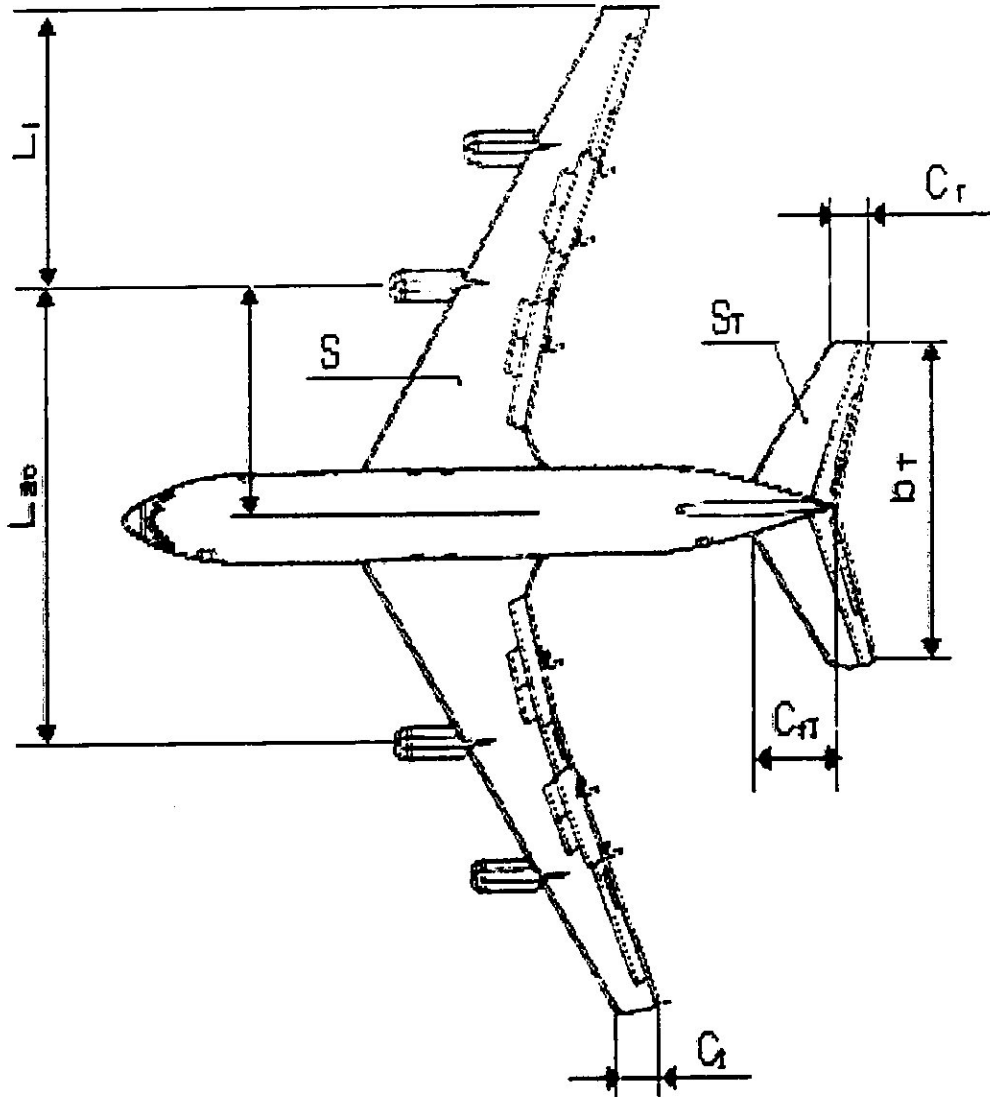
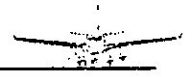


Fig. (VI.7): Vue de face d'avion quadrimoteur:





Echelle: 1cm → 3m

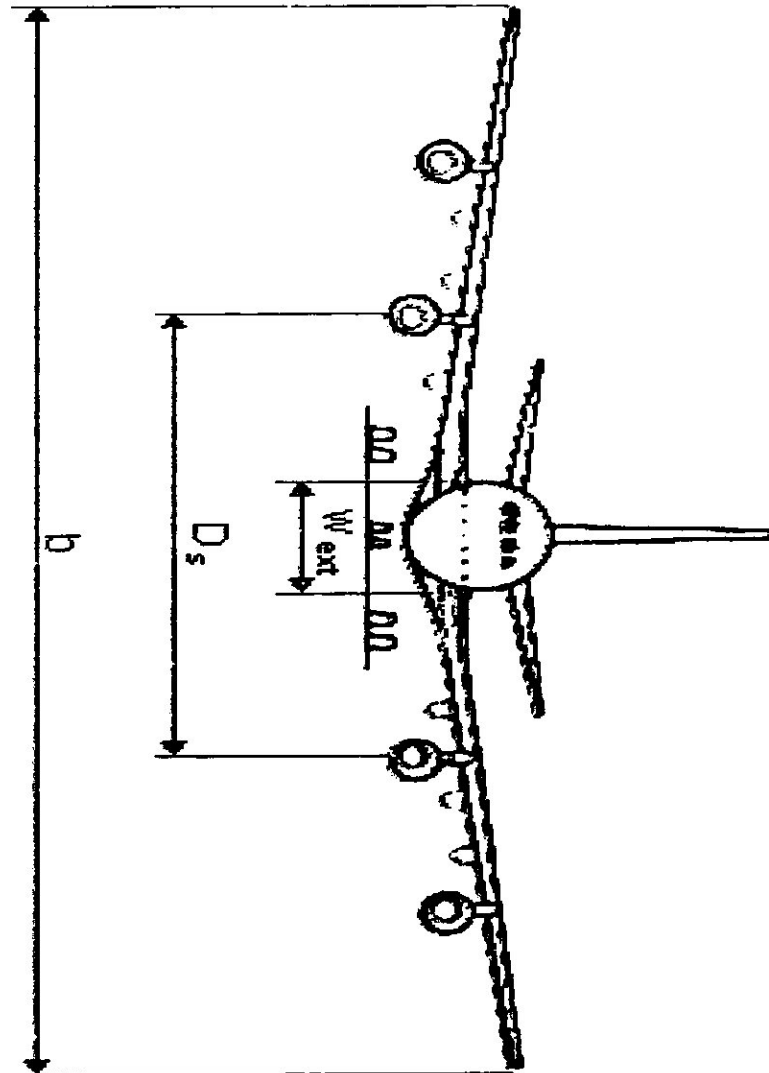
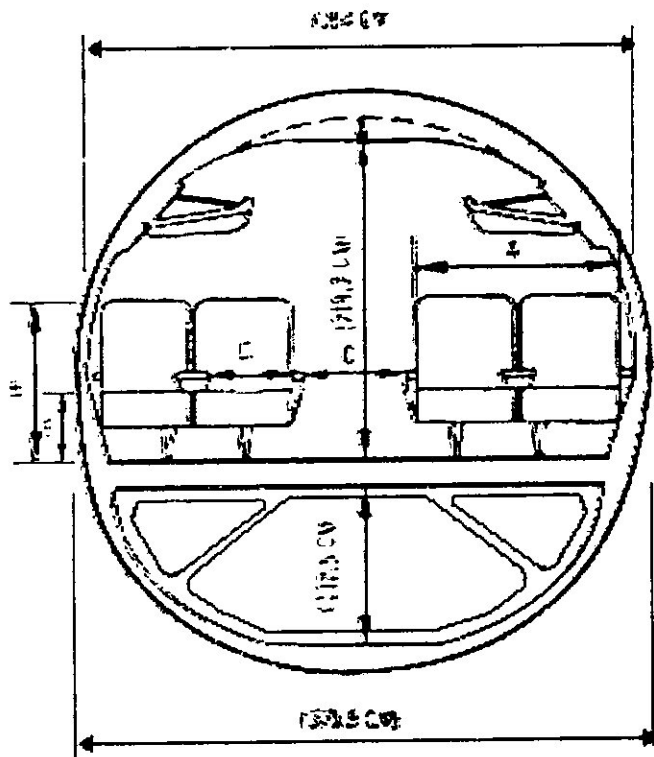


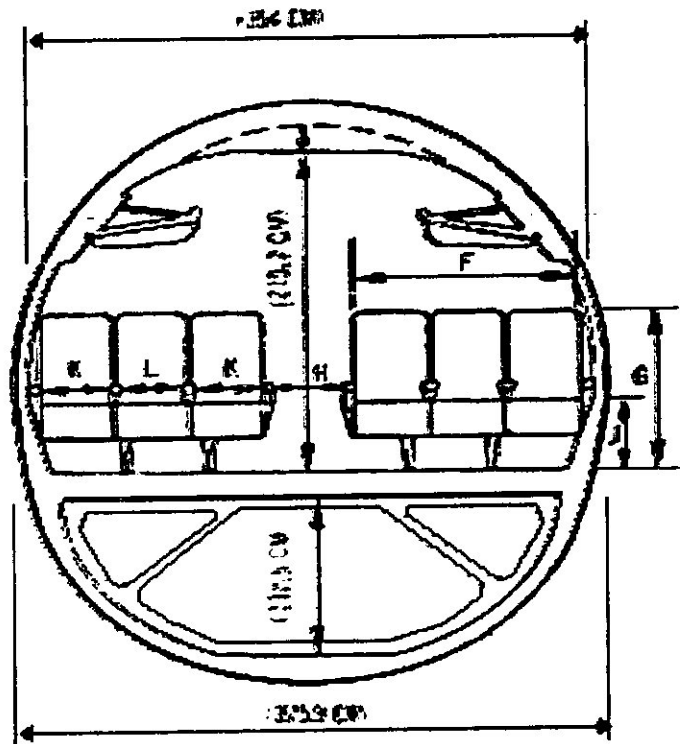
Fig. (VI.8): Exemple d'aménagement d'avion quadrimoteur :



- A 120,4 cm
- B 107,9 cm
- C 71,2 cm
- D 50,8 cm
- E 45,5 cm



F	132,2 cm
G	107,9 cm
H	45,7 cm
J	45,5 cm
K	41,9 cm
L	44,7 cm



ANNEXE I

*TABLEAUX
ET GRAPHIES*



CONCLUSION

En conclusion, nous pouvons dire que le but recherché de cette étude a été atteint a savoir l'élaboration d'un ensemble de loi empiriques moyennes qui nous ont permis , au stade de la conception préliminaire et a partir d'un cahier de charges donné par le client de bien déterminer :

- la masse de l'avion,
- ses dimensions,
- ainsi que les performances moteurs.

Ces trois paramètres nous permettent de définir un modèle (prototype) sur lequel on pourra s'appuyer pour les études plus détaillées.

Les résultats obtenus lors des applications faites dans le chapitre IV ont donné satisfaction les valeur obtenues concordent Avec la réalité, l'erreur de la plus part des cas ne dépassent pas 5% ce qui est acceptable pour les calculs préliminaires.

La comparaison de cette méthode (moindres carrées) avec la méthode classe I (utilisée pour le calcul des masses) a donné aussi une satisfaction.

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

Comme perspective a notre étude on peut proposer une étude complémentaire qui va se porter sur :

- calcul caractéristique aérodynamique de l'avion ;
- détermination des paramètres de stabilité, de contrôle et les caractéristique de performances,
- estimation de coût de l'avion, conception, développement et production.

En fin, nous espérons que ce travail va apporter un plus pour les étudiants de département d'aéronautique et leur servira de base et de référence, c'est du moins notre vœux le plus sincère.





