République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Saad DAHLEB de Blida

Faculté des sciences de l'ingénieur

Département D'Aéronautique

MEMOIRE

Pour l'obtention du diplôme

Master en Aéronautique

Filière : Aéronautique

Option : Propulsion

Détermination des coefficients aérodynamiques et les dérivées de stabilité d'un avion conventionnel en régime subsonique

Présenté par :

MERZOUGUI Ilyas

Dirigé par :

Mr. CHEGRANI Ahmed

Année Universitaire: 2012/2013

Résumé :

Ce travail consiste en étude théorique et numérique des coefficients aérodynamique et les dérivées de stabilité longitudinales et latérale-directionnelles. On a établis les formules mathématiques des coefficients aérodynamiques pour un avion en vol subsonique.

Dans la partie numérique, on a établi un programme en langage fortran qui calcul ces coefficients et leur dérivées en utilisant les formules théorique ainsi que celle basées sur l'expérience. L'étude a été faite sur le modèle CESSNA 172 et on s'est intéressé à l'influence de la géométrie ainsi que les conditions du vol sur les dérivées de la stabilité. Par la suite une visualisation des résultats sous formes de courbes. Finalement nous avons validé nos résultats par un logiciel commercial AAA.

Mots clé:

Coefficient aérodynamique, dérivées de stabilité, longitudinale, latérale-directionnelle, Contrôle, stabilité

Abstract:

This work constitutes of two parts theoretical and numerical of the coefficients aerodynamic and longitudinal and lateral-directional derivatives. We established the mathematics formulas of the stability derivatives of subsonic airplane. In the numerical part, we are executed a program FORTRAN which calculate the longitudinal and lateral-directional stability derivatives by using the formulas mentioned in the theoretical part and the empirical formulas. The study is based on the model of CESSNA 172; we are interested by the influence of airplane geometry and flight condition to the derivatives of stability. After the visualization of results by graph forms and we are valued our results by a commercial software AAA.

Key words:

- Aérodyamic coefficients, stability derivatives, longitudinal, lateral-directional. Stability,control

ملخص :

يتكون هذا العمل من دراسة نظرية و رقمية لعوامل الديناميكية الهوائية و مشتقاتها و عوامل التحكم و استقرار الطائرة الطولية و الجانبية قمنا بدراسة جميع المعادلات النظرية الخاصة بالعوامل و مشتقاتها

في الجانب التطبيقي الرقمي اعددنا برنامج حاسوبي هذا الاخير يعتمد على العلاقات النظرية السالف ذكرها

لقد ركزنا بدراسة نوع من الطائرات و مدى تاثير الابعاد الهندسية على هده العوامل و مشتقاتها و قمنا بتقديميها في اشكال بيانية وقارنها بالبرنامج التجاري

مفاتيح :

عوامل هوائية, مشتقات طولية , جانبية, استقرار تحكم

Dédicace

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 département aéronautique*
- ♠ *Tout Les membres des familles: MERZOUGUI*

- ♠ *A toute la promotion propulsion et structure 2013*

- ♠ *Touts mes amis.*

Ilyas

Remerciement

Je tiens à remercier en premier lieu le bon Dieu de me avoir donné le Courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.

J'exprime mes vifs remerciements à mon promoteur monsieur CHEGRANI Ahmed de me avoir encadré malgré la charge du travail et à exprimer mon profonde gratitude pour m'avoir proposé ce sujet.

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

Enfin je voudrais exprimer toute notre gratitude à l'ensemble des personnes, qui bien en marge de ce travail, ont contribué largement à son aboutissement. que ce soit depuis toujours, depuis plusieurs années ou quelque mois seulement, nombreux sont celles et ceux qui ont participé à mon épanouissement. Je les en remercie sincèrement.

Nomenclature

cr : la corde de l'aile
$Z(x)$: La ligne de cambrure moyenne ou squelette [m]
α : L'angle d'attaque
b : L'envergure de l'aile [m]
S_w : la surface de l'aile [m²]
AR : L'allongement de l'aile
λ : l'effilement d'aile
ρ : Masse volumique [kg.m-3]
M : Nombre de Mach
Λ_{LE} : La flèche de bord d'attaque [°]
$\Lambda_{c/4}$: La flèche au quart de la corde [°]
$\Lambda_{c/2}$: La flèche à la moitié de la corde [°]
Cr_w : La corde d'emplanture de l'aile. [m]
Ct_w : La corde à l'extrémité d'aile. [m]
Lf : Longueur de fuselage. [m]
h : Hauteur maximum de fuselage. [m]
w : Largeur maximal du fuselage. [m]
D : Diamètre de la partie cylindrique [m]
$h1$: Taille de fuselage au quart de la longueur de fuselage à partir de nez [m]
$h2$: Taille de fuselage à trois quart de la longueur de fuselage à partir de nez. [m]
cg : Position du centre de gravité par rapport au nez[m]
Sf : La surface maximale du fuselage. [m²]
S_{fwet} : La surface Mouillé. [m²]
S_{Sf} : Surface de secteur du côté de fuselage. [m²]
S_h : La surface de l'empennage horizontal. [m²]
b_h : Envergure de l'empennage horizontal. [m]
Cr_h : La corde d'emplanture de l'empennage horizontal. [m]
$\overline{C}_h$: La corde aérodynamique moyenne de l'empennage horizontal. [m]
Ct_h : La corde à l'extrémité de l'empennage horizontal.[m]
Λ_{LEh} : Flèche de bord d'attaque de l'empennage horizontal. [°]
$\Lambda_{c/4h}$: La flèche au quart de la corde de l'empennage horizontal. [°]
$\Lambda_{c/2h}$: La flèche à la moitié de la corde de l'empennage horizontal. [°]
S_{weth} : La surface mouillée de l'empennage horizontal [m²]
L_{act} : Localisation du centre aérodynamique par rapport au nez.[m]
AR_h : L'allongement de l'empennage horizontal
λ_h : L'effilement de l'empennage horizontal
S_V : La surface de l'empennage vertical. [m²]
b_V : Envergure de l'empennage vertical.[m]
Cr_V : La corde d'emplanture de l'empennage vertical.[m]
$\overline{C}_V$: La corde aérodynamique moyenne de l'empennage vertical.[m]
Ct_v : La corde à l'extrémité de l'empennage vertical. [m]
Λ_{LEV} : Flèche de bord d'attaque de l'empennage vertical. [°]
$\Lambda_{c/4V}$: La flèche au quart de la corde de l'empennage vertical. [°]
: La flèche à la moitié de la corde de l'empennage vertical. [°]
$\Lambda c/2V$: La surface mouillée de l'empennage vertical. [m²]
Swet : L'allongement de l'empennage vertical.

Nomenclature

V	: L'effilement de l'empennage vertical.
ARv	: Nombres de nacelle
λv	: Surface maximale de la nacelle. [m²]
n	: Surface mouillée de la nacelle. [m²]
Sn	: Diamètre maximal de la nacelle. [m]
Snwet	: Diamètre du fan. [m]
Dn	: Diamètre cône d'échappement. [m]
Dnl	: Diamètre de capot de générateur des gaz. [m]
Dp	: Diamètre de sortie capot du fan. [m]
Dg	: Longueur de nacelle sans cône d'échappement. [m]
Def	: Longueur de capot de générateur des gaz. [m]
Ln	: Longueur de cône d'échappement. [m]
Lg	: La distance entre le centre aérodynamique de l'aile et le nez de l'avion. [m]
Lp	: La distance entre le centre aérodynamique de l'empennage horizontal et le nez.[m]
Xacw	: La distance entre la nacelle et le nez de l'avion. [m]
Xach	: La distance entre le début de l'empennage horizontal et le nez de l'avion. [m]
Xn	: La distance entre le centre de gravité de l'avion et le nez. [m]
Xht	: La distance entre le début de l'aile et le nez de l'avion. [m]
Xcg	: Le coefficient de portance (avion)
Xw	: La pression dynamique
Cl	: L'angle d'attaque. [°]
$\bar{q}$	: Coefficient de portance (avion) d'incidence nulle.
α	: la variation de la portance de l'avion due à la variation d'angle d'attaque.
CL0	: la variation de la portance de l'avion ave l'angle d'incidence du stabilisateur.
CLα	: la variation de la portance de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur.
CLih	: Coefficient de portance de l'aile
CLδe	
CLw	: Coefficient de portance de l'empennage horizontal
CLh	: Coefficient de portance de la nacelle
CLn	: Coefficient de la trainée (avion).
CD	: Coefficient de trainée (avion) d'incidence nulle
CD0	: La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence
CDα	: La variation de la trainée de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur.
CDih	: La variation de la trainée de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur.
CDδe	: Coefficient de la trainée de l'aile
CDw	: Coefficient de la trainée du fuselage.
CDf	: Coefficient de la trainée de l'empennage horizontal.
CDh	: Coefficient de la trainée de la nacelle.
CDn	: Coefficient de moment de tangage.
Cm	: Coefficient de moment d'incidence nulle.
C_{m_0}	: La variation du moment de tangage avec l'angle d'incidence.
C_{m_α}	: La variation du moment de tangage avec l'angle de calage du stabilisateur
$C_{m_{i_h}}$	: La variation du moment de tangage avec l'angle de la gouverne de profondeur
$C_{m\delta e}$	: Coefficient de la poussée.
Ct	: Coefficient de roulis.
c_l	: Coefficient de roulis d'angle de dérapage nul

Nomenclature

c_{l_0}	: L'angle de dérapage
	: la variation du coefficient de roulis par rapport à l'angle de dérapage
β	: la variation du coefficient de roulis par rapport à la déflection des ailerons.
$c_{l\beta}$	: la variation du coefficient de roulis par rapport à la déflection de la gouverne de
$c_{l\delta a}$	direction.
$c_{l\delta r}$	: Le moment de lacet total de l'avion
c_y	: le coefficient de moment de lacet pour un dérapage et des débattements nuls.
	: LaVariation du coefficient de moment de lacet due au dérapage, également appelée
c_{n0}	la dérivée de stabilité directionnelle.
$c_{n\beta}$	: La Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflection de l'aileron.
$c_{n\delta a}$	: La Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflection de la gouverne de direction
$c_{n_{\delta R}}$	
	: La force latérale totale de l'avion.
c_y	: le coefficient de la force latérale d'avion pour un dérapage et des débattements nulles
c_{y0}	
$c_{y\beta}$	: La variation du coefficient de la force latérale due au dérapage, également appelée la dérivée de la force latérale due au dérapage
$c_{y\delta a}$	: La Variation du coefficient de la force latérale due à la déflection de l'aileron
$c_{y\delta R}$	: La variation du coefficient de la force latérale due à la déflection de la gouverne de direction
	: La dérivée du coefficient de portance par rapport l'angle d'incidence α
$c_{L\alpha}$	: La dérivée du coefficient de trainée par rapport l'angle d'incidence α
CDα	: La dérivée du coefficient de moment de tangage par rapport l'angle d'incidence α
Cmα	: La dérivée du coefficient de portance par rapport à la vitesse de perturbation
C_{L_u}	: La dérivée du coefficient de trainée par rapport à la vitesse de perturbation
C_{D_u}	
C_{m_u}	: La dérivée du coefficient de moment de tangage par rapport à la vitesse de perturbation
C_{Lq}	: La dérivée du coefficient de portance par rapport aux taux de tangage
	: La dérivée du coefficient de trainée par rapport aux taux de tangage.
CDq	: Dérivée du coefficient de moment de tongage par rapport aux taux de tangage
Cmq	: Dérivée du coefficient de portance par rapport au taux d'incidence
CLά	
Cdά	: Dérivée du coefficient de force de trainée par rapport au taux d'incidence
Cmά	: Dérivée du coefficient de force de trainée par rapport au taux d'incidence
Cyβ	: Dérivée du coefficient de force latérale
Clβ	: Dérivée du coefficient de moment de roulis
Cnβ	: La dérivée du moment de lacet due au dérapage.
Cyp	: La dérivée du coefficient de la force latérale par rapport au taux de roulis.
Clp	: La dérivée du coefficient de roulis par rapport au taux de roulis.
Cnp	: La dérivée du coefficient de lacet par rapport au taux de roulis
Cyr	

Clr	: La dérivée de coefficient de force latérale au taux de lacet
Cnr	: La dérivée du coefficient de roulis au taux de lacet
$C_{L_{\delta F}}$	: La dérivée du coefficient de lacet
$C_{L_{ih}}$	: La dérivée du coefficient de portance par rapport au déflection des volets
$C_{L_{\delta E}}$	: La dérivée de coefficient de portance par rapport à l'angle d'incidence de stabilisateur
$C_{m_{ih}}$	: La dérivée de coefficient de portance par rapport à la déflection d'élévateur
$C_{m_{\delta E}}$	: La dérivée de coefficient de tangage par rapport à l'angle d'incidence de stabilisateur
$C_{y_{\delta R}}$	: La dérivée du coefficient de moment par rapport à la déflection d'élévateur.
$C_{\ell_{\delta R}}$	: La Dérivée du coefficient de force latérale par rapport a la déflection de gouverne de direction
$C_{n_{\delta R}}$	: la Dérivée du coefficient de moment de roulis par rapport a la déflection de gouverne de direction
$C_{\ell_{\delta_A}}$	: la Dérivée du coefficient de moment de lacet par rapport à la déflection de gouverne de direction
$C_{n_{\delta A}}$	: la Dérivée du coefficient du moment de roulis par rapport a la déflection des ailerons
	: la dérivée du coefficient du moment de lacet par rapport a la déflection des ailerons

.
:

Liste des figures

Liste des tableaux

Table de matière

Introduction

La stabilité des avions est un sujet très complexe , pour cela les spécialistes procèdent une étude approfondie pendant la période de conception afin d'éviter tous les problèmes qui peuvent surgir durant la phase d'exploitation. La stabilité se compose de deux parties ; longitudinale et latérale-directionnelle. Pour que l'avion soit stable dans l'air il faut que les deux parties soient vérifiées.

L'étude de chaque partie de la stabilité à besoin de quelques coefficients; ce qu'on appelle les coefficients aérodynamique et les dérivées de stabilité. Notre travail consiste à déterminer ces coefficients et leurs dérivées dans les deux cas longitudinale et latérale-directionnelle pour les avions en régime subsonique; Pour cela nous avons élaboré un programme en langage fortran qui détermine ces coefficients dans les deux cas cités ci-dessus .

L'organisation de cette études est divisé en quatre chapitres ; le premier chapitre donnes les différents trièdres de référence et les différent angles, le deuxième chapitre consiste a déterminer les paramètres géométriques de l'avion à savoir les dimensions avec les conditions de vol, le troisième chapitre traite les équations et des formules théoriques qui détermine nt les coefficients aérodynamique longitudinale et latérale-directionnelle, le quatrième chapitre contient les résultats obtenues et l'interprétation .

Ce travail exige une bonne connaissance des caractéristiques géométriques et aérodynamiques des avions ainsi que la programmation en fortran 90 . ensuite nous avons validés nos résultats de programme par le logiciel AAA « Advanced Aircraft Analysis » et analyser les erreurs commises entre les résultats obtenus par le programme et le logiciel AAA.

Introduction

Avant d'aborder le calcul des coefficients aérodynamiques d'un avion en vol subsonique, il est nécessaire de présenter trois trièdres utilisés en mécanique du vol ainsi que les matrices passage d'un repère à l'autre, et définir les différents angles. Dans un second temps, un rappel sur les caractéristiques géométriques des déférents composants de l'avion

I.1Trièdres de référence :

Dans la formulation des problèmes de la dynamique du vol on a besoin de plusieurs systèmes d'axes de cordonnés pour spécifier la position, la vitesse, l'accélération, les forces et les moments appliquées sur l'avion. Le choix d'un système d'axes particulier pour lequel les équations de mouvement soient estimées et résolues. Dans ce chapitre, on va détailler les déférents systèmes des cordonnés pour résoudre les équations de mouvement.

I.1.1 Trièdres inertiel (OXi, OYi, OZi) :

Pour chaque problème de dynamique de vol il est nécessaire de spécifier un système inertiel de référence ou les lois de mouvement de newton sont valides ; par rapport au repère inertiel, autrement l'accélération est déterminée par rapport à un repère inertiel de référence. Pour la plupart des problèmes de la dynamique du vol, on note que un système de référence (Oxi, Oyi, Ozi) qui est placé au centre de la terre toute en négligeant sa vitesse de rotation .

- OZi : orienté vers le haut.
- OXi, OYi : sont situés dans le plan horizontal de la terre.

1.1.2 Trièdre terrestre (OxEc, OyEc, OzEc) :

Pour suivre le mouvement d'un avion il faut considérer un repère fixé à la terre et la convention faite pour définir ce dernier est de choisir le point OE_c qui est le centre de référence. Les axes (OxEc, OyEc) sont situés dans le plan de l'équateur et l'axe (OzEc) est dirigé vers la verticale ascendante.

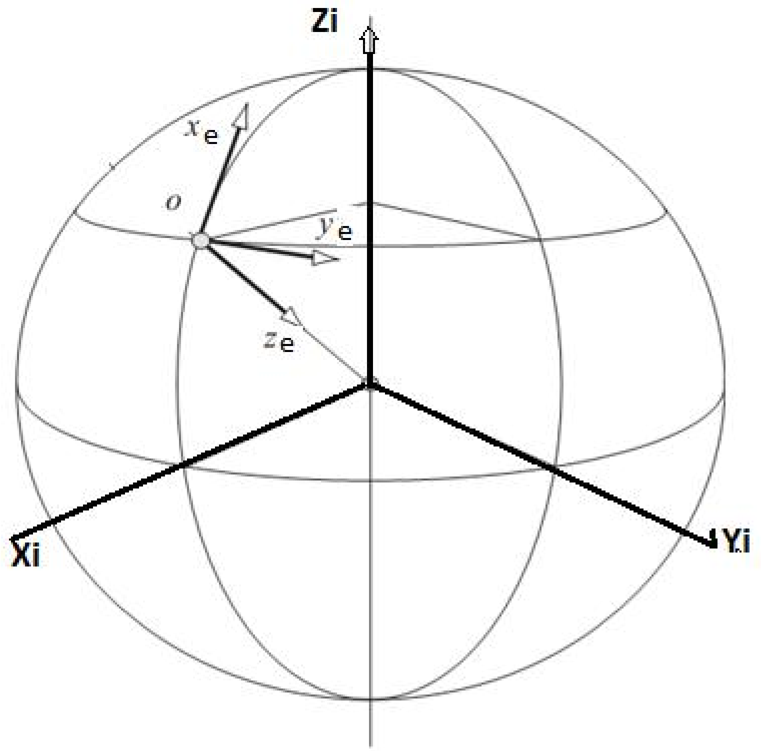


Figure I.1 : trièdre inertiel

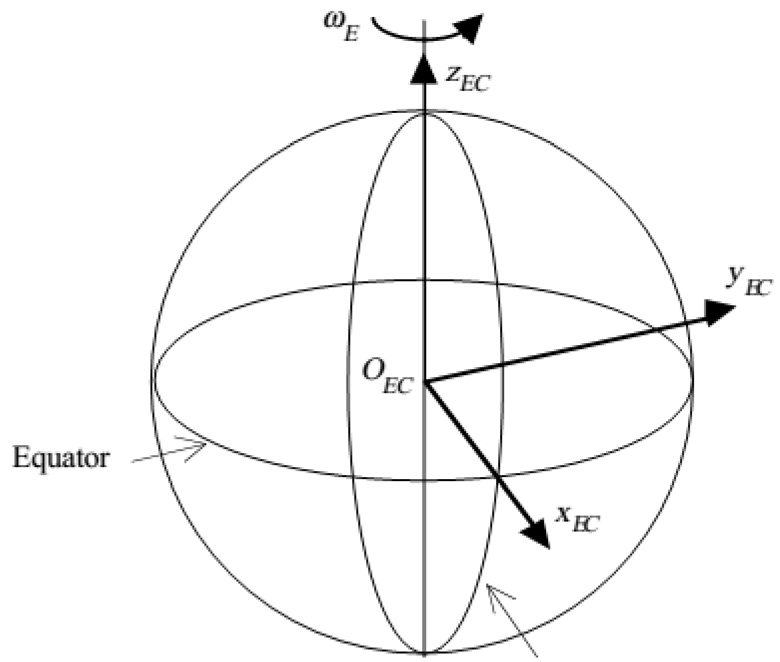


Figure I.2 : trièdre terrestre

1.1.3 Trièdre de navigation (OXeYeZe) :

L'origine de ce repère de référence **(Figure 1.1)** est située sur la surface de la terre tels que:

* L'axe OZe est orienté vers le centre de la terre.

* L'axe OXe est dirigé habituellement vers le nord .

* L'axe OYe est dirigé vers l'est.

Les axes forment un angle droit entre eux. L'emplacement de l'origine de ce système des coordonnés est choisi de sorte qu'il se trouve lié à l'avion à t= 0. Il est utile pour définir la position de l'avion au moment du décollage.

