

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

D'ingénieur d'état en Aéronautique

Option : Construction et Maintenance Aéronautique

Spécialité : Propulsion

# ESTIMATION DES COEFFICIENTS DE STABILITE LONGITUDINALE ET LATERALE-DIRECTIONNELLE DES AVIONS SUBSONIQUES

Présenté par :

- *KOUADRI Khaled.*
- *REZZAGUI Aicha.*

Dirigé par :

*Mr. CHEGRANI Ahmed*

Année Universitaire: 2010/2011

**Résumé :**

Ce travail est constitué d'une étude théorique et numérique des dérivées de stabilité longitudinale et latérale-directionnelle. Nous avons établis les formules mathématiques des dérivées de stabilité pour un avion en vol subsonique.

Dans la partie numérique, on à exécuter un programme fortran qui calcul les dérivées de stabilité longitudinale et latérale-directionnelle en utilisant les formules mentionnées dans la partie théorique ainsi que celle basées sur l'expérience (empirique).

L'étude a été faite sur deux modèles CESSNA 172 et CSIR-SARAS, on s'est intéressé à l'influence de la géométrie ainsi que les conditions de sur les dérivées de stabilité. Par la suite une visualisation des résultats sous formes de courbes. Comme nous avons validé nos résultats par un logiciel commercial AAA.

**Mots clé:**

-stabilité, dérivées, longitudinale, latérale-directionnelle.

**Abstract:**

This work constitutes of two parts theoretical and numerical of longitudinal and lateral-directional stability 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 two models CESSNA 172 and CSIR-SARAS; 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:**

- Stability, derivatives, longitudinal, lateral-directional.

## ملخص:

يتكون هذا العمل من دراسة نظرية ورقمية لعوامل استقرار الطائرة الطولية والجانبية. أولاً قمنا بدراسة مختلف المعادلات الرياضية الخاصة بعوامل ومشتقات استقرار الطائرة.

أما بالنسبة للجانب الرقمي قمنا بحساب عوامل استقرار الطائرة عن طريق استعمال برنامج حاسوبي الذي يستعمل العلاقات النظرية المقدمة في الجانب النظري.

في الجنب التطبيقي استعملنا نوعين من الطائرات كما قمنا بدراسة تأثير أبعاد الطائرة الهندسية و شروط الطيران على عوامل الاستقرار ثم تقديم النتائج على شكل منحنيات بيانية و مقارنتها ببرنامج حاسوبي تجاري .

## مفاتيح البحث:

-الاستقرار، مشتقات، طولية، عرضية.

# *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail à :*

*Mes chers parents*

*Toute ma famille*

*Tous mes amis surtout les proches*

*Mon binôme et toute sa famille*

*Tous qui me connaissent*

*KOUADRI Khaled*

## ***Remerciement***

Nous remercions premièrement et avant tous dieu.

Nous remercions notre promoteur Mr chegrani ahmed pour ces conseils et suivis de notre travail dans toutes les phases de préparation de ce sujet.

Nous tenons à remercier toute les enseignants de département d'aéronautique pour leurs suivis durant notre cursus.

Nous remercions les membres de jury qui ont accepté de corriger et enrichir notre travail.

Nous remercions aussi tous nos collègues qui nous aident durant la préparation de ce modeste travail.

Merci a tous.

## Nomenclatures

$\rho$	<i>la masse volumique.</i>
$U$	<i>la vitesse de l'avion</i>
$AR$	<i>l'allongement</i>
$B$	<i>l'envergure</i>
$C$	<i>la corde</i>
$S$	<i>la surface</i>
$DIH$	<i>l'angle de dièdre</i>
$SA$	<i>la flèche d'aile</i>
$SAH$	<i>la flèche d'empennage horizontale</i>
$TR$	<i>l'effilement d'aile</i>
$TRT$	<i>l'effilement d'empennage horizontal</i>
$CA$	<i>la corde d'un aileron</i>
$SR$	<i>la surface de gouverne de direction</i>
$C_D$	<i>Coefficient de trainée (avion)</i>
$C_{D_0}$	<i>Coefficient de trainée (avion) d'incidence nulle</i>
$\bar{C}_{D_0}$	<i>Coefficient de trainée (avion) de portance nulle</i>
$C_{D_\alpha}$	<i>La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence</i>
$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	<i>La variation de la trainée de l'avion avec le taux de l'angle d'incidence</i>
$C_{D_{i_h}}$	<i>La variation de la trainée de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur</i>
$C_{D_{\delta_e}}$	<i>La variation de la trainée de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur</i>
$C_{D_q}$	<i>La variation de la trainée de l'avion avec la vitesse de tangage</i>
$C_{D_u}$	<i>La variation de la trainée de l'avion avec la vitesse</i>
$C_l$	<i>Coefficient de portance (profil)</i>

## Nomenclatures

---

$C_{l_\alpha}$	<i>La Pente du coefficient de portance</i>
$C_{l_\delta}$	<i>L'efficacité de portance d'une gouverne (profil)</i>
$C_L$	<i>Coefficient de portance (avion)</i>
$C_{L_0}$	<i>Coefficient de portance (avion) d'incidence nulle</i>
$C_{L_\alpha}$	<i>La variation de la portance de l'avion avec l'angle d'incidence</i>
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	<i>La variation de la portance de l'avion avec le taux de l'angle d'incidence</i>
$C_{L_{i_h}}$	<i>La variation de la portance de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur</i>
$C_{L_{\delta_e}}$	<i>La variation de la portance de l'avion avec l'angle de la gouverne de profondeur</i>
$C_{L_q}$	<i>La variation de la portance de l'avion avec la vitesse de tangage</i>
$C_{L_u}$	<i>La variation de la portance de l'avion avec la vitesse</i>
$C_m$	<i>Coefficient du moment de tangage</i>
$C_{m_0}$	<i>Coefficient du moment de tangage d'incidence nulle</i>
$\bar{C}_{m_0}$	<i>Coefficient du moment de tangage de portance nulle</i>
$C_{m_\alpha}$	<i>La variation du moment de tangage avec l'angle d'incidence</i>
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	<i>La variation du moment de tangage avec le taux de l'angle d'incidence</i>
$C_{m_{i_h}}$	<i>La variation du moment de tangage avec l'angle de calage du stabilisateur</i>
$C_{m_{\delta_e}}$	<i>La variation du moment de tangage avec l'angle de la gouverne de profondeur</i>
$C_{m_T}$	<i>Coefficient du moment de tangage dû à la poussée</i>
$C_{m_q}$	<i>La variation du moment de tangage avec la vitesse de tangage</i>
$C_{m_u}$	<i>La variation du moment de tangage avec la vitesse</i>
$C_T$	<i>Coefficient de poussée</i>
$C_{y_\beta} = CYB$	<i>Dérivée de coefficient de force latérale par rapport au dérapage</i>
$C_{l_\beta} = CLB$	<i>Dérivée de coefficient de moment de roulis par rapport au dérapage</i>
$C_{n_\beta} = CNB$	<i>La dérivée de moment de lacet par rapport au dérapage</i>
$C_{y_r} = CYR$	<i>La dérivée de coefficient de force latérale par rapport au taux de lacet</i>

## *Nomenclatures*

---

$Cl_r = CLR$       *La dérivée de coefficient de roulis par rapport au taux de lacet*

$Cn_r = CNR$       *La dérivée de coefficient de lacet par rapport au taux de lacet*

$Cy_{\delta R} = CYDR$       *La dérivée du coefficient de force latérale par rapport au braquage de la gouverne de direction.*

$Cy_{\delta A} = CYDA$       *La dérivée du coefficient de force latérale par rapport au braquage de l'aileron.*

$Cl_{\delta A} = CLDA$       *Dérivé du coefficient de coefficient de roulis par rapport au braquage de l'aileron.*

$Cl_{\delta R} = CLDR$       *Dérivée du coefficient de roulis par rapport au braquage de la gouverne de direction.*

$Cn_{\delta R} = CNDR$       *La dérivée du coefficient de moment de lacet par rapport au braquage de la gouverne de direction.*

$Cn_{\delta A} = CNDA$       *La dérivée du coefficient de moment de lacet par rapport au braquage de l'aileron.*

$Cy_p = CYP$       *La dérivée de coefficient de la force latérale par rapport au taux de roulis*

$Cl_p = CLP$       *La dérivée de coefficient de roulis par rapport au taux de roulis*

$Cn_p = CNP$       *La dérivée de coefficient de lacet par rapport au taux de roulis*

## Table de matière

Introduction .....	1
<b>Chapitre I : Paramètres géométriques de l'avion</b>	
I.1.Géométrie de l'aile .....	3
I.2.Géométrie du fuselage .....	4
I.3.la géométrie de la nacelle .....	5
I.4.La géométrie de l'empennage horizontal .....	6
I.5.La géométrie de l'empennage vertical .....	6
I.5.Conditions de vol .....	7
<b>Chapitre II : les coefficients aérodynamiques</b>	
II.1 les coefficients aérodynamiques longitudinale .....	9
II.1.1. Le coefficient de portance $C_l$ .....	9
II.1.2. Le coefficient de trainée $C_D$ .....	12
II.1.3. Le coefficient de moment de tangage $C_m$ .....	14
II.1.4. Le coefficient de poussée $C_t$ .....	16
II.2 les coefficients aérodynamiques latérale-directionnelle.....	16
II.2.1 Le moment de roulis total de l'Avion .....	16
II.2.2 La force latérale totale de l'avion .....	16
II.2.4 Le moment de lacet total de l'avion .....	17
<b>Chapitre III : les dérivées des coefficients de stabilité</b>	
III.1. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale.....	18
III.1.1. Les dérivées par rapport l'angle d'incidence $\alpha$ ( $C_{l\alpha}$ , $C_{D\alpha}$ et $C_{m\alpha}$ ) .....	18
III.1.1.1. Dérivée du coefficient de portance : $C_{l\alpha}$ .....	18
III.1.1.2. Dérivée du coefficient de trainée : $C_{D\alpha}$ .....	18
III.1.1.3. Dérivée du coefficient de moment de tangage : $C_{m\alpha}$ .....	19
III.1.2. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport $\dot{\alpha}$ ( $C_{l\dot{\alpha}}$ , $C_{D\dot{\alpha}}$ et $C_{m\dot{\alpha}}$ ) .....	20
III.1.2.1. Dérivée du coefficient de portance : $C_{l\dot{\alpha}}$ .....	20
III.1.2.2. Dérivée du coefficient de force de trainée : $C_{D\dot{\alpha}}$ .....	21
III.1.2.3. Dérivée du coefficient de moment de tangage $C_{m\dot{\alpha}}$ .....	21

III.1.3. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport aux taux de tangage $q$ ( $C_{l_q}$ , $C_{d_q}$ et $C_{m_q}$ ).....	22
III.1.3.1. Dérivée du coefficient de portance par rapport aux taux de tangage $C_{L_q}$ ....	22
III.1.3.2. Dérivée du coefficient de trainée par rapport aux taux de tangage $C_{d_q}$ .....	23
III.1.3.3. Dérivée du coefficient de moment de tangage par rapport aux taux de tangage $C_{m_q}$ .....	23
III.1.4. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport aux vitesses de perturbation $u$ ( $C_{l_u}$ , $C_{d_u}$ , $C_{m_u}$ et $C_{t_u}$ ) .....	24
III.1.4.1. Dérivée du coefficient de portance par rapport à la vitesse de perturbation $C_{L_u}$ .....	24
III.1.4.2. Dérivée du coefficient de trainée par rapport à la vitesse de perturbation $C_{d_u}$ .....	26
III.1.4.3. Dérivée du coefficient de moment par rapport à la vitesse de perturbation $C_{m_u}$ .....	29
III.1.4.4. Dérivée du coefficient de poussée par rapport à la vitesse de perturbation $C_{t_u}$ .....	30
III.1.5. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport aux déflexions de l'élévateur $\delta$ ( $C_{l_\delta}$ , $C_{d_\delta}$ et $C_{m_\delta}$ ) .....	31
III.2. les dérivées des coefficients de stabilité latérale-directionnelle.....	31
III.2.1. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au dérapage $\beta$ ( $C_{y_\beta}$ , $C_{l_\beta}$ , $C_{n_\beta}$ ) .....	31
III.2.1.1. Dérivée de coefficient de force latérale $C_{y_\beta}$ .....	31
III.2.1.2. Dérivée de coefficient de moment de roulis $C_{l_\beta}$ .....	32
III.2.1.3. La dérivée de moment de lacet due au dérapage $C_{n_\beta}$ .....	36
III.2.2. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au taux de lacet $r$ ( $C_{y_r}$ , $C_{l_r}$ , $C_{n_r}$ ) .....	38
III.2.2.1. La dérivée de coefficient de force latérale par rapport au taux de lacet $C_{y_r}$ .....	38
III.2.2.2. La dérivée de coefficient de roulis par rapport au taux de lacet $C_{l_r}$ .....	39
III.2.2.3. La dérivée de coefficient de lacet par rapport au taux de lacet $C_{n_r}$ .....	40
III.2.3. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport aux angles $\delta_A$ et $\delta_R$ ( $C_{y_\delta}$ , $C_{l_\delta}$ , $C_{n_\delta}$ ) .....	41
III.2.3.1. Les dérivées de stabilité $C_{y_{\delta A}}$ et $C_{y_{\delta R}}$ .....	41
III.2.3.1.1. La dérivée de coefficient de stabilité $C_{y_{\delta R}}$ .....	41

III.2.3.1.2. La dérivée de coefficient de stabilité $C_{y_{\delta A}}$ .....	42
III.2.3.2. Les dérivées de coefficient de stabilité $Cl_{\delta A}$ et $Cl_{\delta R}$ .....	42
III.2.3.2.1. Dérivée de coefficient de stabilité $Cl_{\delta A}$ .....	42
III.2.3.2.2. Dérivée de coefficient de stabilité $Cl_{\delta R}$ .....	44
III.2.3.3. Les dérivées de stabilité $Cn_{\delta R}$ et $Cn_{\delta A}$ .....	45
III.2.3.3.1. La dérivée de coefficient de stabilité $Cn_{\delta R}$ .....	45
III.2.3.3.2. La dérivée de coefficient de stabilité $Cn_{\delta A}$ .....	46
III.2.4. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport à $\beta$ ( $c_{y_{\beta}}$ , $c_{l_{\beta}}$ , $c_{n_{\beta}}$ ) .....	47
III.2.5. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au taux de roulis $p$ ( $C_{y_p}$ , $Cl_p$ , $Cn_p$ ) .....	48
III.2.5.1. La dérivée de coefficient de la force latérale par rapport au taux de roulis $C_{y_p}$ .....	48
III.2.5.2. La dérivée de coefficient de roulis par rapport au taux de roulis $Cl_p$ .....	49
III.2.5.3. La dérivée de coefficient de lacet par rapport au taux de roulis $Cn_p$ .....	50

**Chapitre VI : résultats et interprétation**

IV.1. Description de programme .....	52
IV.2. Le modèle mathématique de CESSNA 172 .....	52
IV.2.1. Estimation d'erreur .....	54
IV.2.2. Interprétation des résultats .....	55
IV.2.3. L'effet de la masse d'avion .....	55
IV.2.4. L'effet de la longueur de fuselage .....	55
IV.2.5. L'effet de l'angle d'incidence $\alpha$ .....	56
IV.2.6. L'effet de vitesse de vol $U$ .....	57
IV.2.7. L'effet de surface d'empennage horizontale .....	58
IV.2.8. L'effet d'envergure $B$ .....	59
IV.2.9. L'effet de la corde d'aileron .....	60
IV.2.10. L'effet de l'angle de dièdre .....	61
IV.2.11. L'effet de surface d'aile .....	62
IV.2.12. L'effet d'angle de flèche de l'aile .....	63
IV.2.13. L'effet de la surface de gouverne de direction .....	64
IV.2.14. L'effet de l'effilement d'aile .....	65
IV.3. Modèle mathématique CSIR-SARAS .....	66
IV.3.1. Les dérivées de stabilité longitudinale .....	66

IV.3.1.1. L'effet de surface d'aile .....	66
IV.3.1.2. L'effet de surface d'empennage horizontale .....	67
IV.3.1.3. L'effet de l'effilement d'aile TR.....	68
IV.3.1.4. L'effet de l'effilement d'empennage horizontal .....	69
IV.3.1.5. L'effet d'angle d'incidence alpha .....	70
IV.3.1.6. l'effet d'angle de calage iwing .....	71
IV.3.1.7. L'effet d'envergure .....	72
IV.3.2. les dérivatives de stabilité latérale .....	72
IV.3.2.1. L'effet de la flèche SA .....	72
IV.3.2.2. L'effet de l'angle de dièdre DIH .....	73
IV.3.2.3. L'effet de surface d'empennage vertical .....	74
IV.3.2.4. L'effet de la flèche d'empennage horizontale .....	75
IV.3.2.5. L'effet de la surface de gouverne de direction SR .....	75
IV.3.2.6. L'effet de corde d'aileron.....	76
IV.3.2.7. L'effet de l'effilement .....	77
IV.4. Interprétation des résultats .....	77
Conclusion .....	79
Références bibliographiques	
Annexes	

## *Liste des figures*

<b>Figure 1.1</b> La géométrie de l'aile .....	4
<b>Figure 1.2</b> La géométrie du fuselage .....	5
<b>Figure 1.3</b> La géométrie de la nacelle .....	6
<b>Figure 1.4</b> L'empennage vertical .....	7
<b>Figure 1.5</b> Différent données géométriques de l'avion.....	8
<b>Figure 2.1</b> La variation de $C_D$ avec le nombre de Mach pour plusieurs avions .....	10
<b>Figure 2.2</b> La variation de $C_{D\alpha}$ avec le nombre de Mach pour plusieurs avions .....	10
<b>Figure 2.3</b> Les force et les moments appliqués sur l'avion .....	11
<b>Figure 2.4</b> Les forces aérodynamiques et le moment de tangage de l'état de vol stabilisé dans le repère de stabilité .....	13
<b>Figure 2.5</b> Interprétation graphique des termes de l'équation (II.14) .....	13
<b>Figure 3.1</b> La variation de $C_{L\alpha}$ avec le nombre de Mach pour plusieurs avions .....	21
<b>Figure 3.2</b> La variation de $C_{m\alpha}$ avec le nombre de Mach pour plusieurs avions .....	22
<b>Figure 3.3</b> La variation de $C_{Lq}$ avec le nombre de Mach pour plusieurs avions .....	23
<b>Figure 3.4</b> La variation de $C_{mq}$ avec le nombre de Mach pour plusieurs avions .....	24
<b>Figure 3.5</b> La variation de la dérivé du coefficient de portance par rapport a la vitesse de perturbation longitudinale avec le nombre de Mach .....	26
<b>Figure 3.6</b> Détermination des différents coefficients .....	28
<b>Figure 3.7</b> Détermination de $\partial C_D / \partial M$ .....	28
<b>Figure 3.8</b> La variation de $C_{D_u}$ avec le nombre de Mach .....	28
<b>Figure 3.9</b> La variation de $C_{m_u}$ avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.....	30
<b>Figure 3.10</b> : Moment de roulis dû au dérapage suite à l'effet du dièdre géométrique.....	33
<b>Figure 3.11</b> : Moment de roulis dû au dérapage suite à l'effet de position de l'aile sur le fuselage .....	34
<b>Figure 3.12</b> : Moment de roulis dû au dérapage suite à l'effet de flèche d'aile .....	35
<b>Figure 3.13</b> : Moment de roulis dû au dérapage suite à l'effet de l'empennage vertical.....	36
<b>Figure 3.14</b> : L'explication physique de la force latérale due au taux de lacet .....	39
<b>Figure 3.15</b> : L'explication physique de la contribution de l'aile-fuselage et l'empennage vertical sur le moment de roulis dû au taux de lacet .....	40
<b>Figure 3.16</b> : La variation de $Cn_r$ en fonction du nombre de Mach .....	41

<b>Figure 3.17</b> : La variation de $c_{y\delta R}$ en fonction du nombre de Mach .....	42
<b>Figure 3.18</b> : Moment de roulis généré par les ailerons, spoilers et le stabilisateur différentiel .....	44
<b>Figure 3.19</b> : Moment de roulis dû à la gouverne de direction .....	45
<b>Figure 3.20</b> : La variation de $c_{n\delta R}$ en fonction du nombre de Mach .....	46
<b>Figure 3.21</b> : Moment de lacet généré par les ailerons, spoilers et le stabilisateur différentiel .....	47
<b>Figure 3.22</b> : La force latérale due au taux de roulis .....	48
<b>Figure 3.23</b> : L'explication physique du moment de roulis dû au taux de roulis. ....	50
<b>Figure 3.24</b> : L'effet de la portance et de la traînée sur le moment de lacet.....	50
<b>Figure 3.25</b> : L'effet de la dépression sur le moment de lacet dû au taux de roulis.....	51
<b>Figure 4.1</b> : Trois vue de l'avion CESSNA 172.....	52
<b>Figure 4.2</b> les coefficients de stabilité CYB, CNB et CMA en fonction de longueur de fuselage LF.....	56
<b>Figure 4.3</b> le coefficient de stabilité CMA en fonction alpha.....	57
<b>Figure 4.4</b> le coefficient de stabilité CNB en fonction de vitesse de vol.....	58
<b>Figure 4.5</b> les dérivées de stabilité en fonction de surface d'empennage horizontale SH.....	59
<b>Figure 4.6</b> Influence d'envergure d'aile sur les dérivées de stabilité latérale.....	60
<b>Figure 4.7</b> Influence de la corde d'aileron sur les dérivées de stabilité latéral-directionnel...	61
<b>Figure 4.8</b> Influence de dièdre sur les dérivées latéral-directionnel de stabilité.....	62
<b>Figure 4.9</b> Influence de surface de voilure sur les dérivées de stabilité latéral-directionnel...	63
<b>Figure 4.10</b> Influence de flèche d'aile sur les dérivées de stabilité latérale.....	64
<b>Figure 4.11</b> Influence de surface de gouverne de direction sur les dérivées.....	65
<b>Figure 4.12</b> Influence d'effilement d'aile sur les dérivées de stabilité.....	65
<b>Figure 4.13</b> Influence de surface d'aile sur dérivées longitudinale.....	67
<b>Figure 4.14</b> Influence de surface d'empennage horizontale sur les dérivées longitudinal.....	68
<b>Figure 4.15</b> Influence d'effilement d'aile sur les dérivées de stabilité longitudinale.....	69
<b>Figure 4.16</b> Influence d'effilement d'empennage horizontale sur les dérivées de stabilité....	70
<b>Figure 4.17</b> Influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de stabilité CMA.....	71
<b>Figure 4.18</b> Influence d'angle de calage d'aile sur le coefficient de stabilité CMA.....	71
<b>Figure 4.19</b> L'influence d'envergure de voilure sur les dérivées de stabilité longitudinale...	72
<b>Figure 4.20</b> Graphe d'influence de flèche d'aile sur les dérivées de stabilité latéral-directionnel.....	73

<b>Figure 4.21</b> Influence de dièdre d'aile sur les dérivées de stabilités.....	74
<b>Figure 4.22</b> Influence de surface d'empennage verticale sur les dérivées de stabilité latéral..	74
<b>Figure 4.23</b> Influence de flèche d'empennage horizontale sur les coefficients de stabilité CYP et CLP.....	75
<b>Figure 4.24</b> Influence de surface de gouverne de direction sur les dérivées de stabilité latérale-directionnelle.....	76
<b>Figure 4.25</b> les dérivées de stabilité CLDA et CNDA en fonction de la corde d'aileron.....	76
<b>Figure 4.26</b> Influence d'effilement d'aile sur les différentes dérivées.....	77

## Liste des tableaux

<b>Tableau IV.1</b> : validation des résultats de programme.....	54
<b>Tableau IV.2</b> : l'influence de la longueur de fuselage sur les dérivées de stabilité.....	56
<b>Tableau IV.3</b> : l'influence de variation de l'angle d'incidence sur les dérivées de stabilités.....	57
<b>Tableau IV.4</b> : l'influence de vitesse de vol sur les dérivées de stabilité.....	58
<b>Tableau IV.5</b> : influence de surface d'empennage horizontale sur les dérivées de stabilité.....	59
<b>Tableau IV.6</b> les différentes dérivées latérale-directionnel de CESSNA 172 en fonction d'envergure.....	60
<b>Tableau IV.7</b> Dérivées latérales-directionnels de CESSNA 172 en fonction de corde d'aileron.....	60
<b>Tableau IV.8</b> dérivées latérales de CESSNA 172 en fonction de l'angle de dièdre.....	61
<b>Tableau IV.9</b> Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction de la surface alaire.....	62
<b>Tableau IV.10</b> Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction de flèche d'aile...63	63
<b>Tableau IV.11</b> Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction de surface de gouverne de direction.....	64
<b>Tableau IV.12</b> Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction d'effilement d'aile.....	65
<b>Tableau IV.13</b> Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction de surface alaire .....	66
<b>Tableau IV.14</b> Dérivées de stabilité longitudinale de CSIR-SARAS en fonction de surface d'empennage horizontale.....	67
<b>Tableau IV.15</b> Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d'effilement d'aile.....	68
<b>Tableau IV.16</b> Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d'effilement d'empennage horizontale.....	69
<b>Tableau IV.17</b> Dérivées de stabilité longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d'angle d'incidence ALPHA.....	70
<b>Tableau IV.18</b> Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d'angle de calage d'aile.....	71
<b>Tableau IV.19</b> Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d'envergure.....	72

<b>Tableau IV.20</b> Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de la flèche d'aile.....	72
<b>Tableau IV.21</b> Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de dièdre d'aile.....	73
<b>Tableau IV.22</b> Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de surface d'empennage horizontale.....	74
<b>Tableau IV.23</b> Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de flèche d'empennage horizontale.....	75
<b>Tableau IV.24</b> Dérivées latérale de CSIR-SARAS en fonction de surface de gouverne de direction.....	75
<b>Tableau IV.25</b> Dérivées latérale de CSIR-SARAS en fonction de la corde d'aileron.....	76
<b>Tableau IV.26</b> Dérivatives latérale de CSIR-SARAS en fonction d'effilement d'aile.....	77

## ***Introduction***

La stabilité des avions est un sujet très délicat, 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 stabilité à besoin de quelques coefficients; ce qu'on appelle les dérivées de stabilité.

Notre travail consiste à déterminer ces dérivées de stabilité dans les deux cas longitudinale et latérale-directionnelle pour les avions subsonique; Pour cela nous exécutons un programme fortran qui détermine ces coefficients dans les deux cas.

Notre travail consiste en quatre chapitres ; le premier chapitre donne les paramètres géométriques de l'avion à savoir les dimensions avec les conditions de vol, le deuxième chapitre consiste à énumérer les équations et des formules théorique qui déterminent les coefficients aérodynamique longitudinale et latérale-directionnelle, le troisième chapitre contient aussi des formules mathématiques concernant les dérivées des coefficients de stabilité, et enfin le dernier chapitre est l'interprétation des résultats obtenues.

Ce travail exige une bonne connaissance des caractéristiques géométriques et aérodynamiques des avions ainsi que la programmation « fortran 90 ».

Dans notre travail nous avons validés nos résultats de programme par le logiciel AAA « Advanced Aircraft Analysis » et analyser les erreurs commises entre les résultats de programme et le logiciel AAA.

**I-Paramètres géométriques de l'avion :**

La conception d'un avion découle d'une idée innovatrice plutôt que du désir de répondre à des besoins spécifiques, on compte généralement les critères suivants :

- Usage de l'avion : transport civil, chasseur.
- Charge utile : passagers, cargo, armement.
- Rayon d'action : régional, transcontinental.
- Performances au sol : décollage et atterrissage.
- Cout et entretien.

Il n'y a pas de solution unique pour dessiner un aéronef. Dans tous les cas le concepteur recherche un compromis entre les contraintes et les performances. On générale, l'aéronef est composé d'une cellule constituée d'un fuselage, de la voilure, de l'empennage horizontal, vertical et du train d'atterrissage, avec tous ses ensembles.

Il faut introduire les conditions de vol et la géométrie de l'avion pour faire une estimation des coefficients aérodynamiques ainsi que les dérivées de stabilité.

Les paramètres géométriques des composants principaux sont donnés ci-dessous

**I-1-Géométrie de l'aile**

**s** : la surface d'aile

**b** : Envergure d'aile

**e** : L'épaisseur

**Z(x)**: La ligne de cambrure moyenne ou squelette

**A** : L'allongement.

**cr** : La corde au niveau de l'emplanture

**ct** : La corde à l'extrémité d'aile.

$\lambda$  : l'effilement d'aile.