BIBLIOGRAPHIE

Ouvrages:

- [1] Identification des aéronefs 'turboréacteur' Tome2
 - Auteur : P.VACHER
 - Edition : 2^{ème} édition ENAC1988

- [2] Moteur d'avion (Tome II)
 - Auteur : G. Daverdin
 - Edition : 1994(institut aéronautique Jean Mermoz)

- [3] Cellule et système d'aéronefs
 - Auteur : Didier Féminier
 - Edition : 1982(Mont-Royal) Québec

- [4] propulseurs aéronautiques
 - Auteur : P. Lepourry et R. Ciryçi
 - Première édition : 1991

- [5] AMAT301: beginning
 - Auteur :J-Nathan Kutz
 - Edition : Scientific computing

- [6] Preliminary sizing of Air Planes
 - Volume III: Layout Designee of fuselage, Wing and empennage
 - Volume II: Components weight estimation
 - Auteur: Dr:Jon Roskam
 - Edition : 1972

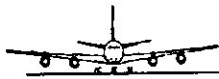
- [7] Technique du vol
 - Auteur: Y.Plays
 - Cepadues-editions (111rue Nicolas Vauquelin 31100 Toulouse)

- [8] Méthodes Mathématiques et programmation
 - Auteur : A.F.Nizard
 - Edition : 1988

- [9] Méthodes numériques Appliquées
 - Auteur : A.Gourdin et M. Boumahrat
 - Edition : Seconde édition 1991

- [10] Jet propulsion (A simple guide to the aeronautic and thermodynamic design and performance of jet engines)
 - Auteur: Nicolas Cumpsty
 - Edition: 1817





[11] Gas turbine theory

- Auteur: H.Cohen ,G.F.C.Rogers and Sara vanamu Hoo
- Edition: 1987

Sites internet:

[1] WWW.wide_wing_world-fr.info

[2] WWW.Aviation-fr.info

[3] WWW.Boeing-fr.info

[4] WWW.book-fr.info

Les theses:

[1] Etude préliminaires d'un avion a turbopropulseur à partir de la corrélation des performance et des données des avions déjà existants.

- Institut d'aéronautique.
- Réalisé par : -ARKAM Mohamed Lamine
-AMROUCHE Farida
- Encadré par : Mr : KBAB Hakim
- Promotion : 2006

[2] Les fiches techniques des avions sur internet.



ANNEXE I

*TABLEAUX
ET GRAPHIES*

Tableau : 01

Type d'avion	Distance franchissable	w/p
VF 614	1470	440
F28-4000	1870	427
B727-100	1773	473
YAK 42	1620	436
B737-200	2810	435
BACI-11	3620	557
A310	4120	530
Sup CARAVELLE	4370	522
Tu 154	4770	580
TRIDENT -2E	5190	560
LIQU -1	5770	616
B747-200	6600	640
Dc 8-63	6670	687
B747 -200c	6670	647
Dc 10	7590	734
L -1011-500 B	8220	718
B707-380B	9890	805
B747-400	11500	859
A300-600	2500	477
A380	14800	933
A340-600	13900	935
A300-600	10700	850
B777-2000	9535	772
A318	3700	552
A330-200	11900	909
A319	3750	520
B767-300	11393	890
B757-300	6426	517
B747-200	13480	932
B727-200	4000	499

Corrélation entre la masse max au décollage, le nombre de passagers et la distance franchissable

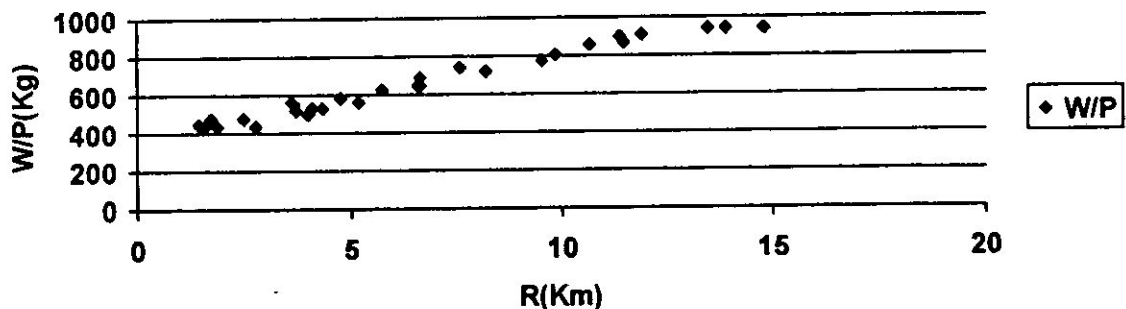


Figure I.1



Tableau : 02

Type d'avion	Distance franchissable	W_{eo}/W
YAK 40	1300	0.633
VFW 614	1470	0.655
F 28	1670	0.586
CANADAIR Rj	1860	0.613
BAI 46-100	1870	0.621
A300 B ₂ -100	2810	0.615
Tu 134	2810	0.600
BACI -11-500	2810	0.570
Dc 9-10	3220	0.560
JESTAR 8	4080	0.542
B 767-200	4140	0.575
TRIDENT -2E	5191	0.535
L-1011-1	5532	0.568
B747-100B/SR	6600	0.512
L -1011-100	7636	0.530
A310-200	3890	0.584
A310	6800	0.552
A320	5675	0.529
A380	14800	0.494
A340-600	13900	0.485
B777-200	9535	0.555
A330-200	11900	0.523
B767-300	11393	0.568
B757-300	6426	0.521
B747-400	13480	0.417

Corrélation entre la masse max au décollage ,la masse à vide et la distance max franchissable

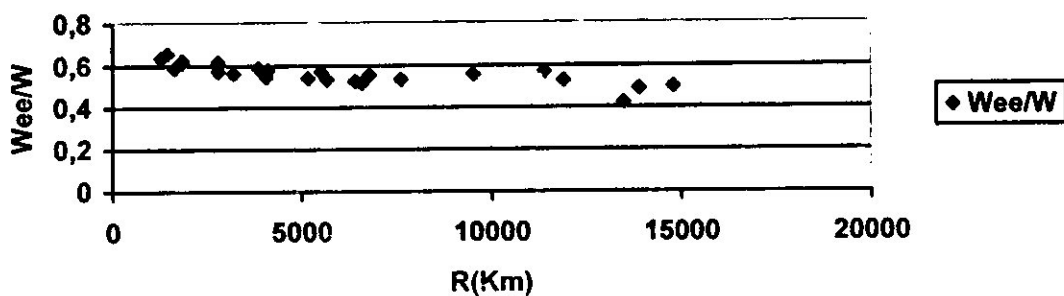


Figure I.2



Tableau : 03

Type d'avion	Distance franchissable	W_{PL}/W (charge payante)
F 28-4000	1870	0.293
B737-200	2810	0.260
YAK 42	1620	0.250
BACI 11-500	2830	0.252
A300 -B2-100	2830	0.243
A310-200	3930	0.224
B767-200	4140	0.220
Tu 154	4770	0.215
B747-200 B/SR	6600	0.217
B747-200 B	8740	0.188
L-1011-1	5490	0.196
L-1011-500	8250	0.185
L-1011-100	7630	0.170
B707-320 C	9770	0.161
B747-SP	11380	0.148
A310	6800	0.176
A320	5675	0.197
A380	14800	0.128
B767-300	11393	0.123
B757-300	6426	0.174
B747-200	13480	0.128

Corrélation entre la masse max au décollage, la masse de la charge payante et la distance max franchissable

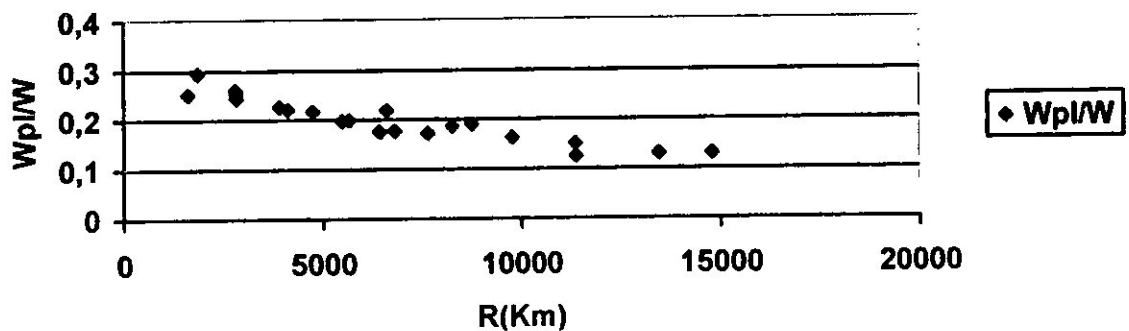


Figure I.3

Tableau : 04

Type d'avion	Distance franchissable	W _p /W
B737-300	4180	0.294
B737-400	3810	0.268
B737-500	4400	0.291
B737-600	5840	0.346
B737-700	6110	0.319
B737-800	5420	0.295
B777-300	10805	0.475
B777-200	9535	0.379
B767-300	11393	0.457
B747-400 passagers	13480	0.436
B747-SP	16450	0.465
B747-300	12400	0.425
B747-200	12700	0.425
B747-100	9800	0.440
A340-600	13900	0.428
A340-500	15750	0.467
A340-300	13375	0.425
A340-200	14800	0.452
A320	5575	0.356
A330-200	11900	0.477
A310-200	6800	0.344
A310-300	8200	0.368
A380-700	16200	0.481
A380-800	14800	0.448
A380-900	14800	0.441
A318	4500	0.305
DC-9-21	2977	0.250
DC-9-30	2631	0.223
DC-9-50	2631	0.234
DC-10-10	6112	0.336
DC-10-15	7010	0.391
DC-10-30	10800	0.427
DC-10-40	9265	0.441
MD-11	12270	0.418
MD-82/88	3798	0.261
MD-83	4635	0.292
MD-90-30	3540	0.249
MD-87	4395	0.322
MD-90-50	5160	0.295

Corrélation entre la masse au décollage, la masse du carburant et la distance max franchissable

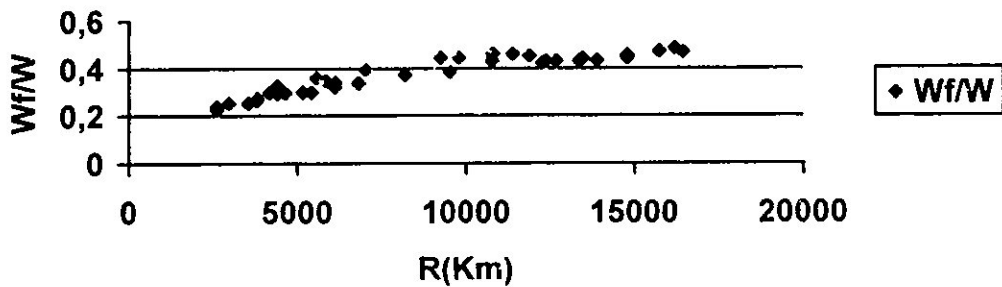


Figure I.4

Tableau:05

Type d'avion	W (Kg)	L _c (m)
B727-200	84300	28,24
A300/B2	142000	40,70
A300-600	165000	40,70
A340-600	365000	60,98
A320	72250	27,5
A330-300	230000	50,35
A330-200	233000	50

Corrélation entre la longueur de la cabine et la masse maximale au décollage

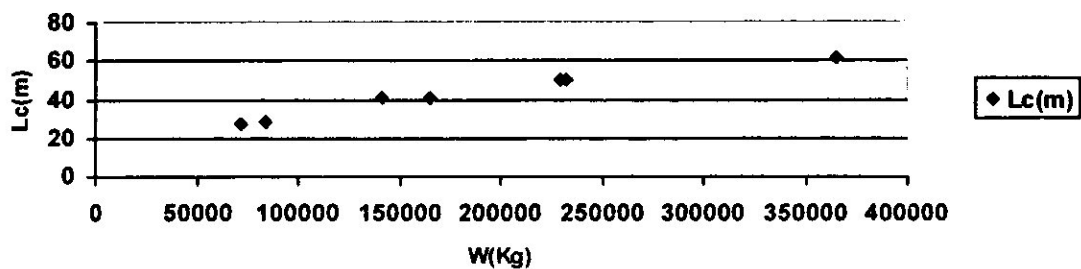


Figure II.5

Tableau:06

Type d'avion	W(kg)	W _{int}
B737-800	70530	3.56
B737-700	65100	3.56
B737-500	60470	3.56
B737-300	59645	3.56
B737-200	55270	3.56
B737-100	49896	3.56
B727-200	94300	3.55
B727-100	86600	3.55
B707-320	63050	3.55
B707-120	63050	3.55
SE210 caravelle IV	45000	2.97
B747-400P	396900	6.10
B747-SP	317520	6.10
B747-300	374850	6.10
B747-200	374850	6.10
B747-100	333400	6.10
B737-900	74390	3.56
MD-11P	285990	5.72
MD-11	285990	5.72
A321-200	89000	3.7
A300/B2	142000	5.28
A300/600	165000	5.28
B777-300	299375	5.86
B777-200	247210	5.86
B767-400ER	204120	4.72
B767-300	159213	4.70
B767-200	151956	4.70
B757-300	123600	3.70
B757-200	115680	3.50
A318	62500	3.70
A340-600	365000	5.28
A340-500	365000	5.28
A320	72250	3.7
A340-300	151050	5.28
A340-200	275000	5.28
A321-100	84000	3.70
A330-300	230000	5.28
A330-200	233000	5.28