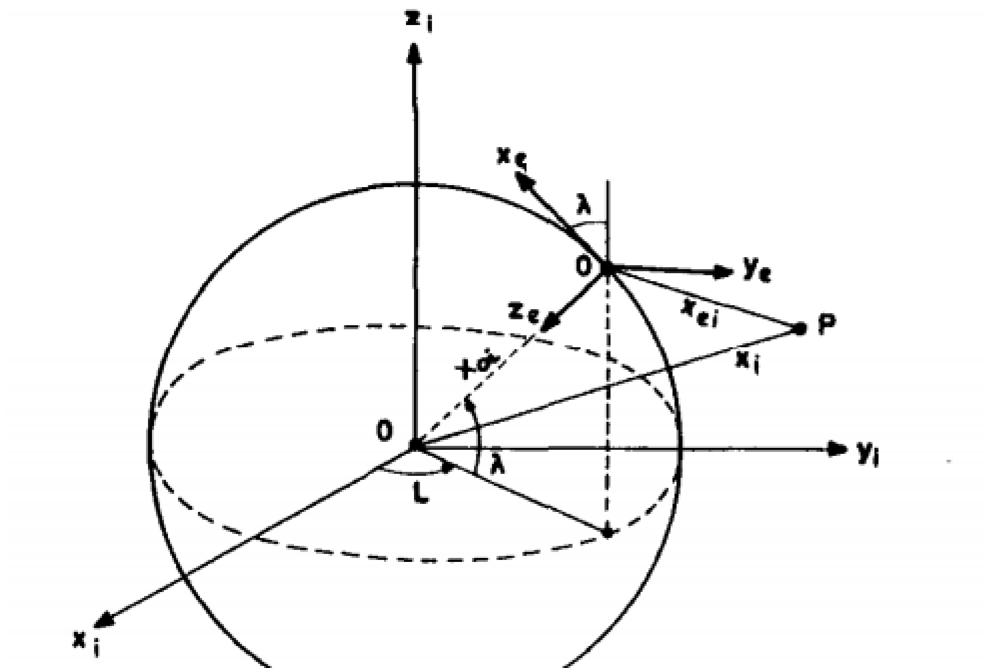


Figure I.3 : trièdre inertiel et trièdre de navigation

1.1.4 Trièdre avion : (Oxb,Oyb,Ozb)

Le trièdre avion est utilisé pour exprimer les forces aérodynamique aussi les expressions des moments il est rigidement lié à l'appareil (considéré lui-même comme rigide).

OX_b : est orienté positivement vers l'avant de l'avion

OZ_b : est normal à OX_b, est orienté positivement vers le nez et situé dans le plan de symétrie de l'avion

OY_b : complète le trièdre positif, il est orienté vers la droite du pilote.

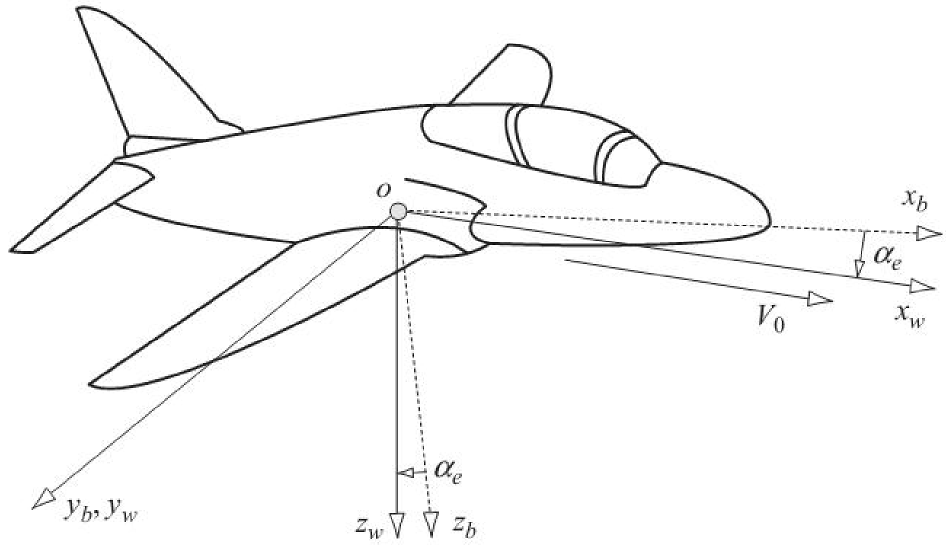


Figure 1.4 trièdre d'avion et aérodynamique

1.1.5 Trièdre de stabilité (OXs,Ys,Zs) :

c'est un cas particulier du trièdre d'avion qui s'appelle système de stabilité (oxs,ys,zs) leur axes sont utilisés pour étudier le mouvement des avions dans le cas des petites perturbations sous les conditions de vol, l'axes Oxs lies au plan de la symétrie si les condition de vol sont référentielles (β=0) est dirigé contre le vent relatif et si $\beta \neq 0$,l'axes OXs est porte la projection de vecteur de la vitesse relative dans le plan de la symétrie, l'axe OZs est perpendiculaire à l'axe OXs. Et OYs complète de trièdre de stabilité. L'angle entre OZb et OZs est égale à l'angle d'attaque de l'avion .

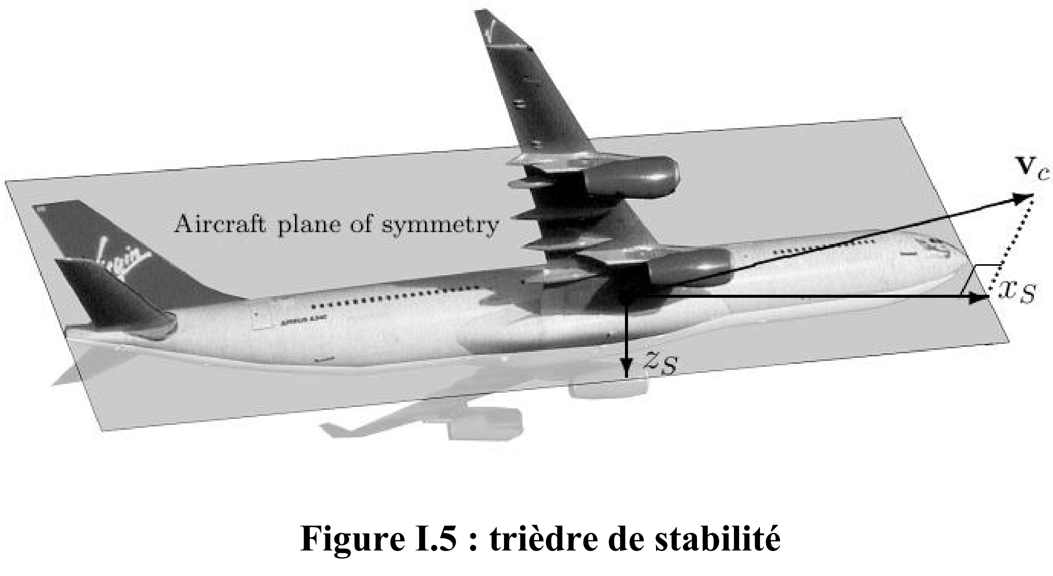
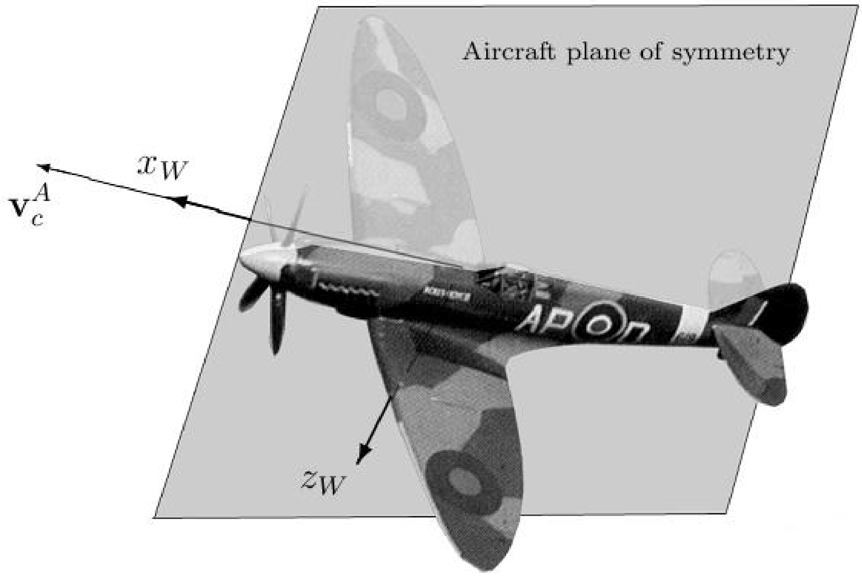


Figure I.5 : trièdre de stabilité

1.1.6 Trièdre aérodynamique (Ox_w,Oy_w,Oz_w) :

il est pratique de définir un ensemble des axes fixes de l'avion tels que l'axe Oxw qui parallèle à la projection de vecteur vitesse résultante dans le plan horizontal, comme il est présenté dans **la figure (I.8)** . l'axe **Oy_w** est perpendiculaire à l'axe **Ox_w** ils sont appelés les axes aérodynamiques (les axes de vent). Dans le vol symétrique les axes de trièdre aérodynamique ($OX_wY_wZ_w$) est juste une version particulière de trièdre d'avion qui sont mis en rotation autour de l'axe OY_b a travers l'angle d'attaque de l'avion.



Figue I.6 : trièdre aérodynamique et le plan symétriques de l'avion

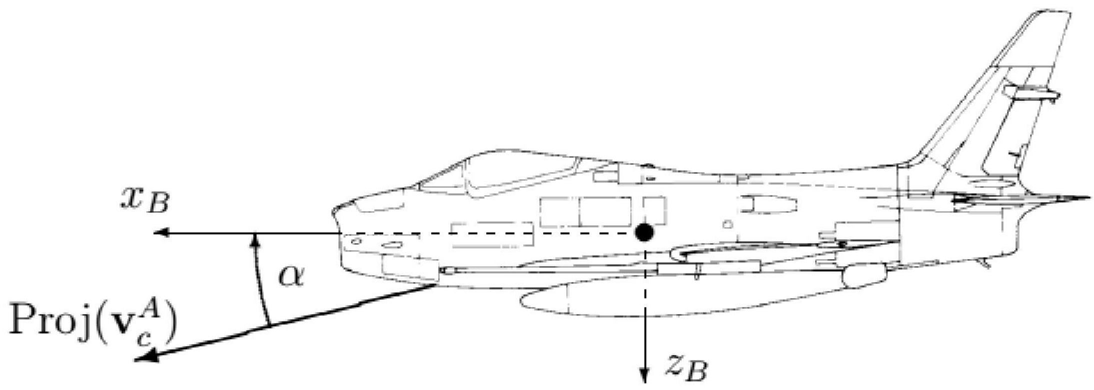
1.1.7 Trièdre principale (Oxp,Oyp,Ozp) :

Pour chaque corps rigide, un système des cordonnés orthogonal peut être trouvé pour lequel les produits d'inerties égales à zéro, par hypothèse du plan de symétrie, les deux axes situés dans le plan de symétrie sont OXp et OZp et par la nature de l'avion, on choisit un de ces axes dirigé vers le nez d'avion .et l'axe OYp complète le trièdre principale.

1.2 Les angles :

I.2.1 L'angle d'attaque

la projection du vecteur vitesse dans le plan de symétrie et supposant que les cordonnés de trièdre d'avion sont bien défini l'angle entre la projection du vecteur vitesse et l'axe Xb s'appelle l'angle d'attaque et on le donne le signe α , il est positif quand le vent relatif est au-dessous de l'axe Xb comme il est présenté dans la figure **(I.7)**



La figure I.7 : l'angle d'attaque

I.2.2 L'angle de dérapage :

L'angle de dérapage : c'est l'angle entre la projection du vecteur vitesse dans le plan horizontal, cet angle s'appelle angle de dérapage β qui est positif lorsque le vent relatif est dans la droite du pilote comme dans la figure **(I.8)**

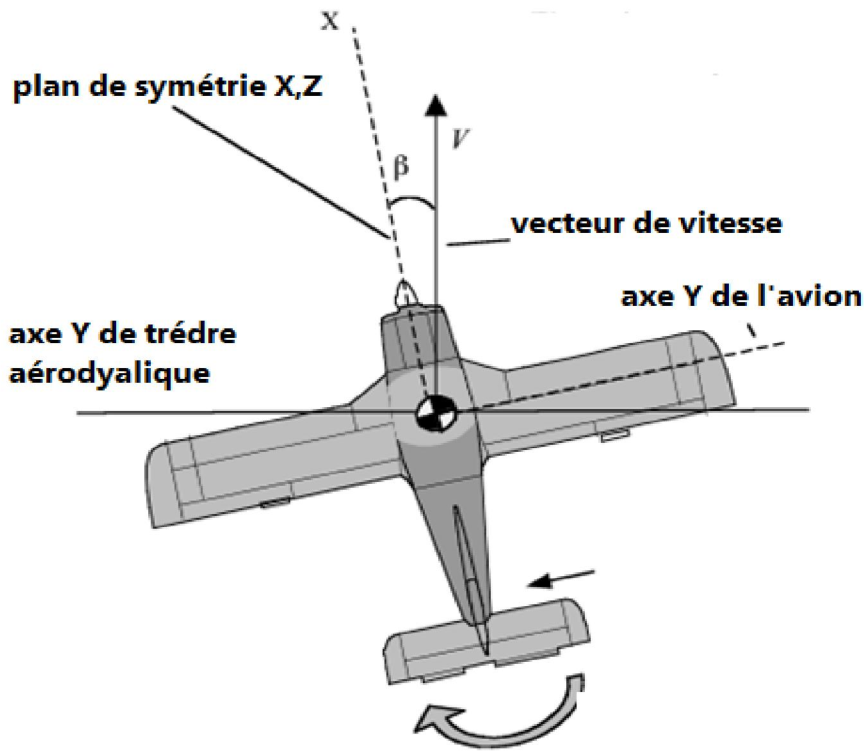


Figure I.9 : : l'angle de dérapage

II. Caractéristiques géométriques de l'avion :

II.1.La géométrie du Profil d'aile :

Dans le cas d'une aile d'avion, d'une pale d'hélice ou de rotor, le profil est le contour de la coupe transversale ou « section » qui est constante ou variable d'un bout à l'autre de l'élément. De plus, les profils d'ailes destinés à produire une portance à des vitesses subsoniques ont généralement un bord d'attaque arrondi, une épaisseur maximale placée au tiers avant, et un bord de fuite fin à l'arrière. La distance du bord d'attaque au bord de fuite s'appelle la corde.

e : l'épaisseur est la hauteur du profil mesuré normal à la ligne de la corde, le rapport entre l'épaisseur maximum la longueur de la corde est appelé le rapport d'épaisseur.

la cambrure est la distance maximale de la ligne moyenne à la ligne de la corde

ba : bord d'attaque

bf : bord de fuite

cr : la corde est la ligne droite qui joint les extrémités de la ligne moyenne de la cambrure

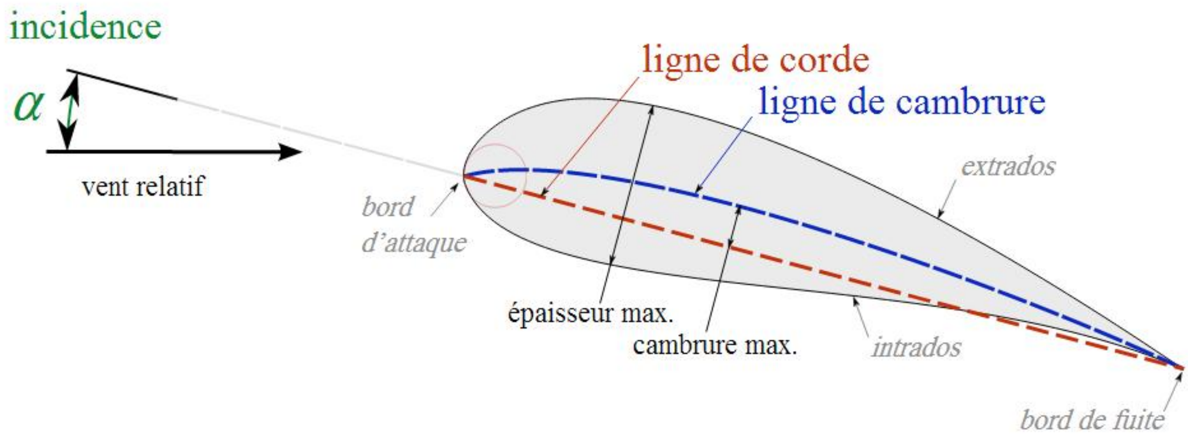


Figure (II.1) : La géométrie du profil d'aile.

Z(x): La ligne de cambrure moyenne ou squelette : la ligne qui relie les points entre la surface supérieure et la surface inferieur de profil et mesuré perpendiculairement à la ligne moyenne de cambrure.

α : angle d'attaque

II.2. La géométrie d'aile :

Les caractéristiques d'une aile droite sont présentés dans la figure **(II.2)**

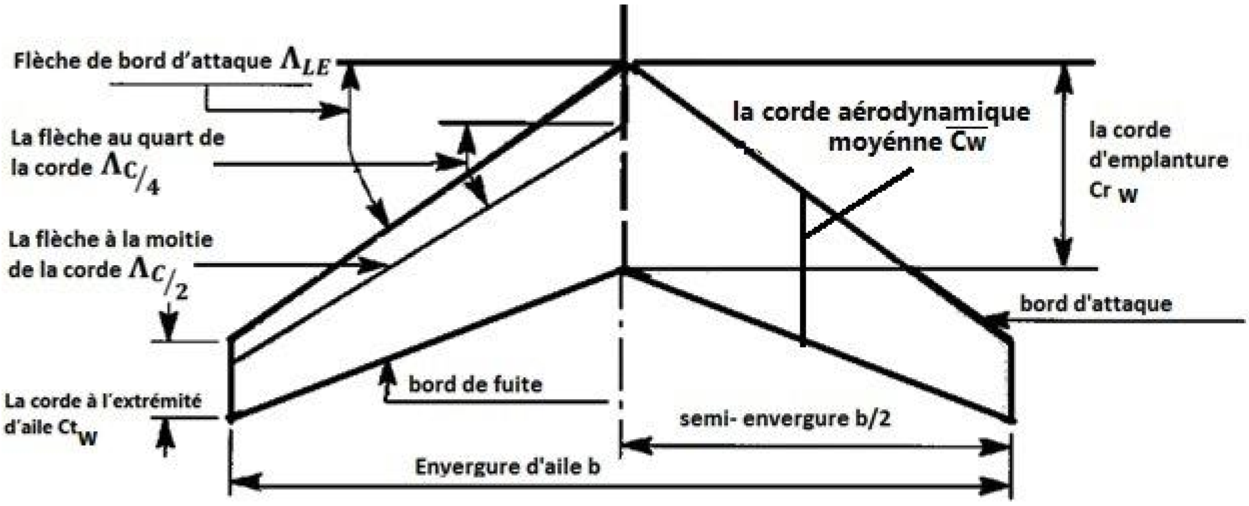


Figure II.2 les propriétés d'une aile droite

b : l'envergure qui est la distance entre les deux extrémités de la voilure

S_w : la surface de l'aile est définie comme la surface la partie plane de l'aile projetée dans le plan de référence

$$S_w = \frac{b}{2}\left(cr_w + ct_w\right) \qquad \textbf{(II.1)}$$

Il existe autres paramètres très importants comme :

AR : allongement de l'aile

$$AR = \frac{b^2}{S_w} \qquad \textbf{(II.2)}$$

λ : l'effilement d'aile est le rapport entre les cordes

$$\lambda = \frac{ct_w}{cr_w} \qquad \textbf{(II.3)}$$

Λ_{LE} : La flèche de bord d'attaque

$\Lambda_{c/4}$: La flèche au quart de la corde

$\Lambda_{c/2}$: La flèche à la moitié de la corde .

Cr_w : La corde d'emplanture de l'aile.

$\overline{C}_w$: La corde aérodynamique moyenne de l'aile.

Ct_w : La corde à l'extrémité d'aile.