$\bar{c}$  : Corde aérodynamique moyenne

$\Lambda_{LE}$  : 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

$\Gamma$  : L'angle de dièdre

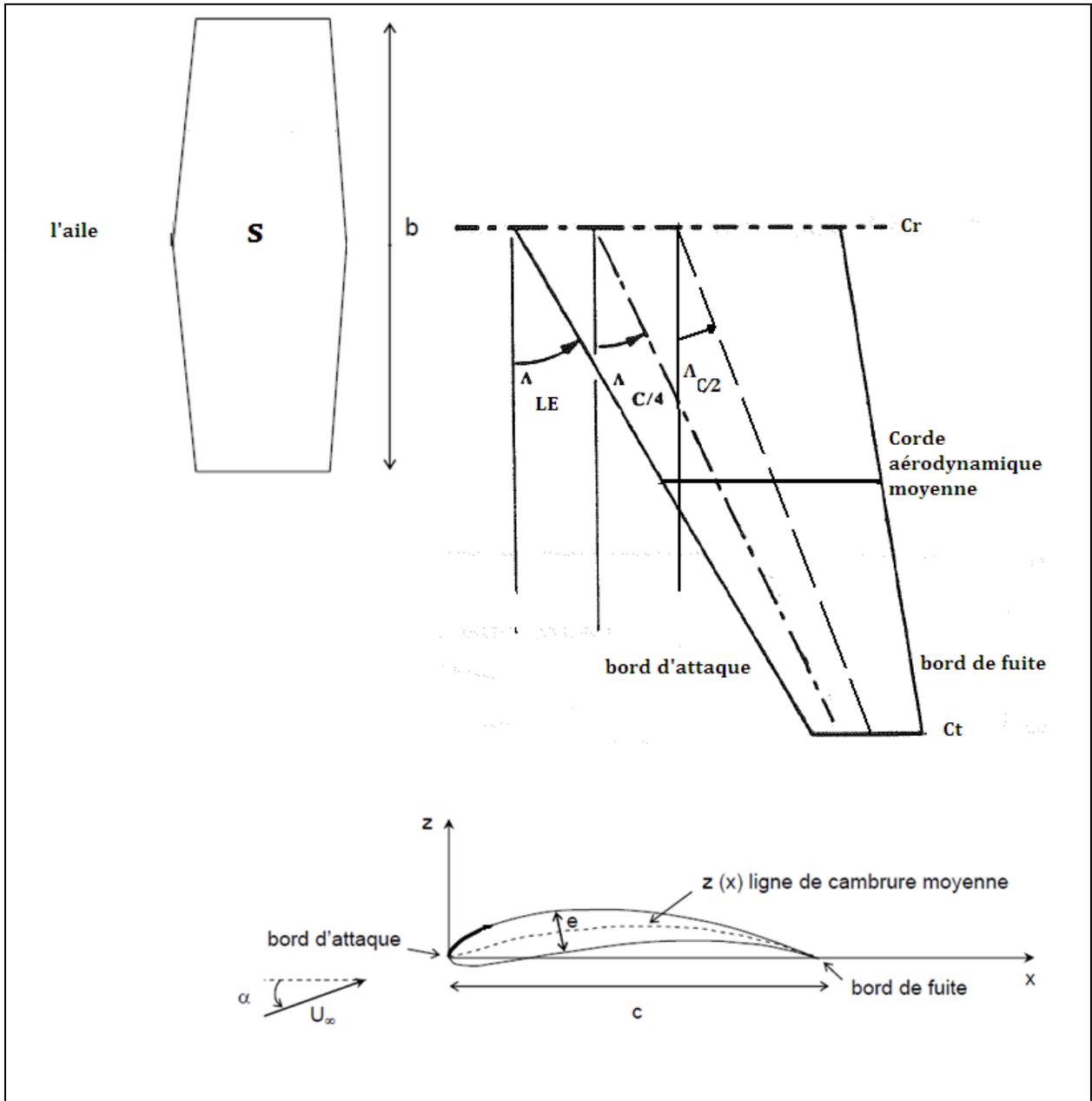


Figure 1.1 : La géométrie de l'aile

**I-2-Géométrie du fuselage :**

$l_b$  : Longueur de fuselage.

$h$  : Hauteur maximum de fuselage

$w$  : Largeur maximal du fuselage

$d$  : Diamètre de la partie cylindrique

$h_1$ : Taille de fuselage au quart de la Longueur de fuselage à partir de nez.

$h_2$  : 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

$S_b$  : La surface maximale du fuselage

$S_{B_{wet}}$  : La surface Mouillé

$S_{S_B}$  : Secteur du côté de fuselage

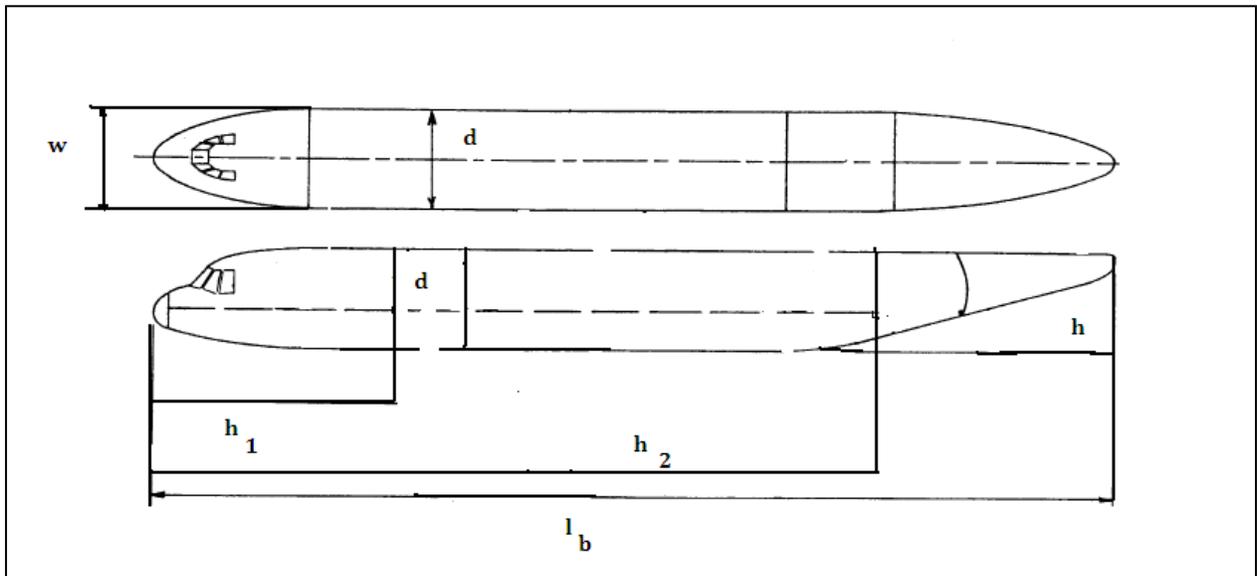


Figure1.2. La géométrie du fuselage

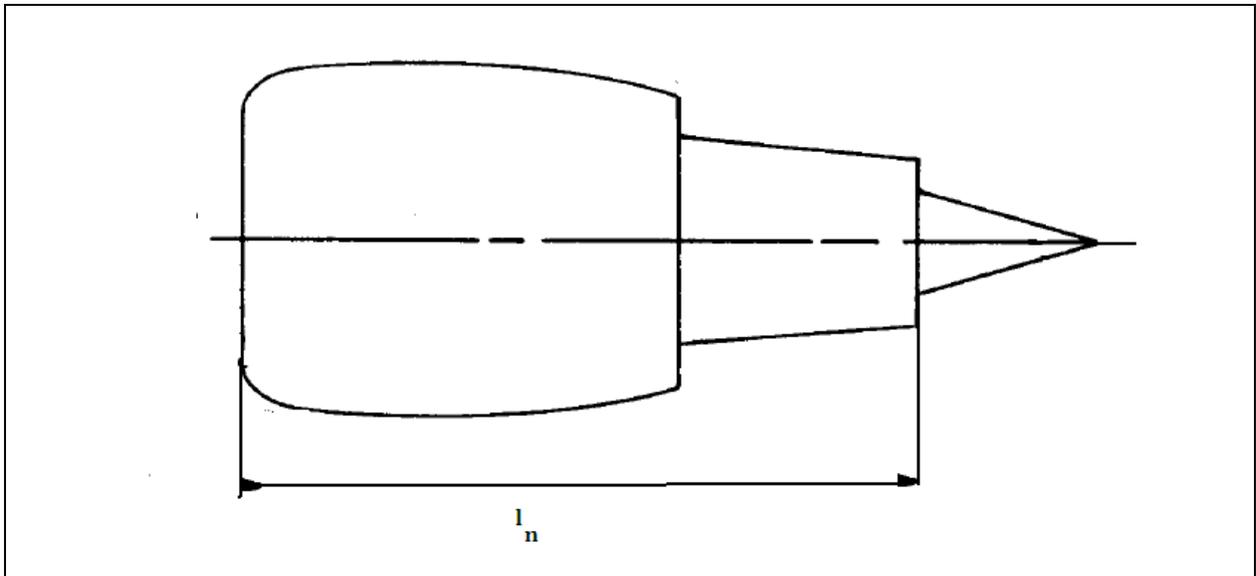
### I-3-la géométrie de la nacelle

$n$  : Nombre de nacelle.

$S_n$  : Surface maximale estimée

$S_{n_{wet}}$  : Surface mouillée estimée

$l_n$  : Longueur de nacelle sans cône d'échappement



**Figure 1.3.** La géométrie de la nacelle

#### I-4-La géométrie de l'empennage horizontal :

$b_h$ : Envergure de l'empennage horizontal

$C_{Rh}$  : La corde d'emplanture de l'empennage horizontal

$(\bar{C})_h$  : La corde aérodynamique moyenne

$S_h$ : La surface de la forme plane

$\Lambda_{LEh}$  : Flèche de bord d'attaque de l'empennage horizontal

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

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

$S_{wet_h}$  : La surface mouillée.

$\Gamma_h$  : L'angle de dièdre.

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

#### I-5-La géométrie de l'empennage vertical :

$b_v$ : Envergure de l'empennage vertical.

$C_{Rv}$  : La corde à l'emplanture de l'empennage vertical.

$S_v$ : La surface de la forme plane.

$A_v$  : L'allongement.

$\lambda_v$  : Effilement.

$\Lambda_{LE_v}$  : Flèche au 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

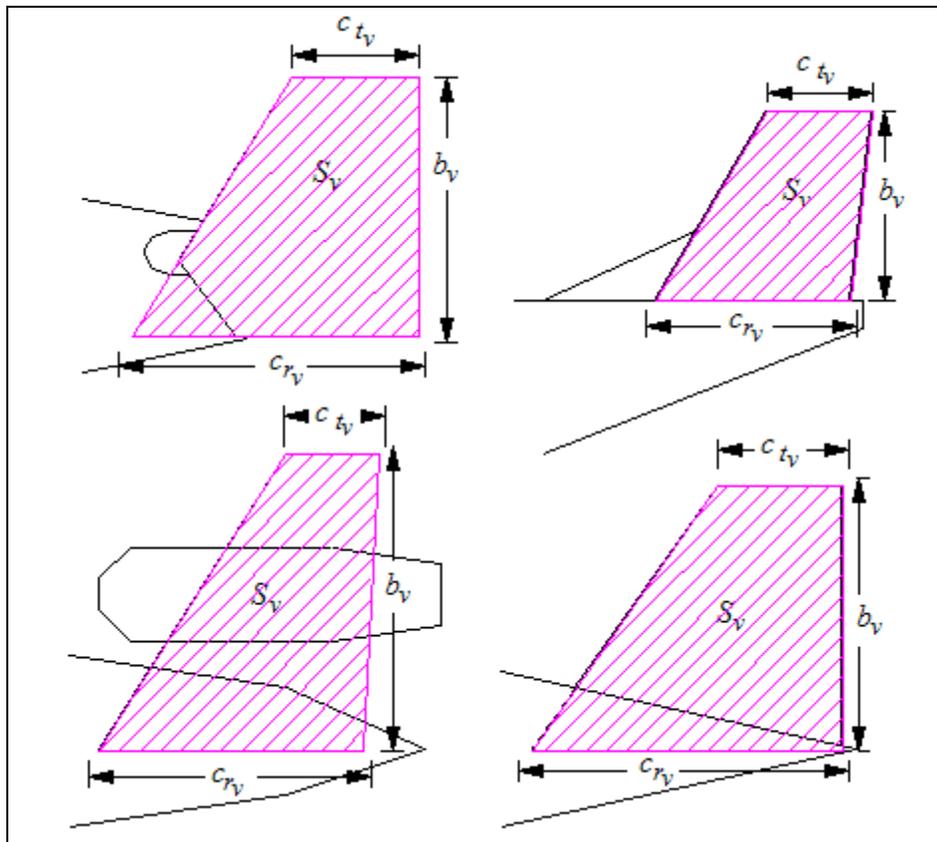


Figure 1.4. L'empennage vertical

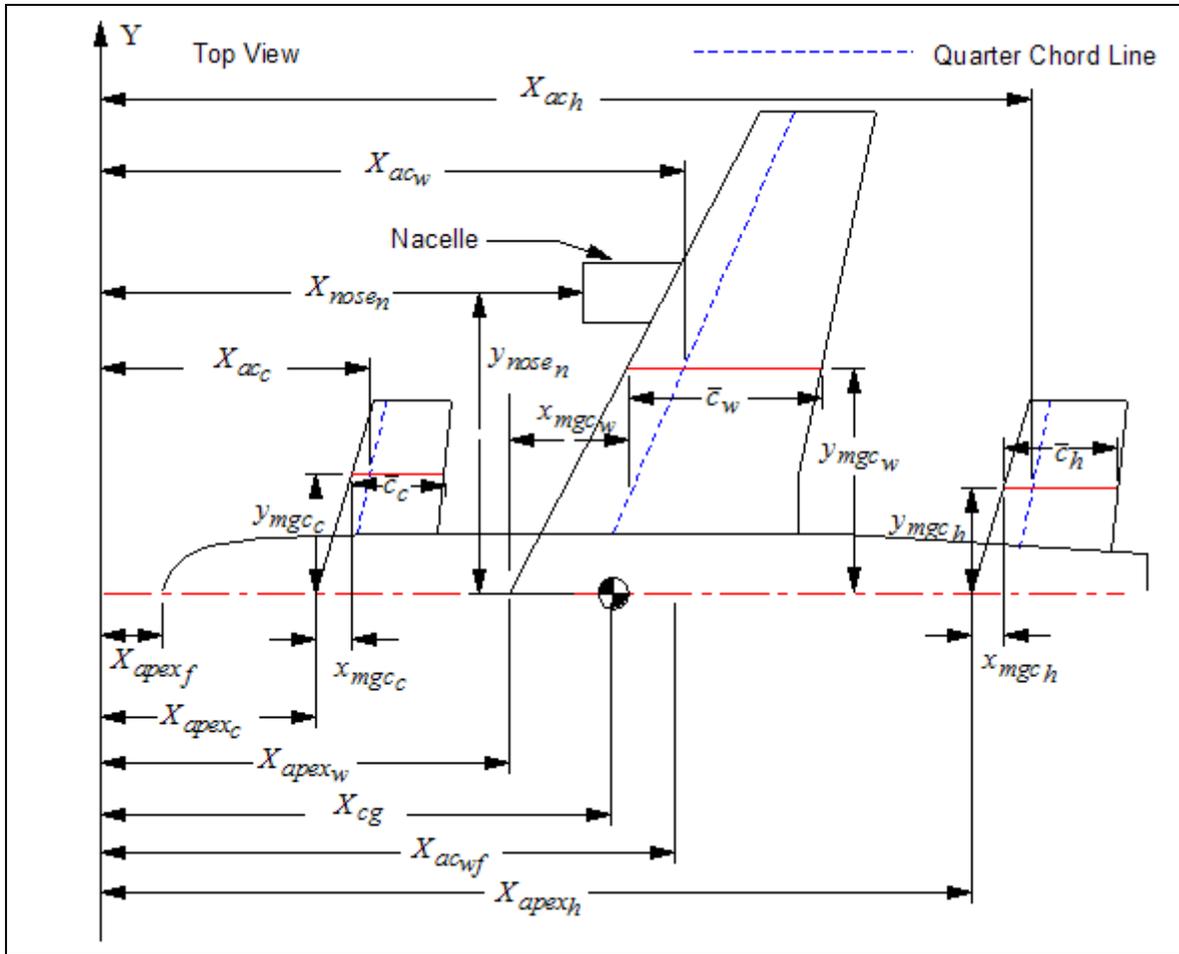


Figure 1.6 Différent données géométriques de l'avion.

**I-5-Conditions de vol:**

**Z:** Altitude

**M:** nombre de mach

**V:** Viscosité cinématique.

**a :** Vitesse de son.

**V :** Vitesse d'avion.

**$\sigma$  :** La densité

**$P_A$  :** Poids d'avion

**I:** Moment d'inertie

**$R_a$ :** Le nombre de Reynolds basé sur la corde moyenne d'aile

**$R_f$  :** Nombre de Reynolds basé sur la longueur de fuselage et le nombre de mach

**II les coefficients aérodynamiques**

**II.1 les coefficients aérodynamiques longitudinale :**

**II.1.1. Le coefficient de portance  $C_L$  :**

La portance adimensionnelle de l'avion est donnée par :

$$L = C_L \bar{q} S \dots\dots\dots (II. 1)$$

Où :  $C_L$  est le coefficient de portance total de l'avion.

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

- L'angle d'incidence.
- braquage des gouvernes.
- La pression dynamique.
- 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 portance est exprimé à l'aide de la série de Taylor du premier ordre.

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \dots\dots\dots (II.2)$$

Les coefficients et les dérivées dans l'équation (II.2) sont évalués à un nombre de Mach et un nombre de Reynolds constants. Les termes dans l'équation (II.2) ont les significations suivantes :

$C_{L_0}$  : est la valeur de  $C_L$  pour  $\alpha = i_h = \delta_e = 0$ .

$C_{L_\alpha}$  : est le changement de la portance de l'avion dû à la variation de l'angle d'incidence.

$C_{L_{i_h}}$  : est le changement de la portance de l'avion dû à la variation de l'angle de calage du stabilisateur. Pour  $\alpha = \delta_e = 0$

$C_{L_{\delta_e}}$  : est le changement de la portance de l'avion dû à la variation de l'angle du gouvernail de profondeur. Pour  $\alpha = i_h = 0$

Par la suite, on montrera comment le coefficient et les dérivés dans Equation (II.2) peuvent être estimés en utilisant le concept d'assemblage des composants d'avion. Pour que le développement soit simple, on utilise comme exemple un avion conventionnel (empennage horizontale arrière). La figure 2.3 illustre les paramètres géométriques utilisés.

Supposons que les forces de traînée s'agissant sur l'aile-fuselage et l'empennage horizontal sont négligeables. La portance totale agissante sur l'avion est donc :

$$L \approx L_{wf} + L_h \cos \varepsilon \approx L_{wf} + L_h \dots\dots\dots (II. 3)$$

Ceci peut être écrit sous forme adimensionnelle :

$$C_L \bar{q} S = C_{L_{wf}} \bar{q} S + C_{L_h} \bar{q}_h S_h \quad \dots\dots\dots (II.4)$$

On note que la pression dynamique à l'empennage horizontal  $\bar{q}_h$  est différente de celle à l'aile-fuselage  $\bar{q}$ . Les raisons de cette différence sont dues à l'empennage horizontal qui est affecté par le souffle d'hélice, par les effets d'échappement des réacteurs et par les effets de la couche limite de fuselage. La différence en termes de pression dynamique s'explique en introduisant le taux de pression dynamique :

$$\eta_h = \bar{q}_h / \bar{q} \quad \dots\dots\dots (II.5)$$

On note que :  $\bar{q}_h = 0.5 \rho V_h^2$

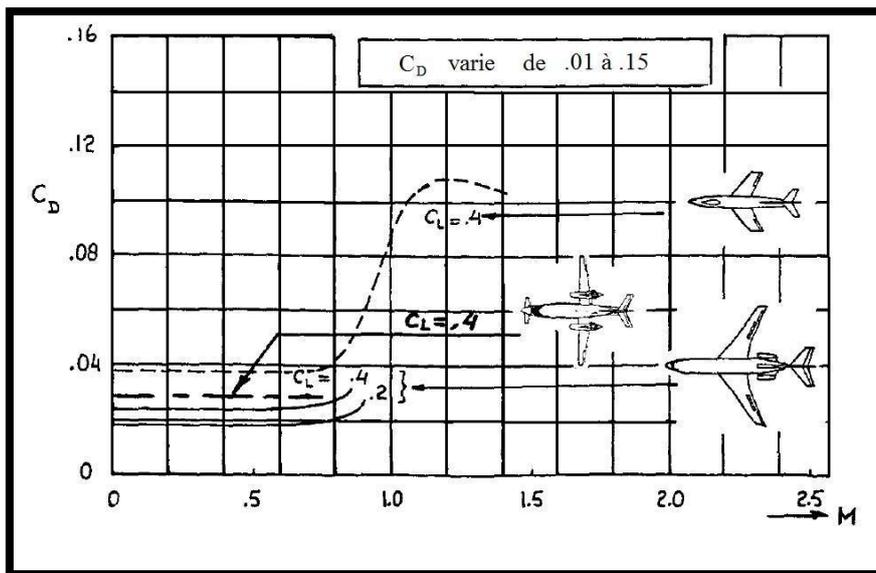


Figure 2.1 La variation de  $C_D$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions

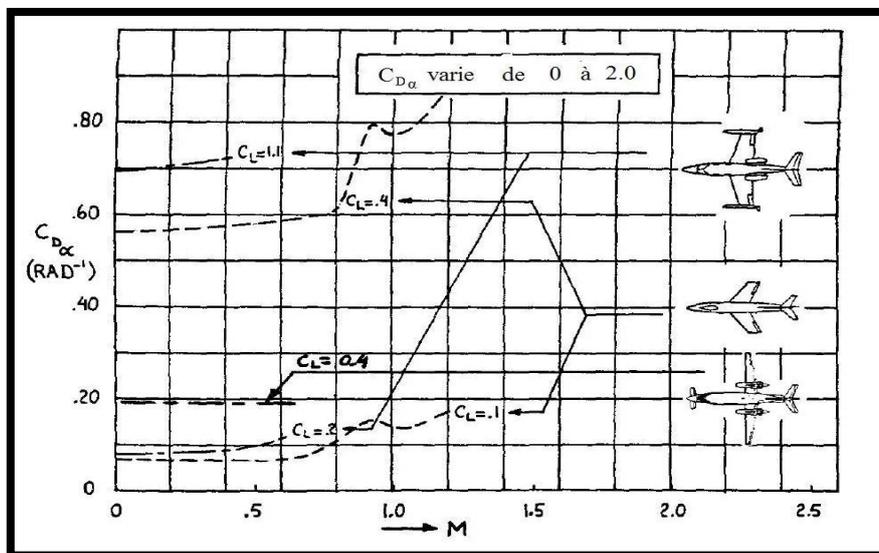


Figure 2.2 La variation de  $C_{D\alpha}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions

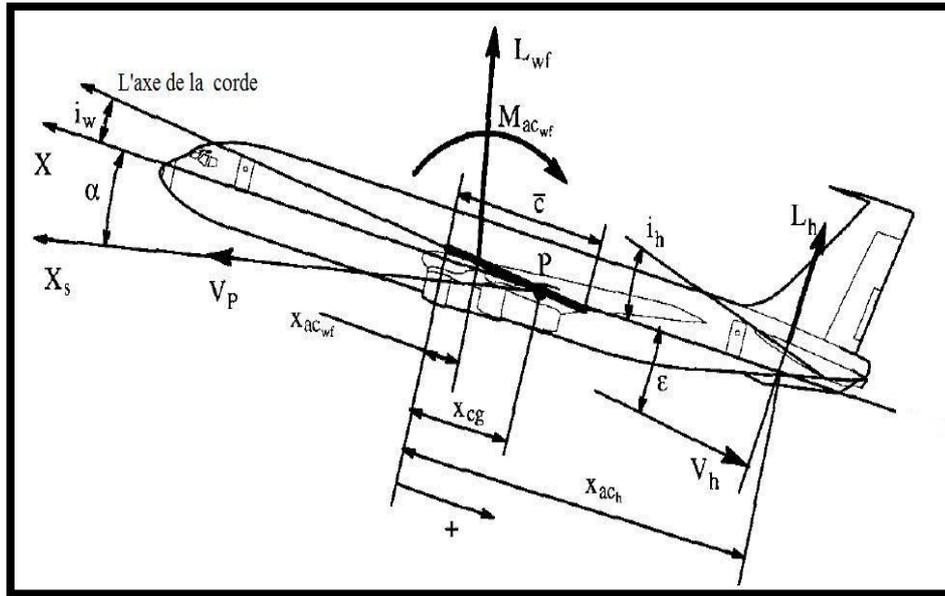


Figure 2.3 Les force et les moments appliqués sur l'avion

L'équation (II.4) peut être réécrite comme :

$$C_L = C_{L_{wf}} + C_{L_h} \eta_h \frac{S_h}{S} \dots\dots\dots (II.6)$$

Le coefficient de portance de l'aile-fuselage est exprimé par :

$$C_{L_{wf}} = C_{L_{0_{wf}}} + C_{L_{\alpha_{wf}}} \alpha \dots\dots\dots (II.7)$$

La pente de portance de l'aile-fuselage est différente de celle de l'aile seul à cause de l'effet d'interférence entre l'aile et le fuselage. Pour les avions ayant un rapport de l'envergure sur le diamètre de fuselage égale ou supérieure à six, il est acceptable de supposer que:  $C_{L_{\alpha_{wf}}} \approx C_{L_{\alpha_w}}$

D'après la figure (2.3), on observe que l'angle d'incidence de l'avion diffère de celui de l'aile :

$$\alpha_w = \alpha + i_w \dots\dots\dots (II.8)$$

L'angle de calage de l'aile  $i_w$  est déterminé par des facteurs comme la traînée de croisière.

Le coefficient de portance de l'empennage horizontal est déterminé par :

$$C_{L_h} = C_{L_{0_h}} + C_{L_{\alpha_h}} \alpha_h + C_{L_{\alpha_h}} \tau_e \delta_e \dots\dots\dots (II.9)$$

Où :  $C_{L_{0_h}} = 0$  pour les empennages avec des profils symétriques. Il faut noter que la plupart des avions ont des empennages cambrés négativement, par conséquent  $C_{L_{0_h}}$  est négatif

$\alpha_h$  : est l'angle d'incidence de l'empennage horizontal.

$$\alpha_h = \alpha + i_h - \epsilon \dots\dots\dots (II.10)$$

Où :  $i_h$  est l'angle de calage de l'empennage horizontal.

Pour la plupart des avions à hautes performances cet angle est contrôlable par le pilote. Il est défini positivement lorsque le bord de fuite est vers le bas.

$\varepsilon$  : est l'angle moyen induit par l'aile sur l'empennage souvent exprimé comme :

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha \dots\dots\dots (II.11)$$

Où :  $\varepsilon_0$  est l'angle induit a une incidence de l'avion nulle.

$\tau_e$  Est l'efficacité de l'angle de la gouverne.

$\delta_e$  Est l'angle de déflexion de la gouverne.

Par la substitution des équations (II.7) jusqu'au (II.11) dans l'équation (II.6) :

$$C_L = C_{L_{0wf}} + C_{L_{\alpha wf}} \alpha + C_{L_{\alpha h}} \eta_h \frac{S_h}{S} \left[ \alpha - \left( \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha \right) + i_h + \tau_e \delta_e \right] + C_{L_{0h}} \dots\dots\dots (II.12)$$

**II.1.2. Le coefficient de traînée  $C_D$  :**

La traînée adimensionnelle de l'avion s'écrit sous la forme :

$$D = C_D \bar{q} S \dots\dots\dots (II.13)$$

$C_D$  : est le coefficient de traînée totale.

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

- La surface mouillée de l'avion.
- Le coefficient de frottement superficiel moyen de l'avion.
- L'angle d'incidence.
- La pression dynamique.
- Braquage des gouvernes.
- 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 traînée est exprimé à l'aide de la série de Taylor du premier ordre.

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{i_h}} i_h + C_{D_{\delta_e}} \delta_e \dots\dots\dots (II.14)$$

Les coefficients et les dérivées dans l'équation (II.14) sont évalués à un nombre de Mach et un nombre de Reynolds constants. Les termes dans l'équation (II.14) ont les significations suivantes :

$C_{D_0}$  : est la valeur de  $C_D$  pour  $\alpha = i_h = \delta_e = 0$ .

$C_{D_\alpha}$  : est le changement du coefficient de trainée de l'avion dû à la variation de l'angle d'incidence.

$C_{D_{i_h}}$  : est le changement du coefficient de trainée de l'avion dû à la variation de l'angle de calage du stabilisateur pour  $\alpha = \delta_e = 0$ .

$C_{D_{\delta_e}}$  : est le changement du coefficient de trainée de l'avion dû à la variation d'angle du gouvernail de profondeur. Pour  $\alpha = i_h = 0$

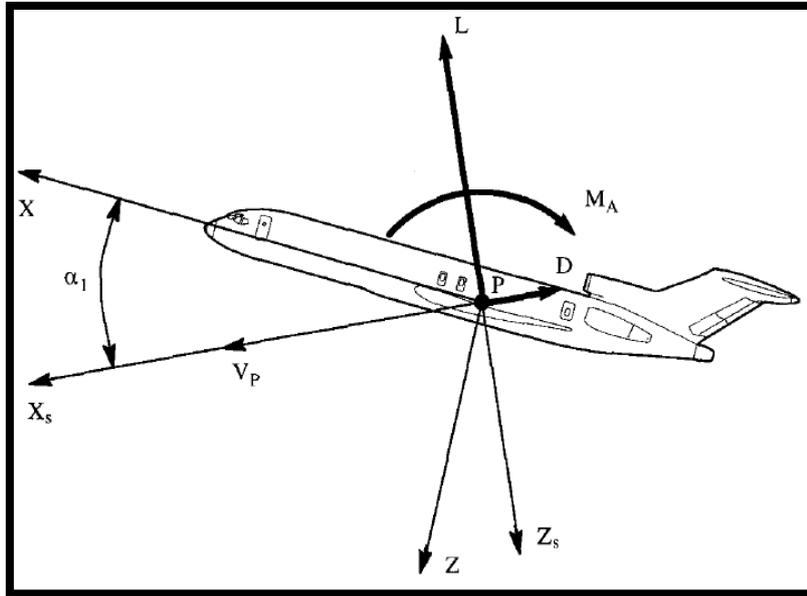


Figure 2.4 Les forces aérodynamiques et le moment de tangage de l'état de vol stabilisé dans le repère de stabilité

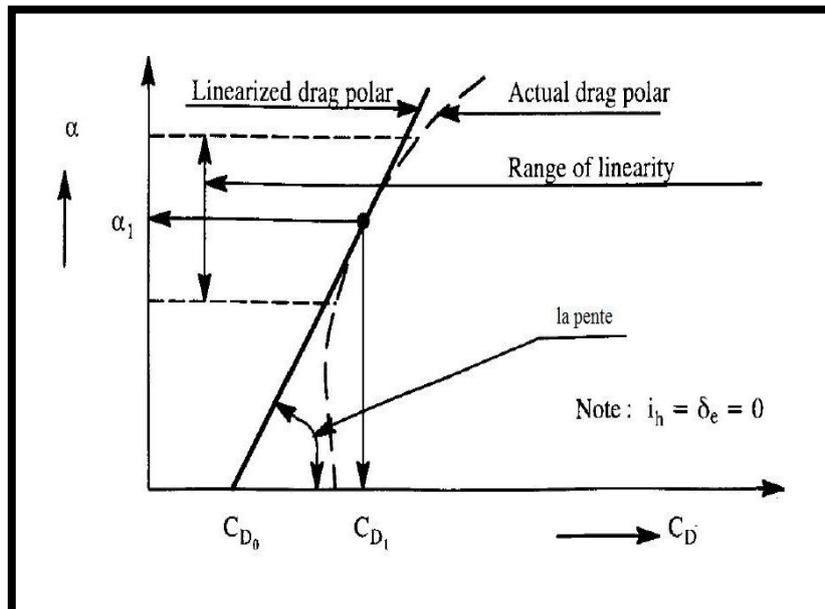


Figure 2.5 Interprétation graphique des termes de l'équation (II.14)

La figure (2.5) montre une interprétation graphique de  $C_{D_0}$  et  $C_{D_\alpha}$ . Noter que les valeurs numérique de  $C_{D_0}$  et  $C_{D_\alpha}$  dépend de l'état stabilisé, pour la majorité des applications de la stabilité et de commande, il est acceptable de négliger le changement de la traînée dû aux déflexions des gouvernes.