Corrélation entre la largeur intérieure de fuselage et la masse maximale au décollage

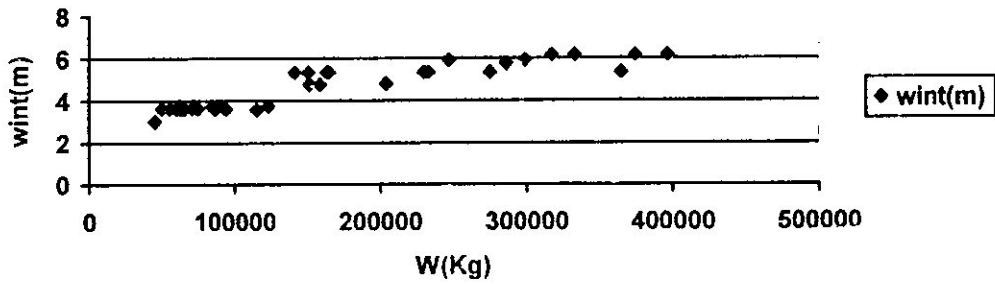


Figure II.6

Corrélation entre la hauteur et la masse maximale au décollage

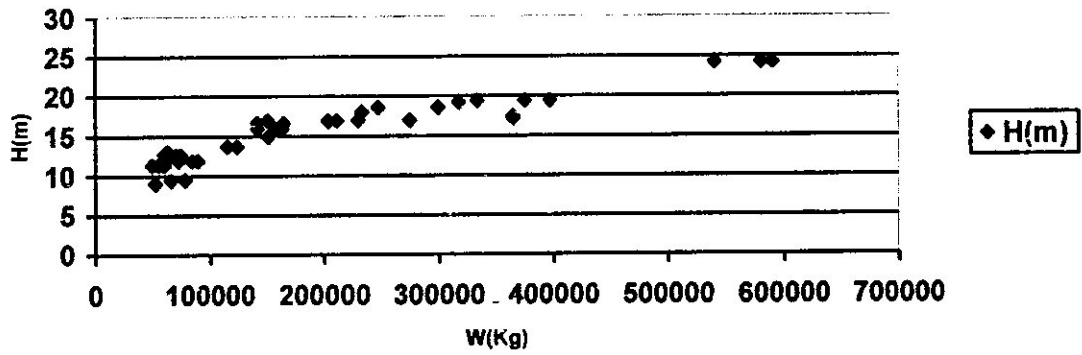


Figure II.7

Tableau:07

Type d'avion	W (Kg)	H (m)
B737-800	70530	12.5
B737-700	65100	12.5
B737-500	60470	11.23
B737-300	59645	11.23
B737-200	55270	11.23
B737-100	49896	11.23
B737-900	74390	12.5
B747-400	396900	19.30
B747SP	317520	19.14
B747-300	374850	19.30
B747-200	374850	19.30
B747-100	333400	19.30
A340-600	365000	17.29
A320	72250	11.76
A340-300	151050	16.84
A340-200	275000	16.84
A321-100	84000	11.76
A330-300	230000	16.84
A330-200	233000	17.88
A321-200	89000	11.76
A300/B2	142000	16.54
A300-600	165000	16.53
B777-300	299375	18.50
B777-200	247210	18.50
B767-400-ER	204120	16.8
B767-300	159213	15.8
B767-200	151956	14.8
B757-300	123600	13.6
B757-200	115680	13.6
L-1011-50	204000	16.77
L-1011-100	211376	16.87
A310-200	142000	15.80
A310-300	164000	15.80
A380-700	540000	24.1
A380-800	580000	24.1
A380-900	590000	24.1



Tableau: 08

Type d'avion	W(kg)	l_f
B737-800	70530	39.48
B737-200	55270	30.53
B727-200	94300	46.69
B727-100	86600	40.54
B717-200	52365	37.81
B737-900	74390	42.10
B747-400	396900	70.60
B747-300	374850	70.6
B747-100	333400	70.6
A340-600	365000	74.77
A320	72250	37.57
A340-200	27500	59.39
A321-100	84000	44.51
A330-300	230000	63.66
A330-200	233000	60.30
A321-200	89000	44.51
A300/B2	142000	53.6
A300-600	165000	54.08
B777-200	247210	63.70
B767-400	204120	61.40
B767-300	159213	54.8
B767-200	151956	48.50
B757-200	115680	47.32
L-1011-50	204000	54.17
L-1011-100	211376	54.17
A310-200	142000	46.66
A380-800	580000	73.0
A380-900	590000	79.4

Corrélation entre la longueur totale de fuselage et la masse maximale au décollage

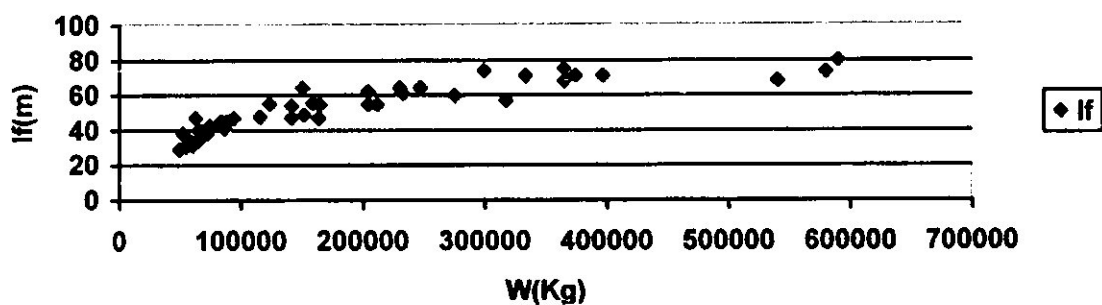


Figure II.8



Tableau : 09

Type d'avion	W	Surface de l'aile
LEAR 26	5890	22.53
CITATION I	6027	23.70
MU 300	6830	23.22
JET COMMANDER	7671	27.30
HFB 320	8130	29.20
HS 125	9070	31.22
SABRELINER 65	11125	26.53
FALCON 204	14606	42.20
FALCON 50	17370	48.90
JETSTAR	18160	43.40
MC Donnell 119	20680	57.05
VFW 614	15790	59.22
F 28-4000	31190	79.33
BAC 146-100	33560	78.26
DC 9-10	39500	89.82
B 737-100	43130	97.33
BAC 111-500	47290	105.63
TU 134	47290	110.08
MERCURE	57560	124.00
F 29	62000	130.27
TRIDENT-2 E	67340	138.26
A 320-100	66530	137.43
A 320-200	71880	137.43
B 727-100	75660	152.81
TU 134-A	77976	160.46
TU 154	88530	184.10
B 757-200	102810	182.48
CV 990 A	114830	212.30
A 310-200	129460	228.36
A 300 B2-100	128200	230.65
B 767-200	136740	248.44
Sup VC.10	140000	246.50
DC 8-63	158870	270.20
IL-62M	165000	279.06
L-1011-1	194500	315.96
IL-86	207540	312.48
DC 10-30	243000	375.74
B 747	325430	466.02



Corrélation entre la masse max au décollage et la surface alaire

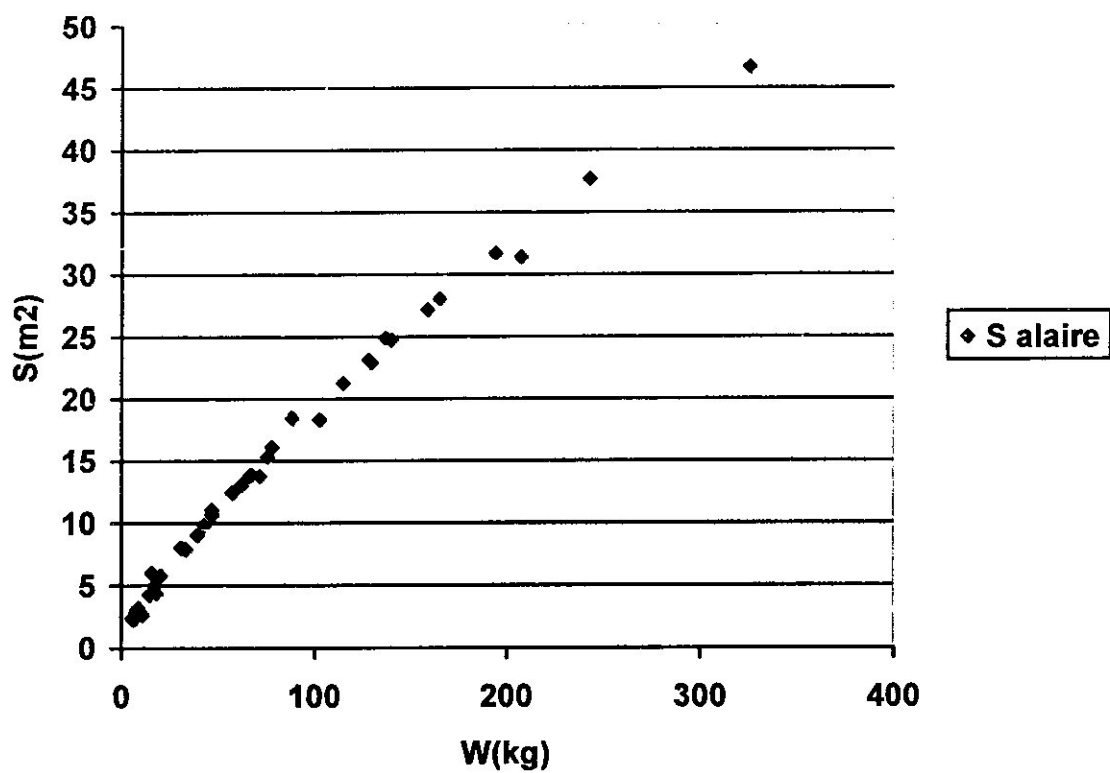


Figure II.9





Tableau : 10

Type d'avion	W(kg)	W/envergure
LEAR 26	5890	527.8
MO 300	6830	429.2
HFB 320	8130	491.5
LEAR 54	8760	630.0
HS 125	9070	690.0
MYSTER 20	10280	654.0
VFW 214	15790	805.0
CHALLENGER	16400	860.0
FALCON 60	16780	906.0
JESTAR	18160	1032.8
ms Donnell 119	20680	1100
F 28	24460	1076.0
F 28-4000	31190	1240
BAC 146-100	33560	1296
BAC 111	42760	1435
DC 9-10	39500	1502
B 737	42680	1532
TU 134	47290	1620
BAC 111-500	47290	1680
B 737-200	54860	1850
MERCURE	57560	1900
TRIDENT -2 E	67340	2100
TU 104A	77940	2200
TU 154	88530	2390
B 757-200	102810	2642
CV 990-A	114830	2900
A 310-200	129460	3027
B 767-200	136740	3000
DC8-50	149420	3294
IL-62 M	165000	3500
L 1011-1	194500	3850
IL-86	207540	4030
DC 10-30	249000	4500
B 747-SP	287530	4790
B 747-200	336600	5320
B 747-200B	355630	5400