δ : angle de dièdre

II.3. La géométrie du fuselage :

- **Le fuselage :**

Conçu au début pour supporter le poids du moteur et du pilote, relier les ailes et l'empennage, le fuselage a beaucoup évolué au fil des ans. D'abord aérodynamiquement il s'est fuselé d'où son nom, ensuite ses dimensions ont augmenté aussi bien en diamètre qu'en longueur pour transporter des passagers, du fret et l'armement

- **La géométrie :**

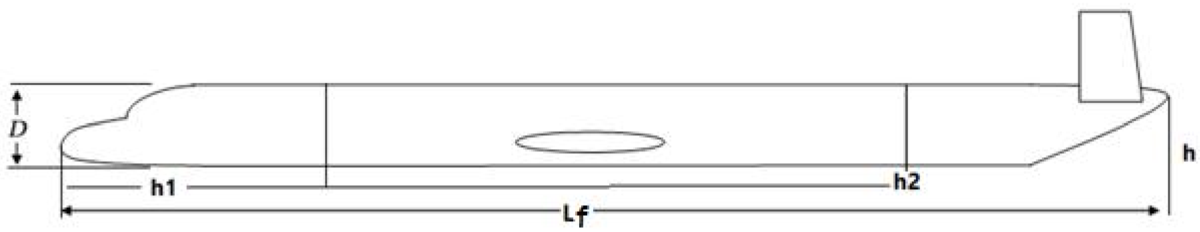


Figure (II.3) : les propriétés de fuselage

Lf : Longueur de fuselage.

h : Hauteur maximum de fuselage

w : Largeur maximal du fuselage

D : Diamètre de la partie cylindrique

h1 : Taille de fuselage au quart de la longueur de fuselage à partir de nez

h2 : Taille de fuselage à trois quart de la longueur de fuselage à partir de nez.

cg : Position du centre de gravité par rapport au nez

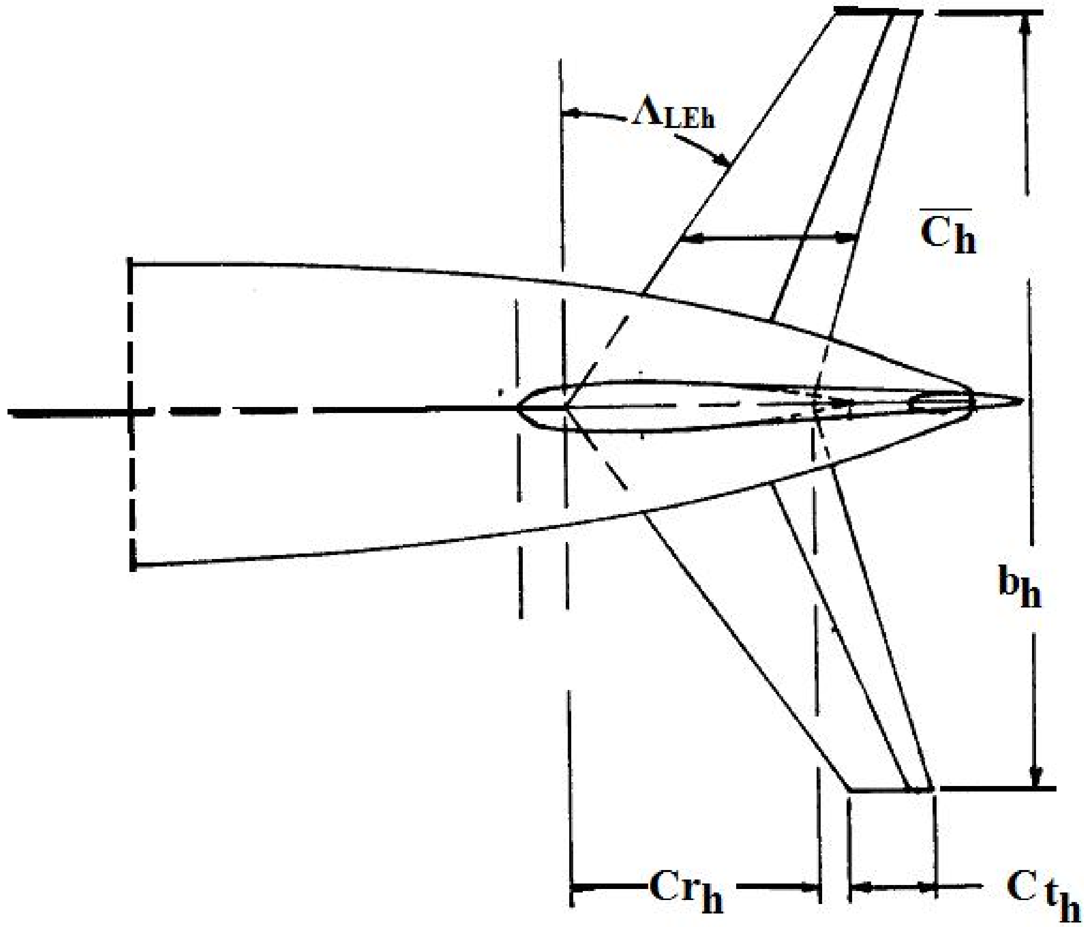
Sf: La surface maximale du fuselage

S_{fwet}: La surface Mouillé

S_{Sf}: Secteur du côté de fuselage.

II.4.La géométrie de l'empennage horizontal :

Les caractéristiques de l'empennage horizontal sont présentés dans la figure **(II.4)**



Figure(II.4) : caractéristiques géométriques de l'empennage horizontal

S_h **:** La surface de l'empennage horizontal.

b_h **:** Envergure de l'empennage horizontal

Cr_h **:** La corde d'emplanture de l'empennage horizontal

$\overline{C}_h$: La corde aérodynamique moyenne de l'empennage horizontal

Ct_h : La corde à l'extrémité de l'empennage horizontal

Λ_{LEh} **:** Flèche de bord d'attaque de l'empennage horizontal

$\Lambda_{c/4h}$ **:** La flèche au quart de la corde de l'empennage horizontal

$\Lambda_{c/2h}$: La flèche à la moitié de la corde de l'empennage horizontal

$S_{wet\ h}$: La surface mouillée de l'empennage horizontal

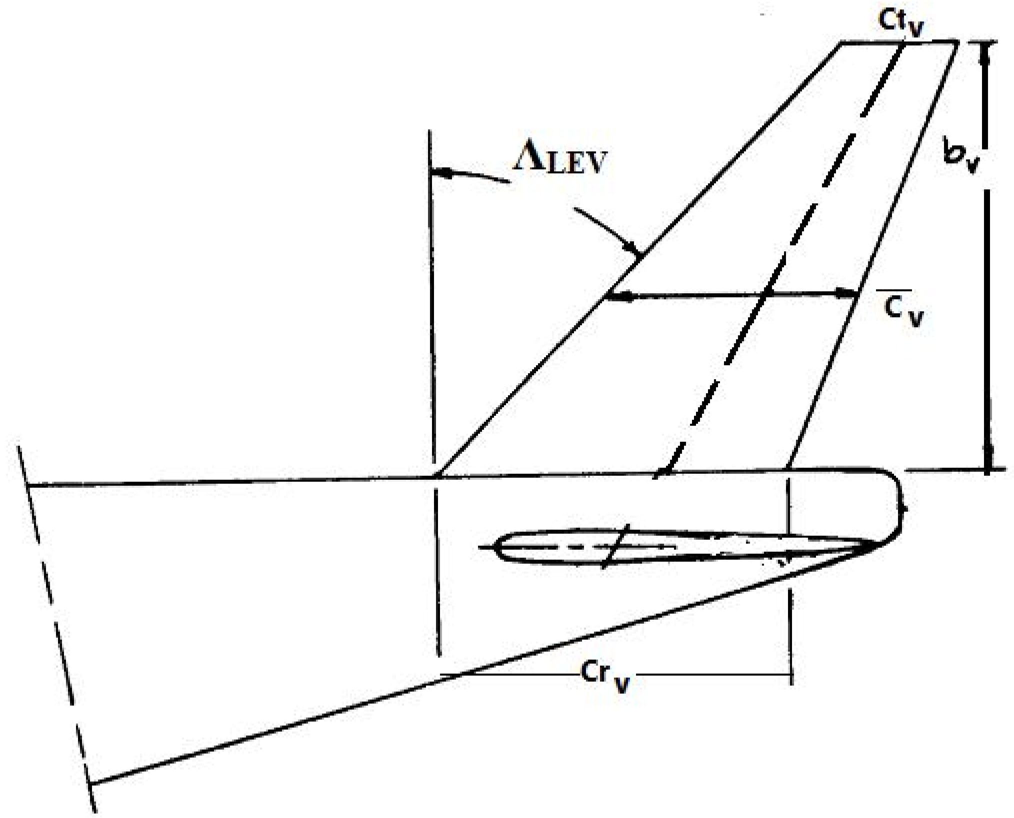
L_{act} : Localisation du centre aérodynamique par rapport au nez

A_h : L'allongement de l'empennage horizontal

λ_h : L'effilement de l'empennage horizontal

II.5.La géométrie de l'empennage vertical :

Les caractéristiques de l'empennage vertical sont présentés dans la figure **(II.5)**



Figure(II.5) : les caractéristiques géométriques de l'empennage vertical

S_V : La surface de l'empennage vertical.

b_V : Envergure de l'empennage vertical

Cr_V : La corde d'emplanture de l'empennage vertical

$\overline{C}_V$: La corde aérodynamique moyenne de l'empennage vertical

Ct_v : La corde à l'extrémité de l'empennage vertical.

Λ_{LEV} **:** Flèche de bord d'attaque de l'empennage vertical

$\Lambda_{c/4V}$ **:** La flèche au quart de la corde de l'empennage vertical

$\Lambda_{c/2V}$ **:** La flèche à la moitié de la corde de l'empennage vertical

$S_{wet\ V}$: La surface mouillée de l'empennage vertical

A_v **:** L'allongement de l'empennage vertical

λ_v **:** L'effilement de l'empennage vertical

II.6. la géométrie de la nacelle :

La nacelle désigne l'ensemble support et capots d'un moteur d'un avion et la figure **(II.6)** présente Les caractéristiques géométriques de la nacelle .

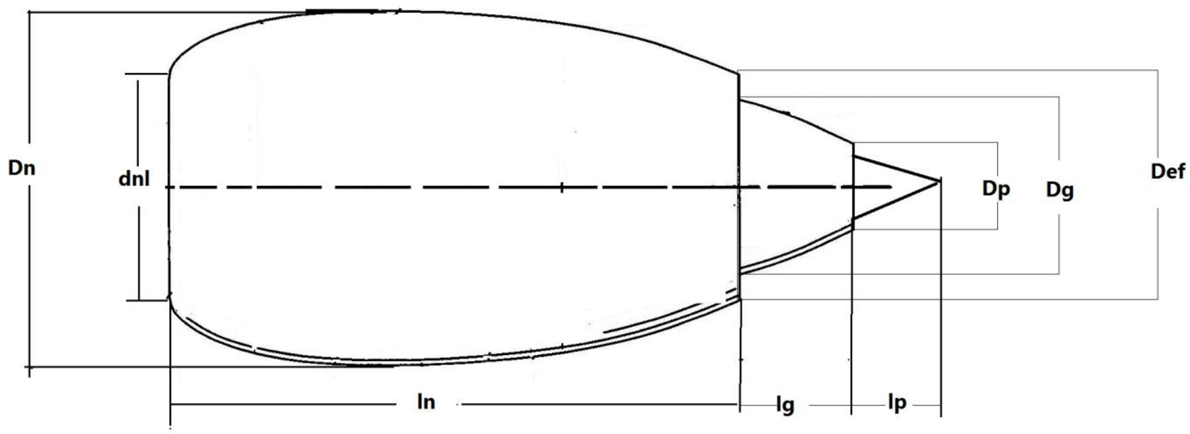


Figure (II.6) : les caractéristiques géométriques de la nacelle

n : Nombres de nacelle

S_n **:** Surface maximale estimée

$S_{n\ wet}$ **:** Surface mouillée estimée

Dn: diamètre maximal de la nacelle

Dnl: diamètre du fan

Dp : diamètre cône d'échappement

Dg : diamètre de capot de générateur des gaz

Def : diamètre de sortie capot du fan

Ln : Longueur de nacelle sans cône d'échappement

Lg : Longueur de capot de générateur des gaz

Lp : Longueur de cône d'échappement

II.7. la géométrie de l’avion :

Les déférentes caractéristiques géométriques de l’avion sont présenté dans la figure**(II.7)**

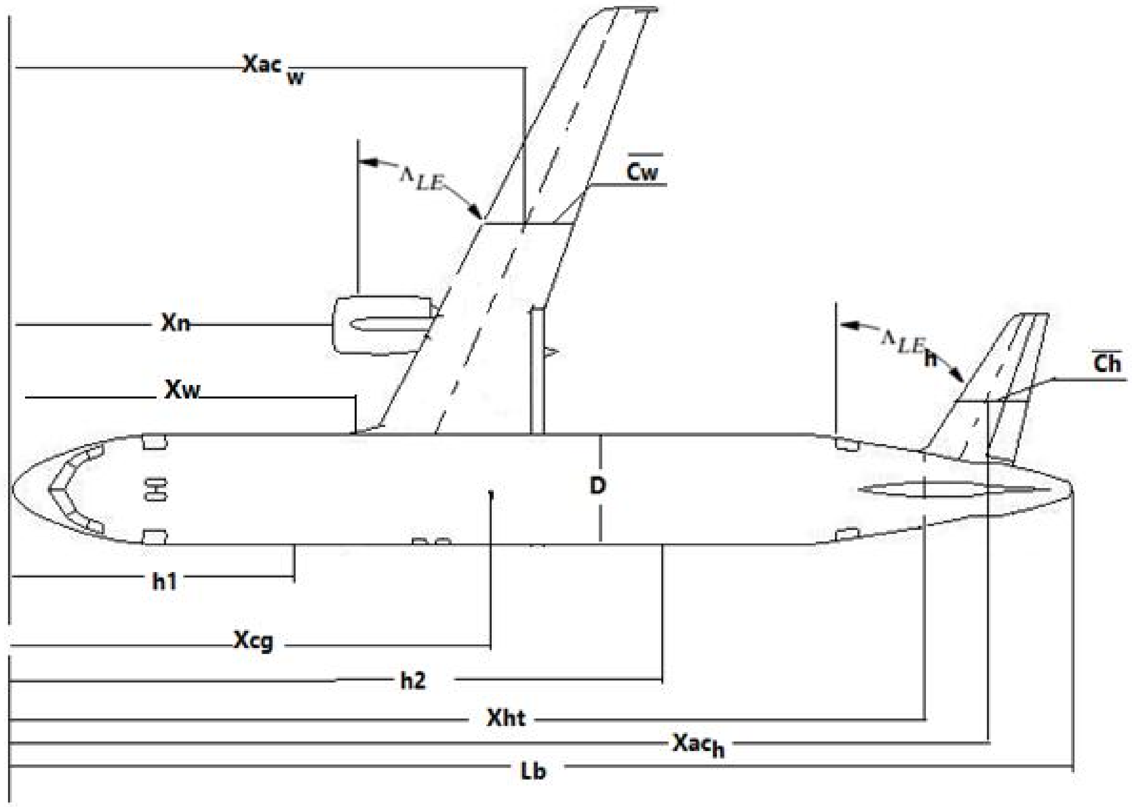


Figure (II.7) : Différent données géométriques de l’avion.

Xac$_w$: la distance entre le centre aérodynamique de l’aile et le nez de l’avion

Xac$_h$: la distance entre le centre aérodynamique de l’empennage horizontal et le nez de l’avion.

Xn : la distance entre la nacelle et le nez de l’avion.

Xht :la distance entre le début de l’empennage horizontal et le nez de l’avion

Xcg : la distance entre le centre de gravité de l’avion et le nez

Xw : la distance entre le début de l’aile et le nez de l’avion

III. Coefficients aérodynamiques et les dérivés de stabilité :

III.1. Les coefficients aérodynamiques longitudinaux :

III.1.1Le coefficient de portance Cl :

Le coefficient de portance est défini par :

$$Cl=\frac{2L}{\rho * S * V^2} \quad \textbf{(III.1)}$$

La portance de l'avion est donnée par :

$$L= Cl*\bar{q}*S \quad \textbf{(III.2)}$$

Où :

Cl :Le coefficient de portance total de l'avion.

$\bar{q}$: La pression dynamique

S : la surface de l'avion

Le coefficient de la portance de l'état stabilisé dépend des facteurs suivants :

- L'angle d'attaque α .
- Braquage des gouvernes.
- La pression dynamique. q
- Le nombre de Mach
- Le nombre de Reynolds.

Pour un avion équipé d'une gouverne de profondeur et d'un empennage horizontal à calage variable, le coefficient de la portance est exprimé à l'aide de la série de Taylor du premier ordre.

$$C_L= C_{L0} +C_{L\alpha}\alpha+ C_{Lih}ih+ C_{L\delta e}\,\delta e \quad \textbf{(III.3)}$$

Les coefficients et les dérives sont évalues a un nombre de mach et de Reynolds constants.

C_{L0}: la valeur de C_D pour $\alpha=i_h= \delta e=0$

$C_{L\alpha}=\frac{\partial CL}{\partial \alpha}$, c'est la variation de la portance de l'avion due à la variation d'angle d'attaque α .

$C_{Lih}=\frac{\partial CL}{\partial ih}$ c'est la variation de la portance de l'avion due au la variation d'angle d'incidence du stabilisateur, i_h pour $\alpha= \delta e=0$

$C_{L\delta e}=\frac{\partial CL}{\partial \delta e}$ c'est la variation de la portance de l'avion due a la variation de l'angle du gouverne de profondeur. δe Pour $\alpha= i_h=0$

III-1-1-1Coefficient de portance de l'aile C_{Lw}:

Il est donné par la relation suivante :

$$C_{L_{\alpha w}} = \frac{2\pi AR_w}{\left[2+\left\{\frac{AR_w{}^2B^2}{k^2}\left(\frac{1+\tan^2\Lambda_{c/2}}{B^2}\right)+4\right\}\right]^{1/2}} \tag{III.4}$$

Avec :

$$B=\sqrt{1-M^2} \tag{III.5}$$

III-1-1-2Coefficient de portance de l'empennage horizontal C_{Lh}:

Il est donné par la relation suivante :

$$C_{L_{\alpha h}} = \frac{2\pi AR_h}{\left[2+\left\{\frac{AR_h{}^2B^2}{k^2}\left(\frac{1+\tan^2\Lambda_{hc/2}}{B^2}\right)+4\right\}\right]^{1/2}} \tag{III.6}$$

III.1.1.3.Coefficient de portance de la nacelle C_{Ln}:

Il est donné par la relation suivante :

$$C_{L_n} = C_{L_{n\alpha}} + C_{L_{n0}} \tag{III.7}$$

- La contribution de portance due à la nacelle pour un angle d'attaque nul s'écrit comme :

$$C_{L0_n} = -f_{nf}\sum_{i=1}^{n}\frac{C_{Ln_\alpha}wL}{S_w}\left(\varepsilon_{n0}-i_n+\alpha_{n0}\right) \tag{III.8}$$

Avec :

$$C_{Ln_\alpha} = -0.04wl^3-0.305714wl^2+3.171429wl-0.00857 \tag{III.9}$$

$$wl=\frac{\ln}{w} \tag{III.10}$$

- la contribution de la portance d'avion due à la nacelle est :

$$C_{L\alpha_n} = f_{nf}\sum_{i=1}^{n}C_{Ln_\alpha}\frac{wl_n}{S_w}\left(1-\frac{de_n}{d\alpha}\right) \tag{III.11}$$

III-1-2 Le coefficient de trainée CD

Le coefficient de trainé de l'état stabilisé dépend des facteurs suivants :

- L'angle d'incidence.
- Braquage des gouvernes.
- La pression dynamique. q
- Le nombre de Mach.et Le nombre de Reynolds
- La surface de l'avion
- coefficient moyen de frottement.

Pour un avion équipé d'une gouverne de profondeur et d'un empennage horizontal à calage variable, le coefficient de la trainée est exprimé à l'aide de la série de Taylor du premier ordre.

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha} + C_{Dih} + C_{D\delta e} \qquad \textbf{(III.12)}$$

Les coefficients et les dérives sont évalues a un nombre de mach et de Reynolds constants.

$C_{D\,0}$: la valeur de C_D pour $\alpha = i_h$ et $\delta e=0$

$C_{D\alpha} = \frac{\partial CD}{\partial \alpha}$,c'est la variation du coefficient de la trainée de l'avion due à la variation d'angle d'attaque α

$C_{Dih} = \frac{\partial CD}{\partial ih}$ c'est la variation du coefficient de la trainée de l'avion due à la variation de l'angle d'incidence du stabilisateur, i_h pour $\alpha = \delta e=0$

$C_{D\delta e} = \frac{\partial CD}{\partial \delta e}$ c'est la variation du coefficient de la trainée de l'avion due à la variation de l'angle du gouverne de profondeur. δe Pour $\alpha = i_h=0$

La figure **(III.1)** donne une interprétation graphique de $C_{D\,0}$ et $C_{D\alpha}$

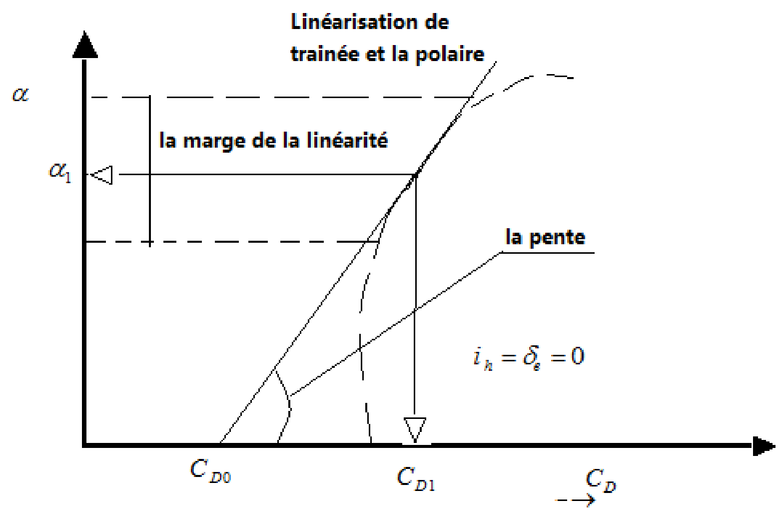


Figure (III.1):interprétation de CD0 et CD

les valeurs numériques de C_{D0} et $C_{D\alpha}$ dépend de l'état stabilisé, pour la majorité des applications de la stabilité et de la commande, il est acceptable de négliger le changement de la trainée dû aux déflexions des gouvernes. Généralement, on adopte :

$C_{Dih} = C_{D\delta e} = 0$ **(III.13)**

Dans les problèmes de performance où l'équilibre de trainée est important, l'équation (III.13) ne devrait pas être employée Pour les applications de performance, on défini un autre coefficient de trainée de l'avion pour une portance nulle, une déflection de gouverne nulle et un calage nul du stabilisateur noté $\overline{C_{D_0}}$ a ne pas confondre avec C_{D0} de l'équation (III.12). Donc, la forme parabolique standard de la polaire de trainée d'un avion s'écrit:

$$C_D = \overline{C_{D_0}} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \qquad \textbf{(III.14)}$$

Où $\overline{C_{D_0}}$: est la valeur du coefficient de la trainée pour une portance nulle.