Généralement, on adopte :

$$C_{D_{i_h}} = C_{D_{\delta_e}} = 0 \quad \dots\dots\dots (II.15)$$

Dans les problèmes de performance où l'équilibre de traînée est important, l'équation (II.15) ne devrait pas être employée.

Pour les applications de performance, on définit un autre coefficient de traînée de l'avion pour une portance nulle, une déflexion de gouverne nulle et un calage nul du stabilisateur noté  $\bar{C}_{D_0}$  a ne pas confondre avec  $C_{D_0}$  de l'équation (II.14). Donc, la forme parabolique standard de la polaire de traînée d'un avion s'écrit :

$$C_D = \bar{C}_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad \dots\dots\dots (II.16)$$

Où :  $\bar{C}_{D_0}$  est la valeur du coefficient de traînée 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  $\bar{C}_{D_0}$  comme suit :

$$\bar{C}_{D_0} = f/S \quad \dots\dots\dots (II.17)$$

Où :  $f$  est l'équivalent de la surface parasite, qui est lui-même dépend de la surface totale mouillée  $S_{wet}$  et du coefficient de frottement superficiel  $C_f$ .

**II.1.3. Le coefficient de moment de tangage  $C_m$  :**

Le moment adimensionnel de tangage de l'avion est :

$$M_A = C_m \bar{q} S \bar{c} \quad \dots\dots\dots (II.18)$$

$C_m$  : 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.
- 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.

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \quad \dots\dots\dots (II.19)$$

Les coefficients et les dérivées dans l'équation (II.19) sont évalués à un nombre de Mach et un nombre de Reynolds constants. Les termes dans l'équation (II.19) ont les significations suivantes :

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

$C_{m_\alpha}$  : 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 (II.19) 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) illustré par la figure (2.3).

On suppose que l'effet du trainée de l'aile plus 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 :

$$M_A = M_{ac_{wf}} + L_{wf} (x_{cg} - x_{ac_{wf}}) \cos(\alpha + i_w) - L_h (x_{ac_h} - x_{cg}) \cos(\alpha + i_w - \epsilon) \quad \dots(II.20)$$

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

$$C_m = C_{m_{ac_{wf}}} + C_{L_{wf}} \frac{(x_{cg} - x_{ac_{wf}})}{\bar{c}} - C_{L_h} \eta_h \frac{S_h}{S} \frac{(x_{ac_h} - x_{cg})}{\bar{c}} \quad \dots\dots\dots (II.21)$$

En suite, les équations (II.7), (II.9), (II.10) et (II.11) sont substitués dans l'équation (II.21). On introduit la notation de 'barre' pour les bras de levier du moment :

$$C_m = C_{m_{ac_{wf}}} + (C_{L_{0wf}} + C_{L_{\alpha wf}} \alpha) (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac_{wf}}) - C_{L_{\alpha h}} \eta_h \frac{S_h}{S} (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \left[ \alpha - \left( \epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \alpha \right] + i_h + \tau_e \delta_e \quad \dots\dots\dots (II.22)$$

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

$$\bar{x}_{ac_{wf}} = \bar{x}_{ac_w} + \Delta \bar{x}_{ac_{fus}} \quad \dots\dots\dots (II.23)$$

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

**II.1.4. Le coefficient de poussée  $C_t$  :**

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

$$C_T = T / \bar{q}S \dots\dots\dots (II.24)$$

**II.2 les coefficients aérodynamiques latérale-directionnelle :**

**II.2.1 Le moment de roulis total de l'Avion :**

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

$$L_A = c_l \bar{q}sb \dots\dots\dots (II.25)$$

Où  $C_l$  est le coefficient de moment de roulis total.

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

$$c_l = c_{l_0} + c_{l_\beta} \beta + c_{l_{\delta A}} \delta_A + c_{l_{\delta R}} \delta_R \dots\dots\dots (II.26)$$

Avec :

$C_{l_0}$  : le coefficient de moment de roulis pour un dérapage et des déflexions nulles. Cette expression est nulle dans le cas des avions possédant le plan XZ comme un plan de symétrie

$C_{l_\beta}$  : variation du coefficient de moment de roulis due au dérapage, également appelée la dérivée de moment de roulis due au dérapage ou l'effet dièdre

$C_{l_{\delta A}}$  : variation du coefficient de moment de roulis due à la déflexion de l'aileron

$C_{l_{\delta R}}$  : variation du coefficient de moment de roulis due à la déflexion de la gouverne de direction

**II.2.2 La force latérale totale de l'avion :**

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

$$F_{AY} = c_y \bar{q}S \dots\dots\dots (II.27)$$

Où  $C_y$  est le coefficient total de la force latérale.

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

$$c_y = c_{y0} + c_{y\beta}\beta + c_{y\delta R}\delta_R + c_{y\delta A}\delta_A \dots\dots\dots (II.28)$$

Avec :

$C_{y_0}$  : 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 déflexion de l'aileron

$C_{y\delta R}$  : variation du coefficient de la force latérale due à la déflexion de la gouverne de direction

**II.2.3 Le moment de lacet total de l'avion :**

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

$$N_A = c_n \bar{q} s b \dots\dots\dots (II.29)$$

Où  $C_n$  est le coefficient de moment de lacet total.

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

$$c_n = c_{n0} + c_{n\beta}\beta + c_{n\delta R}\delta_R + c_{n\delta A}\delta_A \dots\dots\dots (II.30)$$

Avec :

$C_{n_0}$  : 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 déflexion de l'aileron

$C_{n\delta R}$  : variation du coefficient de moment de lacet due à la déflexion de la gouverne de direction

**III. les dérivées des coefficients de stabilités :**

**III.1. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale:**

**III.1.1. Les dérivées par rapport l'angle d'incidence  $\alpha$  ( $C_{L\alpha}$ ,  $C_{D\alpha}$  et  $C_{m\alpha}$ ) :**

**III.1.1.1. Dérivée du coefficient de portance  $C_{L\alpha}$  :**

L'expression de coefficient de portance peut s'écrire :

$$C_L = C_{L_0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L_{i_h}}i_h + C_{L_{\delta_e}}\delta_e \dots\dots\dots (III.1)$$

Qui est égale à ;

$$C_L = C_{L_{0_{wf}}} + C_{L_{\alpha_{wf}}}\alpha + C_{L_{\alpha_h}}\eta_h \frac{S_h}{S} \left[ \alpha - \left( \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha \right) + i_h + \tau_e \delta_e \right] + C_{L_{0_h}} \dots\dots\dots (III.2)$$

Par identification des équations(III.2) avec l'équation (III.1), on obtient:

$$C_{L_0} = C_{L_{0_{wf}}} - C_{L_{\alpha_h}}\eta_h \frac{S_h}{S} \varepsilon_0 + C_{L_{0_h}} \approx C_{L_{0_{wf}}} \dots\dots\dots (III.3)$$

$$C_{L\alpha} = C_{L_{\alpha_{wf}}} + C_{L_{\alpha_h}}\eta_h \frac{S_h}{S} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \dots\dots\dots (III.4)$$

$$C_{L_{i_h}} = C_{L_{\alpha_h}}\eta_h \frac{S_h}{S} \dots\dots\dots (III.5)$$

$$C_{L_{\delta_e}} = C_{L_{\alpha_h}}\eta_h \frac{S_h}{S} \tau_e \dots\dots\dots (III.6)$$

$C_{L\alpha}$  est la pente de la courbe de la portance totale de l'avion, elle est d'importance majeure pour la stabilité, le contrôle et la réponse suite aux perturbation de l'avion.

On observe que la seule différence entre  $C_{L_{i_h}}$  et  $C_{L_{\delta_e}}$  est le paramètre de l'efficacité de l'angle de la gouverne de profondeur, ce paramètre est appelé  $\alpha_\delta$ . Pour les avions avec strictement trente pourcent de la corde des gouvernes de profondeur, on remarque que  $C_{L_{i_h}}$  sera deux fois la valeur de  $C_{L_{\delta_e}}$ . Noter de l'équation (III.4) que la valeur de la pente de la portance de l'aile peut être significativement élevée que celle de l'aile plus le fuselage pour les avions avec un grand empennage horizontal.

Le model de l'état de vol stabilisé pour la force aérodynamique suivant l'axe des Z du repère de stabilité est :

$$F_{A_{z_{1s}}} = -L = -C_L \bar{q} S = - \left( C_{L_0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L_{i_h}}i_h + C_{L_{\delta_e}}\delta_e \right) \bar{q} S \dots\dots\dots (III.7)$$

**III.1.1.2. Dérivée de coefficient de trainé  $C_{D\alpha}$  :**

La dérivée  $C_{D\alpha}$  est facilement estimée par la différentiation de l'équation II.16 :

$$C_{D\alpha} = (2C_{L_1} C_{L\alpha}) / (\pi A e) \dots\dots\dots (III.8)$$

Une méthode pour estimer  $C_{L\alpha}$  est discutée dans la section précédente.

Le model de l'état de vol stabilisé pour la force aérodynamique suivant l'axe X du repère stabilité est :

$$F_{AX_{1S}} = -D = -C_D \bar{q} S = -\left(C_{D_0} + C_{D\alpha} \alpha + C_{D_{i_h}} i_h + C_{D_{\delta_e}} \delta_e\right) \bar{q} S \quad \dots\dots\dots (III.9)$$

**III.1.1.3. Dérivée du coefficient de moment de tangage  $C_{m\alpha}$  :**

En comparant l'équation (III.8) avec l'équation (III.5), il est possible d'obtenir le coefficient du moment de tangage par:

$$C_{m_0} = C_{m_{ac_{wf}}} + C_{L_{0_{wf}}} (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac_{wf}}) + C_{L_{\alpha h}} \eta_h \frac{S_h}{S} (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \varepsilon_0 \approx C_{m_{ac_{wf}}} + C_{L_{0_{wf}}} (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac_{wf}}) \quad \dots\dots\dots (III.10)$$

$$C_{m\alpha} = C_{L_{\alpha_{wf}}} (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac_{wf}}) - C_{L_{\alpha h}} \eta_h \frac{S_h}{S} (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) (1 - d\varepsilon/d\alpha) \quad \dots\dots\dots (III.11)$$

$$C_{m_{i_h}} = -C_{L_{\alpha h}} \eta_h \frac{S_h}{S} (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) = -C_{L_{\alpha h}} \eta_h \bar{V}_h \quad \dots\dots\dots (III.12)$$

Où :

$$\bar{V}_h = (S_h/S) (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \quad \dots\dots\dots (III.12a)$$

$\bar{V}_h$  : est le coefficient du volume de l'empennage horizontal.

Ce coefficient de volume est très utile dans le classement par taille des empennages horizontaux.

$$C_{m_{\delta_e}} = -C_{L_{\alpha h}} \eta_h \bar{V}_h \tau_e \quad \dots\dots\dots (III.13)$$

Les dérivées des coefficients  $C_{m_{i_h}}$  et  $C_{m_{\delta_e}}$  sont identifiées comme étant les dérivées de control de puissance longitudinal. Elles ont une importance majeure dans les considérations de contrôlabilité.

La pente du coefficient de moment  $C_{m\alpha}$  est appelé la dérivée du coefficient de la stabilité statique longitudinal. Elle a une importance majeure pour la stabilité et le control des avions. En introduisant la définition du centre aérodynamique totale de l'avion, il est possible de simplifier l'équation (III.11).

La définition du centre aérodynamique permet d'écrire :

$$C_{m\alpha} = 0, \bar{x}_{cg} \rightarrow \bar{x}_{ac_A}$$

De sorte que

$$\bar{x}_{ac_A} = \frac{\bar{x}_{ac_{wf}} + \frac{C_{L\alpha_h}}{C_{L\alpha_{wf}}} \eta_h \frac{S_h}{S} \bar{x}_{ac_h} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}{1 + \frac{C_{L\alpha_h}}{C_{L\alpha_{wf}}} \eta_h \frac{S_h}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)} \dots\dots\dots (III.14)$$

Les équations (III.11) et (III.14) peuvent être combinées pour donner :

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac_A}) \dots\dots\dots (III.15)$$

**III.1.2. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport à  $\dot{\alpha}$  ( $C_{L\dot{\alpha}}$ ,  $C_{D\dot{\alpha}}$  et  $C_{m\dot{\alpha}}$ ) :**

**III.1.2.1. Dérivée du coefficient de portance par rapport au taux d'incidence  $C_{L\dot{\alpha}}$  :**

La dérivée partielle de  $F_{AZ}$  par rapport à  $(\dot{\alpha}\bar{c}/2U_1)$ , mène a :

$$\frac{\partial F_{AZ}}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2U_1}\right)} = \frac{\partial C_z}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2U_1}\right)} \bar{q}_1 S = C_{z\dot{\alpha}} \bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.16)$$

Comme :

$$C_{z\dot{\alpha}} = -C_{L\dot{\alpha}} \dots\dots\dots (III.17)$$

La dérivée  $C_{L\dot{\alpha}}$  est obtenu en observant le fait que  $\Delta\varepsilon$  de l'équation (III.14) cause une variation du coefficient de portance de l'empennage exprimé par :

$$\Delta C_{L_h} = -C_{L\alpha_h} \Delta\varepsilon = C_{L\alpha_h} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \dot{\alpha} \frac{(x_{ac_h} - x_{cg})}{U_1} \dots\dots\dots (III.18)$$

Pour l'avion en entier, on trouve :

$$\left( \frac{\Delta C_L}{\text{avion, dû à } \dot{\alpha}} \right) = C_{L\alpha_h} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \dot{\alpha} \frac{(x_{ac_h} - x_{cg})}{U_1} \eta_h \frac{S_h}{S} \dots\dots\dots (III.19)$$

La dérivée partielle par rapport à  $(\dot{\alpha}\bar{c}/2U_1)$  et en utilisant l'équation (III.17) :

$$C_{z\dot{\alpha}} = -C_{L\dot{\alpha}} = -2C_{L\alpha_h} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \frac{(x_{ac_h} - x_{cg})}{\bar{c}} \eta_h \frac{S_h}{S} \dots\dots\dots (III.20)$$

En introduisant le concept du coefficient de volume de l'empennage horizontal :

$$C_{L\dot{\alpha}} = 2C_{L\alpha_h} \eta_h \bar{V}_h \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \dots\dots\dots (III.21)$$

La combinaison des équations (III.16), (III.17) et (III.21) :

$$\frac{\partial F_{AZ}}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2U_1}\right)} = -2C_{L\alpha_h} \eta_h \bar{V}_h \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.22)$$

La figure 3.1 montre comment  $C_{L\dot{\alpha}}$  varie avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.

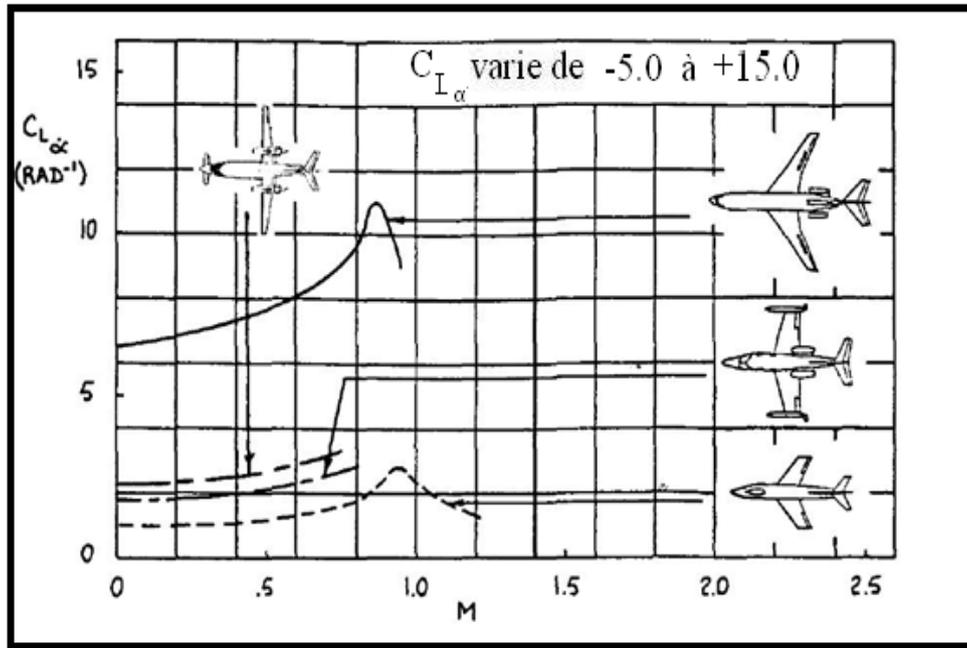


Figure 3.1 La variation de  $C_{L_{\dot{\alpha}}}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions

**III.1.2.2. Dérivée du coefficient de force de trainée par rapport au taux d'incidence  $C_{D_{\dot{\alpha}}}$  :**

La dérivée partielle  $F_{Ax}$  par rapport à  $(\dot{\alpha}\bar{c}/2U_1)$ , donne :

$$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2U_1}\right)} = C_{x_{\dot{\alpha}}}\bar{q}S = -C_{D_{\dot{\alpha}}}\bar{q}S = 0 \quad \dots\dots\dots (III.23)$$

On a supposé que l'effet de taux d'incidence sur la trainée peut être négligé :  $C_{D_{\dot{\alpha}}} \approx 0$

**III.1.2.3. Dérivée du coefficient de moment de tangage par rapport au taux d'incidence  $C_{m_{\dot{\alpha}}}$  :**

La dérivée partielle  $M_A$  par rapport à  $(\dot{\alpha}\bar{c}/2U_1)$  et évaluant les résultats dans l'état de vol stabilisé, on obtient :

$$\frac{\partial M_A}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2U_1}\right)} = C_{m_{\dot{\alpha}}}\bar{q}_1S\bar{c} \quad \dots\dots\dots (III.24)$$

La dérivée  $C_{m_{\dot{\alpha}}}$  est obtenue de l'équation (III.22) en multipliant par le bras de levier de l'empennage horizontal (adimensionnel), et en tenant compte le fait que la portance sur l'empennage horizontal produit un moment de tangage piqueur. Ceci donne :

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2C_{L_{\alpha_h}}\eta_h\bar{V}_h(\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg})\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \quad \dots\dots\dots (III.25)$$

La figure 3.2 montre la variation de  $C_{m_{\dot{\alpha}}}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.

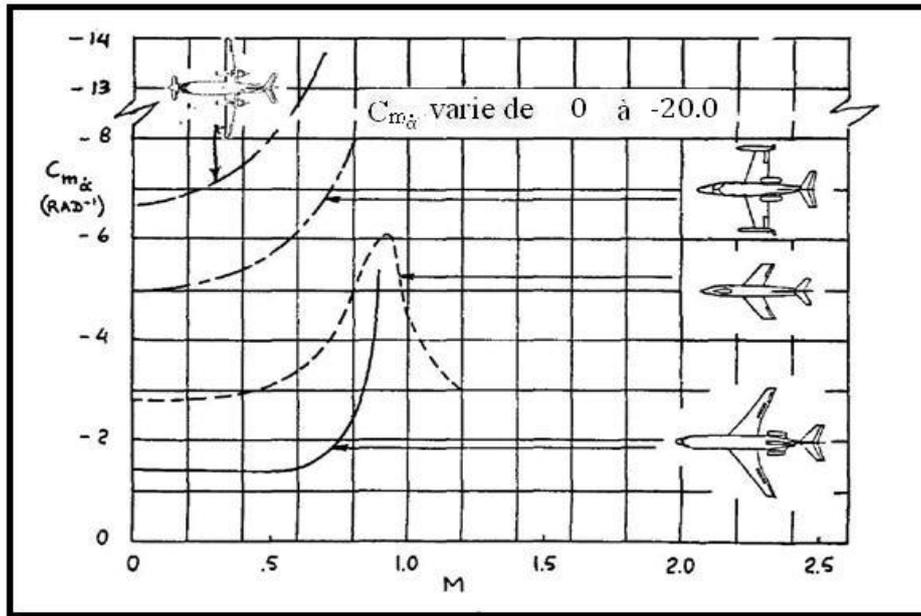


Figure 3.2 La variation de  $C_{m\dot{\alpha}}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions

**III.1.3. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport aux taux de tangage q ( $C_{l_q}$ ,  $C_{d_q}$  et  $C_{m_q}$ ):**

**III.1.3.1. Dérivée du coefficient de portance par rapport aux taux de tangage  $C_{L_q}$  :**

La dérivée partielle de  $F_{Az}$  par rapport à  $(q\bar{c}/2U_1)$ , mène a :

$$\frac{\partial F_{Az}}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U_1}\right)} = \frac{\partial C_z}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U_1}\right)} \bar{q}_1 S = C_{z_q} \bar{q}_1 S \quad \dots\dots\dots (III.26)$$

Depuis :

$$C_{z_q} = -C_{L_q} \quad \dots\dots\dots (III.27)$$

Dans la figure 3.2 on voit que le taux de tangage induit un angle d'incidence au niveau du canard. Bien qu'il ne soit pas représenté sur la figure 3.2, il ya aussi un angle d'incidence induit au empennage horizontal :

$$\Delta\alpha_h = \frac{ql_h}{U_1} \quad \dots\dots\dots (III.28)$$

Cet angle induit à l'empennage horizontal résulte dans le coefficient de portance induit suivant :

$$\left( \begin{matrix} \Delta C_L \\ \text{(avion, causé par q)} \end{matrix} \right) = C_{L\alpha_h} \frac{ql_h}{U_1} \eta_h \frac{S_h}{S} \quad \dots\dots\dots (III.29)$$

Après la dérivée partielle par rapport à  $(q\bar{c}/2U_1)$  :

$$C_{L_q} = 2C_{L_{\alpha_h}} \frac{l_h}{\bar{c}} \eta_h \frac{S_h}{S} \dots\dots\dots (III.30)$$

Pour des avions conventionnels, il a été confirmé que le centre de gravité est localisé proche du centre aérodynamique de l'aile. Dans ce cas, il n'y a pas de contribution de la configuration canard, la contribution de l'aile est négligeable mais, la contribution de l'empennage horizontal est importante à cause de son bras de levier significatif. Pour ces causes il est acceptable d'écrire :

$$l_h = (x_{ac_h} - x_{cg}) \dots\dots\dots (III.31)$$

La conséquence sur les avions conventionnels est :

$$\frac{\partial F_{Az}}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U_1}\right)} = -C_{L_q} \bar{q}_1 S = -2C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \bar{V}_h \bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.32)$$

La figure 3.3 montre la tendance  $C_{L_q}$  de qui varie avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.

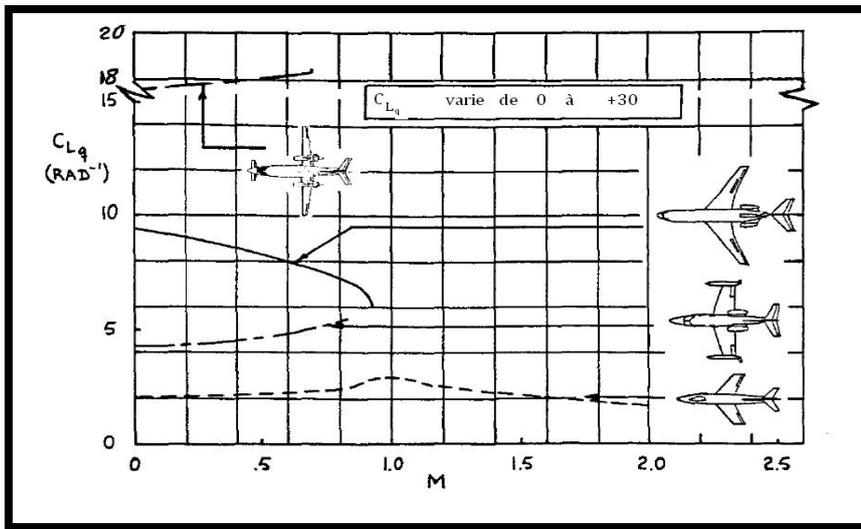


Figure 3.3 La variation de  $C_{L_q}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions

**III.1.3.2. Dérivée du coefficient de trainée par rapport aux taux de tangage  $C_{D_q}$  :**

La dérivée partielle de  $F_{Ax}$  par rapport à  $(q\bar{c}/2U_1)$ , mène à :

$$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U_1}\right)} = C_{x_q} \bar{q} S = -C_{D_q} \bar{q} S = 0 \dots\dots\dots (III.33)$$

Où on a supposé que l'effet du taux de tangage sur la trainée peut être négligé :  $C_{D_q} \approx 0$

**III.1.3.3. Dérivée du coefficient de moment de tangage par rapport aux taux de tangage  $C_{m_q}$  :**

La dérivée partielle de  $M_A$  par rapport à  $(q\bar{c}/2U_1)$ , s'écrit :

$$\frac{\partial M_A}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U_1}\right)} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{q\bar{c}}{2U_1}\right)} \bar{q}_1 S = C_{m_q} \bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.34)$$

En utilisant un raisonnement similaire de celui menant à l'équation (III.25) :

$$C_{m_q} = -2C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \bar{V}_h (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \dots\dots\dots (III.35)$$

Pour la plupart des avions conventionnels la contribution de l'aile à  $C_{m_q}$  n'est pas globale mais, un facteur de forme est souvent pris en compte pour l'avion entier :

$$C_{m_q} = -2.2C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \bar{V}_h (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \dots\dots\dots (III.36)$$

On doit observer que la dérivée  $C_{m_q}$  est proportionnelle au bras de levier de l'empennage horizontal. La dérivée  $C_{m_q}$  désigné sous le nom de la dérivée d'amortissement de tangage. C'est très important pour les qualités de vol d'un avion.

La figure 3.4 montre la tendance de  $C_{m_q}$  a varié avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.

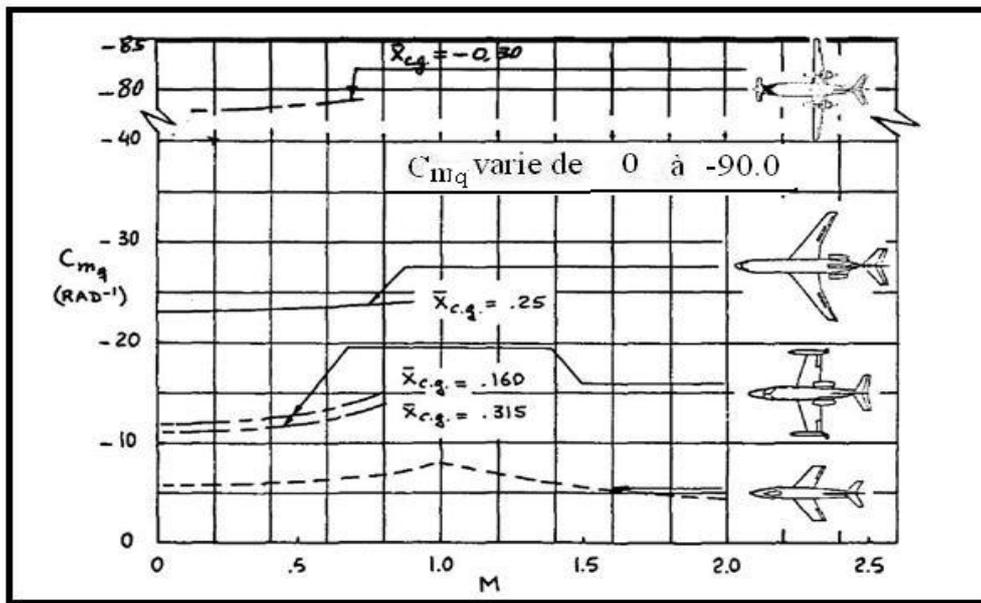


Figure 3.4 La variation de  $C_{m_q}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions

**III.1.4. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport a la vitesse de perturbation  $u$  ( $C_{l_u}$ ,  $C_{d_u}$ ,  $C_{m_u}$  et  $C_{t_u}$ ):**

**III.1.4.1. Dérivée du coefficient de portance par rapport à la vitesse de perturbation  $C_{L_u}$ :**

La dérivée partielle de  $F_{AZ}$  par rapport a  $u/U_1$ , a pour expression :

$$\frac{\partial F_{AZ}}{\partial (\frac{u}{U_1})} = \frac{\partial C_z}{\partial (\frac{u}{U_1})} \bar{q} S + C_z S \frac{\partial \bar{q}}{\partial (\frac{u}{U_1})} \dots\dots\dots (III.37)$$

En se référant à la figure 3.6, on peut obtenir pour un angle d'incidence faible :

$$C_z = -C_L - C_D \alpha \dots\dots\dots (III.38)$$

Dans l'état de vol stabilisé, on obtient :

$$C_{z_1} = -C_{L_1} \dots\dots\dots (III.39)$$

La dérivée partielle de l'équation (III.38) permet de trouver :

$$\frac{\partial C_z}{\partial(\frac{u}{U_1})} = -\frac{\partial C_L}{\partial(\frac{u}{U_1})} - \alpha \frac{\partial C_D}{\partial(\frac{u}{U_1})} \dots\dots\dots (III.40)$$

Evaluer dans l'état de vol stabilisé, cette condition s'écrit :

$$C_{z_u} = -C_{L_u} \dots\dots\dots (III.41)$$

Noter que :

$$C_{L_u} = \left. \frac{\partial C_L}{\partial(\frac{u}{U_1})} \right|_1 \dots\dots\dots (III.42)$$

En utilisant les équations (III.41) et (III.39), il découle de l'équation (III.96) que :

$$\frac{\partial F_{Az}}{\partial(\frac{u}{U_1})} = -(C_{L_u} + 2C_{L_1})\bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.43)$$

La dérivée  $C_{L_u}$  peut être évaluée pour des grands allongements d'ailes.