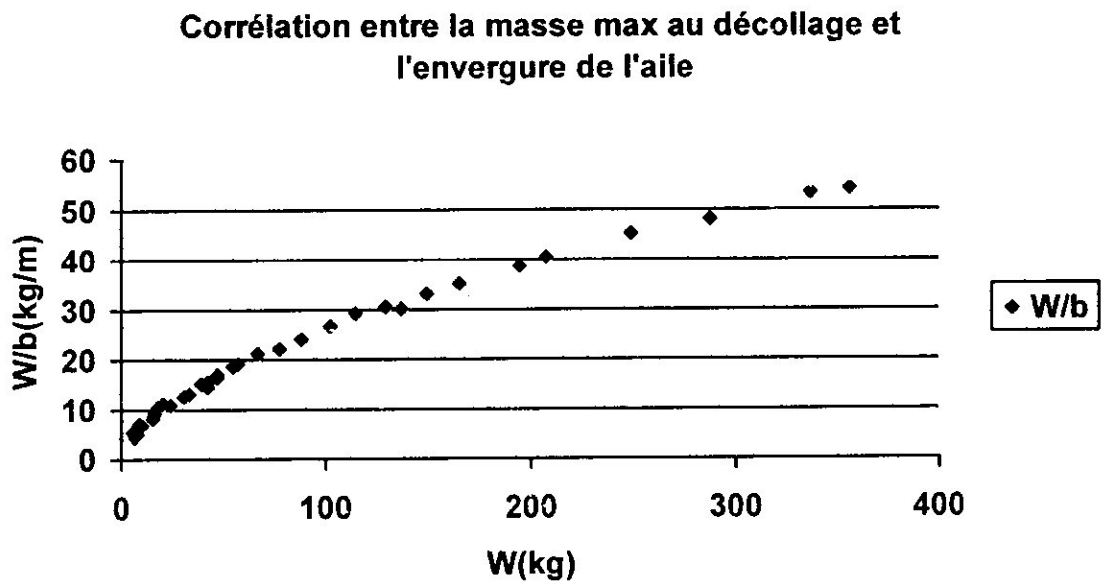


Figure II.10

Tableau: 11

Type d'avion	Nbre de Mach max opérationnel	Flèche de l'aile
BA 146	0.70	12.8
F28	0.75	16.0
BACI-11, SNIAS 600	0.78	20.0
L-5000	0.82	25.2
B737	0.84	25.2
A310	0.85	28.2
HS125	0.86	30.0
A300 B2	0.86	28.2
B767	0.86	31.2
VC 10	0.87	31.4
JETSTAR	0.88	30.0
DC 8	0.88	30.0
B 727	0.89	32.0
CV 880	0.89	33.1
L-1011	0.90	34.12
B747	0.92	36.0
B47	0.93	36.7

Corrélation entre le nombre de Mach opérationnel et la flèche de l'aile

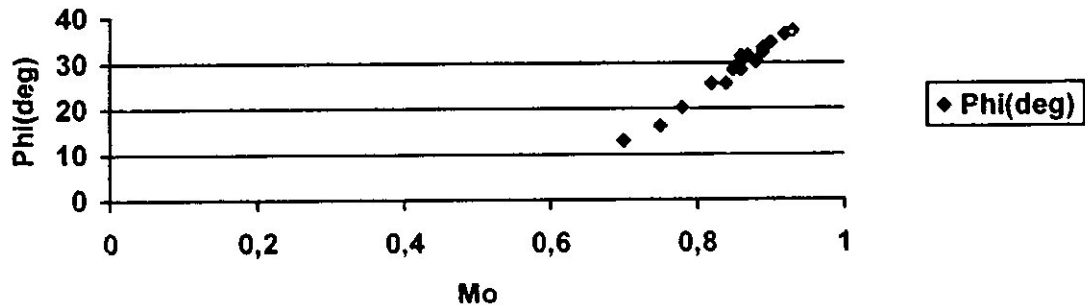


Figure II.11

Tableau : 12

Type d'avion	Flèche de l'aile (degré)	Rapport volumique
➤ PZ 841	0.0	1.30
➤ YS 11	2.0	1.25
➤ HS 7A 8C	2.5	1.23
➤ DHC 7	3.0	1.2
➤ BA-ATP	4.2	1.26
➤ HS-746	5.0	1.18
➤ CL-44	8.2	1.13
➤ VFW-614	14.0	0.98
➤ F28 200	16.2	1.00
➤ BACI-111-200	20.0	0.90
➤ BACI-111-475	20.0	0.88
➤ B737-200	25.0	0.84
➤ FALCO 5	30.0	0.76
➤ B727-100	32.0	0.73
➤ VC 10	32.5	0.78
➤ IL-62	34.2	0.72
➤ B707-320	35.0	0.68
➤ B720-B	35.2	0.67
✓ DC 8-61	30.0	0.66
✓ 300B2	28.25	1.04
✓ B767-200	30.0	1.03
✓ IL-86	35.0	0.99
✓ L-1011	35.0	1.00
✓ B747-100	37.5	0.98

- Avion narrow-body
- ✓ Avion wide-body



Corrélation entre la flèche de l'aile et le Rapport volumique (avions narrow-body)

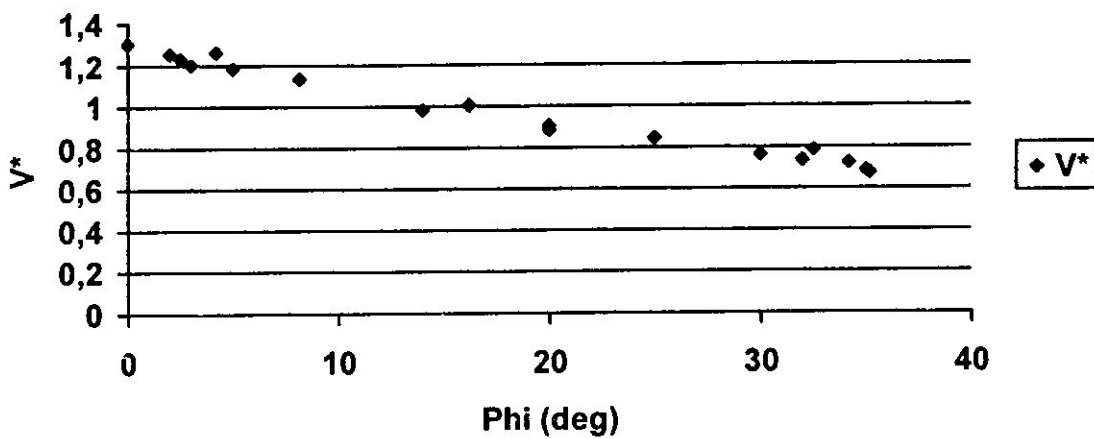


Figure II.12.1

Corrélation entre la flèche de l'aile et le Rapport volumique (avions wide-body)

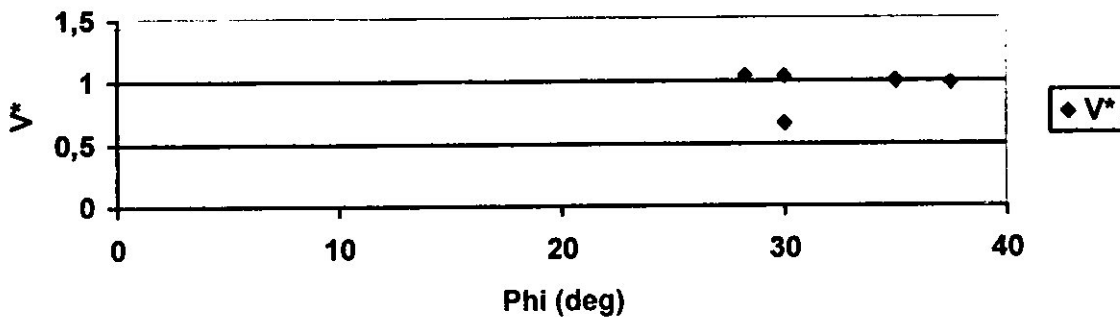


Figure II.12.2



Tableau : 13

Type d'avion	W	Surface mouille (m ²)
JETSTAR	18160	252.6
Mc donnell 119	20680	286.2
B737 -200	54860	604.80
CARAVELL 12	62550	680.79
COMET 1	73040	883.9
B 727 -200	95000	828.82
B 47	84740	826.11
D C 8-30	124830	1215.68
C 141	149800	1416.46
B 707	156490	1493.93
A 330 -300	214140	1952.06
A 340 -300	263560	2324.61
B 747	325430	2790.12
A 300 -600	177080	1642.61

Corrélation entre la masse max au décollage et la Surface mouille

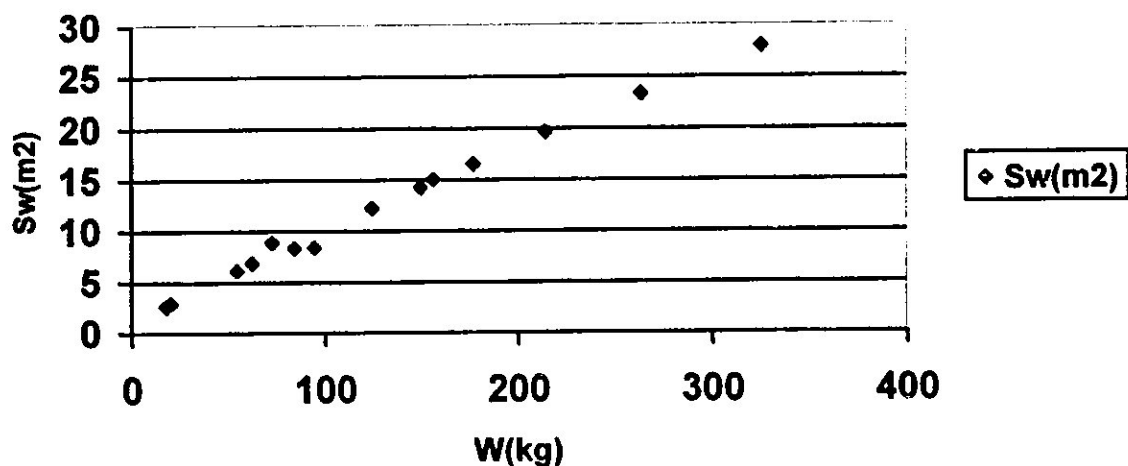


Figure III.13

Tableau : 14

Type d'avion	Surface mouillée (m ²)	Surface de traînée (m ²)
JETSTAR	252.6	0.822
Mc donnell 119	286.2	0.936
B737	604.8	1.760
CARAVELL	683.79	2.255
B 727	837.4	2.190
B 47	775.2	2.440
COMET 1	828.11	2.710
BAMST	1162.7	3.557
D C 8	1235.68	3.932
C 141	1416.93	4.224
B 52	1400.00	4.200
B 747	2730.00	8.300
C 5 A	3015.0	8.610

Corrélation entre la surface mouillée et la Surface de traînée

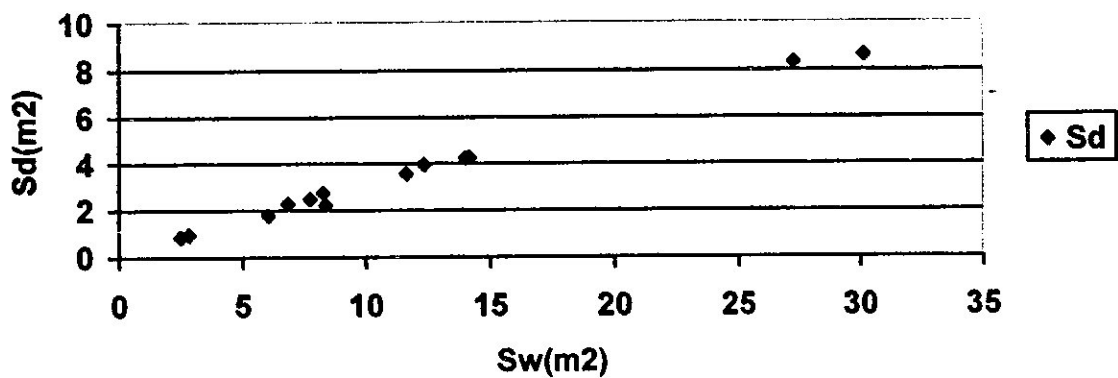


Figure III.14

Tableau : 15

Type d'avion	W	T ₀ /surface traînée
○ FALCON 50	17310	6792
○ JETSTAR	18160	6899
○ DHC P72	28150	7253
○ B 737	42680	8089
○ B 727	80400	7972
○ B 47	84740	8400
○ C 141	149800	9000
○ DC 8-63	158870	9088
○ B 747	325430	9567
○ C 5 A	363200	9950
○ An 124	386900	9675
○ An 225	600000	10386
❖ Mc donnell 18	20850	5666
❖ CARAVELL	53910	6280
❖ COMET	75660	6500
❖ B 727-120	98810	6820
✓ B 757-200	102810	10346
✓ B 767-200	136740	10739
✓ A310-200	139460	10675
✓ A300 B4 -100	157500	10921