A : est l'allongement de l'aile.

e : est le facteur d'efficacité d'Oswald.

Il est fréquemment acceptable d'écrire $\overline{C_{D_0}}$ comme suit :

$\overline{C_{D_0}}$ =f/S **(III.15)**

Où :

f : est l'équivalent de la surface parasite, qui est lui- même dépend de la surface totale mouillée et du coefficient de frottement superficiel

III-1-2-1Coefficient de la trainée de l'aile C_{Dw}:

La contribution de la trainée due à l'aile se compose de:

- la trainée du frottement
- la trainée du profile
- La trainée induite
- La trainée due de la portance
- la trainée de perturbation
- La compressibilité ou la trainé des ondes

L'expression de la trainée de l'aile peut s'écrire :

$$C_{D_{wing}} = C_{D_{0w}} + C_{D_{Lw}} \qquad \textbf{(III.16)}$$

$C_{D_{0w}}$: Le coefficient de la trainé de l'aile a zéro portance

$C_{D_{Lw}}$: Le coefficient de la trainée induite de l'aile

- **Le coefficient de la trainée de l'aile à nulle portance** :

On peut l'obtenir à partir de la relation suivante :

$$C_{D_{0_w}} = R_{wf} R_{l.s} \left[1 + L'_w \left(\frac{t}{c} \right)_w + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_w^4 \right] \left[\frac{(C_{fwlam} - C_{fwturb}) S_{wet_w} + C_{fw_{turb}} S_{wet_w}}{S_w} \right] \quad \textbf{(III.17)}$$

R_{wf} : le facteur d'interférence aile fuselage

$R_{l.s}$: le facteur de correction de la surface portante

L'_w : le paramètre de location d'épaisseur de profile d'aile

Pour savoir les méthodes de calcul les coefficients. Il est conseillé de consulter les références [3.4].

- **Le coefficient de la trainée induite de l'aile :**

On peut l'obtenir à partir de la relation suivante :

$$C_{D_{Lw}} = \frac{C^2_{L_w}}{\pi A R_w e} + 2\pi C_{Lw} \varepsilon_{tw} \nu + 4\pi^2 \varepsilon^2_{tw} w \quad \textbf{(III.18)}$$

Pour plus des détails consulter référence [3]

III-1-2-2 Coefficient de la trainée de fuselage CD_f :

Le coefficient de trainé de fuselage est donné par :

$$C_{D_f} = C_{D_{0f}} + C_{D_{Lf}} \quad \textbf{(III.19)}$$

C_{D0f} : le coefficient de la trainée du fuselage à nulle portance.

$C_{D_{Lf}}$: Le coefficient de la trainée induite du fuselage.

- **Le coefficient de la trainée du fuselage à zéro portance :**

Il est exprimé par la relation suivante :

$$C_{D0f} = R_{wf}\left(1+\frac{60}{\left(\frac{L_f}{D_{f\max}}\right)^3}+0.0025\frac{L_f}{D_{f\max}}\right)X \qquad \textbf{(III.20)}$$

Avec :

$$X=\left[\frac{\left(C_{fwlam}-C_{fwturb}\right)S_{wet_w}+C_{fw_{turb}}S_{wet_w}}{S_w}\right] \qquad \textbf{(III.21)}$$

- **Le coefficient de la trainé induite du fuselage :**

Il est exprimé par la relation suivante :

$$C_{D_{Lf}} = 2\alpha^2\frac{S_{bf}}{S_w}+\eta c_{d_c}\left|\alpha\right|^3\frac{S_{plf_f}}{S_w} \qquad \textbf{(III.22)}$$

III.1.2.3 Coefficient de trainé de l'empennage CD_h :

Le coefficient de trainé de l'empennage est trouvé du :

$$C_{D_{emp}} = sum_i\left\{\left(C_{D_{0emp}}\right)_i+\left(C_{D_{Lemp}}\right)_i\right\} \qquad \textbf{(III.23)}$$

$\left(C_{D_{0emp}}\right)_i$: Le coefficient de la trainé de l'empennage à zéro portance.

$\left(C_{D_{Lemp}}\right)_i$: Le coefficient de la trainé induite de l'empennage.

- **Le coefficient de la trainé de l'empennage à nulle portance :**

le coefficient de la trainée a une nulle portance peut être calculé par l'équation **(III.17)** après le remplacement des paramètres de l'aile par celle d'empennage il est supposé qu'un avion est constitué des surfaces des composants suivant :

la surface d'empennage horizontal, empennage vertical et la surface de canard.

- **Le coefficient de la trainé de l'empennage horizontal à zéro portance :**

Il est donné par la relation suivante :

$$C_{D_{0_h}} = R_{hf} R_{l.s}\left[1+L'_h\left(\frac{t}{c}\right)_h + 100\left(\frac{t}{c}\right)_h^4\right]\left[\frac{(C_{fhlam} - C_{fhturb})S_{weth} + C_{fh_{turb}} S_{weth}}{S_h}\right] \quad \textbf{(III.24)}$$

➢ Le coefficient de la trainé de l'empennage vertical à zéro portance :

Il est donné par la relation suivante :

$$C_{D_{0v}} = R_{vf} R_{l.s}\left[1+L'_v\left(\frac{t}{c}\right)_v + 100\left(\frac{t}{c}\right)_v^4\right]\left[\frac{(C_{fvlam} - C_{fv\,turb})S_{wet_v} + C_{fv_{turb}} S_{wetv}}{Sv}\right] \quad \textbf{(III.25)}$$

Note : Dans ce travail, on s'intéresse par un avion classique le cas de canard n'est pas pris en compte

➢ Le coefficient de la trainé induite de l'empennage :

Le coefficient de la trainée due à la portance est calculé avec le méthode suivante:

➢ L'empennage horizontal :

Les surfaces de l'empennage développe une portance qui peut créer une trainé induite, la portance d'empennage a deux composants :

- ➢ la portance crée par l'effet d'incidence.
- ➢ portance causée par la nécessité d'équilibre d'avion, la trainée causé par cette portance est appelé trainé induite d'équilibre.

Le coefficient de trainé est donné par la relation suivante :

$$C_{D_{Lh}} = \frac{C^2_{L_h}}{\pi A R^e_h} + 2\pi C_{Lh}\varepsilon_{th} v + 4\pi^2 \varepsilon^2_{th} w \quad \textbf{(III.26)}$$

➢ L'empennage vertical :

L'empennage vertical installé normal et symétrique , pour cela la trainée induite due à la portance est généralement nulle , si l'avion est dérapé par un angle β, cet angle doit être considéré comme une angle d'attaque de l'empennage vertical on modifie l'équation **(III.26)** et on l'utilise pour calculer le coefficient de trainée dû à la portance .

III.1.2.4 Coefficient de la trainé de la nacelle CD_n :

En général le calcule du coefficient de la nacelle lié au est faible dans notre cas le coefficient de pylône est négligé.

Pour calculer le coefficient de la trainée de la nacelle il existe plusieurs méthodes :

- L'isolation de coefficient de la nacelle et du pylône et cette méthode est utilisée pour tous les régimes.
- L'installation de coefficient de la nacelle et pylône et cette méthode est utilisée pour le régime subsonique seulement.

On peut écrire la relation de coefficient de trainée de la nacelle comme :

$$C_{D_n} = C_{D_{nisolted}} + C_{D_{n\,\mathrm{int}}} \qquad \textbf{(III.27)}$$

$C_{D_{nisolted}}$: Coefficient de la trainé de la nacelle isolé

$C_{D_{n\,\mathrm{int}}}$: Coefficient d'interférence de la trainé de la nacelle

- **Le coefficient de la trainée de la nacelle isolée :**

Il est formulé par la relation suivante :

$$C_{D_{nisolted}} = \sum_i C_{D_{nisolted}\,i} \qquad \textbf{(III.28)}$$

- **Le coefficient d'interférence de la trainé de la nacelle :**

Il est calculé d'après la relation suivante :

$$C_{D_{n\,\mathrm{int}}} = \sum_i \left(C_{D_{n\,\mathrm{int}}wi} + C_{D_{n\,\mathrm{int}}fi} \right) \qquad \textbf{(III.29)}$$

Pour le cas d'un avion équipé d'un turboréacteur, le coefficient d'interférence fuselage nacelle est s'écrit comme :

$$C_{D_{n\,\mathrm{int}}w} = F_{area} \left(\frac{\Delta C_{Dn}}{C_{Dn}} + 1 \right) C_{Dn} \qquad \textbf{(III.30)}$$

F_{area} : facteur de surface

- Pour le cas de d'un avion turbopropulseur on peut écrire le coefficient d'interférence de fuselage nacelle s'écrit :

$$C_{D\,inetw} = 0.036 \frac{(c_w)_n d_n}{Sw} (\Delta c_{l1} + \Delta c_{l2}) \quad \textbf{(III.31)}$$

Δc_{l1} : le facteur de la position de la nacelle

Δc_{l2} : le facteur de l'incidence de la nacelle

$$C_{D_{n\,\mathrm{int}}w} = F_{area} \left(\Delta C''_{Dn} - 0.05\right) \frac{Sn}{Sw} \quad \textbf{(III.32)}$$

III.1.3. Le coefficient de moment de tangage Cm :

Le moment de tangage de l'avion est :

$$M_A = C_m \bar{q} S \bar{c} \quad \textbf{(III.33)}$$

C_m : est le coefficient du moment de tangage total de l'avion

Le coefficient de moment de l'état stabilisé dépend des facteurs suivants :

- L'angle d'incidence.
- Le braquage des gouvernes.
- La pression dynamique.
- Le nombre de Mach.
- Le nombre de Reynolds.
- Le moment dû la position du centre de référence (habituellement le centre de gravité).

Pour un avion équipé d'une gouverne de profondeur et d'un empennage horizontal à calage variable, le coefficient du moment de tangage est exprimé à l'aide de la série de Taylor du premier ordre suivante :.

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} + C_{m_{ih}} i_h + C_{m_{\delta e}} \delta_e \quad \textbf{(III.34)}$$

Les coefficients et les dérivées dans l'équation **(III.34)** sont évalués à un nombre de Mach et un nombre de Reynolds constants. Les termes dans l'équation **(III.34)** ont les significations suivantes :

C_{m_0} : est la valeur du coefficient de moment pour $\alpha = i_h = \delta e = 0$

C_{m_α} : est le changement du coefficient de moment de tangage de l'avion dû à la variation de l'angle d'incidence.

$C_{m_{i_h}}$: est le changement du coefficient de moment de tangage de l'avion dû à la variation de l'angle de calage du stabilisateur. Pour $\alpha = \delta e = 0$

$C_{m\delta e}$: est le changement du coefficient de moment de tangage de l'avion dû à la variation de l'angle du gouverne de profondeur. Pour $\alpha = i_h = 0$

Par la suite, on montrera comment les coefficients dans Equation **(III.34)** peuvent être estimés en utilisant le concept d'assemblage des composants d'avion. Pour que le développement soit simple, on utilise aussi comme exemple d'un avion conventionnel (empennage horizontale arrière) On suppose que l'effet du trainée de l'aile, fuselage et celle de l'empennage sur le moment de tangage de l'avion est négligeable. Le moment par rapport à un point peut être exprimé comme :

$$M_A = M_{\alpha cwf} + L_{wf}(x_{cg} - x_{acwf})\cos(\alpha + i_h) - L_h(x_{ac_h} - x_{cg})\cos(\alpha + i_w - \varepsilon) \quad \textbf{(III.35)}$$

Apres avoir utilisé les formules d'approximations, la forme adimensionnelle est donnée par:

$$C_m = C_{m_{acwf}} + CL_{wf}\frac{(x_{cg} - x_{acwf})}{\bar{c}} - CL_h\eta_h\frac{S_h}{S}\frac{(x_{ac_h} - x_{cg})}{\bar{c}} \quad \textbf{(III.36)}$$

On introduit la notation de 'barre' pour les bras de levier du moment :

$$C_m = C_{m_{acwf}} + (CL_{wf} + CL_{\alpha wf})(\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{acwf}) - CL_h\eta_h\frac{S_h}{S}(\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg})[\alpha - (\varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha) + i_h + \tau_e\delta_e] \quad \textbf{(III.37)}$$

Dans cette équation, la position du centre aérodynamique $\bar{x}_{acwf}$ de l'aile-fuselage est exprimé par :

$$\bar{x}_{acwf} = \bar{x}_{acw} + \Delta\bar{x}_{ac_{fus}} \quad \textbf{(III.38)}$$

Où : $\Delta\bar{x}_{ac_{fus}}$ est la variation du centre aérodynamique induit par la présence du fuselage.

III.1.4. Le coefficient de poussée Ct :

Les effets indirects de la poussée sont fréquemment modélisés en utilisant les dérivées du coefficient de poussée qui est défini par :

$$C_T = \frac{T}{\bar{q}S} \quad \textbf{(III.39)}$$

III.2 Les coefficients aérodynamiques latérale-directionnelle :

II.2.1 Le coefficient de moment de roulis total de l'avion :

Le moment de roulis total d'un avion est exprimé par :

$$L_A = c_1 \bar{q} s b \tag{III.40}$$

Où Cl est le coefficient de moment de roulis total.

le de coefficient de roulis dans l'état stable dépend de :

- L'angle de dérapage β
- L'angle d'attaque α
- La pression dynamique $\bar{q}$
- La déflexion de la gouverne
- La déflexion de contrôle la gouverne de direction
- Le nombre de mach et le nombre de Reynolds
- Le moment de référence

Pour un avion équipé des ailerons et de gouverne de direction, l'expression du coefficient de moment de roulis total est donnée par :

$$c_l = c_{l0} + c_{l\beta}\beta + c_{l\delta a}\delta_a + c_{l_{\delta R}}\delta_R \tag{III.41}$$

Avec :

c_{l_0} : est la valeur de c_l pour $\beta = \delta_a = \delta_R = 0$

$c_{l\beta} = \partial c_l / \partial \beta$: la variation du coefficient de roulis par rapport à l'angle de dérapage

$c_{l\delta a} = \partial c_l / \partial \delta a$: la variation du coefficient de roulis par rapport à la déflection des ailerons .

$c_{l\delta r} = \partial c_l / \partial \delta r$: la variation du coefficient de roulis par rapport à la déflection de la gouverne de direction.

III.2.2 Le moment de lacet total de l'avion :

Le moment de lacet total d'un avion est exprimé par :

$$N_A = c_n \bar{q} s b \tag{III.42}$$

Où C_n est le coefficient de moment de lacet total.

L'expression du coefficient de moment de lacet total est donnée par :

$$c_y = c_{y0} + c_{y\beta}\beta + c_{y\delta a}\delta a + c_{y_{\delta R}}\delta_R \qquad \textbf{(III.43)}$$

Avec :

c_{n0} : le coefficient de moment de lacet pour un dérapage et des débattements nuls. Cette expression est nulle dans le cas des avions possédant le plan XZ comme un plan de symétrie.

$c_{n\beta}$: Variation du coefficient de moment de lacet due au dérapage, également appelée la dérivée de stabilité directionnelle.

$c_{n\delta a}$: Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflection de l'aileron.

$c_{n_{\delta R}}$: Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflection de la gouverne de direction

III.2.3 La force latérale totale de l'avion :

La force latérale totale d'un avion s'écrit sous la forme :

$$F_A = c_y \bar{q} s \qquad \textbf{(III.44)}$$

Où Cy est le coefficient total de la force latérale.

L'expression du coefficient total de la force latérale est donnée par :

$$c_y = c_{y0} + c_{y\beta}\beta + c_{y\delta a}\delta a + c_{y_{\delta R}}\delta_R \qquad \textbf{(III.45)}$$

Avec

c_{y0} : le coefficient de la force latérale d'avion pour un dérapage et des débattements nulles. Cette expression est nulle dans le cas des avions possédant le plan XZ comme un plan de symétrie

$c_{y\beta}$: Variation du coefficient de la force latérale due au dérapage, également appelée la dérivée de la force latérale due au dérapage

$c_{y\delta a}$: Variation du coefficient de la force latérale due à la déflection de l'aileron

$c_{y_{\delta R}}$: Variation du coefficient de la force latérale due à la déflection de la gouverne de direction

III.3. les dérivées des coefficients de stabilités :

III.3.1. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale:

III.3.1.1 Les dérivées par rapport l'angle d'incidence α (Clα, Cdα et Cmα) :

III.3.1.1.1. Dérivée du coefficient de portance Clα :

Pour un avion conventionnel cette dérivée peut être estimée comme :

$$c_{L\alpha} = c_{L_{\alpha wf}} + c_{L\alpha_h}\eta_h \frac{S_h}{s}\left(1-\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) \qquad \textbf{(III.46)}$$

Pour une envergure large de l'aile et un diamètre de fuselage, l'expression approximée de la dérivé de coefficient de portance est :

$$C_{L_{\alpha wf}} = K_{wf} C_{L_{\alpha_w}} \qquad \textbf{(III.47)}$$

Avec

$$K_{wf} = 1 - 0.25\left(\frac{b}{d}\right)^2 + 0.025\left(\frac{b}{d}\right) \qquad \textbf{(III.48)}$$

La valeur de $C_{L_{\alpha_w}}$ et $C_{L_{\alpha_h}}$ est trouvée du :

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi AR}{2+\sqrt{\frac{AR^2\beta^2}{K^2}\left(1+\frac{\tan^2\Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)+4}} \qquad \textbf{(III.49)}$$

Avec

$$\beta = \sqrt{1-M^2} \qquad \textbf{(III.50)}$$

Le rapport de déflexion pour l'empennage horizontal s'écrit comme :

$$\left.\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right|_M = \left.\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right|_{M=0} \frac{\left.C_{L_{\alpha_w}}\right|_M}{\left.C_{L_{\alpha_w}}\right|_{M=0}} \qquad \textbf{(III.51)}$$

Avec

$$\left.\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right|_{M=0} = 4.44\left[K_A K_\lambda K_h \sqrt{\cos \Lambda_{c/4}}\right]^{1.19} \quad \textbf{(III.52)}$$

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1+A^{1.7}} \quad \textbf{(III.53)}$$

Et

$$K_\lambda = \frac{10-3\lambda}{7} \quad \textbf{(III.54)}$$

Et

$$K_h = \frac{1-\frac{h_H}{b}}{\sqrt[3]{\frac{2l_h}{b}}} \quad \textbf{(III.55)}$$

III.3.1.1.2. Dérivée du coefficient de trainée $C_{D\alpha}$:

Le coefficient de portance s'exprimé par :

$$C_D = \overline{C_{D_0}} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad \textbf{(III.56)}$$

Et sa drivée s'écrit comme :

$$C_{D\alpha} = \frac{\partial \overline{C_{D_0}}}{\partial \alpha} + \frac{C_L^2 C_{L\alpha}}{\pi A Re} \quad \textbf{(III.57)}$$

Le coefficient de trainée dépend du coefficient de portance, pour des nombres de Mach petits le terme de la dérivation est considéré très petit $\frac{\partial \overline{C_{D_0}}}{\partial \alpha} = 0$

III.3.1.1.3. Dérivée du coefficient de moment de tangage Cmα :

Pour un nombre de Mach donné la dérivée du coefficient de tangage peut être estimée comme :

$$C_{m_\alpha} = \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right) C_{L_\alpha} \quad \textbf{(III.58)}$$

C_{L_α} : est trouvé par l'equation **(III.49)**

Et

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \overline{X}_{cg} - \overline{X}_{ac} \qquad \textbf{(III.59)}$$

La position de centre de gravité doit être connue ou supposé pour calculer la marge statique, on calcule la position du centre de aérodynamique d'un avion est calculée par :

$$\overline{X}_{ac} = \frac{\overline{X}_{ac_{wf}} + \dfrac{C_{L_{\alpha h}}}{C_{L_{\alpha wf}}} \eta_h \dfrac{S_h}{S} \overline{X}_{ac_h} (1 - \dfrac{d\varepsilon}{d\alpha})}{1 + \dfrac{C_{L_{\alpha h}}}{C_{L_{\alpha wf}}} \eta_h \dfrac{S_h}{S} (1 - \dfrac{d\varepsilon}{d\alpha})} \qquad \textbf{(III.60)}$$

Le calcul du centre aérodynamique est donné par la référence [2]

III.3.1.2. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport la vitesse de perturbation u (C_{Lu}, C_{Du}, C_{mu}):

III.3.1.2.1. Dérivée du coefficient de portance par rapport à la vitesse de perturbation :

La relation de la drivée du coefficient de portance par rapport à la vitesse pour un nombre de Mach inférieur à 0.8 est :

$$C_{L_u} = \frac{M^2}{1 - M^2} C_L \qquad \textbf{(III.61)}$$

III.3.1.2.2. Dérivée du coefficient de trainée par rapport à la vitesse de perturbation:

En régime subsonique cette dérivée est souvent négligée, quand la polaire de trainée est valable pour les nombre de mach élevé, il est possible de calculer cette dérivée d'après la polaire par la relation suivante :

$$C_{D_u} = M \frac{\partial C_D}{\partial M} \qquad \textbf{(III.62)}$$

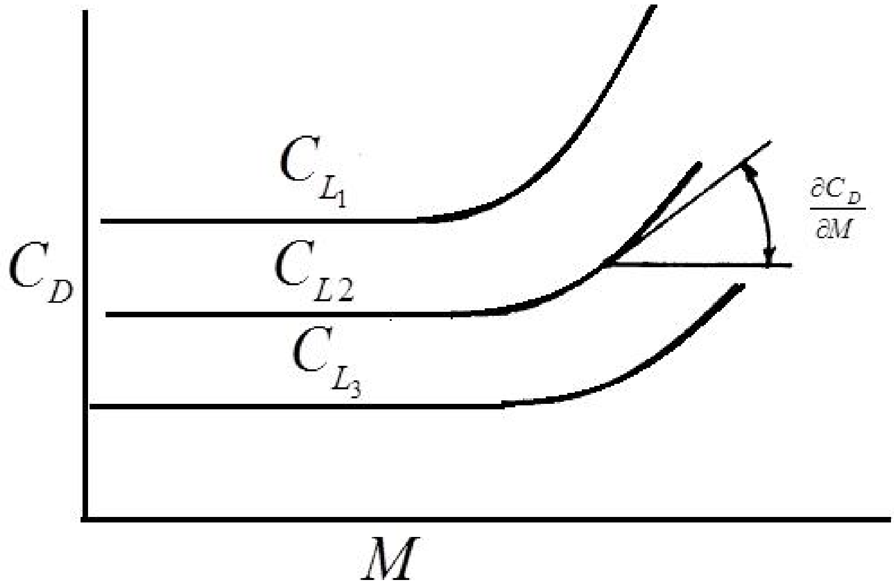


Figure (III.2) : méthode pour trouver la variation de coefficient de trainée en fonction le nombre de mach avec coefficient de portance constant

III.3.1.2.3. Dérivée du coefficient de moment de tongage Cm par rapport à la vitesse de perturbation:

La dérivée de coefficient de moment de tangage par rapport à la vitesse de perturbation est causé physiquement par le changement de coefficient de tangage et le centre aérodynamique avec le nombre de mach, Dans le régime subsonique la variation de Cm0 avec le mach est souvent négligé on peut le calculer d'après la relation :

$$C_{m_u} = -C_L \frac{\partial \overline{X}_{ac_w}}{\partial M} \qquad \textbf{(III.63)}$$

Avec

$\frac{\partial \overline{X}_{ac_w}}{\partial M}$ **:** est la pente de la courbe d'une fonction de nombre de mach et la variation de centre aérodynamique de l'aile .