Pour des vitesses subsonique, en utilisant la transformation de Prandtl-Glauert, on trouve que :

$$C_L = \frac{c_{L_0} + (C_{L\alpha}|_{M=0})\alpha}{\sqrt{(1-M^2)}} \dots\dots\dots (III.44)$$

Cette expression doit être différencié par rapport au nombre de Mach. Pour la plupart des avions, l'approximation du premier ordre suivante est raisonnable :

$$\frac{\partial C_{L_0}}{\partial(\frac{u}{U_1})} \approx 0 \dots\dots\dots (III.45)$$

Alors, on obtient :

$$\frac{\partial C_L}{\partial M} = \frac{M}{(1-M^2)} C_L \dots\dots\dots (III.46)$$

Réappelons l'équation (III.55) il suit que :

$$C_{L_u} = \frac{\partial C_L}{\partial(\frac{u}{U_1})} = \frac{U_1}{a} \frac{\partial C_L}{\partial \frac{u}{a}} = M_1 \frac{\partial C_L}{\partial M} \dots\dots\dots (III.47)$$

Par conséquent :

$$C_{L_u} = \frac{M_1^2}{(1-M_1^2)} C_L \dots\dots\dots (III.48)$$

Des exemples de la variation de  $C_{L_u}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions sont représentées par la figure 3.5.

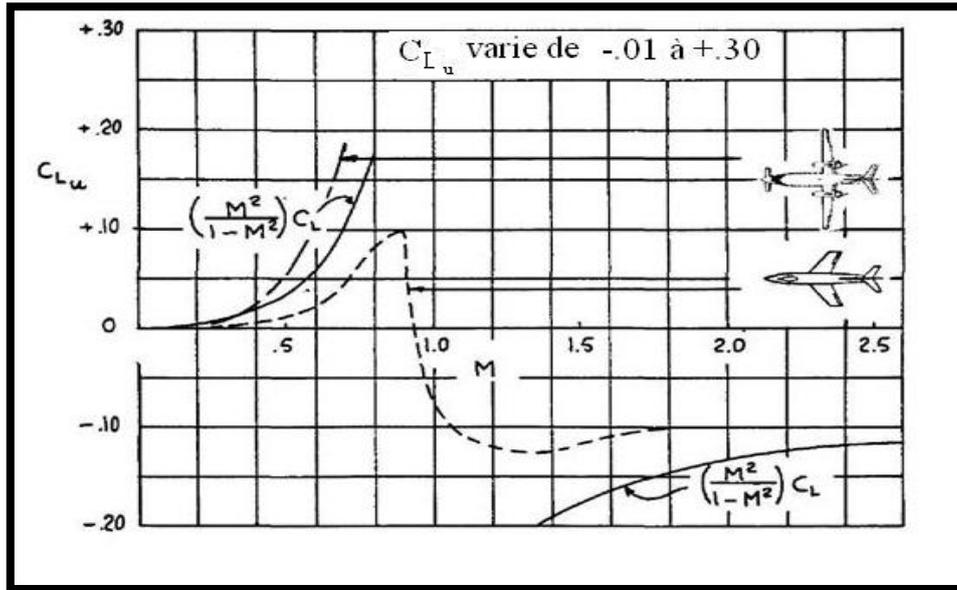


Figure 3.5 La variation de la dérivé du coefficient de portance par rapport a la vitesse de perturbation longitudinale avec le nombre de Mach

**III.1.4.2. Dérivée du coefficient de trainée par rapport à la vitesse de perturbation  $C_{D_u}$  :**

La dérivée partielle de  $F_{Ax}$  par rapport a  $u/U_1$ , seront évalués dans les conditions d'un état de vol stabilisé :

$$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} = \frac{\partial c_x}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \bar{q} S + C_x S \frac{\partial \bar{q}}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \dots \dots \dots (III.49)$$

Par conséquent :

$$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \text{ implique : } \left. \frac{\partial F_{Ax}}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \right|_1$$

En d'autre terme, les différentiations partielles et le coefficient,  $C_x$  dans l'équation (III.49) doivent être évalué dans l'état de vol stabilisé pour lequel toutes les quantités de perturbation sont nulles. La dérivée partielle de la pression dynamique est écrite sous la manière suivante :

$$\frac{\partial \bar{q}}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} = U_1 \left. \frac{\partial \bar{q}}{\partial u} \right|_1 = U_1 \left. \frac{\partial \frac{1}{2} \rho [(U_1 + u)^2 + v^2 + w^2]}{\partial u} \right|_1 = U_1 \rho (U_1 + u)^2 |_1 = \rho U_1^2 \dots \dots \dots (III.50)$$

Avant la mise en œuvre de la dérivée partielle du coefficient de la force horizontale, il est nécessaire de se référer à la figure 3.6 pour relier ce dernier aux coefficients de portance et de trainée. En utilisant l'hypothèse des petits angles :

$$C_x = -C_D + C_L \alpha \dots \dots \dots (III.51a)$$

La dérivée partielle de  $C_x$  est :

$$\left. \frac{\partial C_x}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \right|_1 = - \left. \frac{\partial C_D}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \right|_1 + \left. \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \alpha \right|_1 = - \left. \frac{\partial C_D}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \right|_1 \quad \dots\dots\dots (III.51b)$$

D'après l'équation (III.51a) on a :

$$C_{x_1} = -C_{D_1} \quad \dots\dots\dots (III.52)$$

On introduit la notation suivante :

$$C_{Du} = \left. \frac{\partial C_D}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \right|_1 \quad \dots\dots\dots (III.53)$$

Par conséquent, il est possible de réécrire l'équation (III.49) comme :

$$\left. \frac{\partial F_{Ax}}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \right|_1 = -(C_{Du} + 2C_{D_1}) \bar{q}_1 S \quad \dots\dots\dots (III.54)$$

La dérivée du coefficient de trainée par rapport a  $u/U_1$  désigné sous le nom de la dérivée de la vitesse d'amortissement. Le signe et la grandeur de ce coefficient dépend du nombre de Mach a l'état de vol stabilisé de l'avion.

La figure 3.7 montre un graphique typique du coefficient de trainée de l'état de vol stabilisé fonction du nombre de Mach (à un angle d'incidence constant) depuis :

$$C_{Du} = \frac{\partial C_D}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} = \frac{U_1}{a} \frac{\partial C_D}{\partial \frac{u}{a}} = M_1 \frac{\partial C_D}{\partial M} \quad \dots\dots\dots (III.55)$$

La quantité 'a' représente la vitesse du son pour l'état de vol stabilise considéré. La grandeur numérique et le signe de  $\partial C_D / \partial M$  peuvent être déterminés a travers la courbe de la figure 3.7. Noter que :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial C_D}{\partial M} > 0 \quad \text{pour } M < 1 \\ \frac{\partial C_D}{\partial M} < 0 \quad \text{pour } M > 1 \end{array} \right.$$

La figure 3.8 donne des exemples de la variation de la dérivée du coefficient de trainée par rapport a  $u/U_1$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.

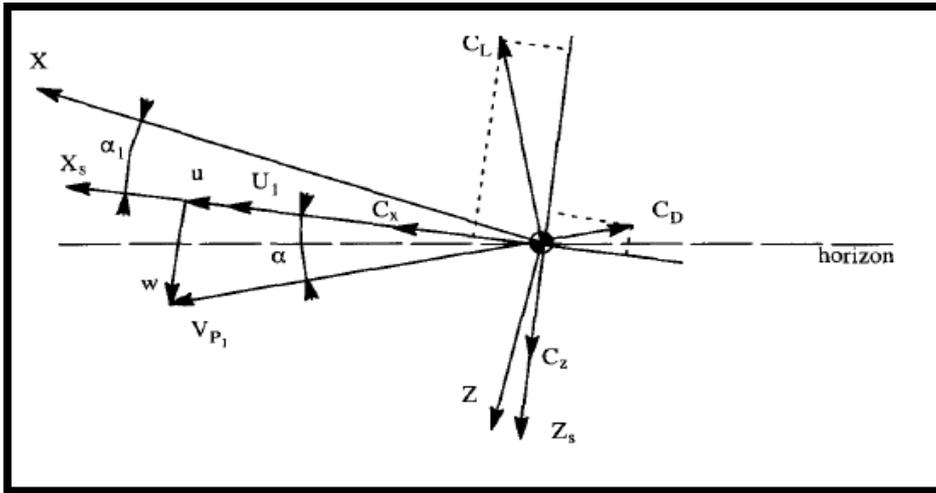


Figure 3.6 Détermination des différents coefficients

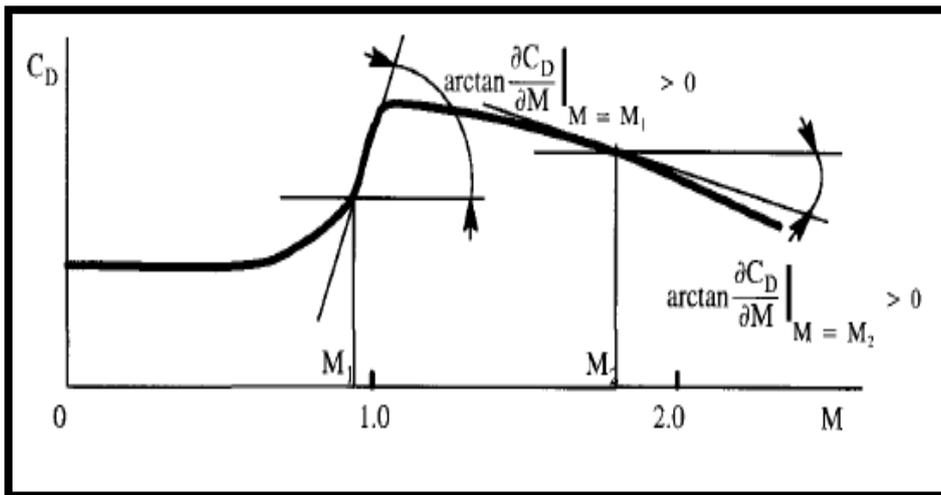


Figure 3.7 Détermination de  $\partial C_D / \partial M$

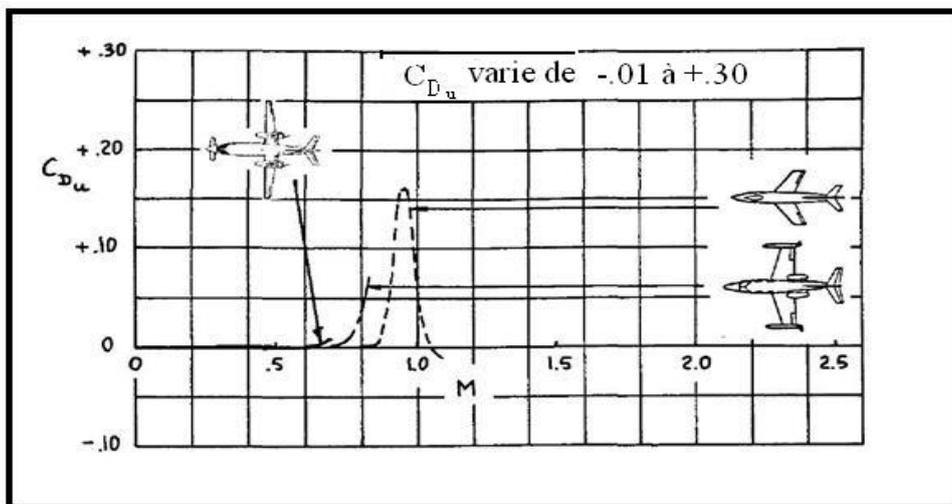


Figure 3.8 La variation de  $C_{Du}$  avec le nombre de Mach

**III.1.4.3. Dérivée du coefficient de moment par rapport à la vitesse de perturbation  $C_{mu}$  :**

La dérivée partielle de  $M_A$  par rapport a  $u/U_1$ , conduit à :

$$\frac{\partial M_A}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \bar{q}_1 S \bar{c} + C_{m_1} S \bar{c} \rho U_1^2 \quad \dots\dots\dots (III.56)$$

En utilisant la notation :

$$\frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} = C_{m_u} \quad \dots\dots\dots (III.57)$$

Alors :

$$\frac{\partial M_A}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} = (C_{m_u} + 2C_{m_1}) \bar{q}_1 S \bar{c} \quad \dots\dots\dots (III.58)$$

Pour les planeurs, les vols sans-puissance et pour les vols avec puissance dans les avions où il n’y a pas de moment de tangage autour du centre de gravité induit par la poussée, la condition :

$$C_{m_1} = 0$$

Qui est satisfaite dans l’état de vol stabilisé. Si la poussée contribue au moment de tangage, la condition :

$$C_{m_1} = -C_{m_{T_1}}$$

Ce terme doit être pris en compte pour l’équation (III.58).

Pour les mêmes raisons, il faut noter que :

$$C_{m_u} = M_1 \frac{\partial C_m}{\partial M} \quad \dots\dots\dots (III.59)$$

La variation du coefficient de moment de tangage dû au nombre de Mach est causé par des variations de  $C_{m_0}$  et par le décalage vers l’arrière du centre aérodynamique (le centre de pression) qui tend à se produire dans des vitesses subsoniques élevées.

Si la variation du  $C_{m_0}$  avec le nombre de Mach est négligeable, il est possible de calculer  $\partial C_m / \partial M$  de l’équation suivante :

$$\frac{\partial C_m}{\partial M} (\Delta M) = -\Delta \bar{x}_{ac_A} C_{L_1} \quad \dots\dots\dots (III.60)$$

$\Delta \bar{x}_{ac_A}$  : est le décalage vers l’arrière du centre aérodynamique pour une variation du nombre de Mach  $(\Delta M)$ .

Dans ce cas, utilisant l’équation (III.59) :

$$C_{m_u} = -M_1 C_{L_1} \frac{\partial x_{acA}}{\partial M} \dots\dots\dots (III.61)$$

Il est à noter que les équations (III.60) et (III.61) présentent un décalage vers l'arrière du centre aérodynamique qui est compté positivement. Les décalages du centre aérodynamique avec le nombre de mach peuvent être déterminées théoriquement ou d'après les données de la soufflerie.

D'après l'équation (III.61) on voit que, pour les vitesses transsoniques au-dessous de Mach égal à 1,  $C_{m_u}$  est inférieur à zéro. Ce qui implique que pour une diminution du nombre de Mach, l'avion a tendance à piquer. Ce phénomène est désigné sous le nom du 'tuck'. Il peut résulter un mauvais comportement en qualité de vol. Un tel comportement doit être suivi par une attention particulière à la conception du profil aérodynamique, la forme des ailes et en introduisant des systèmes de compensation de Mach.

La figure 3.9 présente des exemples de la variation de  $C_{m_u}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.

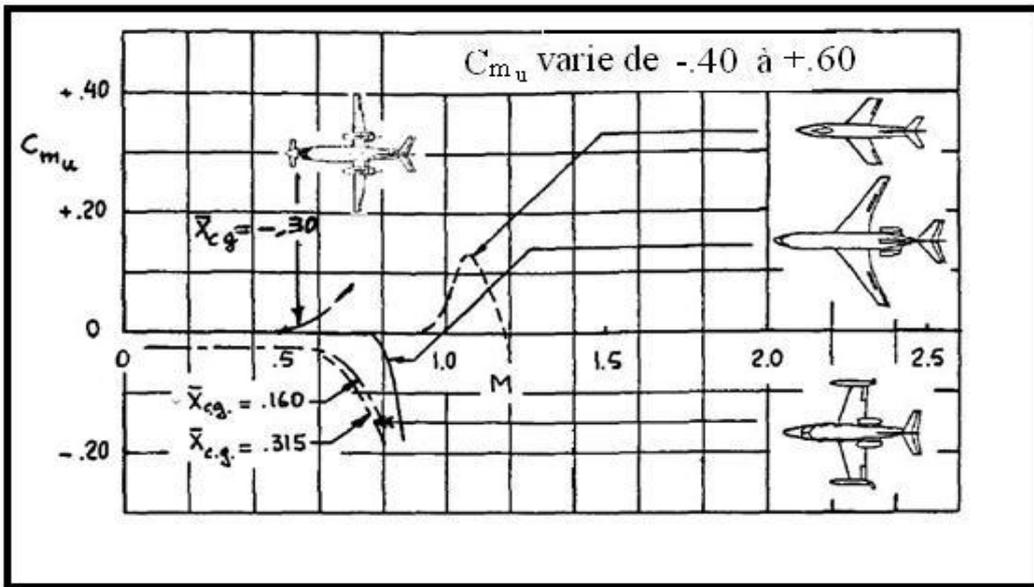


Figure 3.9 La variation de  $C_{m_u}$  avec le nombre de Mach pour plusieurs avions.

**III.1.4.4. Dérivée du coefficient de poussée par rapport à la vitesse de perturbation  $C_{T_u}$  :**

L'évaluation de la dérivée du coefficient de poussée dans l'état de vol stabilisé, s'écrit :

$$C_{T_u} = \frac{\partial C_T}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} \dots\dots\dots (III.62)$$

On montre aussi :

$$\frac{\partial F_T}{\partial \left(\frac{u}{U_1}\right)} = C_{T_u} \bar{q}_1 S + 2C_{T_1} \bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.63)$$

Le coefficient de poussée de l'état stabilisé,  $C_{T_1}$  est normalement égal au coefficient de traînée de l'état stabilisé car la poussée équilibre la traînée au niveau de l'état de vol stabilisé. La dérivée de coefficient de poussée  $C_{T_u}$  dépend des caractéristiques du système propulsif.

**III.1.5. Les dérivées des coefficients de stabilité longitudinale par rapport aux déflexion de l'élevateur  $\delta$  ( $C_{l_\delta}$ ,  $C_{d_\delta}$  et  $C_{m_\delta}$ )**

Les forces et les moments aérodynamiques sont affectés par les changements dans les déflexions des gouvernes et des volets.

La dérivée partielle des forces et des moments par rapport aux déflexions mène aux expressions suivantes :

$$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \delta} = \frac{\partial C_x}{\partial \delta} \bar{q}_1 S = C_{x_\delta} \bar{q}_1 S = -C_{D_\delta} \bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.64)$$

$$\frac{\partial F_{Az}}{\partial \delta} = \frac{\partial C_z}{\partial \delta} \bar{q}_1 S = C_{z_\delta} \bar{q}_1 S = -C_{L_\delta} \bar{q}_1 S \dots\dots\dots (III.65)$$

$$\frac{\partial M_A}{\partial \delta} = \frac{\partial C_m}{\partial \delta} \bar{q}_1 S \bar{c} = C_{m_\delta} \bar{q}_1 S \bar{c} \dots\dots\dots (III.66)$$

L'indice utilisé pour indiquer le type de la gouverne n'est pas spécifié dans les équations (III.64) à (III.66).

**III.2. les dérivées des coefficients de stabilité latérale-directionelle:**

**III.2.1. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au dérapage  $\beta$  ( $C_{y_\beta}$ ,  $C_{l_\beta}$ ,  $C_{n_\beta}$ ) :**

**III.2.1.1. Dérivée du coefficient de force latérale  $C_{y_\beta}$  :**

La dérivée de la force latérale due au dérapage se compose habituellement de deux éléments :

$$C_{y_\beta} = C_{y_{\beta WB}} + C_{y_{\beta V}} \dots\dots\dots(III.67)$$

- La contribution d'aile-fuselage :

La contribution d'aile-fuselage est généralement petite par rapport à la contribution de l'empennage vertical. Et puisque il est difficile d'estimer  $C_{y_{\beta w}}$ , il est fréquemment négligé.

Le signe de  $C_{y_{\beta wB}}$  est généralement négatif.

- La contribution de l'empennage vertical :

L'équation (III.68) obtenue d'après la figure 3.13 est :

$$c_{LV} = c_{L\alpha V} \left( 1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \beta \dots\dots\dots(III.68)$$

La force latérale due au dérapage sur l'empennage vertical est :

$$F_{AYV} = -c_{LV} \bar{q}_V s_V = -c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta \bar{q}_V s_V \dots\dots\dots(III.69)$$

Utilisons les équations (III.67) et (III.68), on trouve :

$$c_{y\beta V} \beta \bar{q}_V s = -c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta \bar{q}_V s_V \dots\dots\dots(III.70)$$

$$c_{y\beta V} = -c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots(III.71)$$

**III.2.1.2. Dérivée du coefficient de moment de roulis  $C_{l\beta}$  :**

L'effet dièdre de l'avion est exprimé par :

$$c_{l\beta} = c_{l\beta WB} + c_{l\beta H} + c_{l\beta V} \dots\dots\dots(III.72)$$

Où les indices *WB*, *H* et *V* indiquent respectivement: aile-fuselage, l'empennage horizontal et l'empennage vertical.

▪ La contribution de l'aile :

Il y a trois effets aérodynamiques qui contribuent au  $C_{l\beta WB}$  :

- Le dièdre géométrique de l'aile
- La position de l'aile sur le fuselage
- L'angle de flèche de l'aile

• Le dièdre géométrique de l'aile :

La figure 3.10 montre comment le dièdre géométrique de l'aile provoque un moment de roulis dû au dérapage. Observons que l'aile droite a un angle d'incidence positive et l'aile gauche a un angle d'incidence négative et pour cela le moment de roulis résultant est négatif.

L'équation (III.73) suggère que le moment de roulis dû au dérapage qui est provoqué par le dièdre géométrique de l'aile soit proportionnel à l'angle de dièdre géométrique  $\Gamma$ .

$$\Delta\alpha \approx \beta \Gamma \dots\dots\dots(III.73)$$

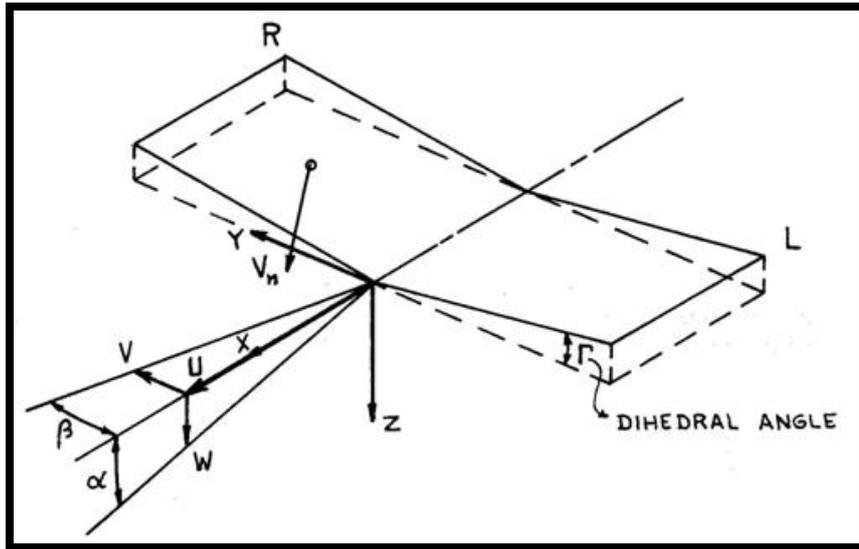


Figure 3.10 : Moment de roulis dû au dérapage suite à l'effet du dièdre géométrique

Avec :

$V_n$  : La vitesse normale au panneau droit

$$V_n = W \cos \Gamma + V \sin \Gamma \approx W + V\Gamma$$

La variation par le panneau droit suite à l'effet du dièdre est :

$$\Delta\alpha \approx \frac{V\Gamma}{V_p} \approx \frac{V_p \beta \Gamma}{V_p} = \beta\Gamma$$

Ce qui produit une portance par conséquent un moment de roulis.

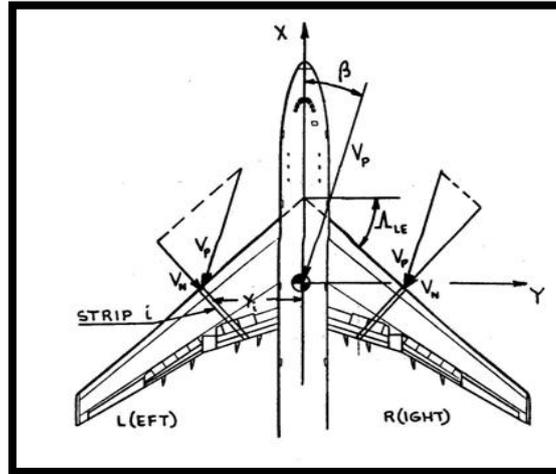
- La position d'aile sur le fuselage :

La figure 3.11 montre que lorsque l'aile est au dessus du corps de révolution (voilure haute), la distribution de l'angle d'incidence provoque un moment de roulis négatif, c.à.d. l'effet dièdre est augmenté négativement. Réciproquement, quand l'avion possède une voilure basse, l'effet dièdre est diminué négativement par l'effet d'interférence de fuselage. Son intensité dépend de la forme de la section du fuselage, de sa longueur en amont de l'aile, sa forme en plan et de la position de l'aile. Ceci explique pourquoi les avions à haute voilure n'ont pas de dièdre (un dièdre négligeable), tandis que plusieurs avions à voilure basse ont des angles de dièdre géométrique supérieur à  $10^0$ .



- La dérivée du moment de roulis due au dérapage est proportionnelle à  $\sin(2\Lambda)$
- Une valeur importante de la flèche provoque une augmentation négative de  $C_{l_{\beta W}}$
- La contribution de la flèche sur  $C_{l_{\beta}}$  est proportionnelle au coefficient de portance, indiquant qu'aux basses vitesses ou grandes vitesses pendant les manœuvres, la valeur de  $C_{l_{\beta}}$ , tend à être négative.

Ce qui a des conséquences importantes sur la stabilité des avions.



**Figure 3.12 :** Moment de roulis dû au dérapage suite à l'effet de flèche d'aile

▪ La contribution de l'empennage horizontal :

La contribution de l'empennage horizontal peut être expliquée exactement comme celle qui a été fait pour l'aile.

Le moment de roulis de l'empennage horizontal dû au dérapage peut être écrit comme :

$$\Delta L_H = \bar{c}_{l_{\beta H}} \bar{\beta} \bar{q}_H s_H b_H \dots\dots\dots(III.78)$$

Où :

$$c_{l_{\beta H}} = \bar{c}_{l_{\beta H}} \left( \frac{\bar{q}_H s_H b_H}{\bar{q} s b} \right) \dots\dots\dots(III.79)$$

Il est a noté que le terme ente parenthèses est négligeable (sauf pour les avions : Mc Donnell-Douglas F4 et General Dynamics F-111A), ce qui implique que la contribution de l'empennage horizontal est négligeable.

▪ La contribution de l'empennage vertical :

La figure 3.13 montre que lorsque le centre aérodynamique de l'empennage vertical est au dessus de l'axe de stabilité  $X_s$ , un moment de roulis dû au dérapage est généré.

Le coefficient de portance sur l'empennage vertical peut être écrit :

$$c_{LV} = c_{L\alpha V} (\beta - \sigma) = c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta \dots\dots\dots(III.80)$$

Où :  $CL_{\alpha v}$  : est la pente du coefficient de portance de l'empennage vertical

$\sigma$  : est l'angle de déflexion latérale

La portance de l'empennage vertical provoque un moment de roulis qui s'exprime par :

$$\Delta L_V = -Z_{Vs} c_{L\alpha V} (\beta - \sigma) \bar{q}_V s_V \dots\dots\dots(III.81)$$

Et 
$$c_{l\beta V} \bar{\beta} q s b = Z_{Vs} c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \bar{\beta} \bar{q}_V s_V \dots\dots\dots(III.82)$$

On peut déduire : 
$$c_{l\beta V} = -c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) n_V \frac{s_V}{s} \frac{Z_{Vs}}{b} \dots\dots\dots(III.83)$$

L'importance de la contribution de l'empennage vertical au moment de roulis due au dérapage dépend des dimensions de l'empennage vertical et de  $Z_{Vs}$ . Ce dernier dépend de l'angle d'incidence comme indiqué dans la figure 3.13 et peut même être négatif, dans ce cas ou  $Cl_{\beta v}$  change de signe.