- Main Stream
- ❖ Carly transport
- ✓ Large truin

Corrélation entre la masse max au décollage, la poussée max installée et la surface de traînée (Main stream)

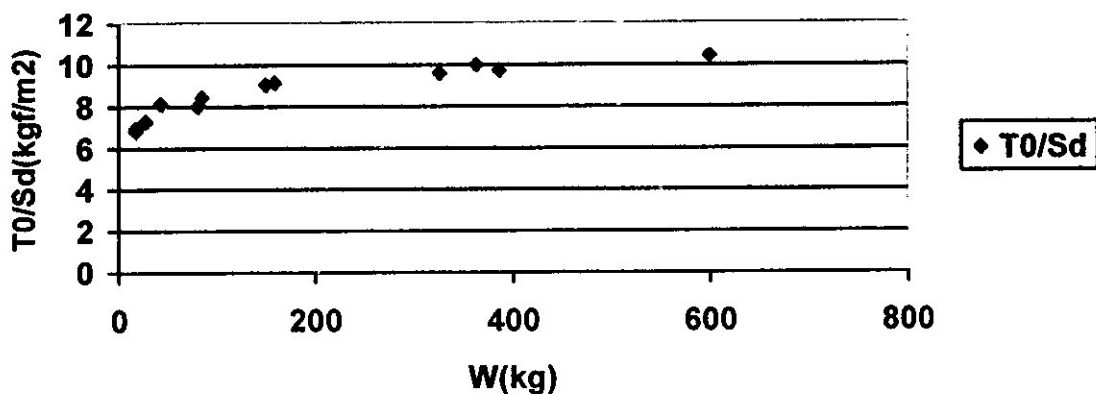


Figure III.15.1



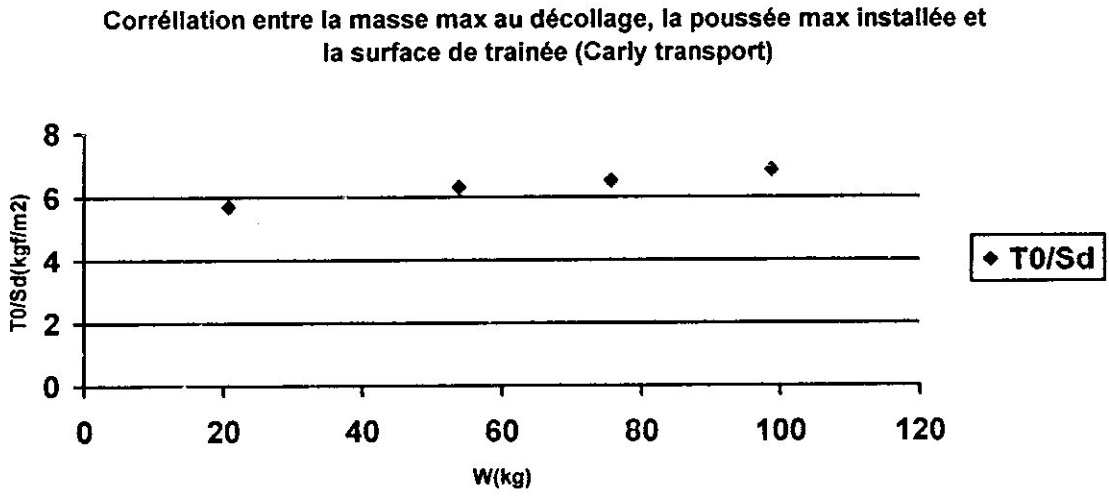


Figure III.15.2

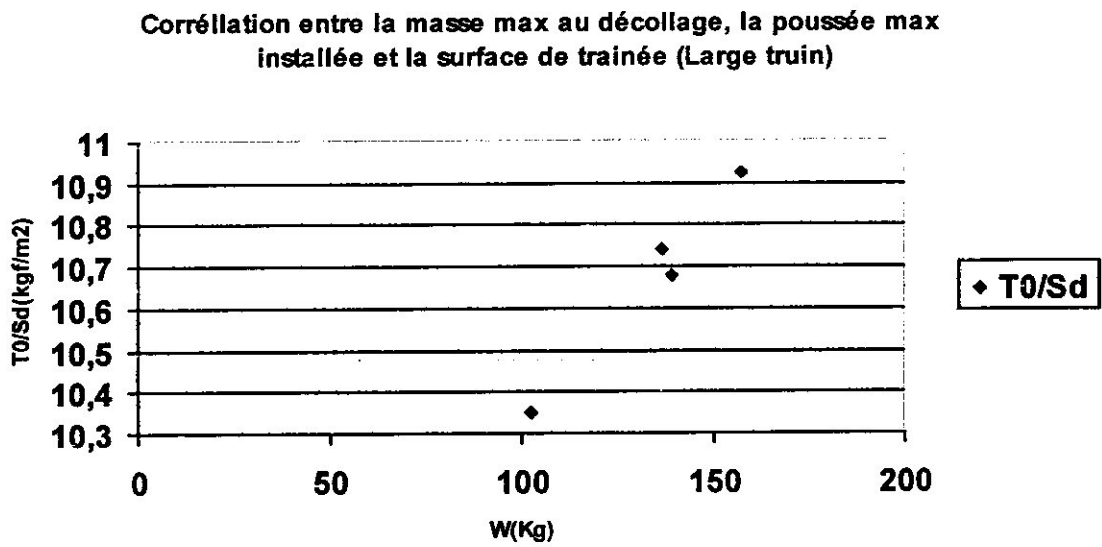


Figure III.15.3



Tableau : 16

Type d'avion	Poussée estimée (kg p)	Poussée réelle (kg p)
TU 124	9672	10026
BAC146	11054	12202
BACI-11-400	11054	10451
BACI-11-500	13228	11586
DC9-30	12633	12863
TU134	13028	13241
B737	14791	14897
MERCURE	15671	14471
CARAVELLE 12	16183	13241
TRIDENT -2E	17722	16600
B727	21120	19484
TU 104-A	21120	20241
CV880	22888	21000
A320	22108	23457
B 720B	27825	31212
CV-990	29589	29794
B757-200	32220	34333
DC 8-50	36320	32773
B707.320C	37018	33482
C141	37018	35752
IL-62	38764	38920
Sup VC-10	41210	40860
A310-200	42257	43454
B767-200	44000	42643
A300 B4-100	50334	47815
IL-86	45400	49264
L-1011-10	52309	58441
DC 10-30	65140	68100
B747	72640	75500
C5A	90800	90800
CARAVELLE 10B	14059	12295

Corrélation entre la poussée estimée et la Poussée réelle

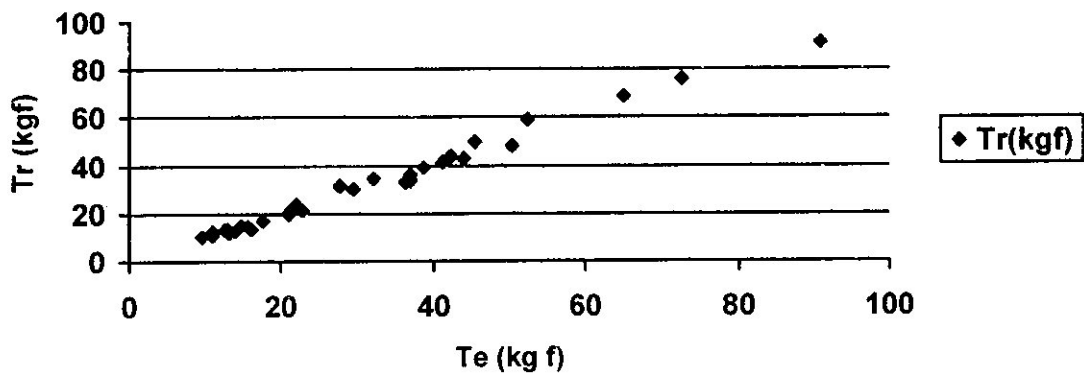


Figure III.16

Tableau : 17 (En cas de panne des moteurs)

Type d'avion	W	Poussée installée/surface de structure
F 28 -4000	31190	3709
Tu 134	47290	4020
DC 9 30	48570	4180
B 737 -200	54860	4322
TRIDENT -2E	67340	4569
B 727 -200	95000	4994
B 757 -200	102810	5224
A 310 -200	129460	5455
B 767 -200	136740	5530
A 300 B4 -100	157500	5700
B 707 320C	152130	5653
DC8 -63	158870	5766
B747-200 (JT-9D-3)	351000	7148
B747 -200 (JT 9-7A)	351000	7158
An 124	386900	7243
An 225	600000	8265

**Corrélation entre la masse max au décollage, la Poussée
installée et la Surface de structure**

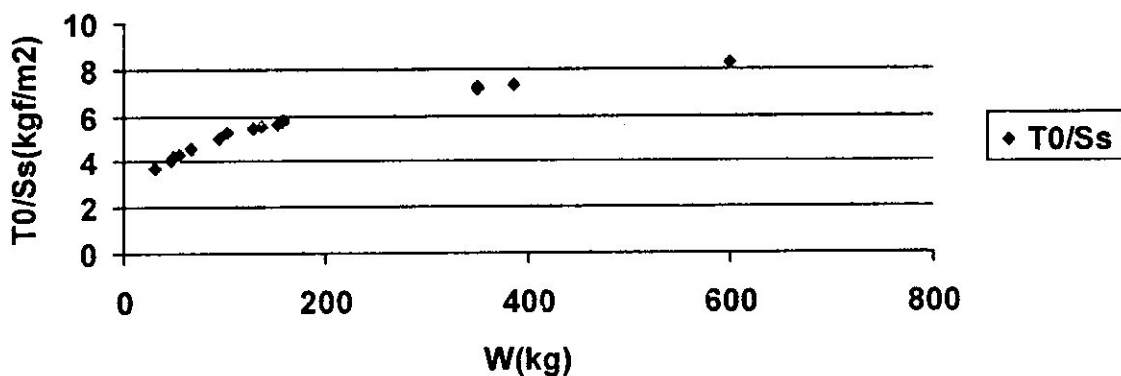


Figure III.17

Tableau :18

Type d'avion	Masse structure/surface alaire	$A/Cos^2\Phi_{.25}$
➤ Jet commander	40.42	6.20
➤ JETSTAR	46.68	7.30
➤ SABRELINER	55.40	7.45
➤ VFW 614	55.40	7.75
➤ F 28-500	65.20	7.90
✓ Caravelle VIR	92.90	9.07
✓ DC 8-10	93.70	9.25
✓ CV 990	110.30	9.60
✓ BAC 111-300	110.50	9.8
✓ TRIDENT-2E	110.00	9.9
✓ B727-100	114.50	9.9
✓ DC 9-10	130.00	10.3
✓ VC-10	128.60	10.55
✓ B737-200	145.29	10.75
✓ A300-B2	163.61	11.07
✓ B747-200B	160.44	11.10