III.3.1.3. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport aux taux de tangage q (C_{Lq} ,C_{Dq} et C_{mq}):

III.3.1.3.1.Dérivée du coefficient de portance par rapport aux taux de tangage C_{Lq} :

La dérivée de C_{Lq} peut considérer comme la somme de la contribution de l'aile et l'empennage, l'effet de fuselage est pratiquement petit :

$$C_{Lq} = C_{Lq_w} + C_{Lq_h} \tag{III.64}$$

pour la contribution de l'aile :

$$C_{L_{qw|M}} = \left(\frac{AR + 2\cos\Lambda_{c/4}}{AB + 2\cos\Lambda_{c/4}}\right) C_{L_{qw|M=0}} \tag{III.65}$$

Et

$$C_{L_{qw|M}=0} = \left(\frac{1}{2} + \frac{2X_w}{\bar{c}}\right) C_{L_{\alpha w|M}=0} \tag{III.66}$$

Dans l'équation (III.20) la distance X_w est la distance entre le centre et de gravité et le centre aérodynamique de l'avion. la valeur de coefficient de l'aile est trouvé précédemment

Pour la contribution de l'empennage horizontale :

$$C_{Lq_h|_{\cdot M}} = 2C_{L\alpha_{h|M}} \eta_h \overline{V}_h \tag{III.67}$$

$C_{L\alpha_{h|M}}$: est calculé par l'équation **(III.49)** et le coefficient de volume de l'empennage horizontal égale :

$$\overline{V}_h = \frac{X_h}{\overline{C}} \frac{S_h}{S} \tag{III.68}$$

Avec

X_h est la distance entre le centre aérodynamique de l'empennage de centre de gravité de l'avion, généralement il est acceptable d'utiliser la distance entre La flèche au quart de la corde de l'aile et La flèche au quart de la corde de l'empennage

III.3.1.3.2.Dérivée du coefficient de trainée par rapport aux taux de tangage C_{Dq} :

Pour le Mach subsonique la dérivée de coefficient de la trainée est négligeable

III.3.1.3.3.Dérivée du coefficient de moment de tongage par rapport aux taux de tangage C_{mq} :

Elle est considérée comme somme des contributions de l'aile et de l'empennage l'effet de fuselage est négligeable :

$$C_{mq} = C_{m_{qw}} + C_{m_{qh}} \quad \textbf{(III.69)}$$

La contribution de l'aile egale :

$$C_{m_{q_w/M}} = C_{m_{q_w/M=0}} \left[\frac{\dfrac{AR^3 \tan^2\Lambda_{C/4}}{AB + 6\cos^2\Lambda_{C/4}} + 3/b}{\dfrac{AR^3 \tan^2\Lambda_{C/4}}{AB + 6\cos\Lambda_{C/4}} + 3} \right] \quad \textbf{(III.70)}$$

Et

$$C_{m_{q_w/M=0}} = -KC_{l\alpha_w} \cos\Lambda_{c/4} \left[\frac{AR\left[2(\frac{X_w}{\overline{C}})^2 + \frac{1}{2}(\frac{X_w}{\overline{C}})\right]}{AR + 2\cos\Lambda_{c/4}} + \frac{1}{24}\frac{AR^3 \tan^2\Lambda_{c/4}}{AR + 6\cos\Lambda_{c/4}} + \frac{1}{8} \right] \quad \textbf{(III.71)}$$

Avec :

$C_{l\alpha_w}$ coefficient de portance de l'aile avec le changement de la valeur d'envergure

Et pour la contribution de d'empennage horizontale :

$$C_{m_{q_h}} = -2C_{L\alpha h}\eta_h \overline{V}_h \frac{X_h}{\overline{C}} \quad \textbf{(III.72)}$$

$C_{L\alpha h}$ est donné par l'équation **(III.49)**

III.3.1.4. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport ά($C_{L\acute{\alpha}}$, $C_{D\acute{\alpha}}$ et $C_{m\acute{\alpha}}$) :

III.3.1.4.1. Dérivée du coefficient de portance par rapport au taux d'incidence $C_{L\acute{\alpha}}$:

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_{L_{\acute{\alpha}}} = C_{L_{\acute{\alpha}_w}} + C_{L_{\acute{\alpha}h}} \quad \textbf{(III.73)}$$

L'effet de fuselage est très petit, pour l'aile il est donné par la relation suivante :

$$C_{L_{\acute{\alpha}_w}} = 1.5\left(\frac{X_{ac_w}}{C_R}\right)C_{L\alpha_W} + 3C_L(g) \quad \textbf{(III.74)}$$

- la contribution de l'empennage horizontal est donné par :

$$C_{L_{\acute{\alpha}_w}} = 1.5\left(\frac{X_{ac_w}}{C_R}\right)C_{L\alpha_W} + 3C_L(g)$$

(III.75)

III.3.1.4.2. Dérivée du coefficient de force de trainée par rapport au taux d'incidence $C_{d\acute{\alpha}}$:

La dérivée est négligeable dans les nombre de mach en régime subsonique.

III.3.1.4.3. Dérivée du coefficient de force du moment de tangage par rapport au taux d'incidence $C_{m\acute{\alpha}}$:

la relation on peut l'écrire comme :

$$C_{m_{\acute{\alpha}}} = C_{m_{\acute{\alpha}_w}} + C_{m_{\acute{\alpha}h}} \quad \textbf{(III.76)}$$

- La contribution de fuselage est généralement négligeable.

Pour les ailes n'y a pas une formule explicite pour estimer la contribution sauf les ailes qui ont une forme triangulaire.

- La contribution d'empennage horizontale est donné par :

$$C_{m_{\acute{\alpha}h}} = 2C_{L\alpha_h}\eta_h\overline{V}_h\frac{X_h}{\overline{C}}\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} \quad \textbf{(III.77)}$$

III.3.2. les dérivées des coefficients de stabilité latérale -directionnelle:

III.3.2.1. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au dérapage β ($C_{y\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$) :

III.3.2.1.1. Dérivée du coefficient de force latérale $C_{y\beta}$:

On peut écrire la relation de la dérivé de coefficient de la force latérale pour un avion conventionnel comme :

$$C_{y_\beta} = C_{y_{\beta_w}} + C_{y_{\beta_f}} + C_{y_{\beta_v}} \quad \textbf{(III.78)}$$

- La contribution d'aile est généralement importante lorsque l'aile a un angle de dièdre non nul

$$C_{y_{\beta_w}} = -0.0001|\Gamma|57.3 \quad \textbf{(III.79)}$$

Avec :

Γ : angle géométrique de dièdre

- La contribution du fuselage on peut l'estimer comme :

$$C_{y_{\beta_f}} = -2K_i\left(\frac{S_0}{S}\right) \quad \textbf{(III.80)}$$

K_i est le facteur d'interférence aile fuselage.

- Pour calculer la contribution de l'empennage verticale il est nécessaire de tenir le compte de la position d'empennage verticale par rapport au plan symétrique de l'avion

La contribution de l'empennage verticale est calculée par :

$$C_{y\beta_v} = -kC_{L\alpha_V}\left(1+\frac{d\sigma}{d\beta}\right)\eta_v\frac{S_v}{S} \quad \textbf{(III.81)}$$

$(1+\frac{d\sigma}{d\beta})$: est calculé par :

$$\left(1+\frac{d\sigma}{d\beta}\right)\eta_v = 0.724 + 3.06\frac{S_v/S}{1+\cos\Lambda_{c/4}} + 0.4\frac{Z_w}{d} + 0.009AR \quad \textbf{(III.82)}$$

Avec Z_w est la distance entre la flèche dans ¼ de la corde de l'aile et le point de centre de la ligne du fuselage.

III.3.2.1.2. Dérivée du coefficient de moment de roulis $C_{l\beta}$:

Pour un avion conventionnel la relation de la dérivé s'écrit comme :

$$C_{\ell\beta} = C_{\ell\beta_{wf}} + C_{\ell\beta_h} + C_{\ell\beta_v} \quad \textbf{(III.83)}$$

- La contribution aile- fuselage est donnée par :

$$C_{\ell_{\beta_{wf}}} = 57.3\left[C_{L_{wf}}\left\{\left(\frac{C_{\ell_\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda c/2} K_{M_\Lambda} K_f + \left(\frac{C_{\ell_\beta}}{C_L}\right)_A\right\} + \Gamma\left\{\frac{C_{\ell_\beta}}{\Gamma} K_{M_\Gamma} + \frac{\Delta C_{\ell_\beta}}{\Gamma}\right\} + \left(\Delta C_{\ell_\beta}\right)_{Z_w} + \theta \tan\Lambda_{c/4}\left(\frac{\Delta C_{\ell_\beta}}{\theta\tan\Lambda_{c/4}}\right)\right] \quad \textbf{(III.84)}$$

- La contribution de l'empennage horizontale est donnée par :

$$C_{\ell_{\beta h}} = C_{\ell_{\beta hf}} \frac{S_h b_h}{Sb} \quad \textbf{(III.85)}$$

$C_{\ell\beta hf}$ Trouvé par l'équation **(III.84)** la contribution d'empennage fuselage est calculée par la même façon de l'aile fuselage.

- La contribution de l'empennage verticale on la trouve par :

$$C_{\ell_{\beta v}} = C_{y_{\beta v}} \left(\frac{Z_v \cos\alpha - \ell_v \sin\alpha}{b}\right) \quad \textbf{(III.86)}$$

III.3.2.1.3. La dérivée du moment de lacet due au dérapage Cnβ:

Pour un avion conventionnel la relation de la dérivée s'écrit comme :

$$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_w}} + C_{n_{\beta_f}} + C_{n_{\beta V}} \quad \textbf{(III.87)}$$

La contribution d'aile est généralement petite pour des grands angles d'attaque alors elle est négligée.

- Pour la contribution de fuselage on introduit l'effet de l'interférence aile fuselage est donnée par la relation suivante :

$$C_{n_{\beta_f}} = -57.3 K_N K_{R_\ell} \frac{S_{f_s}}{S} \frac{\ell_f}{b} \quad \textbf{(III.88)}$$

Avec **:**

K_N : c'est un facteur empirique qui présente l'effet de fuselage et aile-fuselage

K_R : le facteur de nombre de Reynolds pour le fuselage

- La contribution de l'empennage verticale s'écrit comme :

$$C_{n_{\beta v}} = -C_{y_{\beta v}} \left(\frac{\ell_v \sin\alpha - Z_v \cos\alpha}{b}\right) \quad \textbf{(III.89)}$$

Note : Si la position de centre aérodynamique est connue la définition de coefficient de roulis d'empennage vertical peut être modifiée.

III.3.2.2. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au taux de roulis p (C_{yp}, C_{lp}, C_{np}) :

III.3.2.2.1. La dérivée du coefficient de la force latérale par rapport au taux de roulis Cyp :

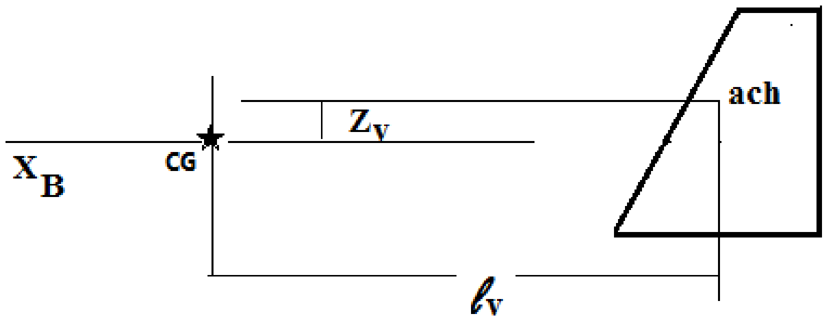
cette dérivé généralement a une importance négligeable dans l'estimation des caractéristiques dynamique de stabilité d'un avion, la contribution de l'empennage verticale est généralement le facteur dominant pour cette raison c_{yp} est estimé de :

$$C_{y_p} \approx C_{y_{p_v}} \approx \left(\frac{Z_v \cos\alpha - \ell_v \sin\alpha}{b}\right) C_{y_{\beta_v}} \qquad \textbf{(III.89)}$$

avec :

$C_{y_{\beta_v}}$: est calculé par l'équation **(III.34)**

Z_v , ℓ_v sont déterminés d'après la figure **(III.3)**



Figure(III.3) détermination de la position de centre aérodynamique de l'empennage vertical

III.3.2.2.2. La dérivée du coefficient de roulis par rapport au taux de roulis Clp:

Cette dérivée est estimée par la relation suivante :

$$C_{\ell_p} = C_{\ell_{p_{wf}}} + C_{\ell_{p_h}} + C_{\ell_{p_v}} \qquad \textbf{(III.91)}$$

- La contribution de l'aile fuselage est donnée par :

$$C_{\ell_{p_{wf}}} \approx C_{\ell_{p_w}} = \left(\frac{\beta C_{\ell_p}}{\kappa}\right)\frac{\kappa}{\beta} \qquad \textbf{(III.92)}$$

$\left(\frac{\beta C_{\ell p}}{\kappa}\right)$: le paramètre d'amortissement de roulis

κ : est le rapport moyen de la section de l'aile

- La contribution de l'empennage horizontale :

$$C_{\ell p_h} = 0.5(C_{\ell p})_h \frac{S_h}{S}\left(\frac{b_h}{b}\right)^2 \qquad \textbf{(III.93)}$$

Avec :

$(C_{\ell p})_h$: est la contribution de l'empennage horizontale basé dans une seule géométrie et trouvé avec l'équation **(III.92),** pour les avions équipés un empennage horizontal petit la contribution est négligeable.

- La contribution de l'empennage verticale est calculée par :

$$C_{\ell p_V} = 2\left(\frac{Z_v}{b}\right)^2 C_{y_{\beta_v}} \qquad \textbf{(III.94)}$$

Avec :

Z_v : est trouvée par la figure **(III.2)**

$C_{y_{\beta_v}}$: est calculée par l'équation **(III.81)**

III.3.2.2.3. La dérivée du coefficient de lacet par rapport au taux de roulis C_{np} :

Cette dérivée de ce coefficient est exprimée généralement par deux termes :

$$C_{n_p} = C_{n_{p_{wf}}} + C_{n_{p_V}} \qquad \textbf{(III.95)}$$

Généralement, la contribution de l'empennage horizontale est négligeable.

La dérivée de coefficient de lacet par rapport au taux de roulis dû aux trois effets suivants :

- l'effet de la traînée du profil
- L'inclinaison de vecteur portance
- La dépression l'extrémité

- la contribution de l'aile est donné par :

$$C_{n_{p_w}} = -C_{\ell p_W} \tan\alpha - \left[-C_{\ell p} \tan\alpha - \left(\frac{C_{n_p}}{C_L}\right)_{\substack{C_L=0 \\ M}} .C_L \right] + \left(\frac{\Delta C_{n_p}}{\theta}\right)\theta + \frac{\Delta C_{n_p}}{\alpha_{\delta_f}\delta_f}\alpha_{\delta_f}\delta_f \quad \textbf{(III.96)}$$

$C_{\ell p}$: trouvé par l'équation **(III.92)**

$$\left(\frac{C_{n_p}}{C_L}\right)_{\substack{C_L=0 \\ M}} = \left(\frac{AR + 4\cos\Lambda_{c/4}}{AR.B + 4\cos\Lambda_{c/4}}\right) \left[\frac{AR.B + \frac{1}{2}(AR.B + \Lambda_{c/4})\tan^2\Lambda_{c/4}}{A + \frac{1}{2}(AR + \Lambda_{c/4})\tan^2\Lambda_{c/4}}\right] \left(\frac{C_{np}}{C_L}\right)_{\substack{CL=0 \\ M=0}} \quad \textbf{(III.97)}$$

Et

$$\left(\frac{C_{np}}{C_L}\right)_{\substack{CL=0 \\ M=0}} = -\frac{1}{6}\frac{AR + 6(AR + \cos\Lambda_{c/4})\left(\frac{\overline{X}}{\overline{C}}\frac{\tan\Lambda_{c/4}}{AR} + \frac{\tan^2\Lambda_{c/4}}{12}\right)}{AR + 4\cos\Lambda_{c/4}} \quad \textbf{(III.98)}$$

$\overline{X}$: la distance entre le centre aérodynamique et le centre de gravité.

- la contribution de l'empennage horizontal s'écrit comme :

$$C_{n_{pv}} = -\frac{2}{b}(\ell_v \cos\alpha + Z_v \sin\alpha)\left(\frac{Z_v \cos\alpha - \ell\sin\alpha}{b}\right)C_{y\beta_v} \quad \textbf{(III.99)}$$

<u>III.3.2.3. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au taux de lacet r (C_{yr}, C_{lr}, C_{nr}) :</u>

<u>III.3.2.3.1. La dérivée de coefficient de force latérale au taux de lacet Cyr :</u>

Cette dérivée de ce coefficient est exprimée généralement par deux termes :

$$C_{y_r} = C_{yr_{wfh}} + C_{y_{rv}} \quad \textbf{(III.100)}$$

On peut négliger la contribution de fuselage, de l'aile et de l'empennage horizontal sur la force latérale, cette dernière est appliquée seulement sur l'empennage vertical.

Alors la relation devient comme

$$C_{y_r} = C_{y_{rv}} \quad \textbf{(III.101)}$$

- La contribution de l'empennage vertical est comme :

$$C_{y_{rv}} = -\frac{2}{b}(\ell_v \cos\alpha - Z_v \sin\alpha) C_{y_{\beta V}} \quad \textbf{(III.102)}$$

III.3.2.3.2. La dérivée du coefficient de roulis Clr :

Cette dérivée de ce coefficient est exprimée généralement par deux termes :

La composante de l'empennage horizontale est négligeable, alors la relation devient :

$$C_{\ell_r} = C_{\ell_{r_W}} + C_{\ell_{r_V}} \quad \textbf{(III.103)}$$

- La variation de coefficient de roulis pour l'aile est donné par :

$$C_{\ell_{r_W}} = C_L \left(\frac{C_{\ell_r}}{C_L}\right)_{\substack{C_L=0 \\ M}} + \left(\frac{\Delta C_{\ell_r}}{\Gamma}\right)\Gamma + \left(\frac{\Delta C_{\ell_r}}{\theta}\right)\theta + \left[\frac{\Delta C_{\ell_r}}{\alpha_{\delta F}\delta_F}\right]\alpha_{\delta F}\delta_F \quad \textbf{(III.104)}$$

Avec :

$$\left(\frac{C_{\ell_r}}{C_L}\right)_{\substack{C_L=0 \\ M}} = \left[\frac{1 + \dfrac{AR(1-B^2)}{2B(AR.B + 2\cos\Lambda_{c/4})} + \dfrac{(AR.B + 2\cos\Lambda_{c/4})}{(AR.B + 4\cos\Lambda_{c/4})}\dfrac{\tan^2\Lambda_{c/4}}{8}}{1 + \dfrac{(AR + 2\cos\Lambda_{c/4})}{(AR + 4\cos\Lambda_{c/4})}\dfrac{\tan^2\Lambda_{c/4}}{8}}\right]\left(\frac{C_{\ell_r}}{C_L}\right) \quad \textbf{(III.105)}$$

- La contribution de l'empennage vertical est donnée par :

$$C_{\ell_{r_V}} = -\frac{2}{b^2}(\ell_v \cos\alpha + Z_v \sin\alpha)(Z_v \cos\alpha - \ell_v \sin\alpha) C_{y_{\beta V}} \quad \textbf{(III.106)}$$

III.3.2.3.3. La dérivée du coefficient de lacet C_{nr} :

Elle est généralement constituée de deux composantes :

$$C_{n_r} = C_{n_{rw}} + C_{n_{rv}} \quad \textbf{(III.107)}$$

La contribution de l'empennage horizontal est fréquemment négligeable.