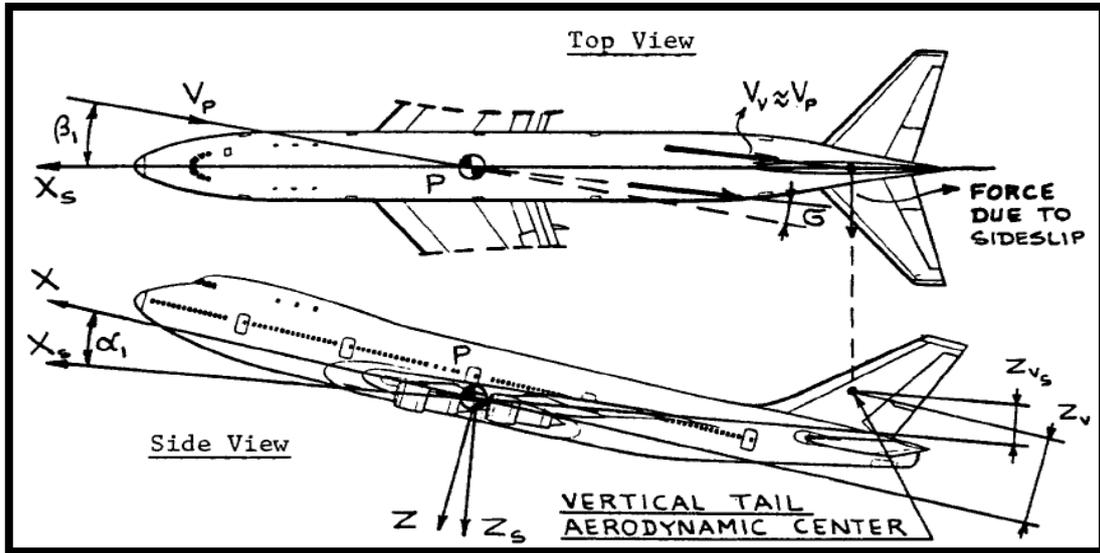


Figure 3.13 : Moment de roulis dû au dérapage suite à l'effet de l'empennage vertical

**III.2.1.3. La dérivée du moment de lacet due au dérapage  $C_{n\beta}$  :**

La dérivée de moment de lacet due au dérapage se compose habituellement de deux éléments :

$$C_{n\beta} = C_{n\beta WB} + C_{n\beta V} \dots\dots\dots(III.84)$$

- La contribution d'aile-fuselage  $C_{n\beta WB}$  :

La contribution d'aile-fuselage est calculée comme étant la somme de la contribution d'aile  $C_{n\beta W}$  et la contribution de fuselage  $C_{n\beta B}$  :

$$C_{n\beta WB} = C_{n\beta W} + C_{n\beta B} \dots\dots\dots(III.85)$$

D'après la figure 3.12 ; observons qu'avec un dérapage positive, les vitesses normales de l'aile droite au bord d'attaque sont plus grandes par rapport à celles de l'aile gauche. Ceci résulte une force de traînée importante dans la partie de l'aile droite que celle du coté gauche qui est responsable de la création du moment de lacet.

La contribution de l'aile est fréquemment petite, par contre la contribution de fuselage est généralement importante.

▪ La contribution de l'empennage vertical :

La figure 3.13 montre que la combinaison des angles de dérapage et l'angle induit génère une portance sur la queue verticale dont une composante très importante parallèle à l'axe négatif de  $Y_s$ . Ceci résulte un moment de lacet positif dû au dérapage, qui s'appelle fréquemment l'effet de « girouette » de l'empennage vertical.

Pour cette raison, la dérivée  $C_{n\beta}$  joue un rôle fondamental pour la détermination des caractéristiques de stabilité et de commande de l'avion.

La force de portance sur l'empennage vertical est :

$$F_{AYV} = -c_{LV} \bar{q}_V s_V = -c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta \bar{q}_V s_V \dots\dots\dots(III.86)$$

Le moment de lacet correspondant est :

$$N_V = c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta \bar{q}_V s_V X_{Vs} \dots\dots\dots(III.87)$$

Où  $X_{Vs}$  est la distance entre le centre de gravité de l'avion et le centre de pression de l'empennage vertical. Combinant cette dernière équation avec les équations (III.72) et (III.73) :

$$N_V = c_{n\beta V} \beta \bar{q}_V s b = c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta \bar{q}_V s_V X_{Vs} \dots\dots\dots(III.88)$$

On peut déduire :

$$c_{n\beta V} = c_{L\alpha V} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) n_V \frac{s_V X_{Vs}}{s b} \dots\dots\dots(III.89)$$

Où : 
$$\bar{V}_V = \frac{s_V X_{Vs}}{s b} \dots\dots\dots(III.90)$$

$\bar{V}_v$  est le coefficient de volume de l’empennage vertical. Ce dernier joue un rôle important dans le processus de dimensionnement initial de l’empennage vertical lors de la conception de l’avion.

**III.2.2. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au taux de lacet  $r$  ( $C_{y_r}, C_{l_r}, C_{n_r}$ ) :**

**III.2.2.1. La dérivée de coefficient de force latérale au taux de lacet  $C_{y_r}$  :**

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

$$C_{y_r} = C_{y_{rWBH}} + C_{y_{rV}} \dots\dots\dots (III.91)$$

On peut négliger la contribution de fuselage, de l’aile et de l’empennage horizontal sur la force latérale comme montre la figure 3.14, cette dernière est appliquée seulement sur l’empennage vertical.

La force latérale s’exprime par :

$$F_r = c_{l_{\alpha V}} \left( \frac{r X_{Vs}}{U_1} \right) \bar{q}_V s_V \dots\dots\dots (III.92)$$

L’effet du taux de lacet sur l’angle latéral induit est négligé, cette force latérale s’écrit comme :

$$F_{AYV} = c_{y_V} \bar{q} s \dots\dots\dots (III.93)$$

D’autre part :

$$c_{y_V} = c_{L_{\alpha V}} \left( \frac{r X_{Vs}}{U_1} \right) n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots (III.94)$$

En dérivant par rapport à  $(rb/2U_1)$  :

$$c_{y_{rV}} = c_{L_{\alpha V}} \left( \frac{2 X_{Vs}}{b} \right) n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots (III.95)$$

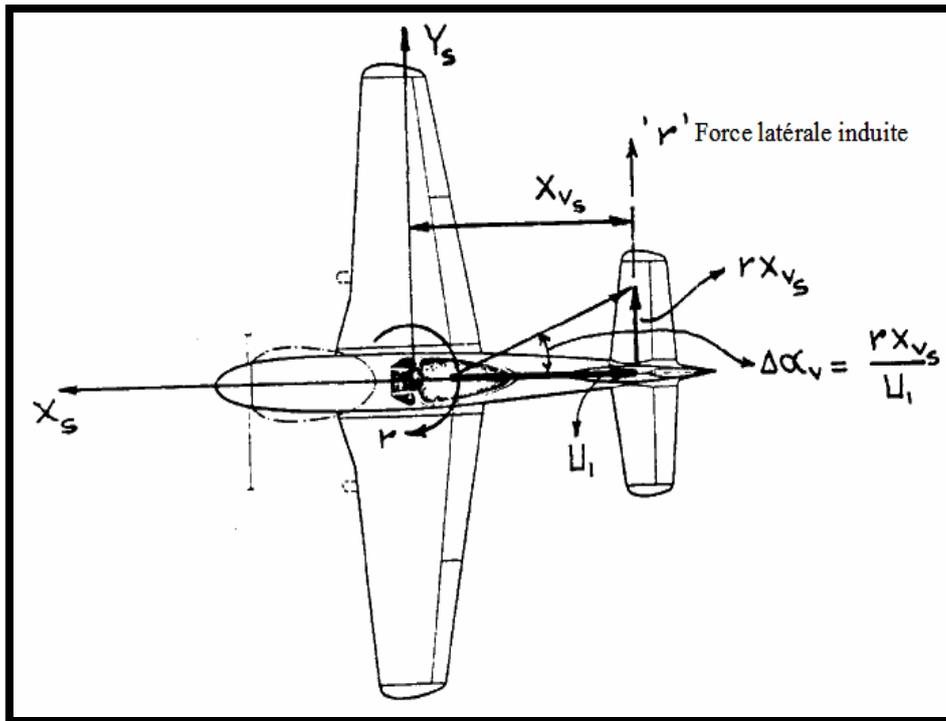


Figure 3.14 : L'explication physique de la force latérale due au taux de lacet

III.2.2.2. La dérivée du coefficient de roulis  $Cl_r$  :

Cette dérivée de ce coefficient est exprimée généralement par trois composantes :

$$C_{lr} = C_{lrWB} + C_{lrH} + C_{lrV} \dots\dots\dots(III.96)$$

L'explication physique du mécanisme aérodynamique responsable de  $Cl_{rWB}$  et  $Cl_{rV}$  est fournie par la figure (3.14). La contribution de l'empennage est généralement considéré négligeable.

$$C_{lrV} = C_{L\alpha V} \frac{2X_{vs}Z_{vs}}{b^2} n_v \frac{s_v}{s} \dots\dots\dots(III.97)$$

Il est à remarqué que  $Cl_{rWB}$  est toujours positif, tandis que  $Cl_{rV}$  peut être positif et négatif.

La dérivée du coefficient  $Cl_r$  est importante pour la détermination de la stabilité dynamique de l'avion.

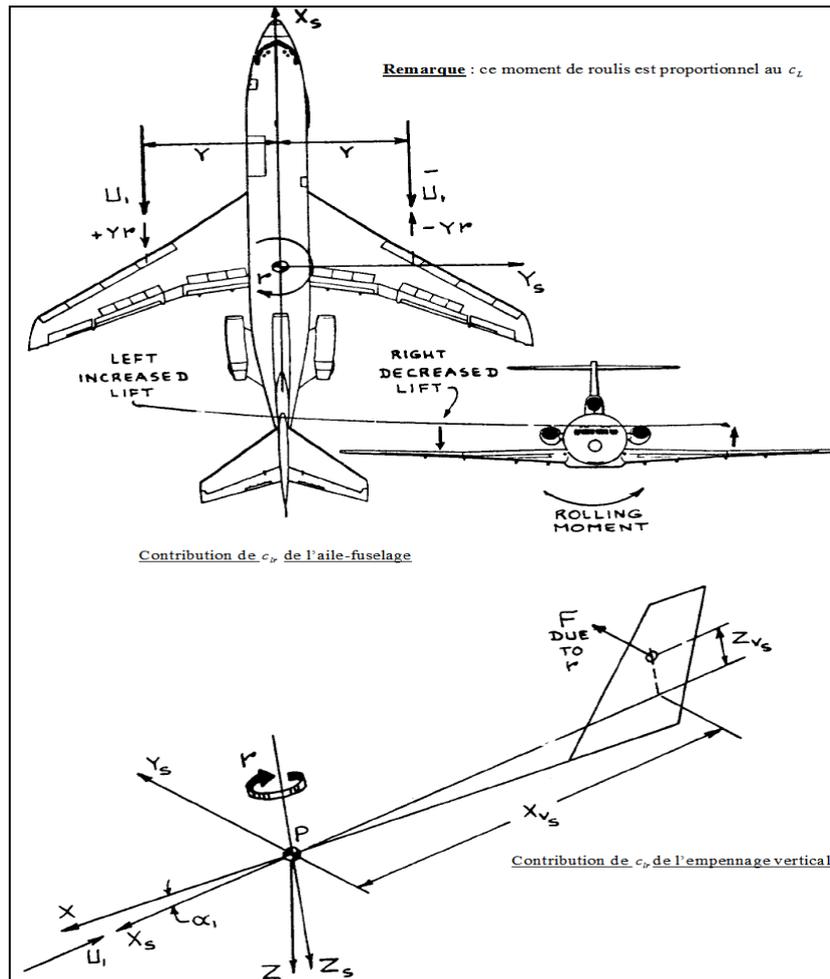


Figure 3.15 : L'explication physique de la contribution de l'aile-fuselage et l'empennage vertical sur le moment de roulis dû au taux de lacet

III.2.2.3. La dérivée du coefficient de lacet  $C_{nr}$  :

Elle est généralement constituée de deux composantes :

$$C_{nr} = C_{nrWB} + C_{nrV} \dots\dots\dots(III.98)$$

La contribution de l'empennage horizontal est fréquemment négligeable.

La contribution de l'empennage vertical peut être expliquée également sur la figure 3.15 Son expression est donnée par :

$$c_{nrV} = -c_{l\alpha V} \frac{2X_{Vs}^2}{b^2} n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots(III.99)$$

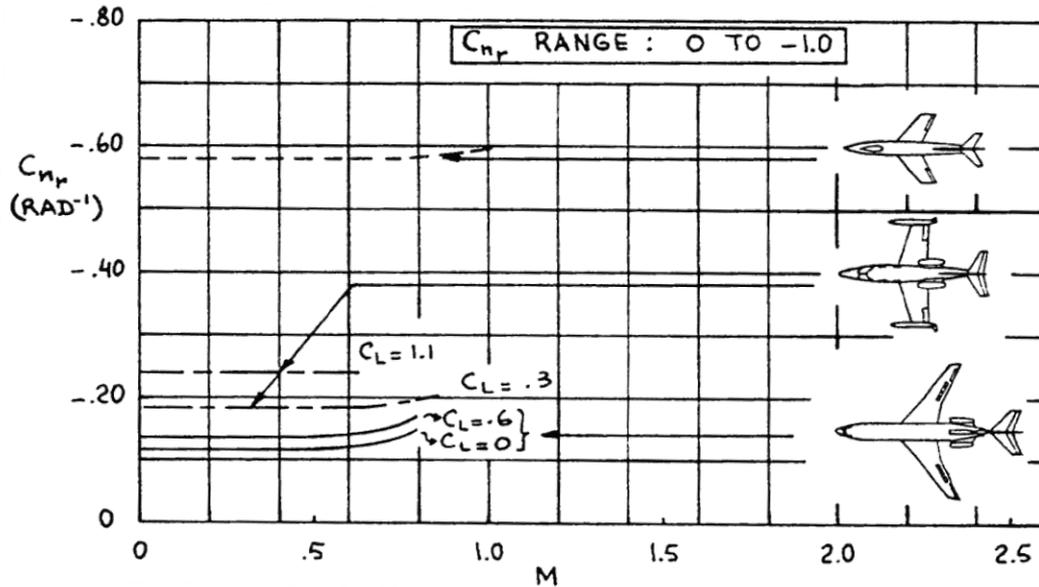


Figure 3.16 : La variation de  $C_{nr}$  en fonction du nombre de Mach

**III.2.3. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport aux angles  $\delta_A$  et  $\delta_R$  ( $C_{y\delta}$ ,  $C_{l\delta}$ ,  $C_{n\delta}$ ) :**

**III.2.3.1. Les dérivées de stabilité  $C_{y\delta_A}$  et  $C_{y\delta_R}$  :**

**III.2.3.1.1. La dérivée du coefficient de stabilité  $C_{y\delta_R}$  :**

La force latérale due à la dérivée du coefficient  $C_{y\delta_R}$  est :

$$F_{AY} = c_{y\delta R} \delta_R \bar{q} S \dots\dots\dots(III.100)$$

Le coefficient de portance due au débattement de la gouverne de direction sur l'empennage vertical est exprimé par :

$$c_{LV} = \frac{\partial c_{LV}}{\partial \delta_R} \delta_R = \frac{\partial c_{LV}}{\partial \alpha_V} \frac{\partial \alpha_V}{\partial \delta_R} \delta_R = c_{L\alpha V} \alpha_{\delta R} \delta_R = c_{L\alpha V} \alpha_{\delta R} \delta_R \dots\dots\dots(III.101)$$

La force latérale de l'empennage vertical due à la gouverne de direction peut maintenant être écrite comme :

$$F_{AY} = c_{L\alpha V} \alpha_{\delta R} \delta_R \bar{q}_V S_V \dots\dots\dots(III.102)$$

L'égalité des équations (III.100) et (III.102), permet d'obtenir :

$$c_{y\delta R} = c_{L\alpha V} \alpha_{\delta R} n_V \frac{S_V}{S} \dots\dots\dots(III.103)$$

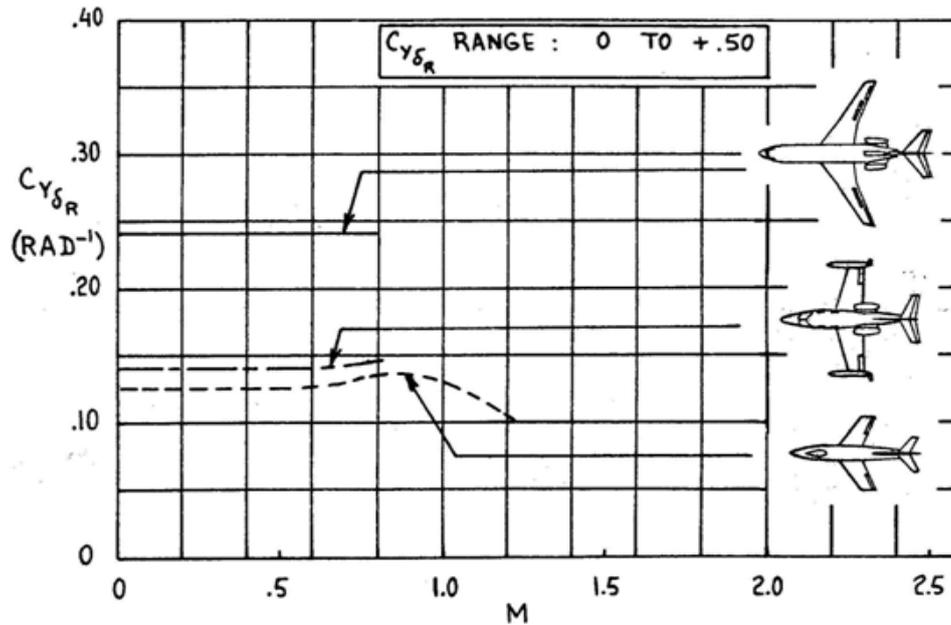


Figure 3.17 : La variation de  $c_{y\delta_R}$  en fonction du nombre de Mach

**III.2.3.1.2. La dérivée du coefficient de stabilité  $C_{y_{\delta_A}}$  :**

Cette dérivée est généralement négligeable sauf où le dispositif de commande latérale est situé près de la surface verticale. Un exemple de ce cas est présenté dans la figure 3.18c.

Maintenant, la force latérale totale d'un avion dans les conditions du vol stabilisé s'écrit:

$$F_{AY1s} = F_{AY} = (c_{y\beta}\beta + c_{y\delta_R}\delta_R + c_{y\delta_A}\delta_A)\bar{q}s \dots\dots\dots(III.104)$$

**III.2.3.2. Les dérivées de stabilité  $Cl_{\delta_A}$  et  $Cl_{\delta_R}$  :**

**III.2.3.2.1. Dérivée du coefficient de stabilité  $Cl_{\delta_A}$  :**

- La commande latérale des avions est faite avec :
- ailerons
  - spoilers (destructeur de portance)
  - stabilisateur différentiel et d'autres dispositifs

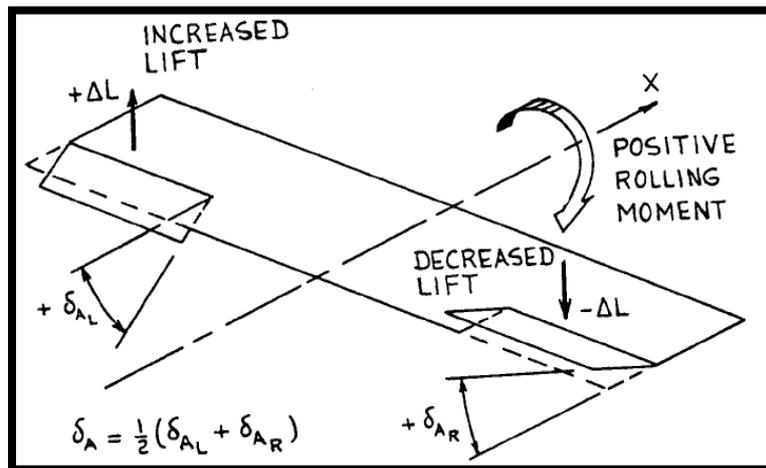
La figure 3.18 montre que pour les ailerons et le stabilisateur différentiel,  $\delta_A$  signifie la moyenne de débattement ( $+\delta_A$ ) de l'aile gauche et le débattement ( $-\delta_A$ ) de l'aile droite. Dans ce cas, on écrit :

$$\delta_A = \frac{1}{2}(\delta_{AL} + \delta_{AR}) \dots\dots\dots(III.105)$$

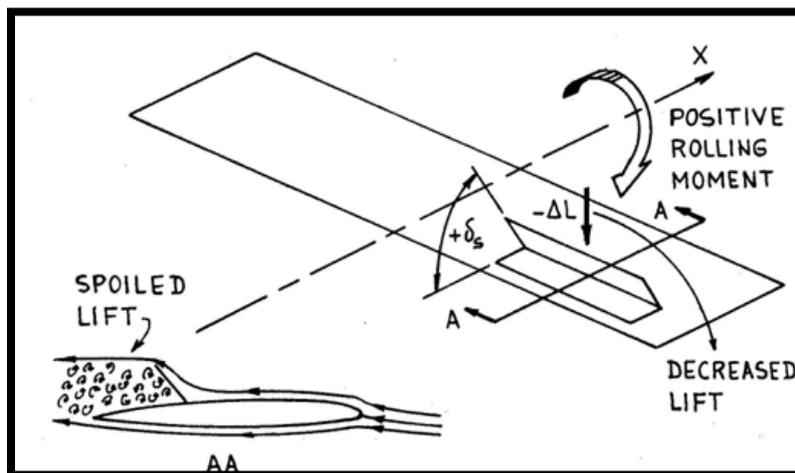
Les ailerons sont utilisés souvent dans les applications à faible vitesse et relativement à basse flèche. Pour des grandes vitesses et aux angles modérés de flèche, il s'avère que les

effets aéroélastiques excluent l'utilisation des ailerons. Dans ce cas, les spoilers sont employés. Plusieurs avions de ligne tels que Boeing 727 emploient les ailerons et les spoilers.

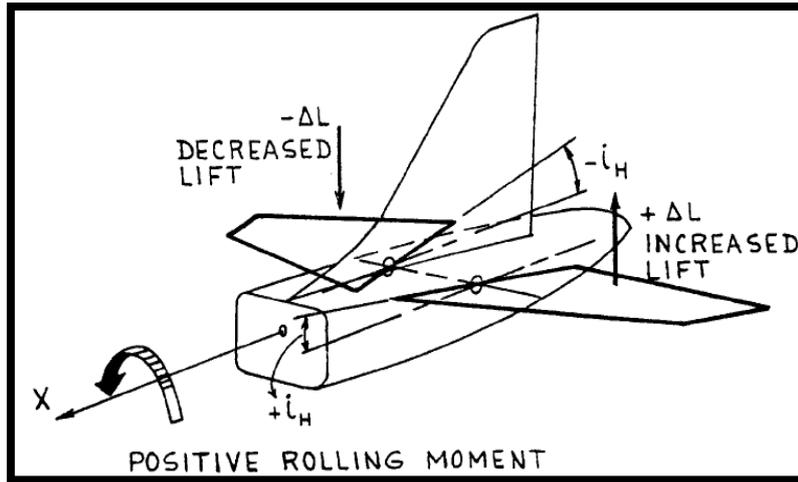
Aux grands angles de flèche ; les spoilers et les ailerons deviennent également inefficaces (de point de vue aérodynamique). Dans ce cas, les ailerons de bout (tels qu'utilisé en foudre électrique par les Anglais) ou les stabilisateurs différentiels (tels qu'utilisé par General Dynamics F111) sont souvent utilisés ; Concernant les avions d'aile delta, il est rare de voir les stabilisateurs différentiel utilisés pour la commande latérale.



a) ailerons



b) spoilers



c) stabilisateur différentiel

Figure 3.18 : Moment de roulis généré par les ailerons, spoilers et le stabilisateur différentiel

III.2.3.2.2. Dérivée du coefficient de stabilité  $Cl_{\delta R}$  :

La commande directionnelle des avions (la commande en dérapage) est habituellement obtenue à partir de :

- La gouverne de direction
- L'empennage vertical

Le symbole  $\delta_R$  représente l'angle de débattement de la gouverne de direction ou l'empennage vertical utilise le symbole  $i_v$  pour la commande directionnelle.

**Remarque :** la plupart des avions utilisent la gouverne de direction pour la commande directionnelle.

Une explication physique du mécanisme aérodynamique par lequel le moment de roulis dû à la commande directionnelle est expliqué par la représentation de la figure 3.19.

Puisque le but de la gouverne de direction est la commande en lacet, le moment de roulis dû à la gouverne de direction doit être vu parfois comme effet secondaire.

Pour déterminer l'expression de  $Cl_{\delta R}$  ; associons la force due à la gouverne de direction sur l'empennage vertical avec la dérivée de la force latérale :

$$F_{Ay} = c_{y\delta R} \delta_R \bar{q} S \dots\dots\dots(III.106)$$

Le moment de roulis dû à cette force autour de l'axe de stabilité est :

$$L = F_{Ay} Z_{Vs} = c_{y\delta R} \delta_R \bar{q} S Z_{Vs} \dots\dots\dots(III.107)$$

Le moment de roulis dû à la gouverne de direction est :

$$L = c_{l\delta R} \delta_R \bar{q} s b \dots\dots\dots(III.108)$$

Et par conséquent :

$$c_{l\delta R} = c_{y\delta R} \frac{Z_{Vs}}{b} \dots\dots\dots(III.109)$$

Observons que  $Cl_{\delta R}$  peut avoir un signe négatif à cause de  $Z_{Vs}$  (c'est le même cas avec  $Cl_{\beta v}$ ).

Maintenant, on peut évaluer le moment de roulis par :

$$L_{A1s} = L_A = (c_{l\beta} \beta + c_{l\delta A} \delta_A + c_{l\delta R} \delta_R) \bar{q} s b \dots\dots\dots(III.110)$$

Où les dérivés  $Cl_{\beta}$  et  $Cl_{\delta R}$  sont donnés par les équations (III.69) et (III.75) respectivement  
Aucune expression explicite simple ne peut être donnée pour  $Cl_{\delta A}$ .