- Avion dont $W < 36500\text{Kg}$
- ✓ Avion dont $W > 36500\text{Kg}$

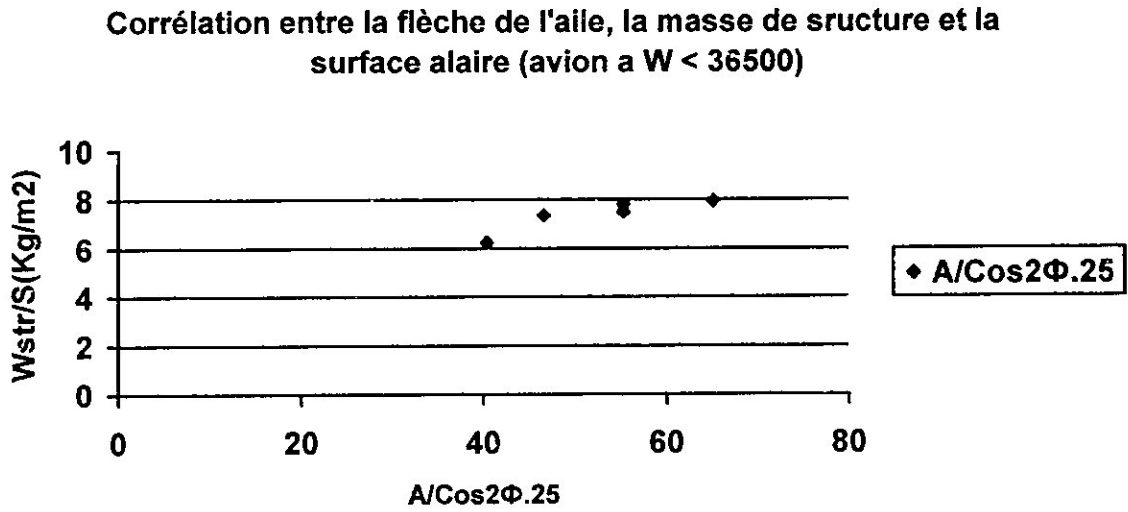


Figure IV.18.1

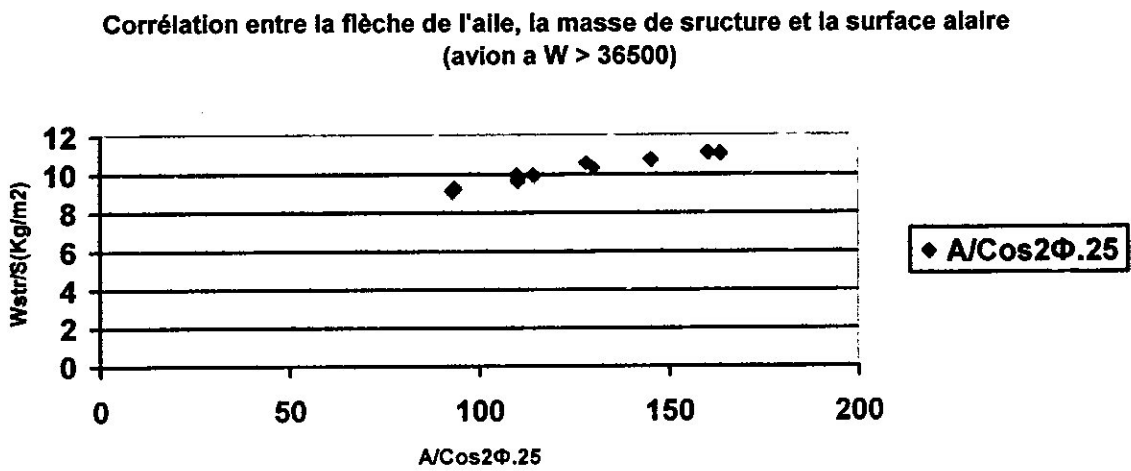


Figure IV.18.2

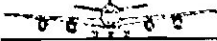


Tableau : 19

Type d'avion	Caractéristique de l'aile	Masse de l'aile
➤ F 28-500	0.21 103	4400
➤ DC 9-10	0.31 103	5160
➤ B 737-100	0.33 103	5420
➤ BACI 111-300	0.34 103	5160
➤ TRIDENT -1E	0.69 103	7450
➤ Caravelle VIR	0.79 103	7900
➤ TRIDENT-2E	0.87 103	8090
➤ B 727-100C	1.1 103	9110
➤ B727-100	1.12 103	9290
✓ B 720-022	2.42 103	10690
✓ B 707-121	2.94 103	12120
✓ DC 8-10	3.26 103	13020
✓ VC -1011	3.79 103	14620
✓ B 707-320	4.00 103	14590
✓ B 707-320C	4.21 103	15370
✓ B 747-100	18.32 103	42590
✓ C5-A	18.32 103	42680
✓ B 747-200	19.70 103	44870

- Avion dont $W \leq 95300\text{Kg}$
- ✓ Avion dont $W > 95300\text{Kg}$

**Corrélation entre la masse de l'aile et ses différents
Caractéristiques ($W \leq 95300\text{Kg}$)**

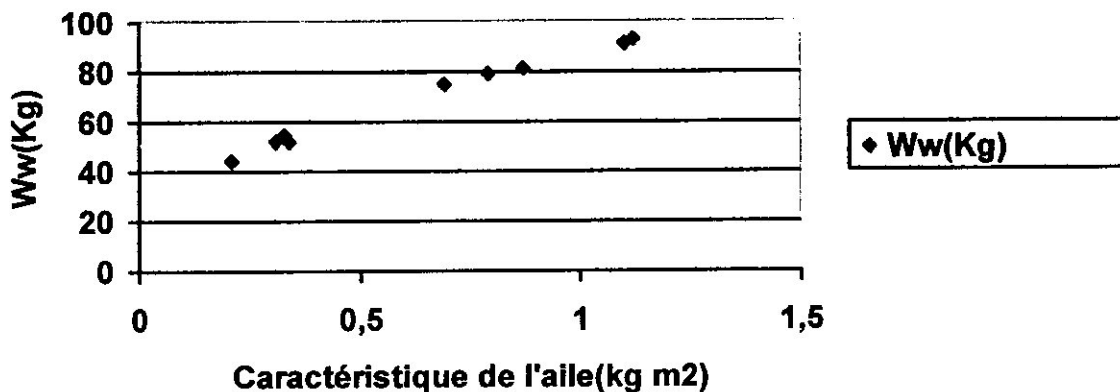


Figure IV.19.1





**Corrélation entre la masse de l'aile et ses différents
Caractéristiques (W > 95300Kg)**

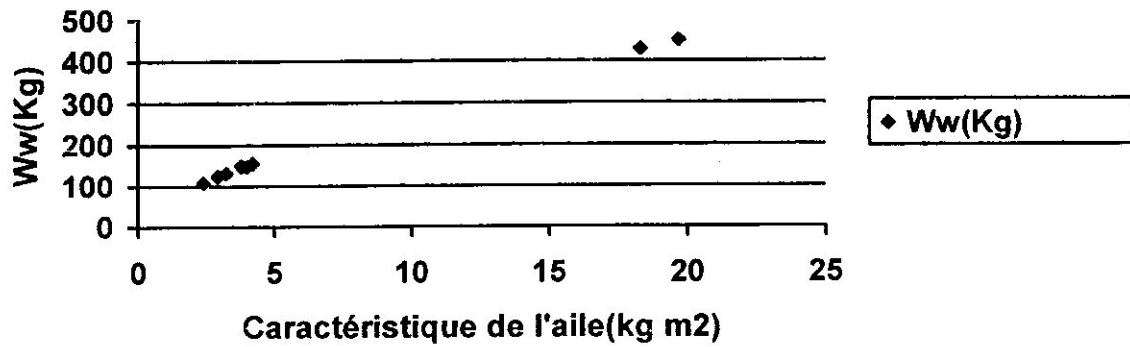


Figure IV.19.2

Tableau : 20

Type d'avion	Caractéristique du fuselage	Masse du fuselage
✓ N 262	93.73	1410
✓ F 27	147.67	2910
✓ F 28	166.42	3490
✓ Viscount 800	173.57	3740
✓ DHP 72	183.35	4070
✓ BAC 111	186.00	4170
✓ ELECTRA	200.00	4670
✓ B737-200	226.4	5680
✓ B727-100	313.1	9400
✓ B720-022	313.1	9440
✓ B707-121	313.1	9500
✓ DC 8-10	334.80	10490
✓ CL 44	348.00	11140
✓ VC 10-1011	368.90	1221
✓ BAMST	371.6	12350
➤ A 300 B2	558.00	14100
➤ B 747-200B	892.8	34060

- ✓ Avion narrow BODY
- Avion wide BODY



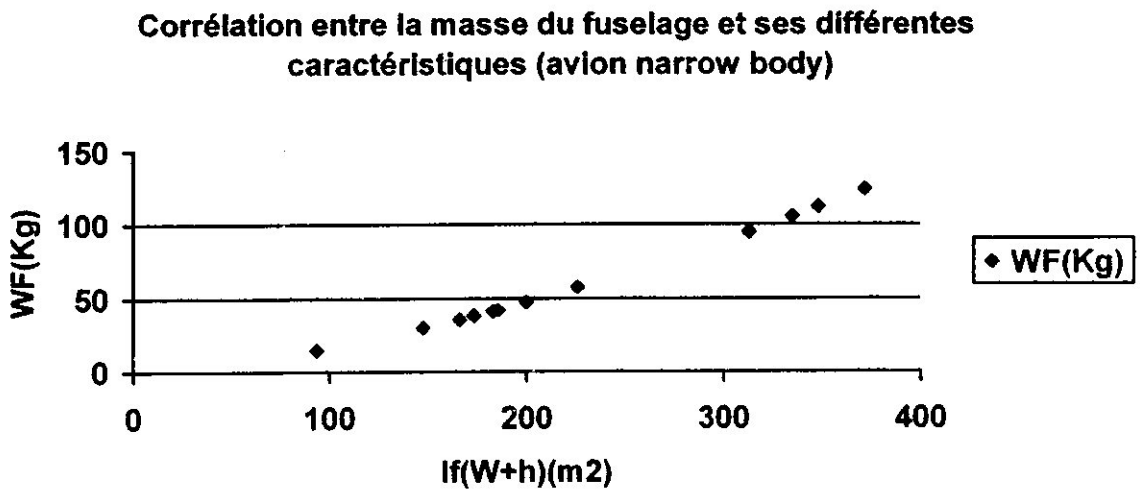


Figure IV.20.1

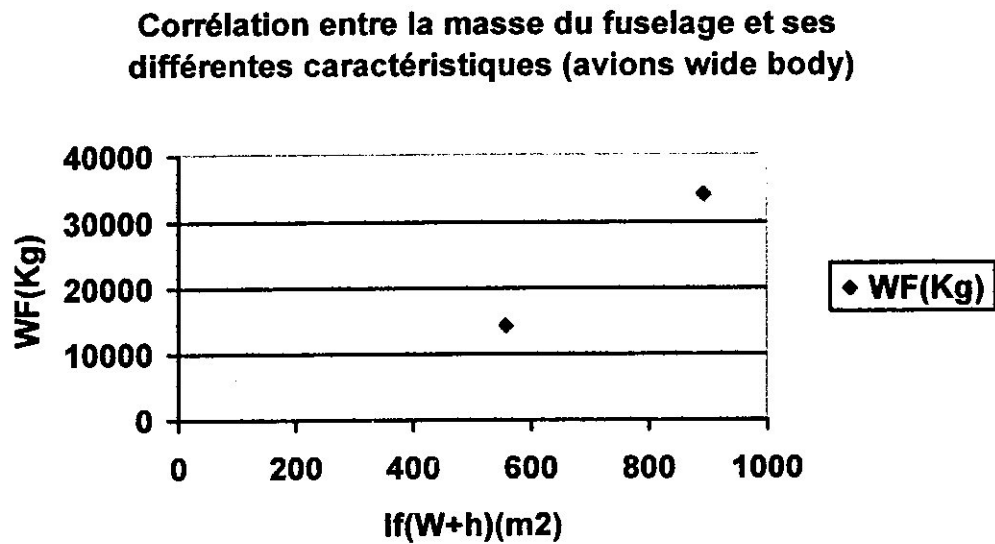


Figure IV.20.2

Tableau: 21

Type d'avion	Surface des empennages(m ²)	Masse des empennages(Kg)
T F 28	33.01	828.86
T DHP 72	33.05	839.25
T BAC 111	37.20	1292.00
T DC 9-30	47.12	1280.00
T B 727-200	77.88	2378.00
T C 141	88.25	2724.00
T BAMST	93	3060.00
T C5 -A	186	6753.00
➤ Nord 262	24.8	400
➤ JESTRAM	21.08	410
➤ Gulf Stream	23.25	410
➤ F 28-100	33.05	580
➤ VFW 614	28.90	507
➤ ELECTRA	47.12	930
➤ B737-100	55.80	1180
➤ C 130	81.37	1809
➤ CL 44	93.00	2090
➤ DC 8	88.35	2037
➤ B 707-321	111.25	2693
➤ B 52	129.25	3201
✓ B 747-200B	276.85	6300
✓ A 300-B2	129.5	2600