- La contribution de l'aile est s'écrit comme :

$$C_{n_{r_W}} = \left(\frac{C_{n_r}}{C_L^2}\right) C_L^2 + \left(\frac{C_{n_r}}{C_{D_0}}\right)\overline{C}_{D_0} \quad \textbf{(III.108)}$$

L'effet de nombre de Mach sur la dérivée de coefficient de lacet est tres important il est dans la mesure de $\overline{C}_{D_0}$, la valeur doit être évaluer par la polaire de trainée avec un nombre de mach correcte.

- La contribution de l'empennage vertical s'écrit comme :

$$C_{n_{r_v}} = \frac{2}{b^2}(\ell_v \cos\alpha + Z_v \sin\alpha)^2 Cy_{\beta v} \qquad \textbf{(III.109)}$$

III.4. les dérivées des coefficients de contrôle longitudinal:

$C_{D_{\delta F}}, C_{D_{ih}}, C_{D_{\delta E}}$ **:** Les dérivées de trainée sont supposées négligeables.

III.4.1. La dérivées du coefficient de portance par rapport au déflection des volets :

Elle est calculée par la relation suivante :

$$C_{L_{\delta F}} = C_{\ell_{\delta F}} \left(\frac{C_{L_\alpha}\big|_M}{C_{\ell_\alpha}\big|_M} \right) \left[\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_\ell}} \right] k_b \qquad \textbf{(III.110)}$$

Avec :

$C_{L_\alpha}\big|_M$ est obtenu d'après l'équation **(III.49)**

$$C_{\ell_\alpha}\big|_M = \frac{C_{\ell_\alpha}}{\sqrt{1-M^2}} \qquad \textbf{(III.111)}$$

C_{ℓ_α} : la valeur de coefficient pour un zéro nombre de mach

$\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_\ell}}$ le rapport entre le paramètre tridimensionnel d'efficacité des volet et le paramètre bidimensionnelle d'efficacité des volet est obtenue d'après **Figure (III.4)**

k_b : le facteur d'envergure des volets est obtenue d'après **Figure (III.5)**

Avec

$$C_{\ell_{\delta F}} = \left\{ \frac{C_{\ell_\delta}}{\left(C_{\ell_\delta}\right)_{théorique}} \right\} \left(C_{\ell_\delta}\right)_{théorique} k' \qquad \textbf{(III.112)}$$

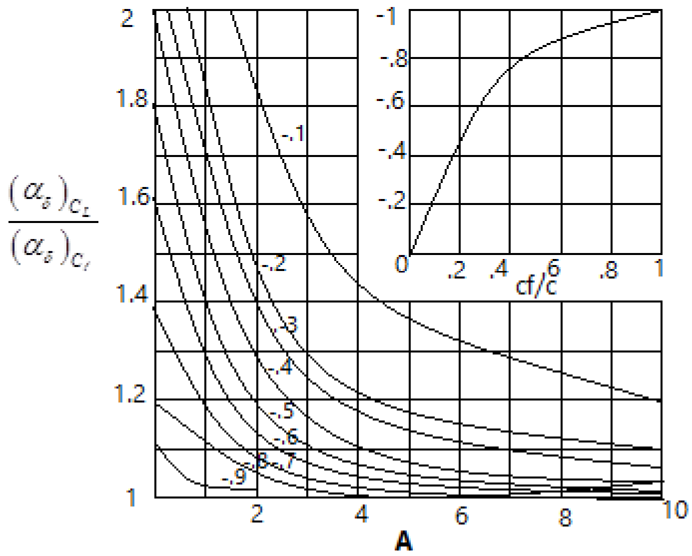


Figure (III.4) : Facteur de la corde des ailerons

$\left(C_{\ell_\delta}\right)_{théorique}$ le facteur d'efficacité des volet théorique est obtenu d'après **Figure (III.5)**

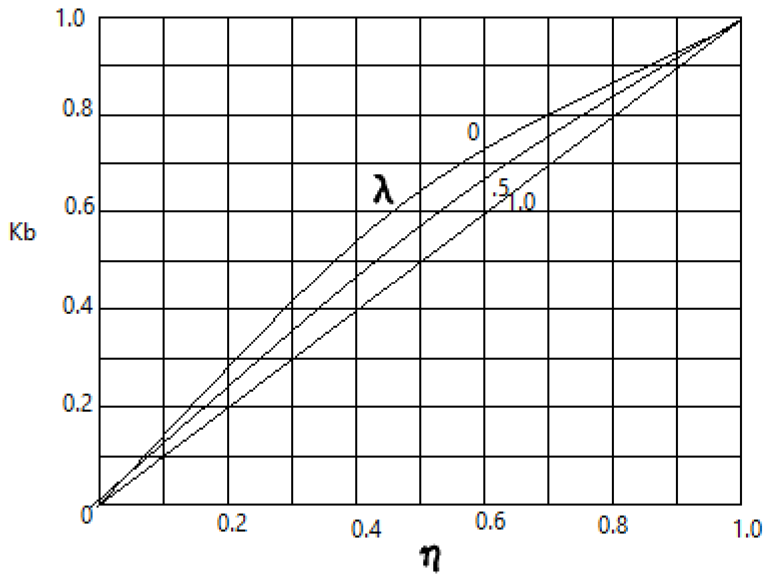


Figure (III.5) : Facteur de l'envergure des ailerons

$\frac{C_{\ell_\delta}}{\left(C_{\ell_\delta}\right)_{théorique}}$ facteur de correction empirique est obtenu d'apres **Figure (III.6)**

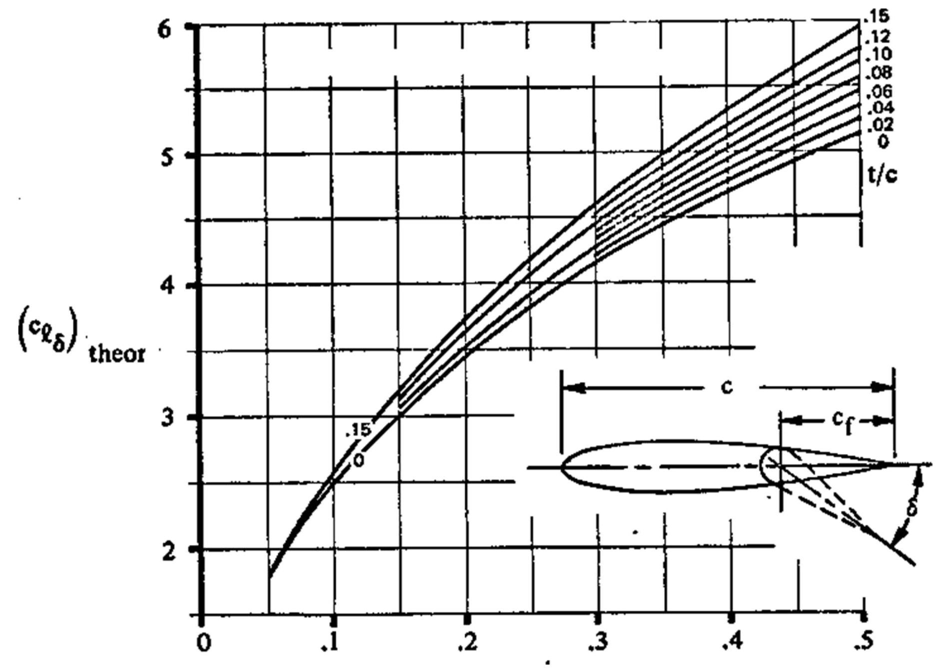


Figure (III.6) : le coefficient théorique de la portance effective des ailerons

K' : c'est un facteur empirique de correction, lequel est important sauf si la déflection est complète, ce facteur donne alors une valeur de $C_{\ell_{\delta F}}$ pour des grandes valeurs de δF et le bon niveau de ΔC_ℓ due au δF est prévu . le facteur est obtenu d'après **Figure (III.8)**

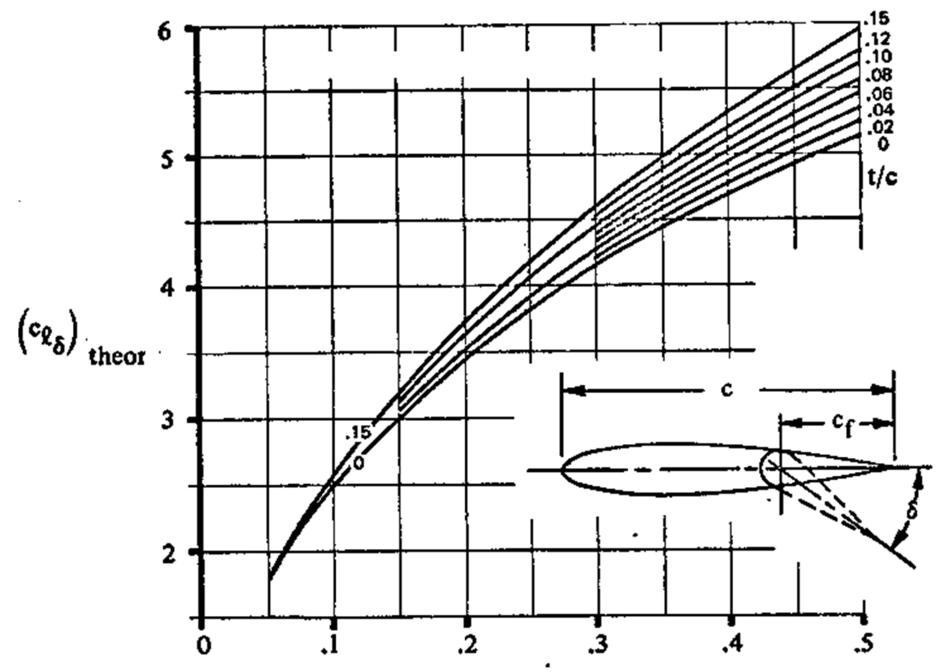


Figure (III.7) : le coefficient théorique de la portance effective des ailerons

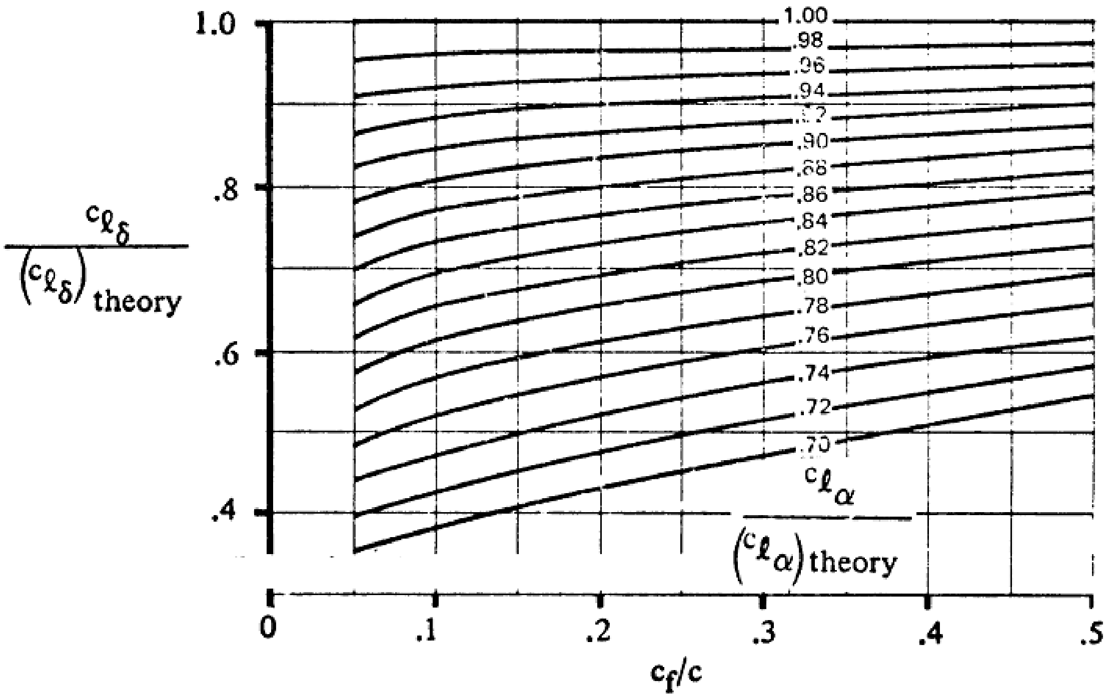


Figure (III.8) : Détermination du facteur de correction empirique

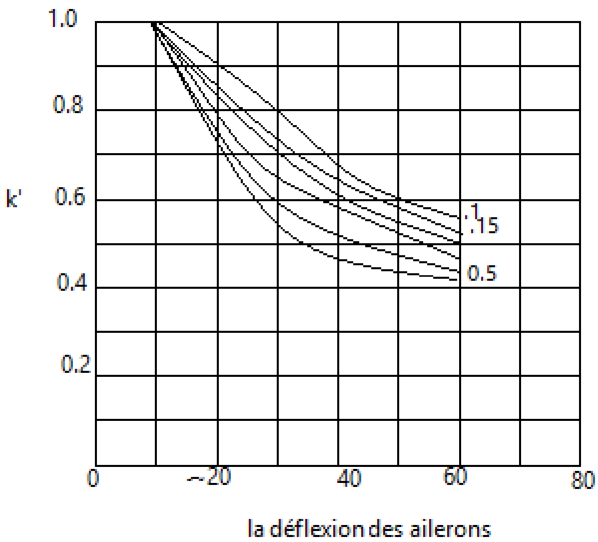


Figure (III.9) : détermination du facteur de correction empirique pour une déflexion complète des ailerons

III.4. 2. La dérivées de coefficient de portance par rapport à l'angle d'incidence de stabilisateur :

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_{L_{ih}} = C_{L_{\alpha h}} \frac{S_h}{S} \qquad \textbf{(III.113)}$$

Avec :

$C_{L_{\alpha h}}$: Il est calculé par l'équation **(III.49)**

Note :

Cette méthode donne de bons résultats à condition que le rapport d'envergure de stabilisateur horizontal par rapport au diamètre locale de fuselage est plus grande que quatre

III.4. 3 La dérivée de coefficient de portance par rapport à la déflection d'élévateur :

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_{L_{\delta E}} = C_{L_{\delta F}} \frac{S_h}{S} \qquad \textbf{(III.114)}$$

$C_{L_{\delta F}}$ **:** calculer dans l'équation **(III.110)**

III.4. 4. La dérivée de coefficient de moment de tangage par rapport au déflection des volets :

Cette dérivée est supposée négligeable.

III.4.5. La dérivée de coefficient de tangage par rapport à l'angle d'incidence de stabilisateur :

On peut la calculer par la relation :

$$C_{m_{ih}} = -C_{L_{\alpha h}} \frac{\ell_h S_h}{\overline{\overline{C}} S} = -C_{L_{\alpha h}} \overline{V_h} \qquad \textbf{(III.115)}$$

ℓ_h : est la distance entre le centre aérodynamique de stabilisateur et le centre gravité

III.4. 6. La dérivée du coefficient de moment par rapport à la déflection d'élévateur :

Elle est donnée par la relation :

$$C_{m_{\delta E}} = -C_{L_{\delta E}} \frac{\ell_h}{\overline{\overline{C}}} = -C_{L_{\delta F}} \overline{V_h} \qquad \textbf{(III.116)}$$

III.5. les dérivées des coefficients de contrôle directionnel :

III.5.1.la Dérivée du coefficient de force latérale par rapport a la déflection de gouverne de direction :

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_{y_{\delta R}} = -C_{L_{\alpha V}} \frac{\alpha_{\delta C_L}}{\alpha_{\delta C_\ell}} \alpha_{\delta C_\ell} k' k_b \frac{S_v}{S} \qquad \text{(III.117)}$$

III.5.2.la Dérivée du coefficient de moment de roulis par rapport a la déflection de gouverne de direction :

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_{\ell_{\delta R}} = C_{y_{\delta R}} \left(\frac{Z_v \cos\alpha - \ell_v \sin\alpha}{b}\right) \qquad \text{(III.118)}$$

III.5.3.la Dérivée du coefficient de moment de lacet par rapport à la déflection de gouverne de direction ;

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_{n_{\delta R}} = -C_{y_{\delta R}} \left(\frac{\ell_v \cos\alpha - Z_v \sin\alpha}{b}\right) \qquad \text{(III.119)}$$

III.6. les dérivées des coefficients de contrôle latéral:

III.6.1.la Dérivée du coefficient de force latérale par rapport a la déflection des ailerons :

Cette dérivée est généralement nulle

III.6.2.la Dérivée du coefficient du moment de roulis par rapport a la déflection des ailerons :

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C\ell_{\delta_A} = C\ell_{\delta_L} + C\ell_{\delta_R} \qquad \text{(III.120)}$$

Avec :

$$\delta_A = \frac{1}{2}(\delta_L - \delta_R) \qquad \text{(III.121)}$$

$$C\ell = \left[\left(\frac{C\ell_{\delta}}{2}\right)_{L} + \left(\frac{C\ell_{\delta}}{2}\right)_{R}\right](\delta_L - \delta_R) \tag{III.122}$$

$$C\ell = \left(\frac{C\ell_{\delta}}{C\ell_{\delta Theory}}\right) C\ell_{\delta Theory} K' \tag{III.123}$$

III.6.3.la dérivée du coefficient du moment de lacet par rapport a la déflection des ailerons :

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_{n_{\delta A}} = kC_L C_{\ell_{\delta A}} \tag{III.124}$$

Le moment de lacet dû à la commande latérale peut varier considérablement d'une configuration d'avion l'autre car l'aérodynamique de chacune de ces configurations utilisées dans la commande latérale est largement différente par rapport l'autre. L'estimation de cette dérivée dans le cas des ailerons, spoilers et le stabilisateur différentiel est très difficile, c'est la raison pour laquelle on utilise les méthodes expérimentales.

IV. Résultats et interprétation :

Dans ce chapitre, les resultats sont obtenus par le programme fortran réalisé puis on fait comparaison avec ceux du logiciel commercial AAA (Advenced aircraft analysis) ,et finalement l'erreur est estimée.

IV.1. Description de programme :

C'est un programme réalisé en langage fortran qui calcule les coefficients aérodynamiques et les dérivées de stabilité longitudinales et latérales directionnels.

- **Les entrés de programme :**
  Elles sont présentées dans un fichier de format texte, composées des conditions du vol et les paramètres géométriques de l'avion considéré.
- **Les sorties de programme :**
  Ce sont les résultats obtenus après le calcul, elles sont présentées dans un fichier de format texte nommé « résultat » elles présentent les coefficients aérodynamiques et les dérivées de la stabilité.
- **Organigramme :**

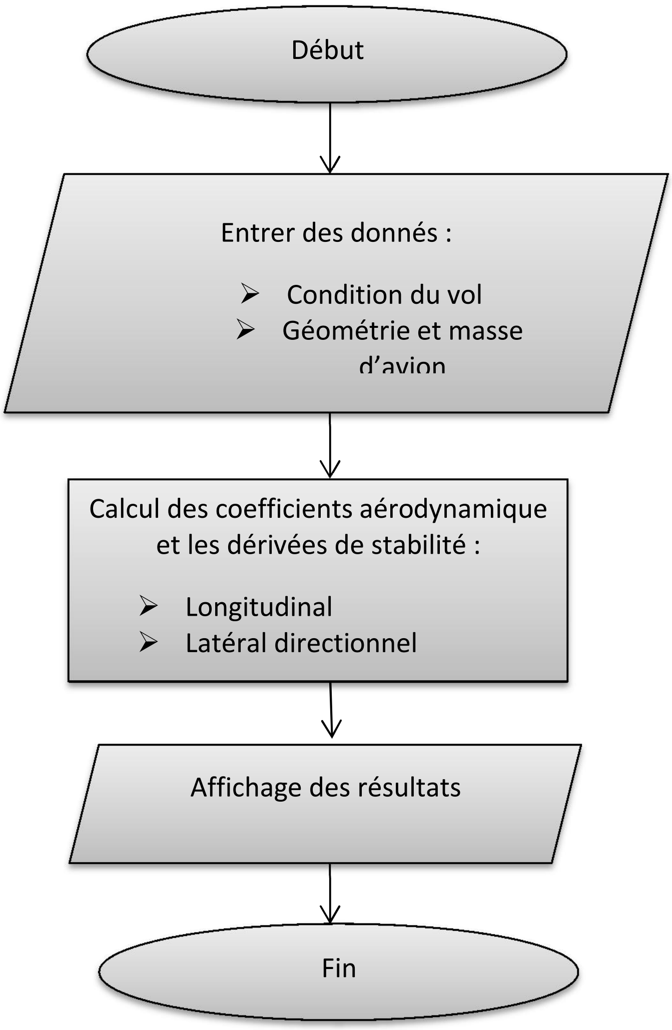


Figure (IV.1) Organigramme

IV.2. comparaison des résultats :

➢ Model d'A340-300 :

L'Airbus A340 est un avion de ligne quadriréacteur long-courrier de grande capacité fabriqué par Airbus. Il se présente sous forme de plusieurs versions suivant la capacité ou le rayon d'action désiré.. La fabrication des A340 a été arrêtée en 2011.