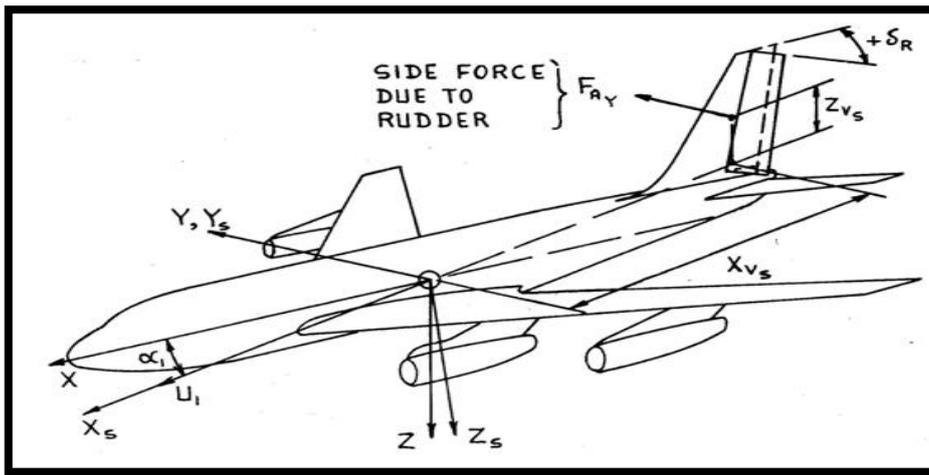


Figure 3.19 : Moment de roulis dû à la gouverne de direction

**III.2.3.3. Les dérivée de stabilité  $Cn_{\delta R}$  et  $Cn_{\delta A}$  :**

**III.2.3.3.1. La dérivée du coefficient de stabilité  $Cn_{\delta R}$  :**

Le moment de lacet dû à la commande directionnelle est obtenus à partir de la figure 3.16 et les équations (III.102), (III.105) et (III.106), tel que :

$$N = -c_{L\alpha V} \alpha_{\delta R} \delta_R \bar{q}_V s_V X_{Vs} \dots\dots\dots(III.111)$$

Alors :

$$c_{n\delta R} = -c_{L\alpha V} \alpha_{\delta R} n_V \frac{s_V X_{Vs}}{s b} \dots\dots\dots(III.112)$$

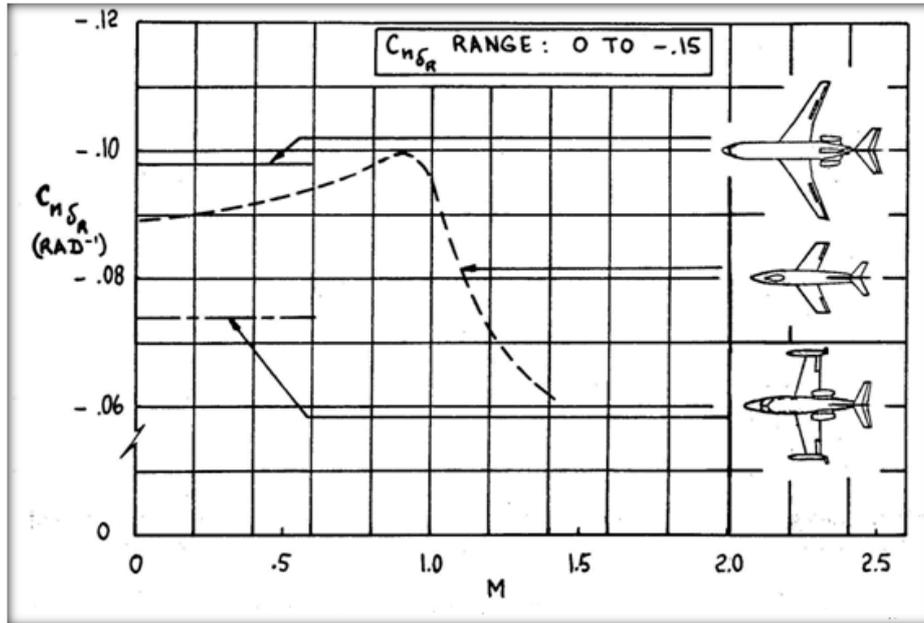
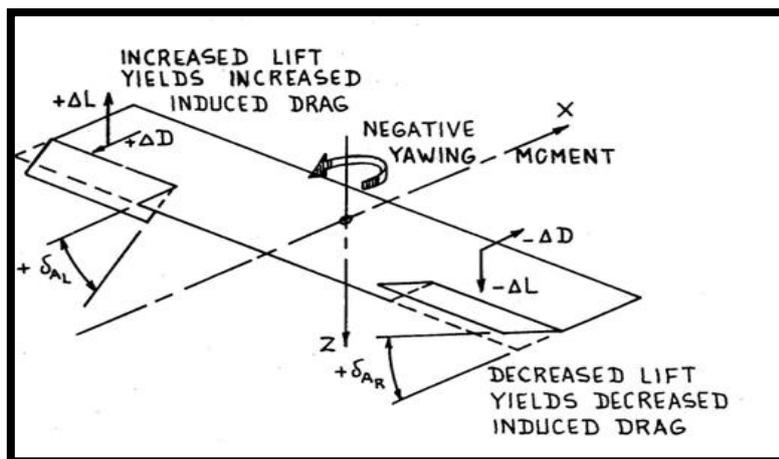


Figure 3.20 : La variation de  $c_{n\delta R}$  en fonction du nombre de Mach

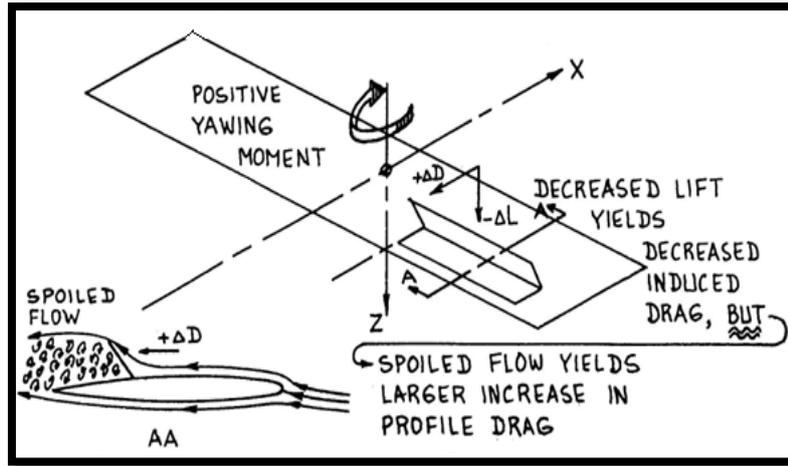
III.2.3.3.2. La dérivée du coefficient de stabilité  $Cn_{\delta A}$  :

Le moment de lacet dû à la commande latérale peut varier considérablement d'une configuration d'avion à l'autre car l'aérodynamique de chacune de ces configurations utilisées dans la commande latérale est largement différente par rapport à l'autre.

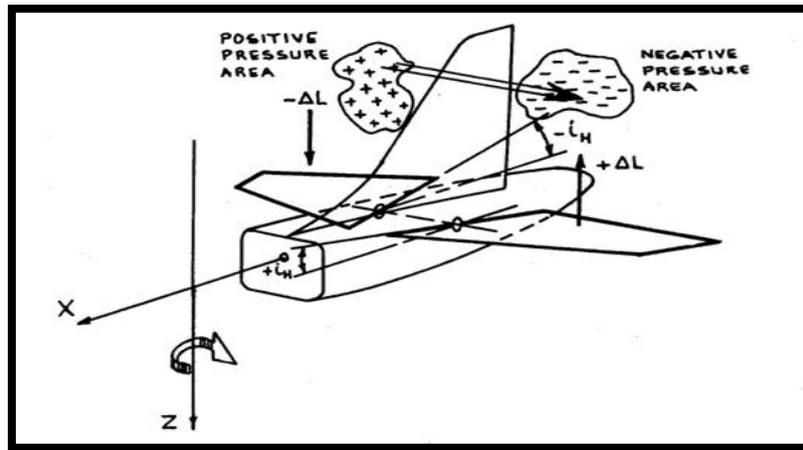
L'estimation de  $Cn_{\delta A}$  dans le cas des ailerons, spoilers et le stabilisateur différentiel est très difficile (voir figure 3.21), c'est la raison pour laquelle on utilise les méthodes expérimentales.



a) ailerons



b) spoilers



c) stabilisateur différentiel

**Figure 3.21** : Moment de lacet généré par les ailerons, spoilers et le stabilisateur différentiel

Maintenant, on peut évaluer le moment de lacet d'après l'expression suivante:

$$N_{A_{1s}} = N_A = (c_{n\beta}\beta + c_{n\delta R}\delta_R + c_{n\delta A}\delta_A)\bar{q}sb \dots\dots\dots(III.113)$$

**III.2.4. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport à  $\dot{\beta}$  ( $c_{y\dot{\beta}}, c_{l\dot{\beta}}, c_{n\dot{\beta}}$ )**

Les forces et les moments liés au taux de dérapage sont :  $F_{Ay}$ ,  $L_A$ ,  $N_A$ , tel que :

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_{Ay}}{\partial \left(\frac{\dot{\beta}b}{2U_1}\right)} &= c_{y\dot{\beta}} \bar{q}s \\ \frac{\partial L_A}{\partial \left(\frac{\dot{\beta}b}{2U_1}\right)} &= c_{l\dot{\beta}} \bar{q}sb \dots\dots\dots(III.114) \\ \frac{\partial N_A}{\partial \left(\frac{\dot{\beta}b}{2U_1}\right)} &= c_{n\dot{\beta}} \bar{q}sb \end{aligned}$$

**Remarque :** Il ya une analogie entre les dérivées par rapport à  $\dot{\alpha}$  et les dérivés par rapport à  $\dot{\beta}$  et n'existe pas des méthodes précises pour estimer les dérivés par rapport à  $\dot{\beta}$ . On suppose généralement que ces dérivées sont négligeables.

**III.2.5. Les dérivées des coefficients de stabilité par rapport au taux de roulis  $p$  ( $C_{y_p}$ ,  $C_{l_p}$ ,  $C_{n_p}$ ) :**

Les forces et les moments affectés par le taux de roulis sont :  $F_{Ay}$ ,  $L_A$ ,  $N_A$ , tel que :

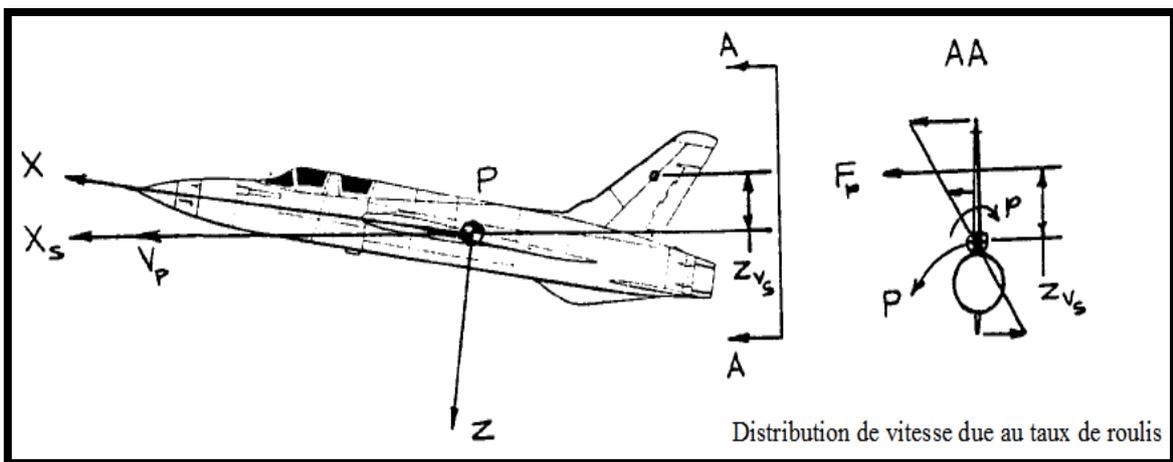
$$\begin{aligned} \frac{\partial F_{Ay}}{\partial \left( \frac{pb}{2U_1} \right)} &= c_{yp} \bar{q} s \\ \frac{\partial L_A}{\partial \left( \frac{pb}{2U_1} \right)} &= c_{lp} \bar{q} s b \dots\dots\dots(III.115) \\ \frac{\partial N_A}{\partial \left( \frac{pb}{2U_1} \right)} &= c_{np} \bar{q} s b \end{aligned}$$

**III.2.5.1. La dérivée du coefficient de la force latérale par rapport au taux de roulis  $C_{y_p}$  :**

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

$$C_{y_p} = C_{y_pWBH} + C_{y_pV} \dots\dots\dots(III.116)$$

La contribution de  $C_{y_pWBH}$  dû au fuselage, l'aile et l'empennage horizontal est généralement faible en comparant à la contribution de  $C_{y_pV}$  sur l'empennage vertical.



**Figure 3.22 :** La force latérale due au taux de roulis

La force latérale  $F_p$  s'exprime en :

$$F_p = c_{L\alpha V} \frac{pZ_{vs}}{U_1} \bar{q}_V s_V \dots\dots\dots(III.117)$$

Où  $(pZ_{vs}/U_1)$  est l'incidence dû au taux de roulis.

Il y a également un angle latéral induit  $\sigma_p$  sur l'empennage vertical. Pour une évaluation rapide de  $C_{y_{pV}}$ , on suppose souvent que l'angle latéral induit est nul.

Le coefficient de la force latérale de l'avion serait exprimé par :

$$F_{AYV} = c_{yV} \bar{q} s \dots\dots\dots(III.118)$$

D'autre part :

$$c_{yV} = -c_{L\alpha V} \frac{p Z_{Vs}}{U_1} n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots(III.119)$$

Et 
$$c_{y_{pV}} = -2c_{L\alpha V} \frac{Z_{Vs}}{b} n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots(III.120)$$

Une forte variation de l'angle d'incidence provoque un changement important de  $C_{y_{pV}}$ .

**III.2.5.2. La dérivée du coefficient de roulis par rapport au taux de roulis  $Cl_p$  :**

Cette dérivée de ce coefficient est exprimée généralement par trois composantes :

$$c_{lp} = c_{lpWB} + c_{lpH} + c_{lpV} \dots\dots\dots(III.121)$$

Pour la majorité des avions, la contribution majeure au  $Cl_p$  est le coefficient  $Cl_{pWB}$ .

Avec :  $Cl_{pW} \cong Cl_{pWB}$

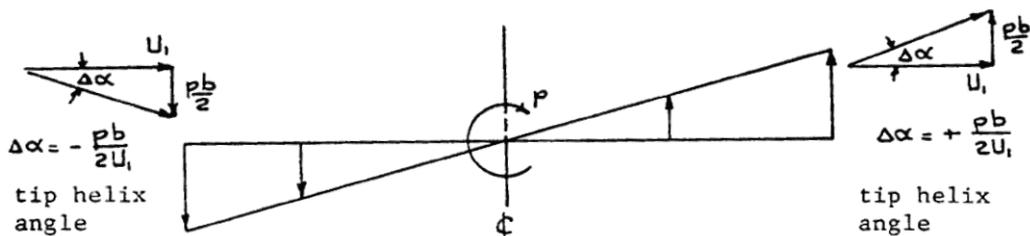
La contribution de  $Cl_{pH}$  peut être estimée par :

$$c_{lpH} = c_{lpH} \frac{s_H b_H^2}{s b^2} \dots\dots\dots(III.122)$$

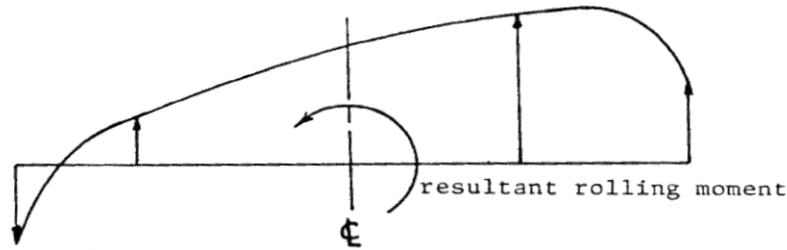
Généralement, il est négligeable par le fait que la géométrie de l'aile est beaucoup plus importante que celle de l'empennage horizontale.

Une expression de  $Cl_{pV}$  peut être dérivée à l'aide de l'équation (III.120) :

$$c_{lpV} = -2c_{L\alpha V} \left( \frac{Z_{Vs}}{b} \right)^2 n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots(III.123)$$



La distribution de la vitesse due au taux de roulis



La distribution totale de la portance à l'état stabilisé de roulis

Figure 3.23 : L'explication physique du moment de roulis dû au taux de roulis

III.2.5.3. La dérivée du coefficient de lacet par rapport au taux de roulis  $C_{np}$  :

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

$$C_{np} = C_{npWB} + C_{npV} \dots\dots\dots(III.124)$$

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

$C_{npWB}$  est dû aux trois effets suivants :

- 1- l'effet de la traînée du profil
  - 2- L'inclinaison du vecteur portance
  - 3- La dépression à l'extrémité
- 1- L'effet de la traînée du profil :

Le taux de roulis provoque une variation d'angle d'incidence dans toute l'aile ; pour une vitesse de roulis positive ; l'aile droite règne une augmentation de l'angle d'incidence qui produit une traînée positive et l'aile gauche règne une diminution de l'angle d'incidence qui produit une traînée négative et le moment de lacet résultant sera positive (voir figure 3.24).

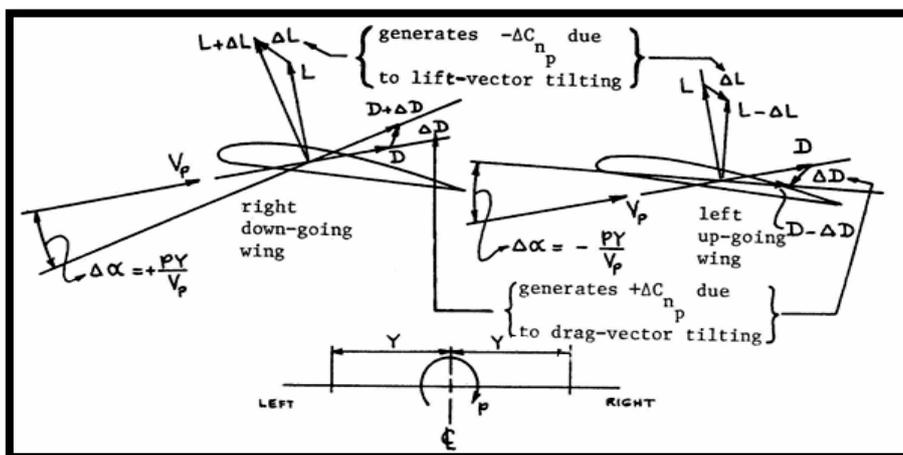


Figure 3.24 : L'effet de la portance et de la traînée sur le moment de lacet

2- Inclinaison du vecteur portance :

La figure 3.24 montre aussi la création d'un moment de lacet négatif dû à cet effet.

3- Dépression à l'extrémité :

Cet effet est important pour les avions de faible allongement. Il est proportionnel à la force latérale et à la distance longitudinale de l'aile entre le centre de gravité et le milieu de la corde d'extrémité. La dépression est proportionnelle au coefficient de la portance de l'état de vol stabilisé comme montre la figure 3.25.

Notons que la contribution due à la dépression doit être négative.

Et la contribution de l'empennage vertical est donné par :

$$c_{npV} = +2c_{L\alpha V} \frac{Z_{Vs}}{b} \frac{X_{Vs}}{b} n_V \frac{s_V}{s} \dots\dots\dots(III.125)$$

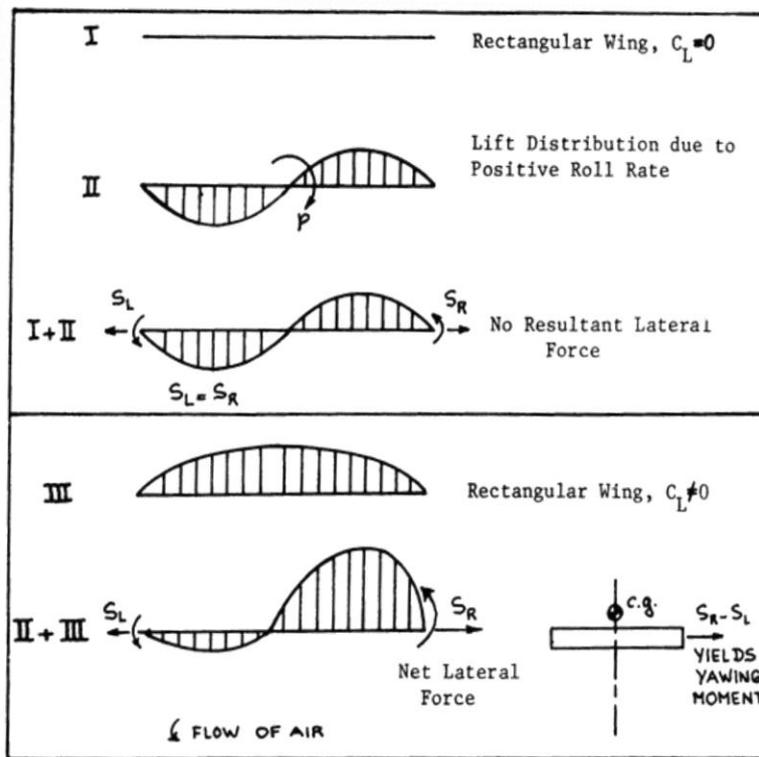


Figure 3.25 : L'effet de la dépression sur le moment de lacet dû au taux de roulis

#### IV. Résultats et interprétation :

Dans ce chapitre, nous présentons les résultats avec des interprétations. On compare nos résultats avec ceux de ROSKAM pour estimer l'erreur.

##### IV.1. Description de programme :

Il consiste en un programme principale et des sous programmes « SUBROUTINES » ; le programme principale fait appel à un des deux sous programme 'LAPROG ou LOPROG', la premier sous programme pour la détermination des coefficients de stabilité latérale-directionnelle et le deuxième pour la détermination des coefficients de stabilité longitudinale.

Chaque une des deux subroutines fait appel aux autres sous programmes.

##### IV.2. Le modèle mathématique de CESSNA 172 :

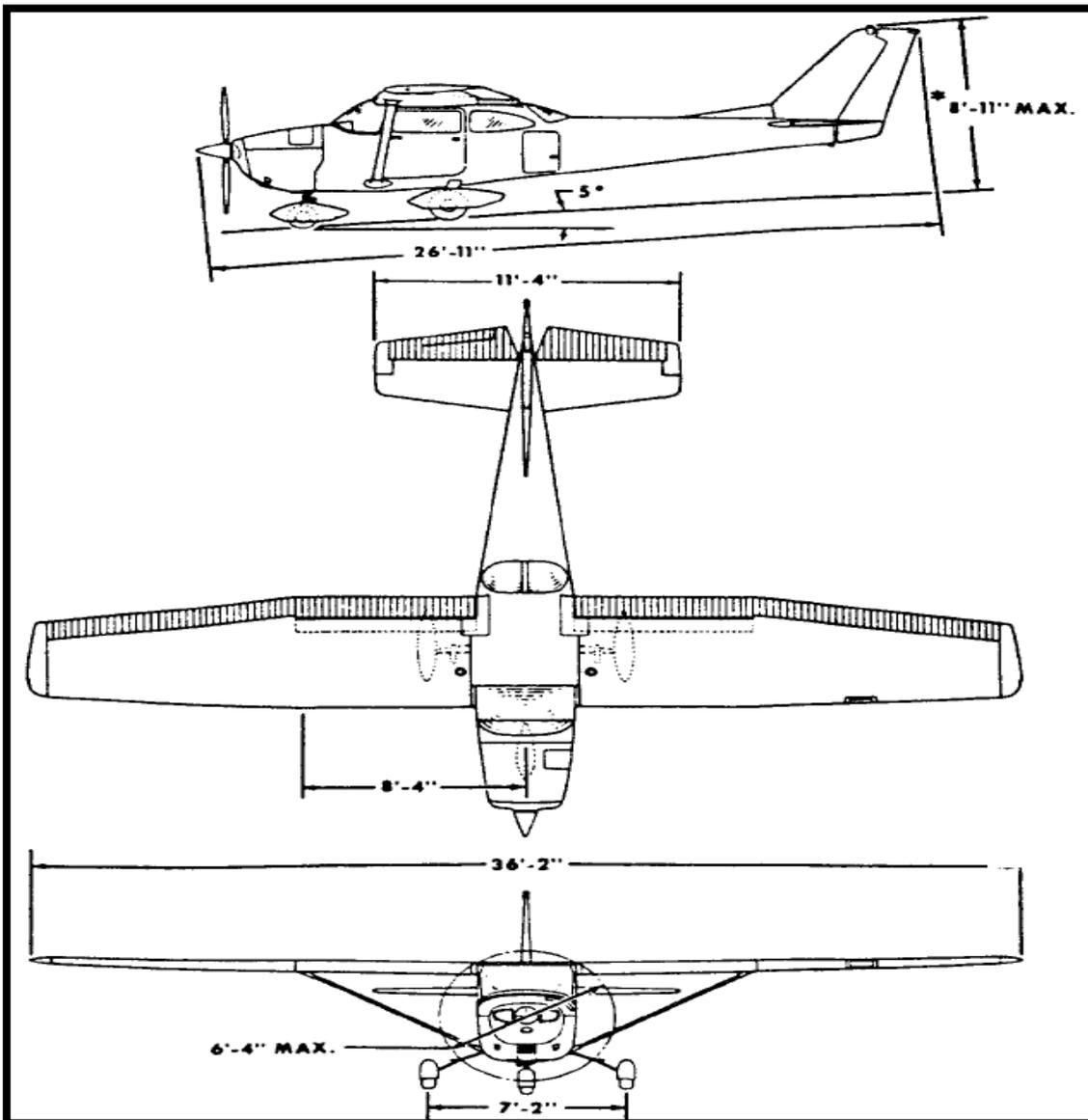


Figure 4.1 : Trois vue de l'avion CESSNA 172

➤ **Les conditions de vol :**

Vol de croisière à l'altitude = 5000 ft.

$$U_0 = 219 \text{ ft/s}, \quad \rho = 0.00205 \text{ slugs/ft}^3, \quad \bar{x}_{cg} = 0.25.$$

➤ **Paramètres géométriques de CESSNA 172 :**

$$\text{La corde} = 4.9 \text{ ft}$$

$$\text{La surface d'aile} = 174 \text{ ft}^2$$

$$\text{L'envergure} = 35.8 \text{ ft}$$

$$\text{Poids} = 2645 \text{ lbf}$$

$$I_{xx} = 948 \text{ slug ft}^2$$

$$I_{yy} = 1346 \text{ slug ft}^2$$

$$I_{zz} = 1967 \text{ slug ft}^2$$

$$I_{xz} = 0$$

➤ **Les entrées de programme :**

Ce sont les données utilisées par le programme, elles sont présentées dans un fichier de format texte.

Notre programme nécessite deux fichiers de données, le premier pour les dérivées de stabilité latérale-directionnelle « lateral1.dat » et le deuxième pour les dérivées de stabilité longitudinale « long1.dat ».

Ces deux fichiers contiennent les données de l'avion étudié.

• **Les sorties de programme « OUTPUT » :**

Les sorties du programme se trouvent dans un fichier de résultats sous le nom « lateral.result » ou « long.result » suivant le cas désiré ; le premier pour la stabilité latérale directionnelle et le deuxième pour la stabilité longitudinale.

Pour ce modèle « CESSNA 172 » les résultats sont les suivant :

a) les dérivées longitudinales :

$$\begin{aligned} CL &= .3093 & CLA &= 4.6076 & CLDA &= 1.7418 & CLQ &= 3.9168 & CLDE &= .4268 \\ CD &= .0311 & CDA &= .1256 & CDDA &= .0000 & CDQ &= .0000 & CDDE &= .0000 \\ CM &= .0000 & CMA &= -.8853 & CMDA &= -5.2366 & CMQ &= -12.4337 & CMDE &= -1.2830 \\ CMU &= .0000 & CTRPM &= .0000 & CDU &= .0000 & CTU &= .0000 & CLU &= .0000 \\ CT &= .0000 \end{aligned}$$

b) les dérivées latérale-directionnel :

CYB = -0.308006    CLB = -0.089010    CNB = 0.064553    CYP = -0.037333  
 CLP = -0.470775    CNP = -0.029229    CLDA = 0.177228    CNDA = -0.016724  
 CYR = 0.210292    CLR = 0.095876    CNR = -0.096319    CYDA = 0.00000  
 CYDR = 0.187369    CLDR = 0.014747    CNDR = -0.065786

Validation des résultats par ROSKAM ;

A partir de la référence [2] Les valeurs des dérivées de stabilité pour le modèle « CESSNA 172 » sont :

a) les dérivées longitudinales :

CL = 0.31    CLA = 4.6    CLDA = 1.7    CLQ = 3.9    CLDE = 0.43  
 CD = 0.031    CDA = 0.13    CDDA = 0.00    CDQ = 0.00    CDDE = 0.00  
 CM = 0.00    CMA = -0.89    CMDA = -5.2    CMQ = -12.4    CMDE = -1.28  
 CMU = 0.0    CTRPM = 0.0    CDU = 0.0    CTU = 0.0    CLU = 0.0    CT = 0.0

b) les dérivées latérale-directionnelle :

CYB = -0.31    CLB = -0.089    CNB = 0.065    CYP = -0.037    CLP = -0.47  
 CNP = -0.03    CLDA = 0.178    CNDA = -0.053    CYR = 0.21    CLR = 0.096  
 CNR = -0.099    CYDA = 0.00    CYDR = 0.187    CLDR = 0.0147    CNDR = -0.0657

**IV.2.1. Estimation d'erreur :**

**Tableau IV.1 :** validation des résultats de programme

Le coefficient	Valeur « prog »	Valeur« ROSKAM »	L'erreur (%)
CL	0.3093	0.31	0.225
CD	0.0311	0.031	0.322
CM	0.0	0.0	0.0
CLA	4.6050	4.6	0.108
CMA	-0.8851	-0.89	0.55
CDA	0.1256	0.13	3.384
CLQ	3.9141	3.9	0.361
CDQ	0.0	/	/
CMQ	-12.4252	-12.4	0.203
CLDA	1.7396	1.7	2.329
CDDA	0.0	/	/
CMDA	-5.2301	-5.2	0.578
CLDE	0.4265	0.43	0.813
CDDE	0.0	0.06	/
CMDE	-1.2822	-1.28	0.171
CLU	0.0	0.0	0.0
CDU	0.0	0.0	0.0
CMU	0.0	0.0	0.0

<b>CTU</b>	<b>0.0</b>	<b>0.0</b>	<b>0.0</b>
<b>CYB</b>	<b>-0.308006</b>	<b>-0.31</b>	<b>0.643</b>
<b>CNB</b>	<b>0.064553</b>	<b>0.065</b>	<b>0.687</b>
<b>CLB</b>	<b>-0.089010</b>	<b>-0.089</b>	<b>0.011</b>
<b>CYP</b>	<b>-0.037333</b>	<b>-0.037</b>	<b>0.9</b>
<b>CNP</b>	<b>-0.29228</b>	<b>-0.3</b>	<b>2.573</b>
<b>CLP</b>	<b>-0.470775</b>	<b>-0.47</b>	<b>0.164</b>
<b>CYR</b>	<b>0.210292</b>	<b>0.21</b>	<b>0.139</b>
<b>CNR</b>	<b>-0.096319</b>	<b>-0.099</b>	<b>2.708</b>
<b>CLR</b>	<b>0.095876</b>	<b>0.096</b>	<b>0.129</b>
<b>CYDA</b>	<b>0.0</b>	<b>0.0</b>	<b>0.0</b>
<b>CNDA</b>	<b>-0.016724</b>	<b>-0.053</b>	<b>68.44</b>
<b>CLDA</b>	<b>0.177227</b>	<b>0.178</b>	<b>0.434</b>
<b>CYDR</b>	<b>0.187369</b>	<b>0.187</b>	<b>0.197</b>
<b>CNDR</b>	<b>-0.065786</b>	<b>-0.0657</b>	<b>0.13</b>
<b>CLDR</b>	<b>0.014747</b>	<b>0.0147</b>	<b>0.319</b>

#### ***IV.2.2. Interprétation des résultats :***

A partir du tableau précédent nous remarquons que la valeur d'erreur est proche de zéro, ce qui implique que nos résultats sont très proches des valeurs calculées par ROSKAM. L'erreur maximale est égale à 3.384 % pour le coefficient CDA, cette erreur est due à l'approximation faite pour quelques données par exemple la masse volumique d'air est égale 0.002048, mais le référence [2] prend la valeur 0.00205. et aussi suite aux valeurs empiriques.

On note aussi que pour d'autres coefficients de stabilité les autres valeurs sont presque identiques c.-à-d. la l'erreur est proche de zéro.

#### ***IV.2.3. L'effet de la masse d'avion :***

Pour estimer l'effet de la masse totale d'avion sur ces coefficients, on fait varier des valeurs de ce paramètre (MS) sans le changement des autres données et nous exécutons le programme pour chaque cas.