- T. empennage en T
 ➤ Avion Narraw-Body
 ✓ Avion Wide-Body

Corrélation entre la masse des empennages en T et la surface des empennages

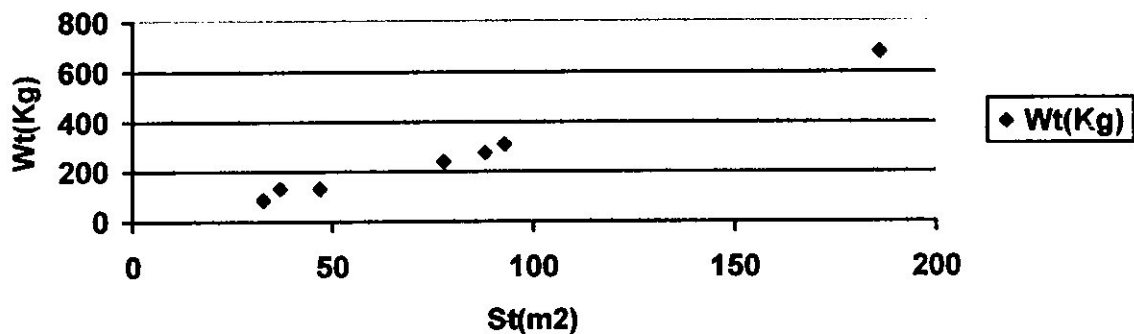


Figure IV.21.1



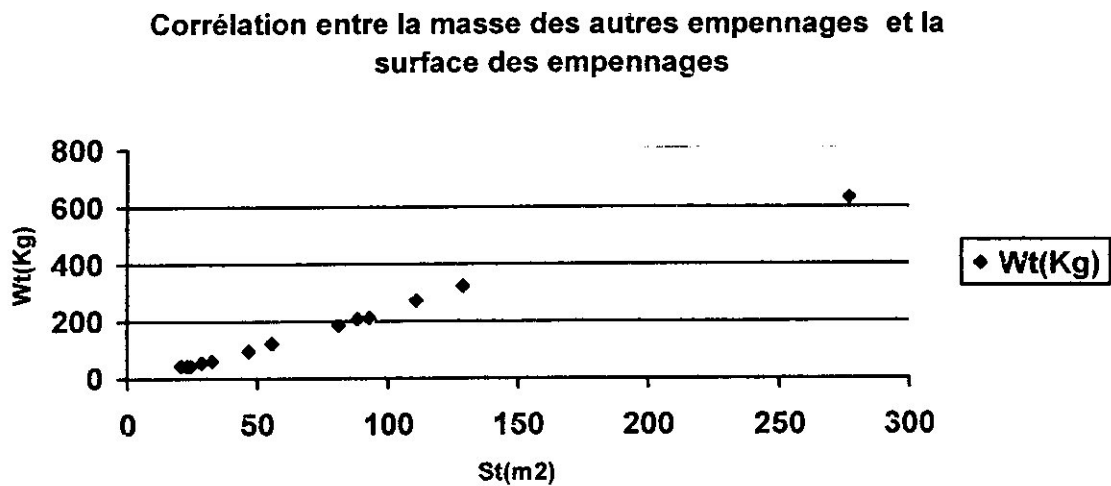


Figure IV.21.2

Tableau: 22

Type d'avion	Poussée installée par nacelle (kgf)	Masse de la nacelle (kg)
✓ CV 880	5262	475
✓ DHC P 72	5675	500
✓ CV 990	7540	610
✓ B 52	7835	600
✓ DC 8-55	8270	600
✓ BAMST	8860	634
✓ C 141	9269	655
✓ C 5-A	20000	940
✓ B 747-100	22000	1020
➤ SABRELINER	1980	75
➤ F 28	4360	200
➤ DC 9-10	6360	330
➤ Caravelle-VIR	6360	350
➤ B 727 -100	6558	380

- ✓ Les moteurs sont montés sous les ailes
- Les moteurs sont montés à l'arrière du fuselage

Corrélation entre la masse de la nacelle et la Poussée
installée par nacelle(les moteurs sont montés sous les ailes)

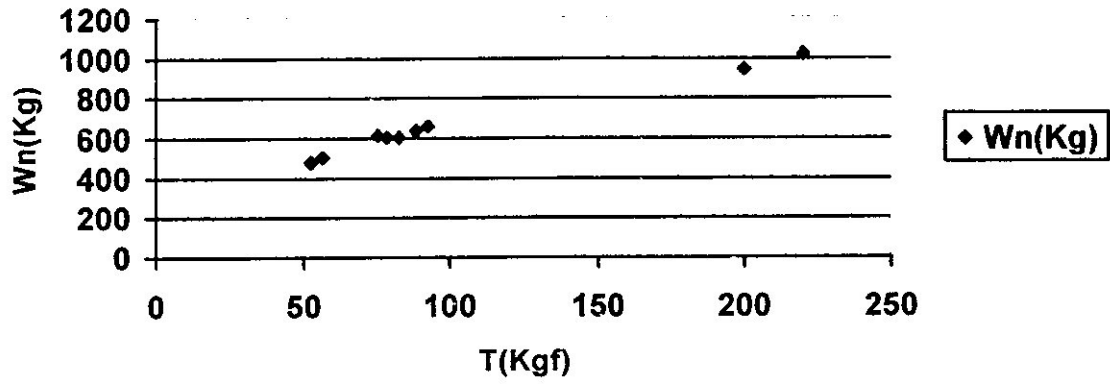


Figure IV.22.1

Corrélation entre la masse de la nacelle et la Poussée
installée par nacelle(les moteurs sont montés sous les ailes)

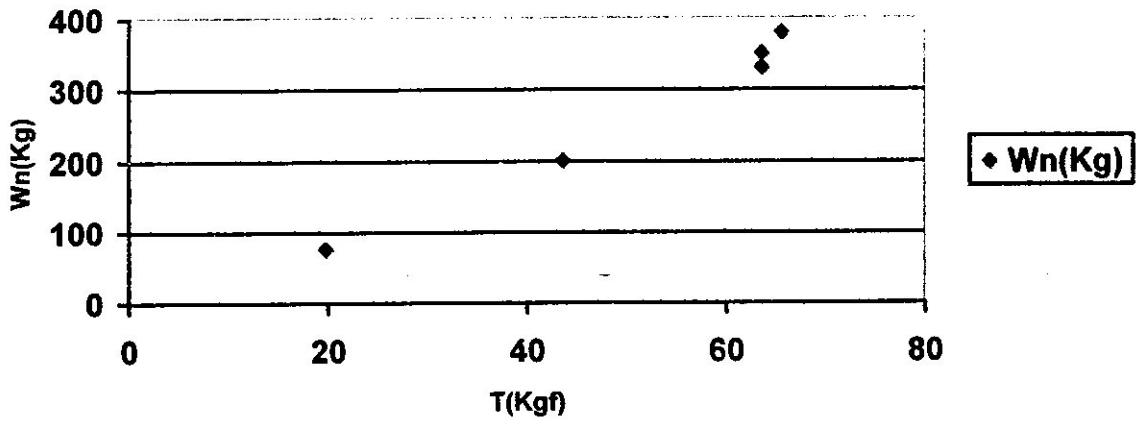


Figure IV.22.2

ANNEXE II

PROGRAMME DE CALCUL DES MASSES,
DES DIMENSIONNEMENTS DE LA STRUCTURE ET
DES PERFORMANCES DU MOTEUR



Dans l'étude précédente (l'étude préliminaire) on a tiré des equations semi empirique qui représentent les déffirentes variation de dimensionnement et performance du moteur 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 :

```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!déclaration des variables!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
double precision Wee,Wf,Wpl,W,S,b,Lc,lf,T0,CtV,CrV,CT,CV,LT,LV,Wn
double precision ST,SV,bT,Dff,wext,wint,bV,CrT,CtT,phi,E,W1,W2
double precision Msys,Mpr ,Mfs,Mapu,Meh,Mes,Mlg,Mec,Mfc+
+Mpa,Mac,Mins
double precision Mteq. Mcf,Mse,Mco,Msc0,Meds,Mox,Mein+
+Mte,Mfou,Mfp,Mpp
double precision Al,ES,Lc1,Lc2,Xc4,T01,T02,Tp,fp,T03,Wfu,Ww,Wtu,HT
real Lq,Ln,X,Lfb,Lfd,Mo,DS,tr,tt,AV,AT,a1,a0,a2,k,g
integer NM,MC,NS,NC,z,m,j
open(1,file='donnees.dat',status='unknown')
open(2,file='resultat.dat',status='unknown')
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!les données!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
read(1,*)j
read(1,*)R
read(1,*)P
read(1,*)NS
read(1,*)NC
read(1,*)MC
read(1,*)MO
read(1,*)NM
read(1,*)DS
read(1,*)Y
if(NS.gt.6)then
m=2
else
m=3
endif
if(R.lt.5600)then
z=1
endif
if(R.gt.5600.and.R.lt.9800)then
z=2
endif
if(R.gt.9800)then
z=3
endif
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!calculs des masses!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
if(R.ge.1400)then

```





```
if(R.le.14000)then
a0=359.222
a1=0.044353
W1=(a0+(a1*R))*p
endif
endif
X=W1/P
if(X.lt.400)then
if(X.gt.1000)then
write(2,*)'cet avion n"est pas inclus dans notre domaine d"etude'
endif
endif
a0=1.242847
a1= -0.0946085
Wee=(a0*R**a1)*W1
X=Wee/W1
if(X.gt.0.4)then
if(X.lt.0.7)then
write(2,*)'Wee=',Wee,'Kg'
else
write(2,*)'cette masse à vide n"est pas inclus dans notre domaine detude'
endif
endif
a0= 5.327247
a1= -0.3820478
Wpl=(a0*R**a1)*W1
X=Wpl/W1
if(X.gt.0.125)then
if(X.lt.0.3)then
write(2,*)'Wpl=',Wpl,'Kg'
else
write(2,*)'cet avion n"est pas inclus dans notre domaine d"etude'
endif
endif
X=R/1000
a0=0.1294868884
a1=0.04303993514
a2= -0.00142392686
Wf1=(a0+a1*X+a2*(X**2))*W1
X=(-1)*(R/1854)
a0=0.0259
a1=0.036
Wf=a0+a1*exp(X)
Wf2=Wf*P*R
X=Wf1/W1
if(X.gt.0.2)then
if(X.lt.0.7)then
Wf=(Wf1+Wf2)/2
write(2,*)'Wf =',Wf,'Kg'
endif
```



```

endif
W2=Wee+ Wf+ WPI
W=(W1+W2)/2
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!calculé des dimensions!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!dimension de la voilure!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
if(W.ge.5500)then
if(W.le.360000)then
a0= 0.02834594
a1= 0.7644634
S=a0*W**(a1)
endif
endif
if(S.ge.22.5)then
if(S.le.447)then
write(2,*)'S=',S,'m2'
else
write(2,*)'cette surface n"est pas incluse dans notre domaine d"etude'
endif
endif
if(W.ge.5500)then
if(W.le.360000)then
a0= 2.572584
a1=0.6002393
b=W/(a0*(W**a1))
endif
endif
X=W/b
if(X.ge.500)then
if(X.le.5500)then
write(2,*)'b=',b,'m'
else
write(2,*)'cette envergure n"est pas incluse dans notre etude'
endif
endif
Al=(b**2)/S
write(2,*)'A=',Al
C=S/b
write(2,*)'C=',C,'m'
if(Mo.ge.0.5)then
if(Mo.le.1)then
a0= 50.977
a1=3.83
phi1= a0*(Mo**a1)
a0=0.5023
a1=4.6843
phi2 =a0*exp(a1*Mo)
a0=(-1)*64.709
a1=109.12
phi3=a0+a1*Mo
phi= (phi1+ phi2 + phi3)/3