Figure (IV.2) : présente A340.300

➢ Les conditions du vol :

Altitude	Vitesse	Masse	XCG	ZCG	MACH
39000 ft	475 kts	470000 lb	176,83 ft	82,82 ft	0,828

➢ les Paramètres géométriques :

	La surface	La chorde Moyenne	L'envergure	L'effilement	L'allongement
L'aile	4113,25 ft²	24,20 ft	190,62 ft	0,24	8,83
L'empennage horizontal	818,72	14,31	60,20	0,43	4,42
L'empennage vertical	562,41	20,84	28,78	0,38	1,47

Surface du fuselage Sf= 3478,82 ft² et le diamètre Df= 18,5ft

- **Coefficients aérodynamique et dérivées de stabilité longitudinale et latérale directionnel d'A340-300**

Les coefficients	Valeur obtenue par le programme	Valeur obtenue par le logiciel AAA	Estimation d'erreur absolue en %
C_{L_α}	6.532272	6,4600	1.118
C_{D_α}	0.3509447	0,302	16.2
C_{m_α}	-3.254378	-3,22153	1.019
C_{L_q}	13.468690	12.94	4.0857
C_{m_q}	-27.136080	-32,6572	16.9
$C_{m\dot{\alpha}}$	-11.59	-10,11	14.3
C_{Lu}	0.6429	0,6578	1.3
C_{mu}	-0.3160616	0,3222	1.9
C_{Li_H}	0.9120076	0,7906	15.35
C_{mi_H}	-3.249310	-3,2754	0.79
Cy_β	-0.4258540	-0,4448	4.25
Cn_β	0.1364450	0.1386	1.55
Cl_β	0.23471	0.271	13.39
Cy_p	0.1754	-0,1835	4.41
Cn_p	0.08761	-0,0781	12.16
Cl_p	-0.4592	-0,5434	15.49
Cy_r	-0.115	-0,1044	10.15
Cn_r	0.05082	0,0497	2.2
Cl_r	0.241	0,2489	2.82
$Cy_{\delta R}$	0.685	0,6953	1.43
$Cn_{\delta R}$	-0.3916	-0,3737	4.788
$Cl_{\delta R}$	0.0384	0,0395	2.78

- **Tableau(IV.1) : Coefficients aérodynamique et dérivées de stabilité longitudinale et latérale directionnel d'A340-300**

- **Interprétation des résultats :**

On remarque que les résultats obtenus par le programme réalisés sont très proches aux résultats de logiciel commercial AAA et on constate que l'erreur est faible, elle varie entre 0.79% et 15.49%. La valeur de l'erreur maximale est due à l'absence d'une formule analytique exacte pour les coefficients spécifiques

➢ **Model Lockheed Martin F-22**

Le Lockheed Martin F-22 Raptor est un avion de chasse furtif développé par les États-Unis à la fin des années 1980 afin de remplacer les F-15 de l'US Air Force. Initialement conçu pour les combats aériens, il est également capable d'assurer des missions de soutien militaire au sol, d'attaque électronique ou encore de renseignement d'origine électromagnétique.

Figure (IV.3) : présente Lockheed Martin F-22

➢ **<u>Coefficients aérodynamique et dérivées de stabilité longitudinale et latérale directionnel Lockheed Martin F-22</u>**

Les coefficients	Valeur obtenue par le programme	Valeur obtenue par le logiciel AAA	Estimation d'erreur absolue en %
C_{L_α}	3.517679	3,3920	3.68
C_{D_α}	0. 03866	0,0396	2.38
C_{m_α}	0.764979	0,7839	2.42
C_{L_q}	3.073001	2,9289	4.92
C_{m_q}	-1.813336	-1,7924	1.16
$C_{L\dot{\alpha}}$	-1.695640	2,1780	21.8
C_{Lu}	0.1675368	0,1651	1.45
Cy_β	0.2833162	-0,2964	4.41
Cn_β	0.005675	0,0055	3.18
Cl_β	-0.3243199	-0,0399	18.3
Cy_p	0.0378968	-0,2964	27.4
Cn_p	-0.006158	-0,0064	3.78
Cl_p	-0.2473890	-0,2405	2.82
Cy_r	-0.152365	0,1293	18.53
Cn_r	-0.0314244	-0,0320	2.42
Cl_r	0.0598415	0,0626	4.4

➢ **Tableau(IV.2) : Coefficients aérodynamique et dérivées de stabilité longitudinale et latérale directionnel Lockheed Martin F-22**

- **Interprétation des résultats :**
  On remarque que les résultats obtenus par le programme réalisés sont très proches aux résultats de logiciel commercial AAA et on constate que l'erreur est faible, elle varie entre 1.16% et 23.3% La valeur de l'erreur maximale est due à l'absence d'une formule analytique exacte pour les coefficients spécifiques.
- **Model Embraer 145:**

Figure (IV.3) : présente Embraer 145

- **<u>Coefficients aérodynamique et dérivées de stabilité longitudinale et latérale directionnel Embraer 145</u>**

Les coefficients	Valeur obtenue par le programme	Valeur obtenue par le logiciel AAA	Estimation d'erreur absolue en %
C_{L_α}	5.148355	5,2079	1.15
C_{D_α}	0.119316	0,1229	2.92
C_{m_α}	-1.494263	-1,5357	2.80
C_{L_q}	9.726695	9,290	4.69
C_{m_q}	-33.523330	-33,363	0.47
$C_{m\dot{\alpha}}$	-7.834890	-7,827	0.09
C_{Lu}	0.0229916	0,0194	18.50
C_{mu}	0.002538	0,0025	1.5
C_{Li_H}	0.88358	0,834	5.94
C_{mi_H}	-3.910459	-3,63	7.71
Cy_β	-0,69835	-0,68579	1.83
Cn_β	-0,1862	-0,1824	2.04
Cn_p	-0,03264	-0,03498	6.68
Cl_r	0,06484	0,0630	2.92

Tableau(IV.3): Coefficients aérodynamique et dérivées de stabilité longitudinale et latérale directionnel Embraer145

- **Interprétation des résultats :**

On remarque que les résultats obtenus par le programme réalisés sont très proches aux résultats de logiciel commercial AAA et on constate que l'erreur est faible, elle varie entre 0.09 % et 18.50% La valeur de l'erreur maximale est due à l'absence d'une formule analytique exacte pour les coefficients spécifiques.

IV.3.1. Effet de la masse d'avion :

Pour savoir l'influence de la masse d'avion sur les coefficients aérodynamiques et leurs dérivées on varie la valeur de la masse de l'avion.

D'après les résultats obtenus, elle n'a aucune influence sur les coefficients aérodynamique et les dérivées de stabilité longitudinales et latérales directionnels.

IV.3.2. Effet de la longueur du fuselage :

On varie la valeur de la longueur du fuselage avec un pas de 10 ft .D'après les résultats obtenus, On trouve que la variation de la longueur de fuselage n'influe pas aussi sur les coefficients aérodynamique et les dérivées de stabilité longitudinales.

Dans le cas latéral directionnel, la dérivée du coefficient de la force latéral par rapport à l'angle de dérapage β varie proportionnelle avec une pente négative par rapport à la longueur du fuselage.

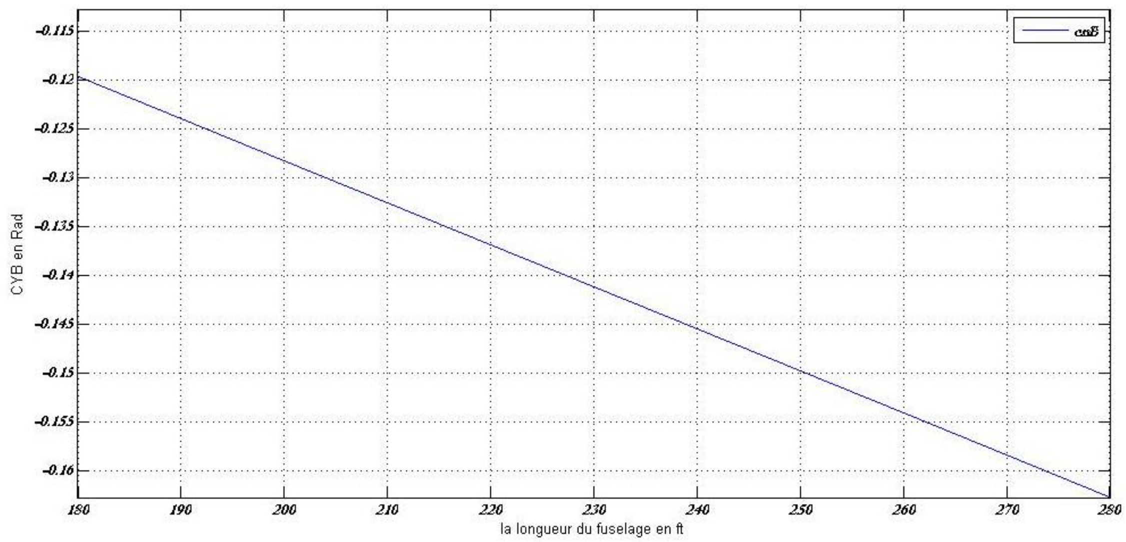


Figure (IV.4) : Cy_{β} **en fonction de longueur de fuselage LF.**

IV.3.3. L'effet de l'angle d'attaque α :

On varie la valeur d'angle d'attaque α du -10 jusqu'à 10 avec un pas de 2 °.

- **Interprétation :**

L'influence de l'angle d'attaque sur les coefficients aérodynamiques est présentée dans la **Figure (IV.3).** La relation entre le C_{m_α} et l'angle d'attaque est proportionnelle avec une pente négative. C'est-à-dire toute augmentation de l'angle d'attaque fait diminuer de la valeur du coefficient C_{m_α} .

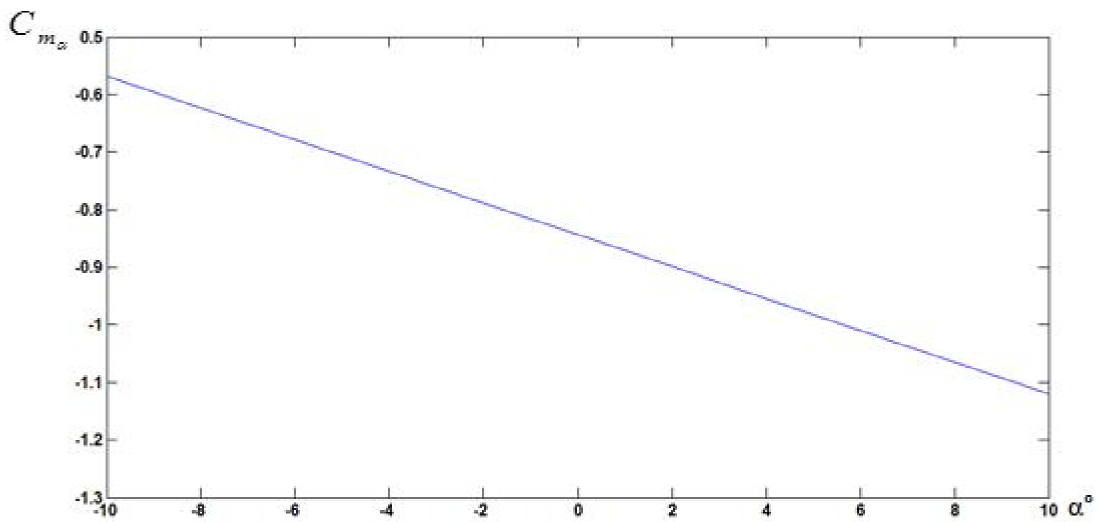


Figure (IV.3) : la drivée C_{m_α} en fonction de l'angle d'attaque .

IV.3.4. L'effet de la vitesse du vol U :

Pour connaitre l'influence de la vitesse du vol de l'avion sur les coefficients et leurs dérivées de stabilité, on varie la vitesse du vol toute en gardant constant les mêmes données.

- **Interprétation :**

L'influence de la vitesse est présentée dans la **Figure (IV.4).** On remarque que la relation entre la vitesse et le coefficient de la force latérale est proportionnelle avec une pente négative, c'est-à-dire avec l'augmentation de la vitesse on remarque une diminution considérable dans la valeur du coefficient de la force latérale.

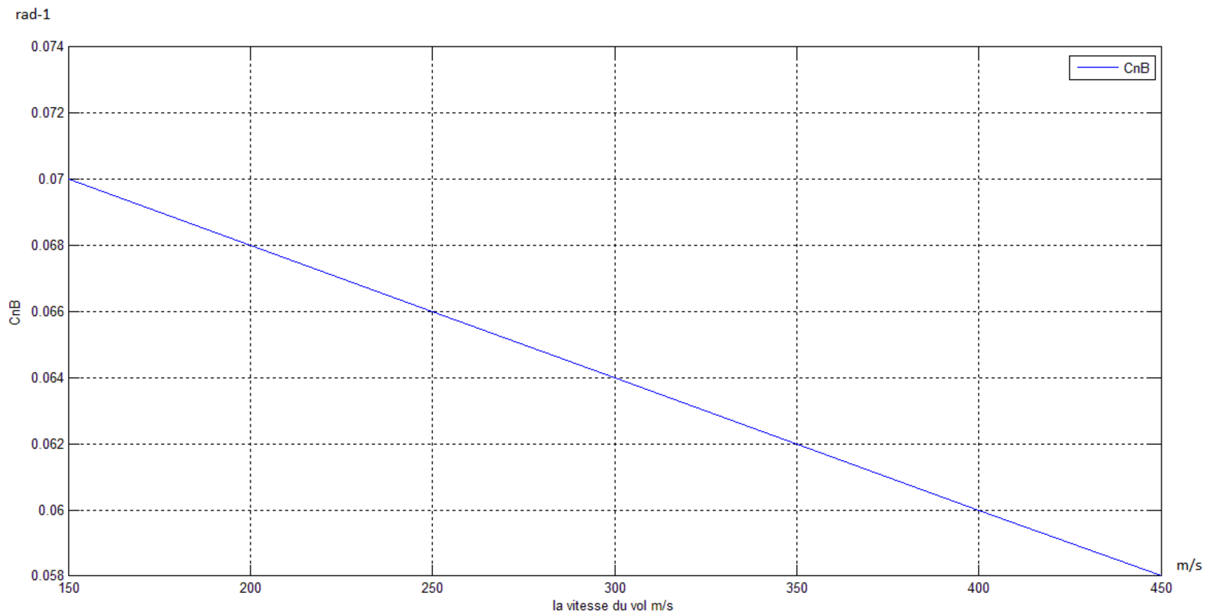


Figure (IV.4) : la drivée du coefficient de la force latérale $C_{y\beta}$ en fonction de la vitesse

IV.3.5. L'effet de surface d'empennage horizontale :

Pour connaitre l'influence de la surface de l'empennage horizontale sur les coefficients aérodynamiques et leurs dérivées de stabilité on varie la surface de l'empennage horizontal et on garde les mêmes données.

- **Interprétation :**

L'influence de la surface de l'empennage horizontale est présentée dans la **figure (IV.5).** On remarque qu'elle influe sur plusieurs coefficients et précisément sur les dérivées des coefficients de stabilité longitudinales.

m/s

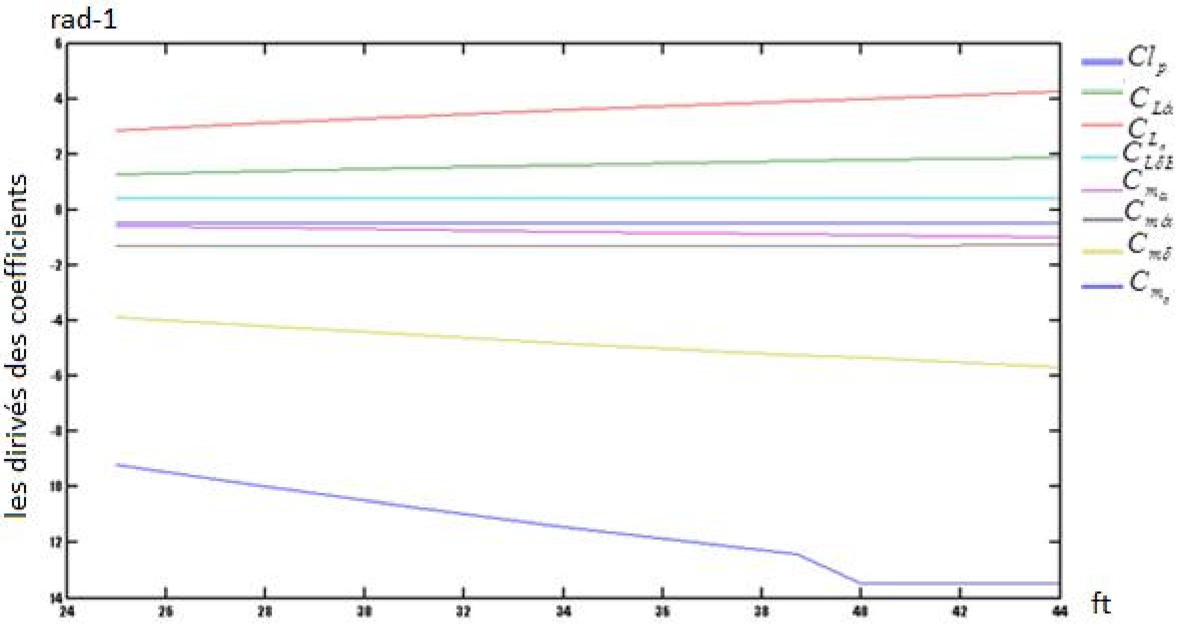


Figure (IV.5) : les coefficients aérodynamique et leurs dérivées de stabilité en fonction de surface de l'empennage horizontal.

IV.3.6. L'effet d'envergure B :

Pour savoir l'influence de l'envergure sur les coefficients aérodynamique et leurs dérivées de stabilité on varie cette dernière et en gardent les mêmes données.

- **Interprétation :**

L'influence de l'envergure est présentée dans la **figure (IV.6).** L'envergure influe légèrement sur plusieurs coefficients aérodynamiques et spécialement sur les dérivées de stabilité latérales directionnelles.

IV.3.7. L'effet de la corde d'aileron :

Pour connaitre l'influence de la corde de l'aileron sur les coefficients aérodynamique et leurs dérivées de stabilité, on varie cette dernière et on garde les mêmes données.

- **Interprétation :**

L'influence de la corde de l'aileron est présentée dans la **figure (IV.7).** Le coefficient $Cl_{\delta A}$ varie d'une manière proportionnelle à la corde de l'aileron. Alors que $Cn_{\delta A}$ reste constant.