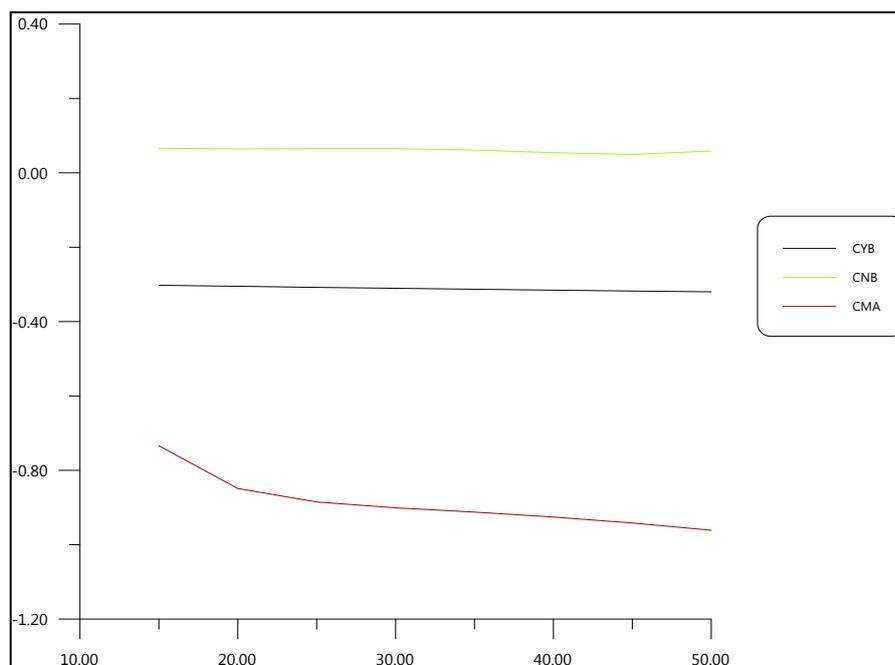
D'après les résultats obtenus, la masse de l'avion n'influe pas sur les dérivées de stabilité que cette soit longitudinale ou bien latérale directionnelle.

#### ***IV.2.4. L'effet de la longueur de fuselage :***

Pour cela on prend huit valeurs de la variable LF et nous exécutons le programme ; les résultats sont présentés dans le tableau suivant :

**Tableau IV.2** : l'influence de la longueur de fuselage sur les dérivées de stabilité

LF(lenghtfus)	CYB	CNB	CMA
15	-0.302514	0.06584	-0.734
20	-0.305317	0.063749	-0.8488
25	-0.308006	0.064553	-0.8853
30	-0.310599	0.064534	-0.9009
35	-0.313108	0.060975	-0.9125
40	-0.315542	0.054133	-0.9256
45	-0.317911	0.049219	-0.9417
50	-0.32022	0.05838	-0.9612

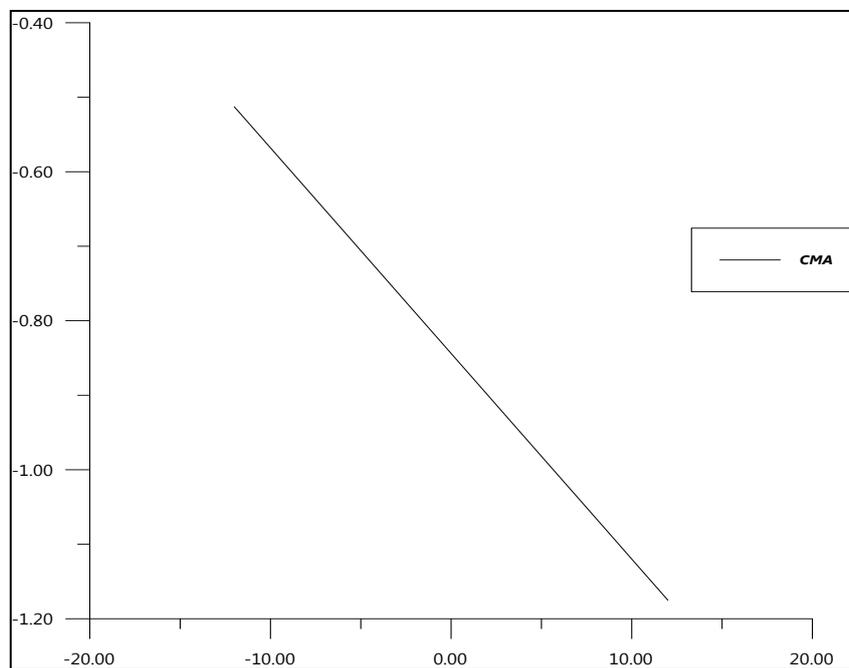
**Figure 4.2** les coefficients de stabilité CYB, CNB et CMA en fonction de longueur de fuselage LF.**IV.2.5. L'effet de l'angle d'incidence  $\alpha$  :**

Pour estimer l'influence de l'angle d'incidence sur les dérivées de stabilité, nous varions l'angle d'incidence de -12 jusqu'à 12 avec un pas de 2 degrés.

Les résultats de cette variation sont présentés dans le tableau suivant.

**Tableau IV.3 :** l'influence de variation de l'angle d'incidence sur les dérivées de stabilités.

alpha	CMA
-12	-0.5127
-10	-0.5679
-8	-0.6231
-6	-0.6783
-4	-0.7335
-2	-0.7887
0	-0.8439
2	-0.8991
4	-0.9543
6	-1.0095
8	-1.0647
10	-1.1199
12	-1.1751



**Figure 4.3** le coefficient de stabilité CMA en fonction alpha

➤ **L'interprétation des résultats de tableau IV.3 :**

Après l'exécution de programme nous remarquons que l'angle d'incidence n'influe que sur les deux coefficients CMA et CNP.

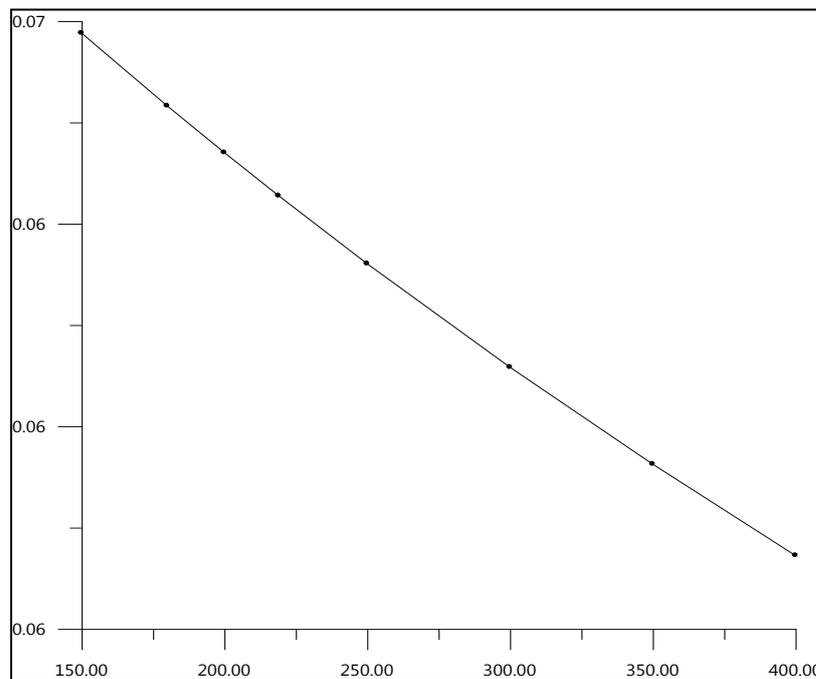
Pour CMA nous remarquons qu'il diminue avec l'augmentation de l'angle d'incidence c.-à-d. la relation entre CMA et alpha est proportionnelle mais avec une pente négative.

#### IV.2.6. L'effet de vitesse de vol $U$ :

Pour connaître l'effet de vitesse de vol sur les dérivées de stabilités, on fixe tous les données et nous changeons la variable  $U$  comme indique le tableau suivant ;

**Tableau IV.4** : l'influence de vitesse de vol sur les dérivées de stabilité.

CNB	U (vitesse)
0.067764	150
0.066327	180
0.065405	200
0.064553	219
0.063212	250
0.061168	300
0.059254	350
0.05745	400



**Figure 4.4** le coefficient de stabilité CNB en fonction de vitesse de vol

➤ **Interprétation des résultats de tableau IV.4 :**

Après l'exécution de programme nous remarquons que la vitesse de vol n'influe que sur la dérivative CNB.

A partir le tableau précédent nous remarquons que le coefficient de stabilité CNB diminue avec l'augmentation de la vitesse de vol, comme la référence [2] indique que le coefficient CNB diminue avec le nombre de mach implique qu'il augmente aussi avec la vitesse de vol  $U$ .

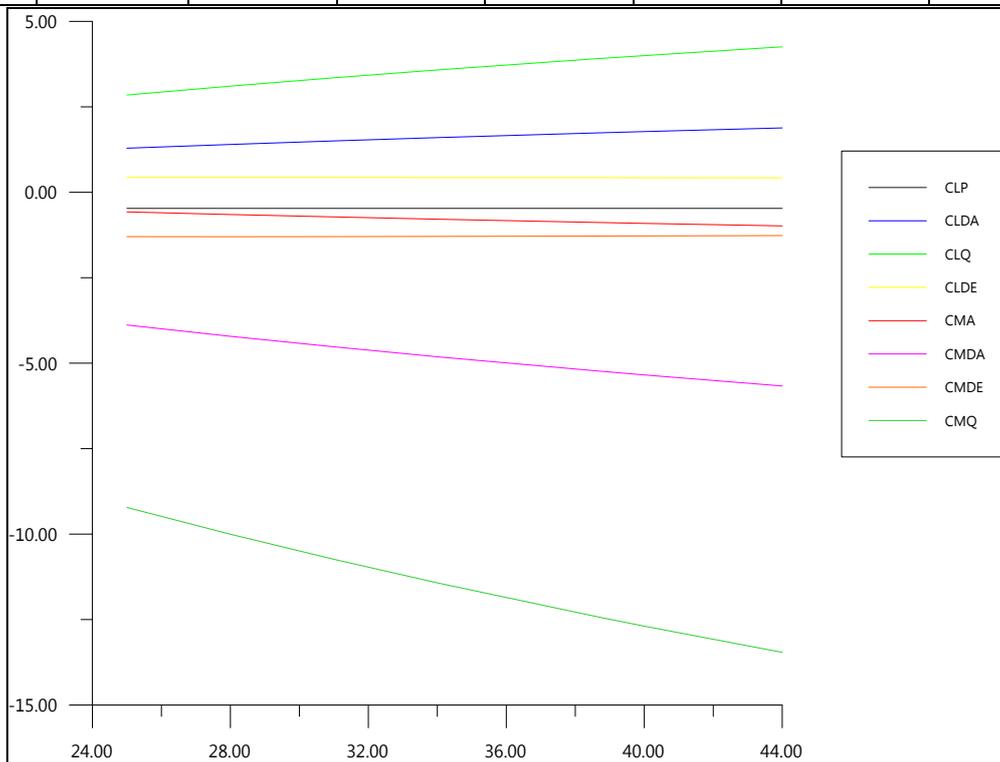
L'augmentation de CNB résulte la difficulté de récupération des moments de roulis ou bien difficulté de maniabilité.

**IV.2.7. L'effet de surface d'empennage horizontale :**

On varie la surface d'empennage horizontale et en gardant constant les autres données ; après l'exécution de programme, on obtient les résultats indiquées dans le tableau suivant ;

**Tableau IV.5 :** influence de surface d'empennage horizontale sur les dérivées de stabilité.

Sh	CLP	CLDA	CLQ	CLDE	CMA	CMDA	CMDE	CMQ
25	-.470375	1.2921	2.8486	.4315	-0.5761	-3.8847	-1.2974	-9.2223
28	-.470495	1.4016	3.1086	.4324	-0.6514	-4.2138	-1.3000	-10.004
31	-.470592	1.5044	3.3528	.4317	-0.7220	-4.5228	-1.2980	-10.7380
34	-.470672	1.6011	3.5824	.4300	-0.7885	-4.8134	-1.2929	-11.4285
38.71	-.470775	1.7418	3.9168	.4268	-.8853	-5.2366	-1.2830	-12.4337
40	-.470799	1.7782	4.0032	.4257	-0.9103	-5.3460	-1.2799	-12.6936
44	-.470866	1.8857	4.2585	.4221	-0.9843	-5.6692	-1.2691	-13.4611



**Figure 4.5** les dérivées de stabilité en fonction de surface d'empennage horizontale SH.

➤ **Interprétation des résultats de tableau IV.5 :**

On remarque que la valeur de surface d'empennage horizontale influe sur plusieurs coefficients de stabilité, en particulier les dérivées de stabilité longitudinale.

IV.2.8. L'effet d'envergure B :

Tableau IV.6 les différentes dérivées latérale-directionnel de CESSNA 172 en fonction d'envergure

B	CYB	CLB	CNB	CYP	CLP	CNP	CYR	CLR	CNR	CYDR	CLDR	CNDR
25	-.29	-.15	.08	-.03	-.3	-.006	.29	.1	-.18	.18	.02	-.09
30	-.3	-.11	.07	-.03	-.38	-.01	.24	.09	-.13	.18	.01	-.07
35	-.307	-.091	.065	-.037	-.46	-.028	.214	.096	-.1	.187	.015	-.067
40	-.313	-.078	.059	-.038	-.525	-.034	.191	.094	-.08	.187	.013	-.058
45	-.32	-.069	.055	-.04	-.59	-.037	.174	.093	-.066	.187	.011	-.052

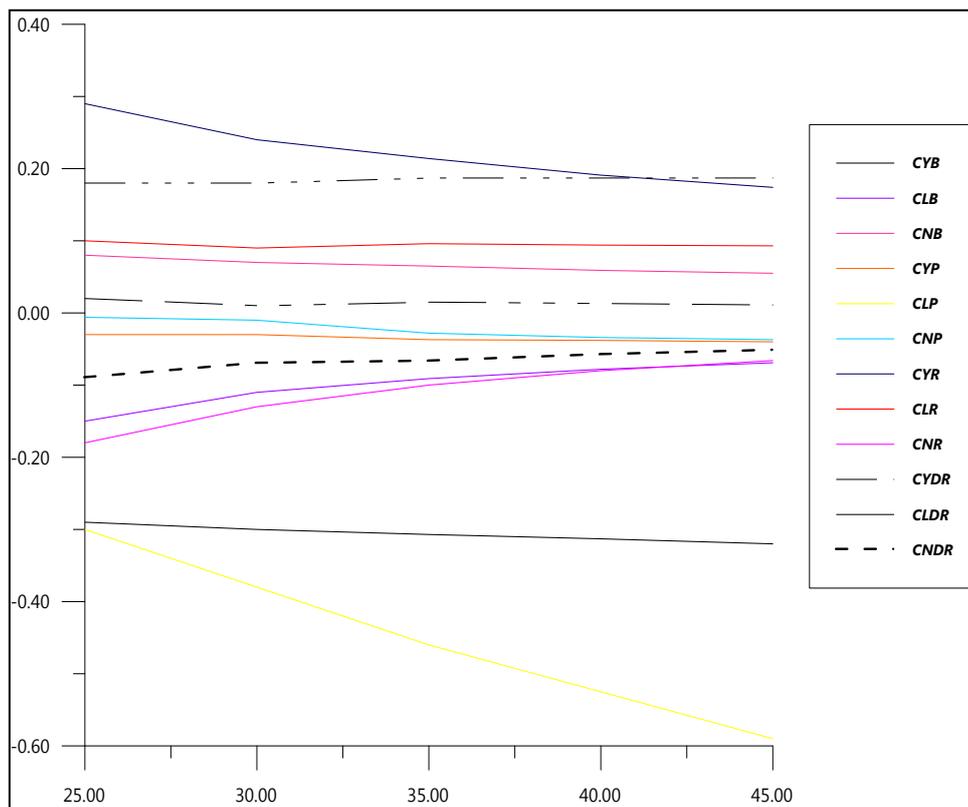


Figure 4.6 Influence d'envergure d'aile sur les dérivées de stabilité latérale

IV.2.9. L'effet de la corde d'aileron :

Tableau IV.7 Dérivées latérales-directionnels de CESSNA 172 en fonction de corde d'aileron

CA ( ft )	CLDA	CNDA
0.45	.126304	-.011919
0.55	.144776	-.013662
0.65	.161570	-.015247
0.75	.177228	-.016724
0.85	.192136	-.018131
0.95	.206525	-.019489

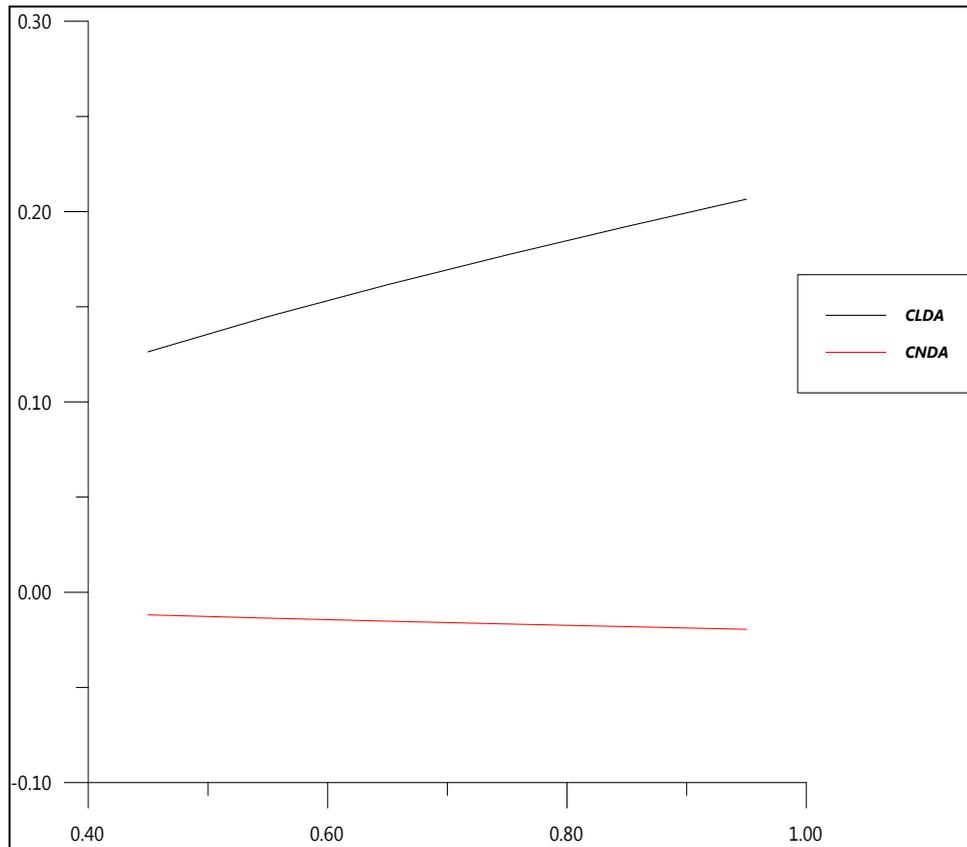


Figure 4.7 Influence de la corde d’aileron sur les dérivées de stabilité latéral-directionnel.

IV.2.10. L’effet de l’angle de dièdre :

Tableau IV.8 dérivatives latérales de CESSNA 172 en fonction de l’angle de dièdre.

DIH (degrees)	CYB	CLB	CYP
-2.0	-.309553	-.038119	.063009
-1.5	-.306688	-.044941	.049559
-1.0	-.303823	-.051763	.036108
-0.5	-.300959	-.058585	.022657
0.0	-.298094	-.065406	.009206
0.0	-.300959	-.072228	-.004244
1.0	-.303823	-.079050	-.017695
1.4	-.306115	-.084508	-.028456
1.73	-.308006	-.089010	-.037333

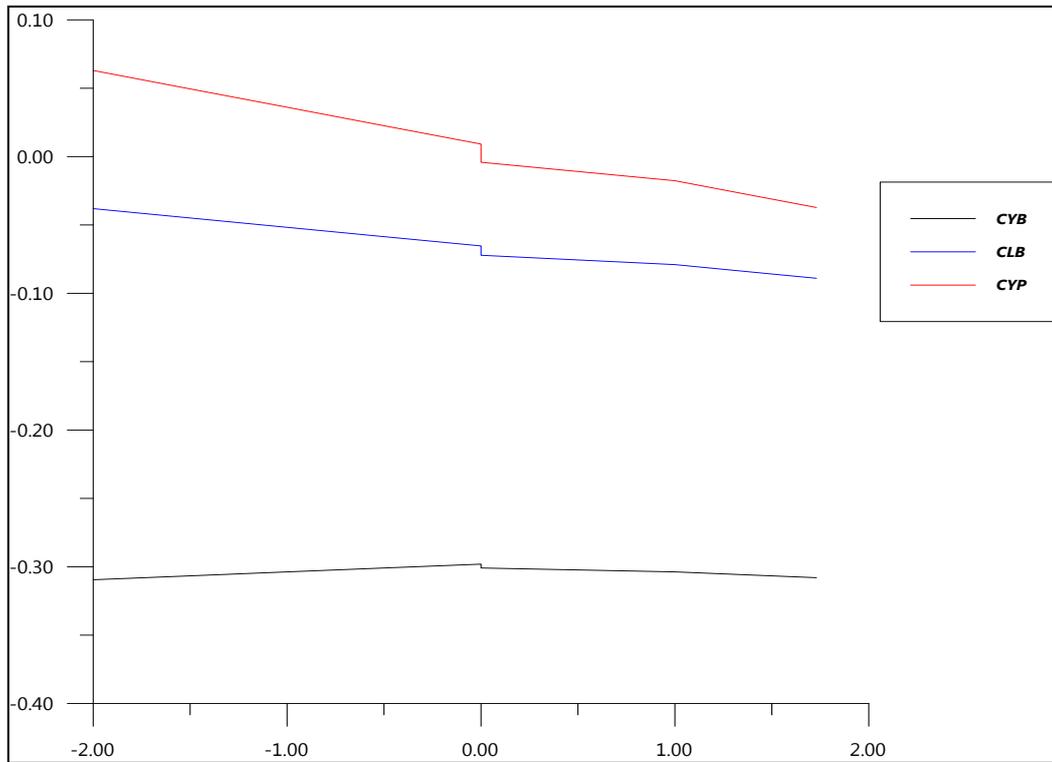


Figure 4.8 Influence de dièdre sur les dérivées latéral-directionnel de stabilité.

IV.2.11. L'effet de surface d'aile:

Tableau IV.9 Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction de la surface alaire

S	CYB	CLB	CNB	CYP	CLP	CNP	CYR	CLR
150	-.369618	-.086387	.080630	-.038368	-.508521	-.032680	.256412	.100839
160	-.341225	-.087303	.073148	-.037906	-.491650	-.031149	.235121	.098611
170	-.316826	-.088477	.066818	-.037490	-.476479	-.029753	.216876	.096618
180	-.295653	-.089869	.061403	-.037107	-.462532	-.028474	.201083	.094816
190	-.277121	-.091446	.056728	-.036749	-.449492	-.027298	.187292	.093171
200	-.260773	-.093181	.052658	-.036411	-.437156	-.026213	.175155	.091660
210	-.246253	-.095052	.049087	-.036088	-.425399	-.025208	.164398	.090264

S	CNR	CLDA	CNDA	CYDR	CLDR	CNDR
150	-.115540	.203672	-.017668	.217348	.017106	-.076312
160	-.106668	.191600	-.016621	.203764	.016037	-.071542
170	-.099063	.181074	-.016702	.191778	.015094	-.067334
180	-.092479	.171800	-.016730	.181124	.014255	-.063593
190	-.086728	.163552	-.016678	.171591	.013505	-.060246
200	-.081666	.156157	-.016570	.163011	.012830	-.057234
210	-.077178	.149478	-.016421	.155249	.012219	-.054508

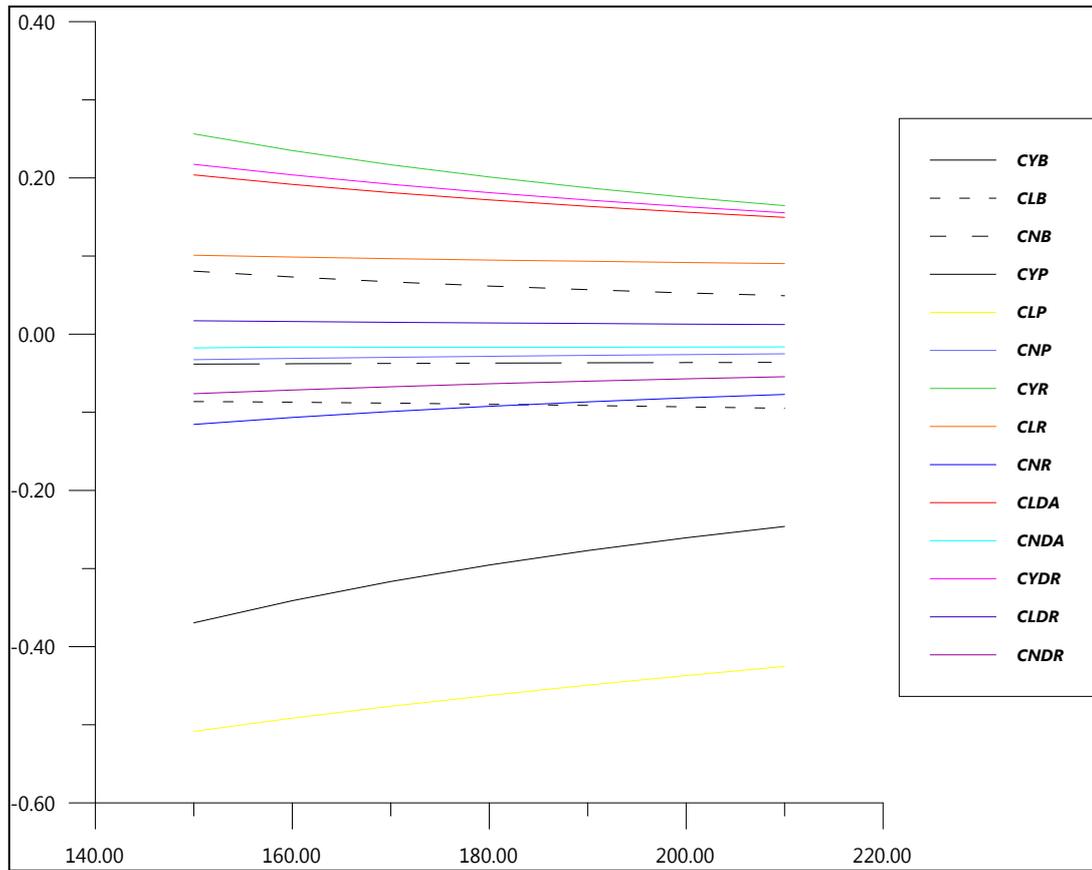


Figure 4.9 Influence de surface de voilure sur les dérivées de stabilité latéral-directionnel.

IV.2.12. L'effet d'angle de flèche de l'aile :

Tableau IV.10 Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction de flèche d'aile.

SA(rad)	CYB	CNB	CYP	CLP	CNP	CYR	CLR	CNR
-0.261	-.308775	.064932	-.09089	-.470658	-.030183	.211051	.085679	-.096632
0.0	-.308006	.064553	-.03733	-.470775	-.029229	.210292	.095876	-.096319
0.261	-.308775	.064932	.01623	-.470658	-.030183	.211051	.109801	-.096632
0.523	-.311176	.066130	.07001	-.470359	-.033634	.213446	.129864	-.097621
0.785	-.315454	.068326	.12378	-.470146	-.042298	.217839	.160930	-.099436

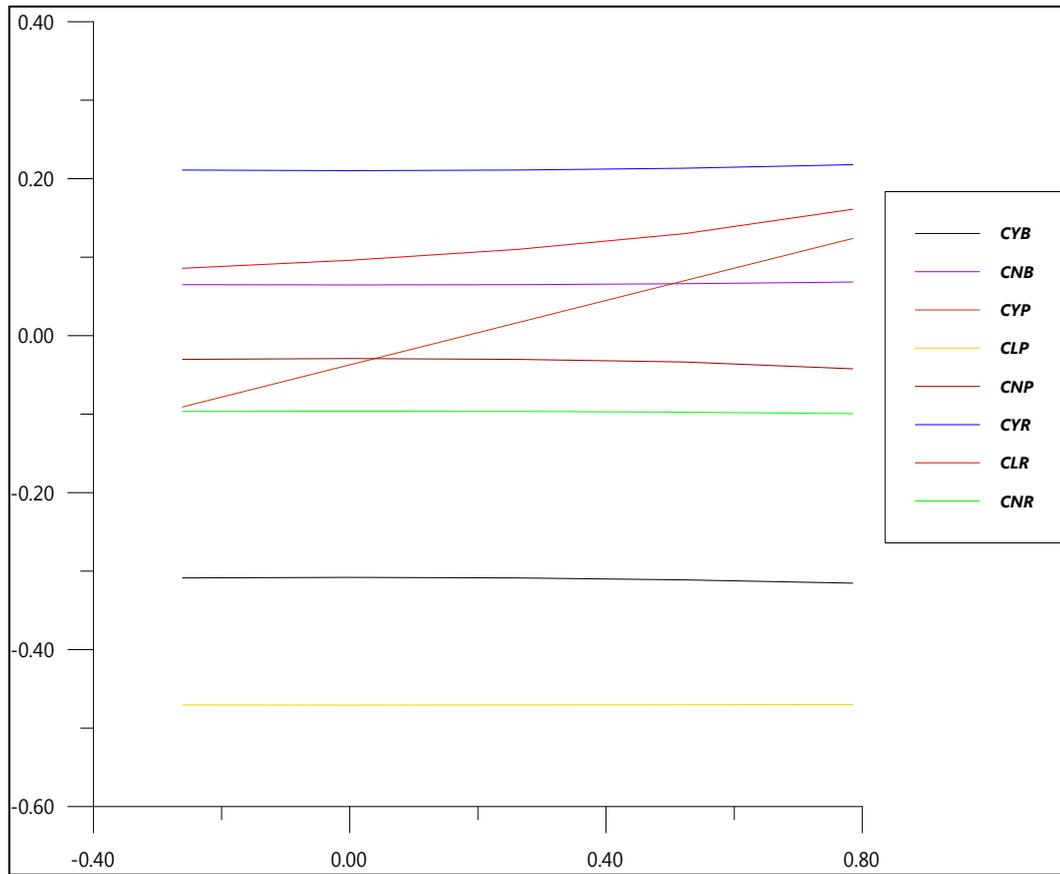


Figure 4.10 Influence de flèche d’aile sur les dérivées de stabilité latérale

IV.2.13. L’effet de la surface de gouverne de direction :

Tableau IV.11 Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction de surface de gouverne de direction.