```

```

endif
endif
write(2,*)'phi=',phi,'°'
X= (phi/40)
a0=0.55
a1=-0.4634
a2=-0.3103
a3=0.6928
a4=-0.1064
ES=a0+a1*X+a2*(X**2)+a3*(X**3)+a4*(X**4)
write(2,*)'ES=', ES
Cr=2*C/(1+ES)
Ct=ES*Cr
write(2,*)'Cr=', Cr,'m'
write(2,*)'Ct=', Ct,'m'
a0=16.5
a1=0.1125
tr=a0+(-1)*(a1*phi)
write(2,*)'(t/C)r=', tr,'% '
a0=13.5
a1=0.122
tt=a0-a1*phi
write(2,*)'(t/C)t=', tt,'% '
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!dimension du fuselage!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
X=Ds*P/NS
If(NS.gt.6)then
a0= 1.17
a1=1.125
Lc1=a0*(X**a1)
else
a0=1.291
a1=1.01
Lc1=a0*(X**a1)
endif
if(W.ge.84000)then
if(W.le.365000)then
a0= 0.08658888
a1= 0.5140043
Lc2=a0*(W**a1)
endif
endif
Lc=(Lc1+Lc2)/2
if(Lc.ge.20)then
if(Lc.le.70)then
write(2,*)'Lc=', Lc,'m'
endif
endif
endif
a0=0.39679
a1=0.3058752
HT=a0*W**a1

```

```

write(2,*)'HT=',HT,'m'
wint1=0.55+0.5*NS
wint2=0.121*(W**(0.3047))
wint=( wint1+ wint2)/2
write(2,*)' wint=', wint,'m'
Dff=0.0041*(W**(0.315))
write(2,*)'Dff=',Dff,'m'
wext=wint+2*Dff
write(2,*)'wext=',wext,'m'
lf1=1.08*(W**(0.32))
if(NS.le.6)then
lf2=Lc/((log(W)/log(10.)*0.16)-0.07)
else
lf2= Lc/((0.14*iog(W)/log(10.))-0.026)
endif
lf=(lf1+lf2)/2
write(2,*)'lf=',lf,'m'
if(R.lt.3710)then
Lfd=3.8
Ln=1.22
else
Lfd=3.2
Ln=1.22
endif
Lfb=Lfd+Ln
Lq=lf -(Lfb+Lc)
write(2,*)'Lq=',Lq,'m'
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!dimension de l'empennage horizontal!!!!!!!!!!!!
if(NS.le.6)then
a0=1.271441219
a1= -0.0169151653
V=a0+a1*phi
else
a0=1.2278897743
a1= -0.00663311595
V=a0+a1*phi
endif
write(2,*)'V=',V
LT=3.5*C
ST=(V*S)/(LT/C)
write(2,*)'ST=',ST,'m2'
AT=4
bT=sqrt(AT*ST)
write(2,*)'bT=',bT,'m'
CT=ST/bT
write(2,*)'CT=',CT,'m'
E=0.45
CrT=2*CT/(1+E)
write(2,*)'CrT=',CrT,'m'
CtT=E*CrT

```

```

write(2,*)'CtT=',CtT,'m'
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!dimension de l'empennage vertical!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
if(j.eq.4)then
V=0.088
else
V=0.065
endif
Xc4=lf/2
LV=Xc4-(CT+0.9)
write(2,*)'LV=',LV
SV=(S*b*V)/LV
write(2,*)'SV=',SV,'m2'
AV=1.75
bV=sqrt(AV*SV)
write(2,*)'bV=',bV,'m'
CV=SV/bV
write(2,*)'CV=',CV,'m'
E=0.47
CrV=2*CV/(1+E)
write(2,*)'CrV=',CrV,'m'
CtV=E*CrV
write(2,*)'CtV=',CtV,'m'
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!calcul de la poussée !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
X=(W/1000)
if(X.ge.18)then
if(X.le.326)then
a0=22.50277
a1=0.8275052
Sw= a0*(X**a1)
endif
endif
if (Sw.ge.240)then
if(Sw.le.2800)then
write(2,*)'Sw=',Sw,'m2'
else
endif
endif
X=(Sw/100)
if(X.ge.2.5)then
if(X.le.32)then
a0=0.334859
a1= 0.9572557
f1=a0*(X**a1)
endif
endif
X=(W/1000)
a0= 0.0803113
a1= 0.0263243
f2=a0*(X**a1)
if(f1.ge.0.7)then

```

```

if(f1.le.9)then
f=(f1+f2)/2
write(2,*)'f=',f,'m2'
else
write(2,*)'f=',f2,'m2'
endif
endif
X=W/1000
if(z.eq.1)then
a0=4982.8
a1=0.115
T01=a0*(X**a1)*f
endif
if(z.eq.2)then
a0=3982.5
a1=0.11512
T01=a0*(X**a1)*f
else
a0=9356.3323
a1=0.000978
T01=a0*exp(X*a1)*f
endif
if(W.lt.61250)then
k=0.506
endif
if(W.gt.63000)then
if(W.lt.181000)then
k=0.614
endif
endif
if(W.gt.181000)then
k=0.557
endif
a0=0.942
T02=k*(W**a0)
a0=116.2309076
a1=1.109879865
T03=a0*(X**a1)
T0=(T01+T02+T03)/3
write(2,*)'T0=',T0,'Kgf'
fp=0.0803*(X**0.79)
write(2,*)'fp=',fp,'m2'
a0=1447.223
a1=2.522093E-01
Tp=a0*(W/1000)**a1
Tp=Tp*fp
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!calcul de la distance de décollage !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
Write(2,*)'Tp=',Tp,'Kgf'
BFL=2.6*((W**2)/(S*T0))**0.891
write(2,*)'BFL=',BFL,'m'

```




!!!!!!!!!!!!!!troisième estimation de la masse maximale au décollage !!!!!

```
X=Al/(cos(phi))**2
if(X.gt.5)then
if(X.lt.12)then
If(W.lt.36500)then
a0= 0.158018723
a1= 2.873990188
WSRT1= a0*S*(X**a1)
else
a0= 0.8670489
a1= 2.0956927
WSRT1= a0*S*(X**a1)
endif
endif
endif
X=lf*(wext*2)
if(X.gt.90)then
if(X.lt.900)then
if(NS.le.6)then
a0= 1.119461
a1= 1.573226
Wfu=a0*(X**a1)
else
a0= 0.09893677
a1= 1.876430
Wfu=a0*(X**a1)
endif
endif
endif
write(2,*)'Wfu=',Wfu,'Kg'
X= ST+SV
if(X.gt.30)then
if(X.lt.300)then
if(m.eq.1)then
a0=15.48765
a1=1.165678
WTU=a0*(X**a1)
endif
if(m.eq.2)then
a0= 6.522432
a1= 1.288456
WTU=a0*(X**a1)
else
a0= 9.2398765
a1= 1.3425538
WTU=a0*(X**a1)
endif
endif
endif
write(2,*)'WTU=',WTU,'Kg'
```



```

X=T0/(NM*100)
if(X.gt.50)then
if(X.lt.500)then
if(j.eq.4)then
a0= 63.85049
a1= 0.511844
Wn=a0*(X**a1)
else
a0=1.430418
a1=1.320736
Wn=a0*(X**a1)
endif
endif
endif
Wn=Wn*NM
write(2,*)'Wn=',Wn,'kg'
g=(3.75*W*(b**2)*(1+ES))/(4*(cos(phi)**2)*tr)
write(2,*)'g',g
if(W.gt.95000)then
a0=0.00372
a1=0.6877
Ww=a0*(g**a1)
else
a0=0.787
a1=0.449
Ww=a0*(g**a1)
endif
write(2,*)'Ww=',Ww,'Kg'
WSRT2= (Wfu+Ww+WTU+Wn)
WSRT=(WSRT1+WSRT2)/2
write(2,*)'WSTR=',WSRT,'Kg'

```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!calcul de la masse totale des systèmes !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```

Mpr= 0.396 *(W**0.85)
Mfs= 0.299*(W**0.637)
Mapu= 64.2*(W**0.146)
Meh=1.426*(W**0.611)
Mes= 0.122*(W**0.767)
Mlg= 0.06*(W**0.965)
Mec= 0.852*(W**0.362)
Mfc= 0.0164*((b+lf)**2.48)
Mpa= 0.862*(Lc**1.975)
Mac= 0.0196*(b**2.725)
Mins= 0.0239*(W**0.782)
Msys= Mpr+Mfs +Mapu +Meh+Mes+Mlg+Mec+Mfc+ Mpa+Mac+ Mins
write(2,*)'Msys=',Msys,'Kg'

```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!calcul de la masse des équipements fixes !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```

Mcf= 0.0059*(W**1.17)
Mse= 16.48*(W- Mcf)**0.285
Mco= 152.45*MC
Msco= 30*13.65

```



```

Meds= 3.4*P
Mox= 13.6+0.54*P
Mein= 0.003*(W**0.807)
Mte= 5.22*P
Mfou= 8.62*P
Mteq= Mcf+Mse+Mco+Msco+Meds+Mox+Mein+Mte+Mfou
write(2,*)'Mteq=',Mteq,'Kg'
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!calcul de la charge payante !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
Mfp=0.064*W
write(2,*)'Mfp=',Mfp,'Kg'
Mpp= 86*P
write(2,*)'Mpp=',Mpp,'Kg'
W2=WSRT+Msys+Mteq+Mpp+Mfp+Y+Wf
W=((W2+(abs(W-W2)))+W)/2
write(2,*)'W=',W,'Kg'
stop
end

```

L'exécution:

Les données:

4j
11900R
300P
7NS
2NC
14MC
0.86Mo
2NM
0.62DS
800Y



**Les resultats:**

Wee= 136110.696216032800000Kg
Wpl= 39310.183573046690000Kg
Wf = 104882.445312500000000Kg
S= 405.964147501466500m²
b= 57.932880659861650m
A= 8.267278483102125
C= 7.007491m
phi= 28.653565088907880°
ES= 2.854657693558101E-001
Cr= 10.902650m
Ct= 3.112333115604805m
(t/C)r= 13.276470%
(t/C)t= 10.004260%
Lc= 50.387562954731700m
HT= 18.257775579239810m
wint= 4.768174528875411m
Dff= 2.114841392151541E-001m
wext= 5.191142807305719m
lf= 63.000000000000000m
Lq= 8.192437m
V= 1.037827
ST= 120.377344157525500m²
bT= 21.943321914197540m
CT= 5.485830478549385m
CrT= 7.566662791241669m
CtT= 3.404998165857101m
LV= 25.114169545292470
SV= 82.409381121632250m²
bV= 12.009013987953230m
CV= 6.862293707401848m
CrV= 9.336454031247358m
CtV= 4.388133383556338m
Sw= 2335.840000m²
f= 3.464624m²
T0= 58263.765014941050000Kg
fp= 6.753699631240484m²
Tp= 40232.992868792770000Kg
BFL= 3409.287000m
WFu= 18997.524208123570000Kg
WTU= 6122.494260447023000Kg
Wn= 2331.129675657538000kg
g 9.645035E+07
Ww= 1151.724100011207000Kg
WSTR= 34353.940000Kg
Msys= 39320.068698086060000Kg
Mteq= 22077.764198837960000Kg
Mfp= 17485.125102077480000Kg
Mpp= 25800.000000000000000Kg
W= 273205.066743416300000Kg



ANNEXE III

LE LOGICIEL

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

Le logiciel AEROKAB contient le même programme de l'annexe II avec quelques modifications.

Définition :

Ce logiciel est un résultat d'un projet fin d'étude D.E.U.A fait au département d'aéronautique de Blida.

Par les étudiants :

- Mr: MOHAMMED TAIFOUR Abdelouahab.
- M^{Elle} : MENACER Fadila.

Dirigé par :

- Mr : KBAB Hakim

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).

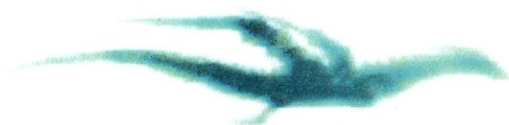
DOMAINE D'UTILISATION:

Ce logiciel est fait pour la conception préliminaire des avions à turboréacteur Bimoteur, Triple moteur, Quadrimoteur et six moteurs, 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 (20000 et 400000) 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.



La fenêtre de l'exécution est comme suit:

✈ Département d'aéronautique de Dida



AEROKAB

Référence Domaine d'application Concept de l'avion Centre

Données Résultats Voir les figures Exemples d'aménagements intérieurs

Type d'avion

Navette sous les ailes Navette à l'arrière de fuselage

Rayon d'action km

Nombre de passagers

Nombre de sièges par rangées

Nombre de colonnes

Nombre de conteneurs

Nombre de machi (la vitesse)

Nombre de moteurs: Bimoteur Quadrimoteur

Distance entre les sièges

La réserve de carburant

RESULTAT