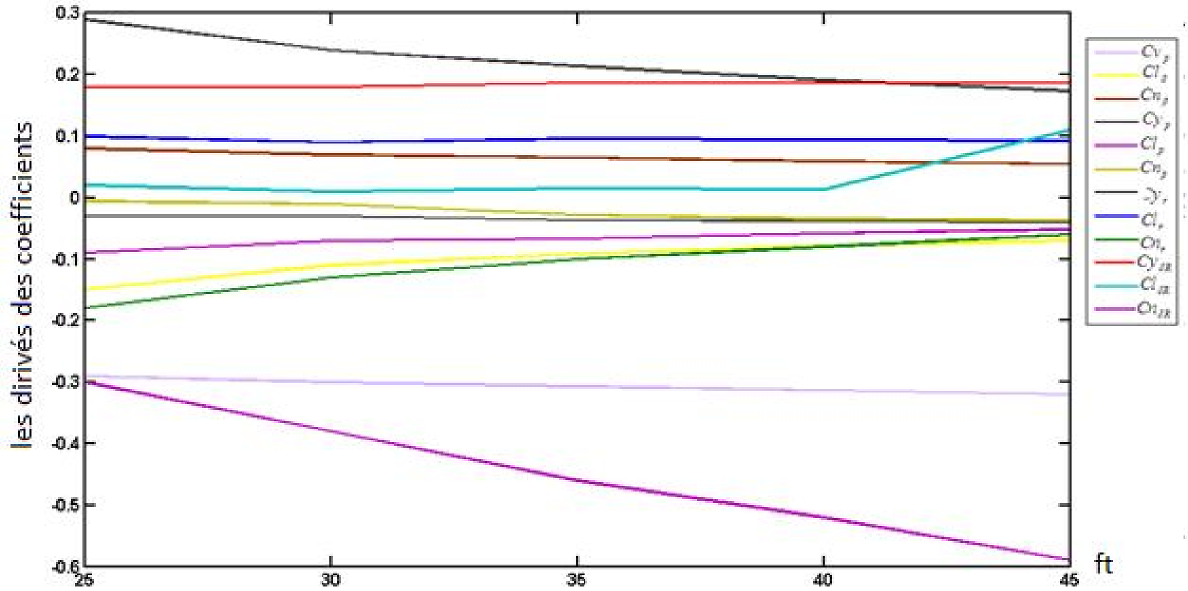


Figure (IV.6) : les coefficients et leurs dérivées en fonction de l'envergure

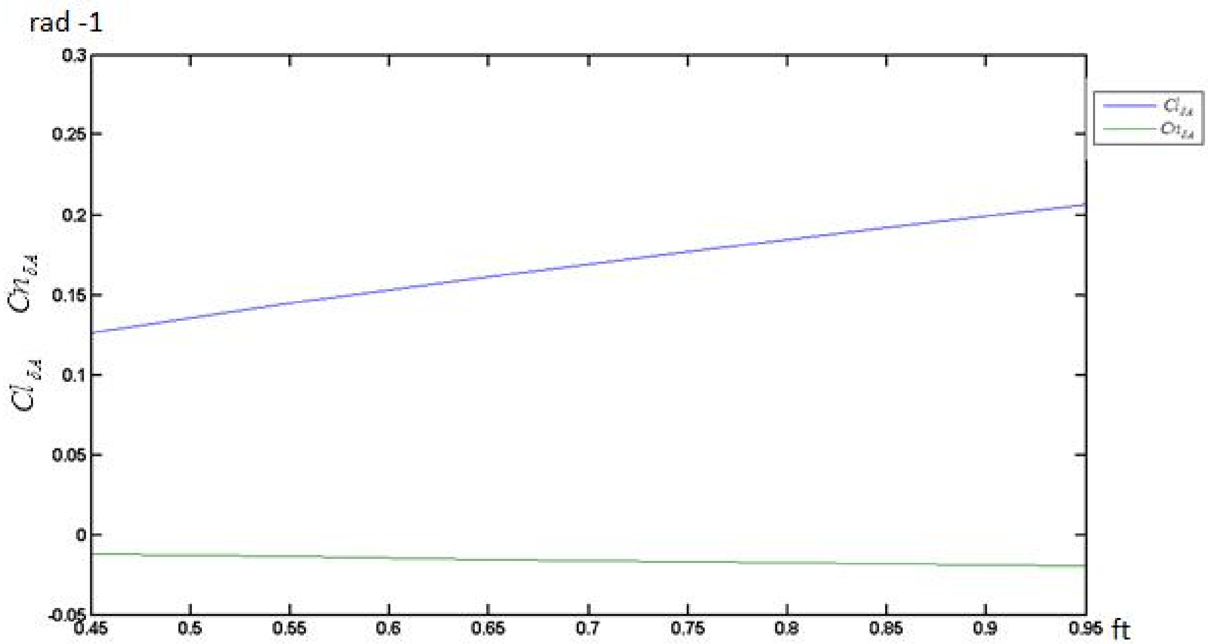


Figure (IV.7) :la variation des coefficients de stabilité $Cl_{\delta A}$ et $Cn_{\delta A}$ en fonction de la corde de l'aile

IV.3.8. L'effet de surface d'aile:

Pour connaitre l'influence de la surface de l'aile sur les coefficients aérodynamique et leurs dérivées de stablité on varie ce dernier et en gardent les mêmes données.

- **Interprétation :**

L'influence de la surface de l'aile est présentée dans la **figure (IV.8)** la variation de chaque coefficient est indiquée par la figure .

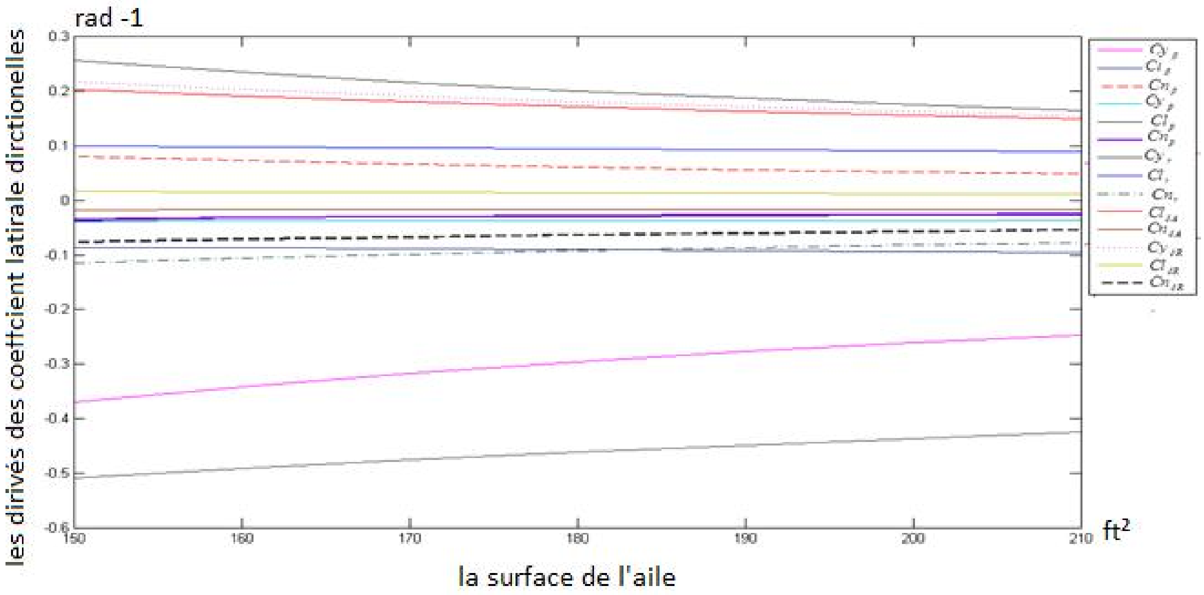


Figure (IV.8) : la variation des coefficients aérodynamique et leurs dérivées de stabilité en fonction de la surface de l'aile

IV.3.9. L'effet d'angle de flèche de l'aile :

Pour savoir l'influence d'angle de flèche de l'aile sur les coefficients aérodynamique et leurs dérivées de stabilité on varie ce dernier et en gardent les mêmes données.

- **Interprétation :**

L'influence d'angle de flèche de l'aile est présentée dans la **figure (IV.9).** On remarque que l'angle de flèche de l'aile influe sur les dérivées des coefficients latérales directionnels. En particulièrement la dérivée de coefficient du moment de lacet par rapport au taux de roulis, qui augmente proportionnellement à l'angle de la flèche d'aile.

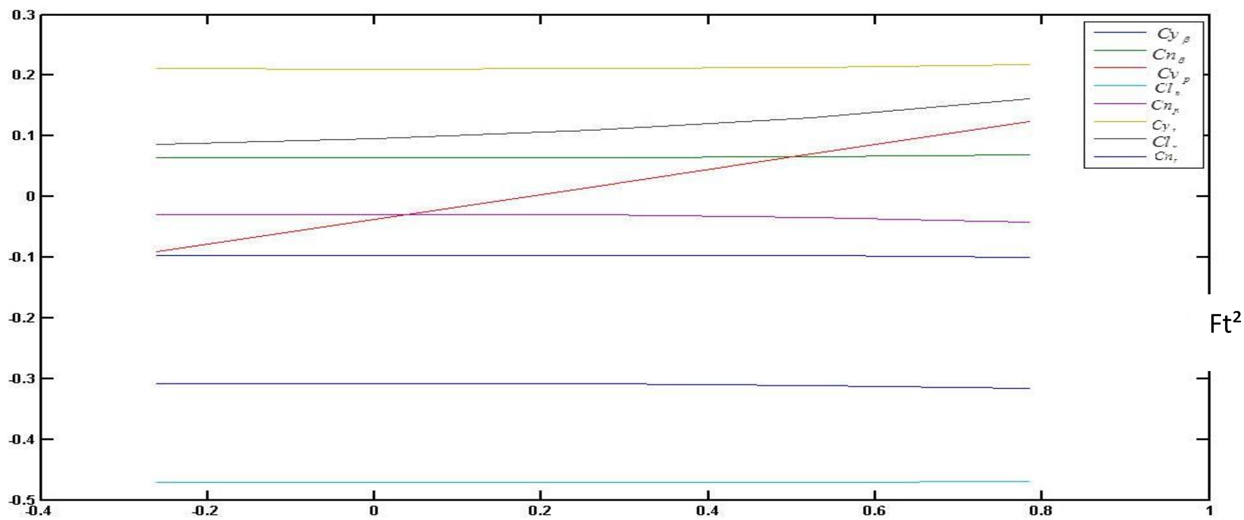


Figure (IV.9) : les coefficients et leurs dérivées en fonction d'angle de flèche d'aile

IV.3.10. L'effet de la surface de gouverne de direction :

Pour savoir l'influence de la surface de gouverne de direction sur les coefficients et leurs dérivées on varie ce dernier et on garde les mêmes valeurs pour les autres données.

- **Interprétation :**

L'influence de la surface de gouverne de direction est présentée dans la **figure (IV.10).** On remarque que de la surface de gouverne de direction influe légèrement sur les dérivées des coefficients latérales directionnels.

IV.3.11. L'effet de l'effilement d'aile λ:

Pour savoir l'influence d'effilement de l'aile sur les coefficients et leurs dérivées on varie ce dernier et on garde les mêmes valeurs pour les autres données.

- **Interprétation :**

L'influence de la surface de gouverne de direction est présentée dans la **figure (IV11).** On remarque que l'effilement de l'aile influe légèrement sur les dérivées des coefficients latérales directionnels.

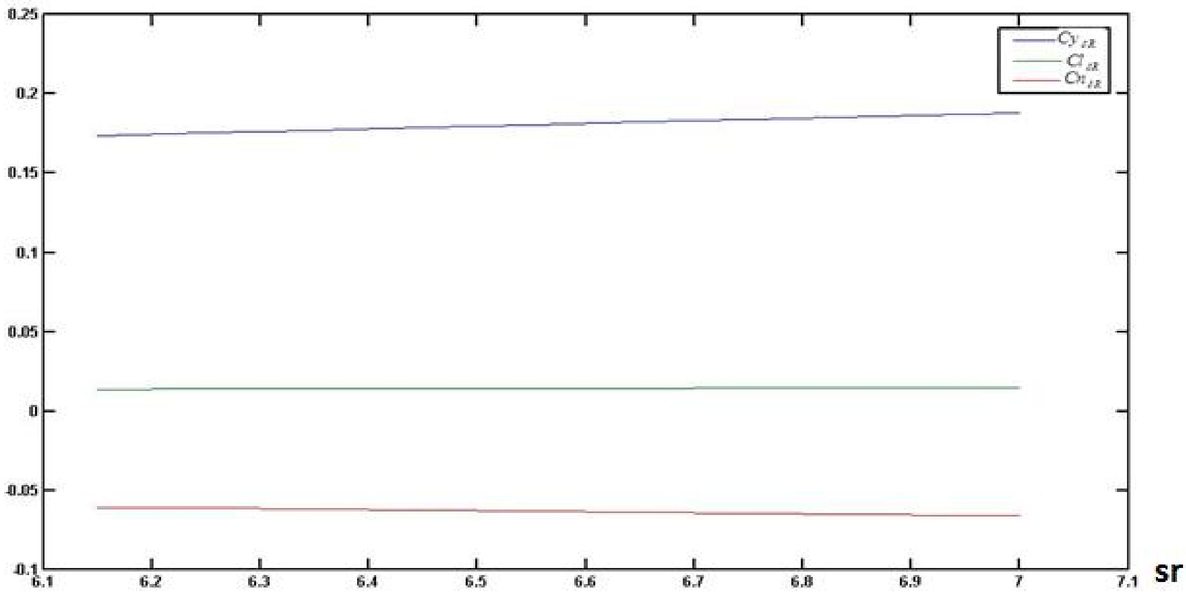


Figure (IV.10) : les coefficients et leurs dérivées en fonction de ma surface de la gouverne Sr

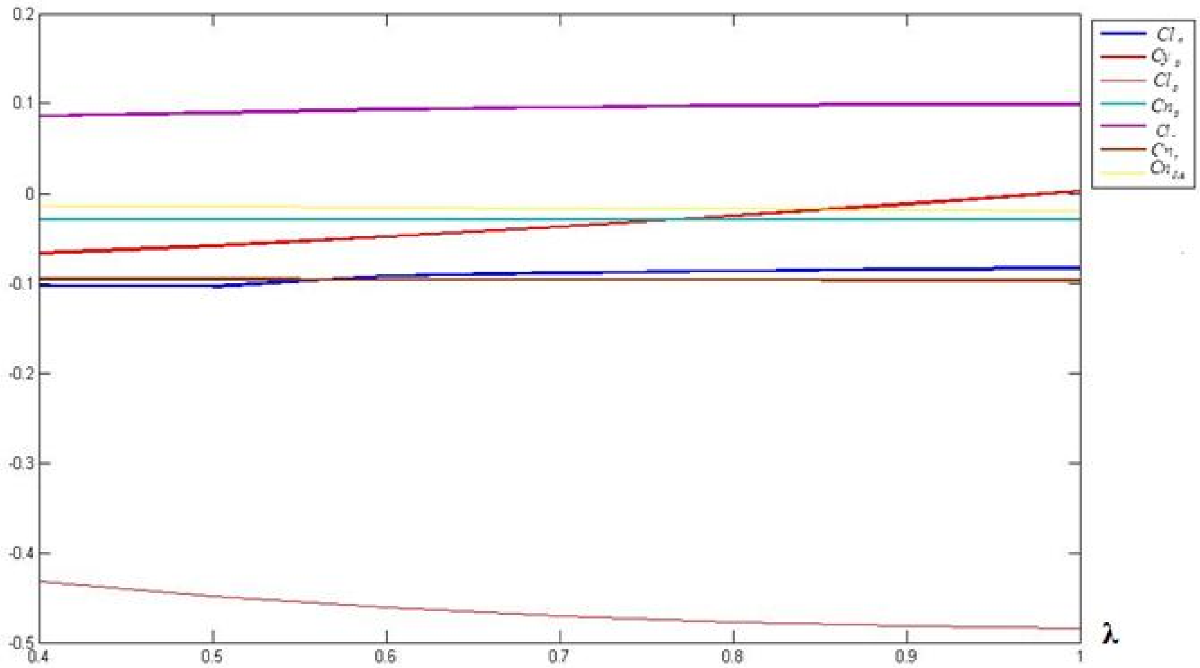


Figure (IV.11) : les coefficients et leurs dérivées en fonction d'effilement d'aile

IV.4. Interprétation des résultats :

- **Les dérivées de stabilité longitudinale :**

A partir des résultats obtenus nous remarquons qu'il y a des facteurs essentiels qui influent sur les valeurs des dérivées des coefficient stabilité longitudinale qui sont ; la surface d'aile, la surface d'empennage horizontale, l'effilement d'aile, l'effilement d'empennage horizontale, l'angle de calage d'aile, l'allongement d'aile et d'empennage horizontale. Pour varier les dérivées de stabilités, il faut modifier un des paramètres précédent. Suivant le cas d'avion, on peut changer ces données jusqu'à l'obtention des résultats désirées à savoir par exemple un coefficient de portance élevé et du coefficient de trainée faible.

- **Les dérivées des coefficients de stabilité latérale directionnelle :**

Toujours à partir des résultats obtenues, nous remarquons que les dérivées des coefficients de stabilité latérale-directionnelle sont affectés par l'angle de flèche d'aile et d'empennage horizontale, l'angle de dièdre d'aile, la surface d'empennage horizontale, la corde de l'aileron, la surface de la gouverne de direction, l'allongement (en modifiant la surface alaire et l'envergure) et l'effilement d'aile.

Pour optimiser la configuration d'avion, on peut varier un ou plusieurs facteurs en même temps selon les dérivées des coefficients de stabilité désirées, qui intervient dans l'étude de stabilité et les réponses aux commandes. C'est pour cette raison que l'étude des dérivées des coefficients de stabilité est très importante.

Conclusion

La détermination des coefficients et les dérivées de stabilité longitudinale et latérale -directionnelle est un sujet très intéressant, ces objectifs sont :

- Assurer la stabilité statique d'avion.
- Diminuer les efforts nuisibles.
- Assurer la sécurité.

Le sujet étudié est très vaste, pour la détermination de ces coefficients il faut connaitre les conditions du vol et les paramètres géométriques de l'avion

On a trouvé que les coefficients aérodynamiques et leurs dérivées sont influencés par plusieurs paramètres, pour le cas longitudinal :

- La surface alaire et d'empennage horizontal.
- L'effilement d'aile et d'empennage horizontal.
- L'angle d'incidence.
- L'angle de calage d'aile.
- L'allongement d'aile et d'empennage horizontal.
- Le choix du profil d'aile et d'empennage horizontal.

Pour le cas latérale-directionnelle :

- L'angle de flèche d'aile et d'empennage horizontal.
- L'angle de dièdre.
- La surface d'empennage vertical et de la gouverne de direction.
- L'allongement.
- L'effilement.
- La corde d'aileron.

On a étudié le modèles de l'avion CESSNA 172 et nous avons présenté les résultats de ce modèle à savoir l'estimation des dérivées de stabilité et l'effet des divers paramètres sur ces dérivées. La contrainte majeure de cette étude est le manque des données de certains avions.

Comme perspective, on peut améliorer ce programme en ajoutant des autres sous programme pour continuer l'étude de stabilité des avions subsonique. On peut aussi réaliser un logiciel d'étude de stabilité longitudinale et latérale-directionnelle.

On espère que ce travail sera une référence de base sur l'estimation des dérivées de stabilité

DESCRIPTION DU LOGICIEL AAA

AAA Advanced Aircraft Analysis

Le logiciel AAA consiste de neuf modules indépendants. Chaque module est destiné à calculer un ou plusieurs paramètres d'avion pour une étude préliminaire.

Il s'applique pour les avions civiles et militaires avec des ailes fixes, conventionnel, pure canard et les avions a trois surfaces portantes. Avec turboréacteur, turbopropulseur ou moteur a piston. Les modules de programme AAA sont organisé :

1/ Module d'estimation de poids :

Ce module permet d'estimer le poids d'avion avec au sans carburant, dans l a phase décollage ou bien de croisière ou d'atterrissage. Le poids au décollage est déterminé en fonction de la mission désirée en tenant le compte des paramètres aérodynamiques et propulsifs.

2/Module d'estimation des performances :

Avec ce module l'utilisateur peut déterminer la relation entre la poussée au décollage et le poids, ce module est basé sur la mission de l'avion. Tous les règlements de la navigation civile et militaire FAR 23, FAR 25, MIL-C-00501B(USAF) et AS-5263 (USNAVY) sont considérés.

3/Module de géométrie :

Dans ce module, on détermine la géométrie des différents types de surfaces portantes. Tous les paramètres géométriques (la surface, la corde moyenne, l'allongement, l'effilement et la flèche) sont affichés et peuvent être visualisé en 2-D. Il est utilisé pour les ailes, canards, l'empennage horizontal , les empennages verticaux et les fuselages.

4 / Module de portance maximale :

Ce module permet au utilisateur de calculer la valeur maximum de coefficient de portance d'aile avec et sans présence des volets de bord d'attaque. L'effet de type du profil, la valeur de Reynolds sont pris en compte. Il permet de calculer et afficher les dimensions des volets au besoin pour obtenir un coefficient de portance maximale.

5/ Module de polaire de trainée :

IL y a deux méthodes pour estimer la polaire de trainée, dans ce module: une méthode simplifiée (Class I) et une méthode détaillée (Class II).

Dans la première méthode, le calcul de la polaire de la trainée est basé sur les relations entre le type d'avion, le poids au décollage et la surface mouillée. Dans la deuxième méthode, il consiste a déterminé la polaire de la trainée de chaque élément individuellement.

6/ Module de stabilité et contrôle :

Ce module est constitué de deux parties, dérivées et analyses ; il y a plusieurs cas à savoir le calcul des coefficients de stabilité longitudinale et latéral directionnel ; pour la seconde , elle comporte deux parties Class I et Class II (mode simplifié et mode détaillé).

7/ Module de poids et centrage :

Il existe deux méthodes pour estimer le poids d'un avion: simplifié (Class I) et détaillée (Class II). Dans la méthode simplifiée le programme calcule le poids d'avions à partir des modules d'inertie et les autres données numériques. Dans la deuxième méthode , le programme calcul le poids d'avion avec l'utilisation de différentes formules mathématiques. On peut aussi dessiner la position du centre de gravité de n'importe quel modèle étudié .

8/ le Module de cout :

Ce module est constitué de sept parties à savoir la durée de vie des avions, il détermine le cout d'avion direct et indirect, pour les avions civiles et militaire. Le cout des moteurs est inclue et les hélices 'price DATA'.

9/ le Module condition de vol :

Dans ce module l'utilisateur doit spécifier les conditions de vol comme l'altitude, la vitesse, la température, le poids et la position de centre de gravité.

10/ le Module aérodynamique

Il permet de calculer les différentes forces aérodynamiques à savoir la portance, la trainée, le moment, rapport des pressions dynamiques, le centre aérodynamique et l'effet de sol sur les forces aérodynamiques.

11/ le Module dynamique :

Il permet de calculer les efforts exercer sur l'avion pendant le vol, il est divisé en deux parties; la première partie c'est la dynamique, elle est constituée de deux mode longitudinaux, et trois mode latéral-directionnel, la second partie c'est la commande qui permet de contrôler des efforts longitudinal et latéral-directionnel et de roulis.

12/ le Module structure :

Dans ce module, il faut spécifier les matériaux utilisé dans le modèle utiliser avec leurs propriétés physiques dans la première partie (user matériels), dans le second parties permet de spécifier le matériau utilises au niveau des composant d'avion à savoir le fuselage, l'aile, l'empennage horizontale, l'empennage vertical, le canard.