SR ( ft <sup>2</sup> )	CYDR	CLDR	CNDR
6.15	.173863	.013684	-.061044
6.25	.175570	.013818	-.061643
6.35	.177273	.013952	-.062241
6.45	.178970	.014086	-.062837
6.55	.180663	.014219	-.063431
6.65	.182349	.014352	-.064023
6.75	.184030	.014484	-.064613
6.95	.187369	.014747	-.065786
7.0	.188199	.014812	-.066077

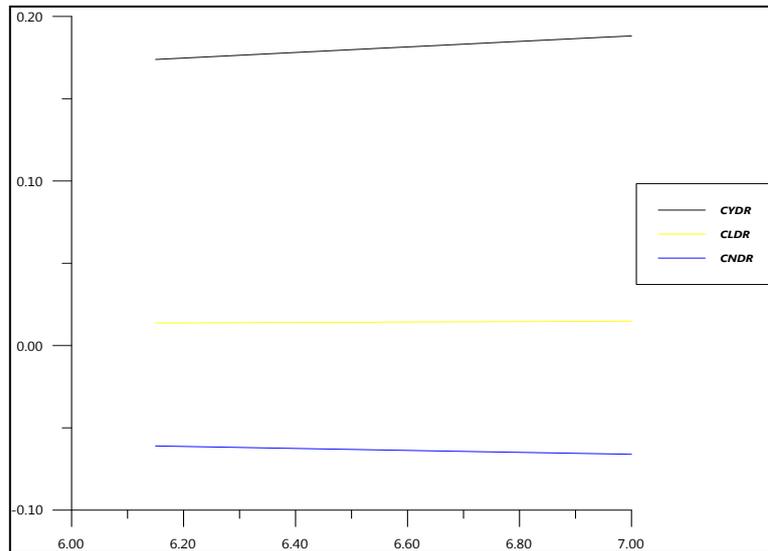


Figure 4.11 Influence de surface de gouverne de direction sur les dérivées.

IV.2.14. L'effet de l'effilement d'aile :

Tableau IV.12 Dérivées latéral-directionnel de CESSNA 172 en fonction d'effilement d'aile.

TR	CLB	CYP	CLP	CNP	CLR	CNR	CNDA
0.4	-.103477	-.067055	-.432400	-.029280	.085622	-.095384	-.014205
0.5	-.096625	-.058339	-.448034	-.029263	.089704	-.095747	-.015045
0.6	-.092162	-.048403	-.460826	-.029246	.093168	-.096055	-.015885
0.7	-.089010	-.037333	-.470775	-.029229	.095876	-.096319	-.016724
0.8	-.086630	-.025194	-.477881	-.029212	.097774	-.096544	-.017564
0.9	-.084723	-.012039	-.482145	-.029195	.098869	-.096738	-.018404
1.0	-.083110	.002086	-.483566	-.029178	.099216	-.096905	-.019244

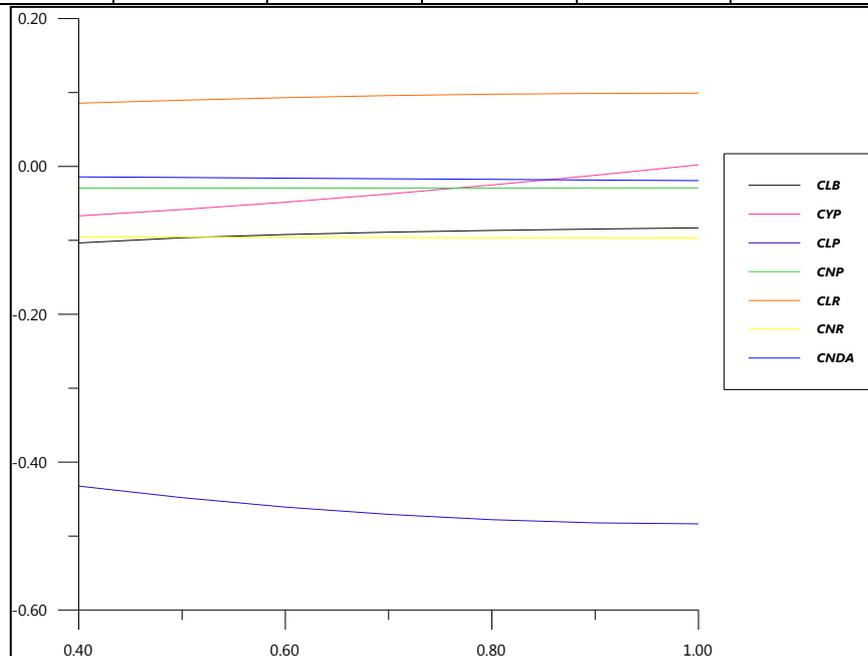


Figure 4.12 Influence d'effilement d'aile sur les dérivées de stabilité.

**IV.3. Modèle mathématique CSIR-SARAS :****Condition de vol:**

Altitude = 9000 m

Mach = 0.457

Vitesse = 138.889 m/s

**Données géométriques :** $S = 27.725 \text{ m}^2$ 

B = 14.7 m

C = 1.90429

Masse = 5800 kg

 $I_{xx} = 3.23 \cdot 10^4 \text{ kg.m}^2$  $I_{yy} = 4.00 \cdot 10^4 \text{ kg.m}^2$  $I_{zz} = 5.21 \cdot 10^4 \text{ kg.m}^2$ **IV.3.1. Les dérivées de stabilité longitudinale:****IV.3.1.1. L'effet de surface d'aile :****Tableau IV.13** Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction de surface alaire

S(ft <sup>2</sup> )	CL	CLA	CLDA	CLQ	CLDE	CD	CDA	CMA	CMDE
150	4.9439	28.9410	123.1428	86.9890	.3438	.5308	5.9422	29.8430	-2.0082
170	4.8698	26.7993	100.3003	68.2000	.3033	.5813	6.1425	25.8993	-1.5635
190	4.7978	24.9527	83.3268	54.9256	.2714	.6287	6.2976	22.6102	-1.2517
210	4.7279	23.3442	70.3548	45.1955	.2456	.6731	6.4170	19.8743	-1.0246
230	4.6600	21.9305	60.2098	37.8485	.2242	.7147	6.5078	17.5900	-.8542
250	4.5300	19.5613	45.5659	27.6731	.1910	.7902	6.6240	14.0466	-.6198
276.91	4.5082	19.2030	43.5873	26.3392	.1862	.8023	6.6371	13.5435	-.5893
310	4.4069	17.6541	35.6936	21.1196	.1663	.8567	6.6775	11.4730	-.4702

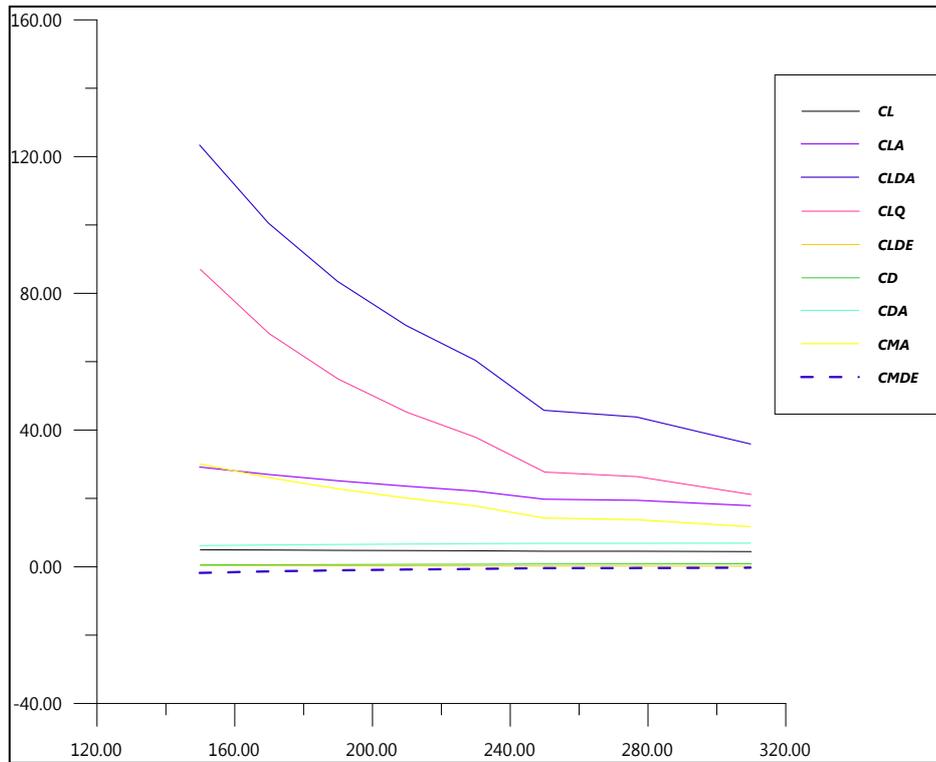


Figure 4.13 Influence de surface d’aile sur dérivées longitudinale

IV.3.1.2. L’effet de surface d’empennage horizontale :

Tableau IV.14 Dérivées de stabilité longitudinale de CSIR-SARAS en fonction de surface d’empennage horizontale.

ST(ft <sup>2</sup> )	CLDA	CLQ	CLDE	CMA	CMQ	CMDE
55	40.7264	24.9013	.2187	12.8320	-65.2809	-.6920
65	42.3083	25.6964	.2016	13.2254	-67.7967	-.6378
75.35	43.5873	26.3392	.1862	13.5435	-69.8308	-.5893
85	44.5475	26.8217	.1740	13.7823	-71.3578	-.5505
95	45.3690	27.2346	.1632	13.9866	-72.6643	-.5164

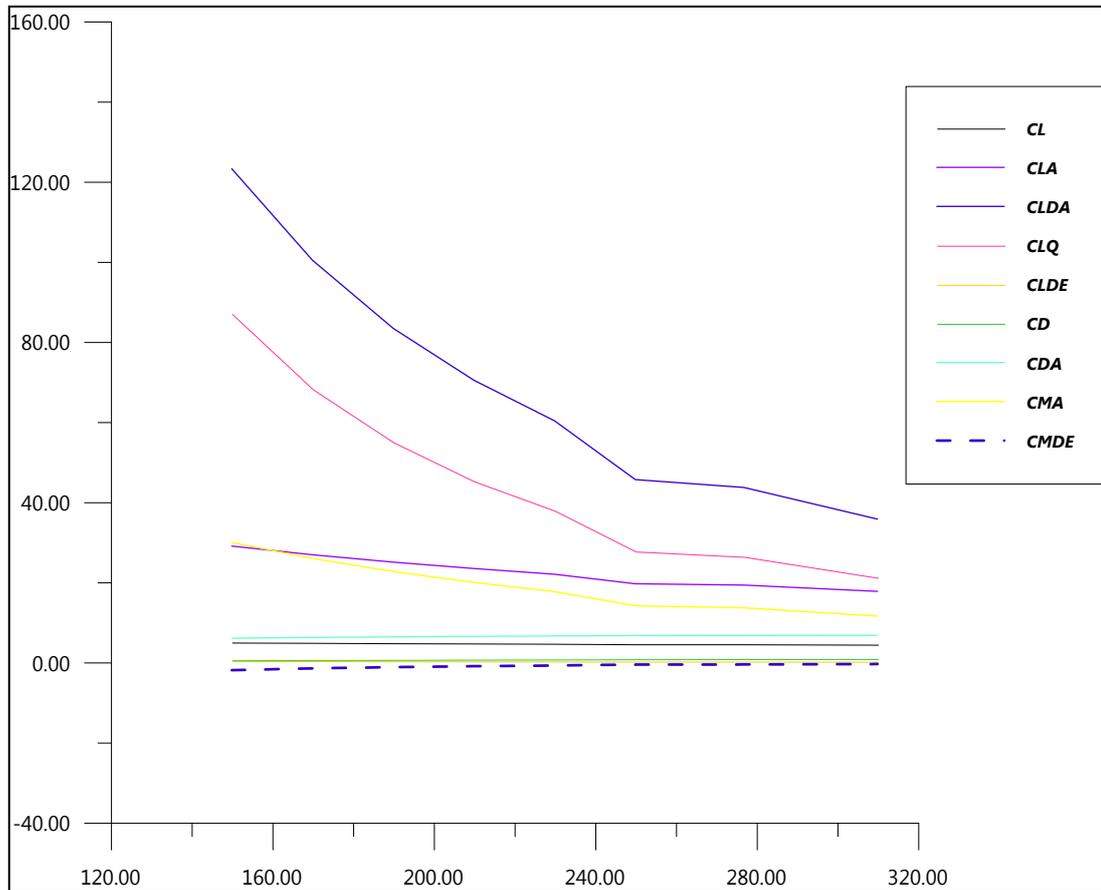


Figure 4.14 Influence de surface d’empennage horizontale sur les dérivées longitudinal.

IV.3.1.3. L’effet de l’effilement d’aile TR:

Tableau IV.15 Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d’effilement d’aile

TR	CLA	CLDA	CLQ	CD	CDA	CMA	CMQ
0.26	19.2289	46.4103	26.3258	.8054	6.6723	14.9857	-69.7701
0.28	19.2179	45.3640	26.3232	.8041	6.6573	14.4536	-69.7698
0.30	19.2084	44.4128	26.3210	.8031	6.6455	13.9709	-69.7696
0.32	19.2030	43.5488	26.3198	.8023	6.6371	13.5339	-69.7694
0.34	19.2007	42.7588	26.3193	.8018	6.6315	13.1357	-69.7694
0.36	19.1984	42.0268	26.3187	.8014	6.6274	12.7673	-69.7693
0.38	19.1916	41.3361	26.3172	.8011	6.6230	12.4191	-69.7691
0.40	19.1760	40.6718	26.3136	.8010	6.6166	12.0827	-69.7687

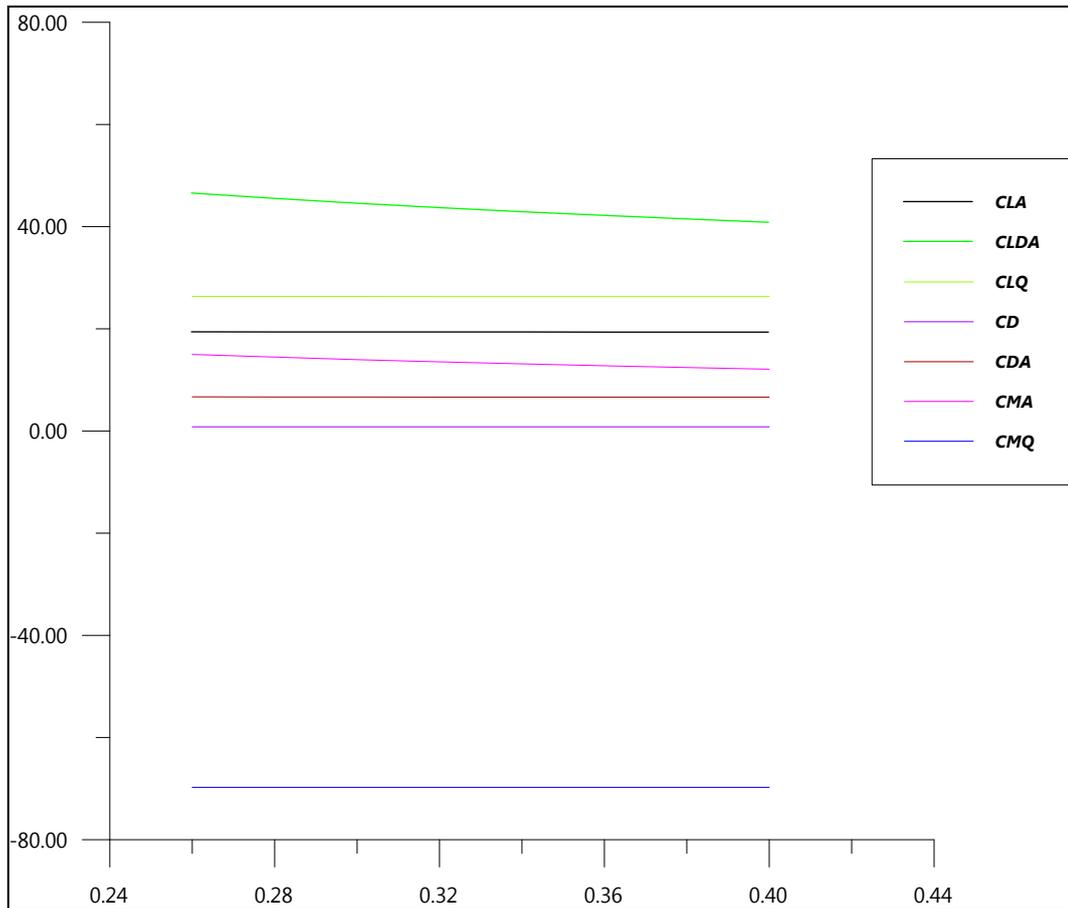


Figure 4.15 Influence d’effilement d’aile sur les dérivées de stabilité longitudinale

IV.3.1.4. L’effet de l’effilement d’empennage horizontal :

Tableau IV.16 Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d’effilement d’empennage horizontale

TRT	CLDA	CLQ	CLDE	CMA	CMQ	CMDE
0.28	43.5920	26.3415	.1869	13.5447	-69.8382	-.5914
0.30	43.5683	26.3296	.1868	13.5388	-69.8005	-.5911
0.32	43.5547	26.3227	.1867	13.5354	-69.7788	-.5909
0.34	43.5488	26.3198	.1867	13.5339	-69.7694	-.5908
0.36	43.5432	26.3170	.1867	13.5325	-69.7606	-.5907
0.38	43.5263	26.3085	.1866	13.5284	-69.7338	-.5905
0.40	43.4873	26.2889	.1864	13.5186	-69.6717	-.5900

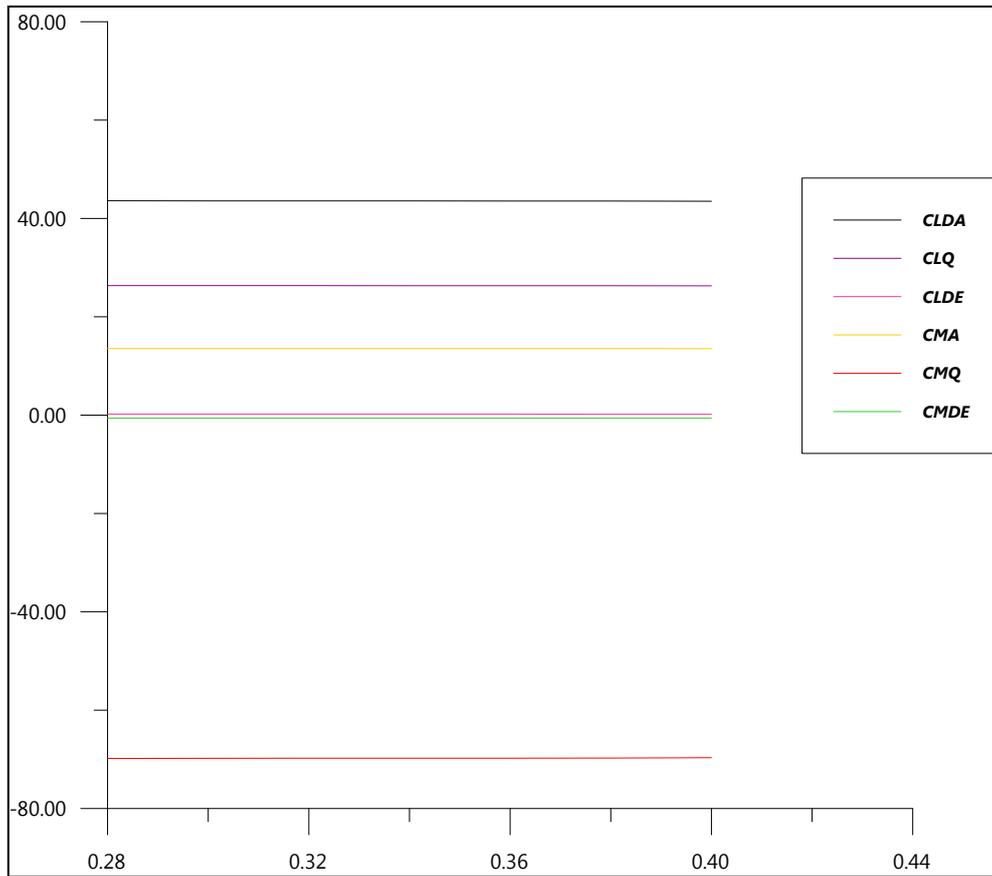


Figure 4.16 Influence d’effilement d’empennage horizontale sur les dérivées de stabilité.

IV.3.1.5. L’effet d’angle d’incidence alpha :

Tableau IV.17 Dérivées de stabilité longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d’angle d’incidence ALPHA

Alpha (deg)	CMA
-4	14.6405
-3	14.4561
-2	14.2716
-1	14.0872
0.0	13.9028
1	13.7184
2	13.5339
3	13.3495
4	13.1651

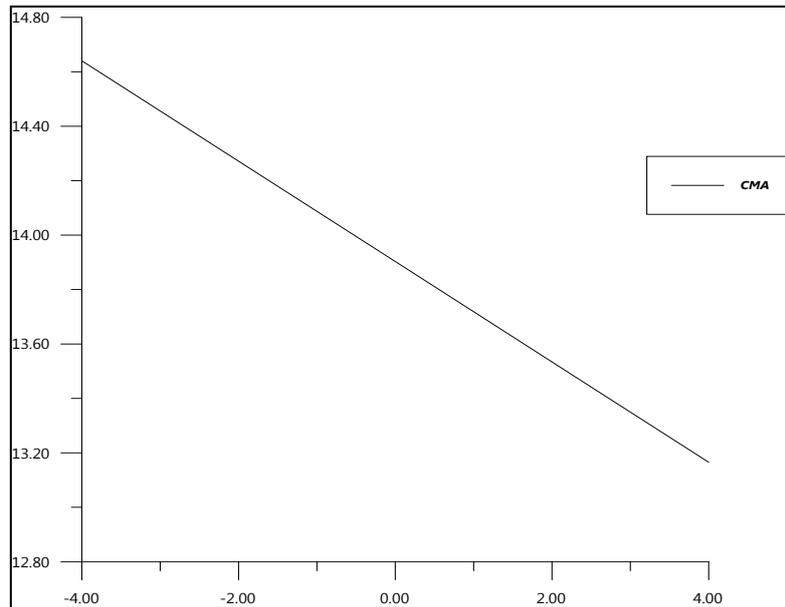


Figure 4.17 Influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de stabilité CMA.

IV.3.1.6. l'effet d'angle de calage iwing :

Tableau IV.18 Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d'angle de calage d'aile.

IWING	CMA
-3	12.6118
-2	12.7962
-1	13.1651
0.0	13.3495
1	13.5339
2	13.7184

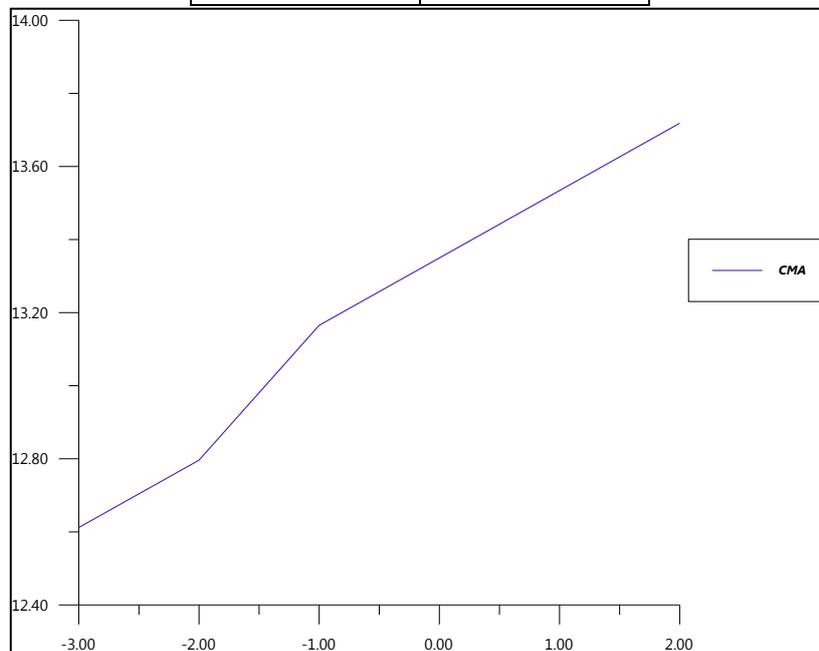


Figure 4.18 Influence d'angle de calage d'aile sur le coefficient de stabilité CMA.

IV.3.1.7. L'effet d'envergure :

Tableau IV.19 Dérivées longitudinale de CSIR-SARAS en fonction d'envergure

B(ft)	CL	CLA	CLDA	CLQ	CD	CDA	CMA	CMQ	CMDE
25	2.9593	6.4046	23.0073	12.1114	1.2727	5.4081	7.0669	-18.6545	-.3062
30	3.4553	8.8764	28.0661	14.8886	1.2061	6.0774	8.8304	-26.8879	-.3675
35	3.8438	11.5685	32.8366	17.8210	1.0987	6.4735	10.4276	-36.6352	-.4287
40	4.1463	14.4037	37.2360	20.9097	.9814	6.6567	11.8070	-47.9020	-.4900
45	4.3829	17.3128	41.2143	24.1500	.8691	6.6825	12.9396	-60.6935	-.5512
48.23	4.5082	19.2030	43.5488	26.3198	.8023	6.6371	13.5339	-69.7694	-.5908

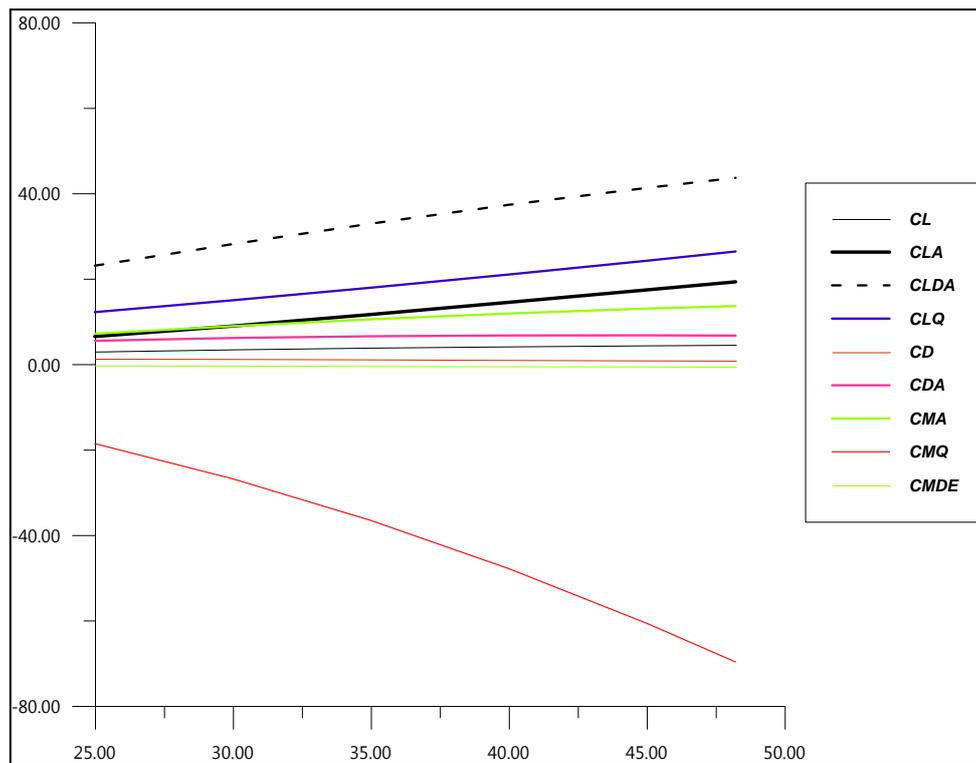


Figure 4.19 L'influence d'envergure de voilure sur les dérivées de stabilité longitudinale.

IV.3.2. les dérivatives de stabilité latérale :

IV.3.2.1. L'effet de la flèche SA :

Tableau IV.20 Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de la flèche d'aile

SA 'radians'	CYB	CYP	CLP	CNP	CLR
0.0	-.094909	-.175813	-.462069	-.009494	.110300
$\pi/6$	-.099790	.004577	-.463202	-.017303	.157796
$\pi/4$	-.102101	.093590	-.465494	-.032438	.200537
$\pi/3$	-.103575	.182434	-.472579	-.077581	.275703

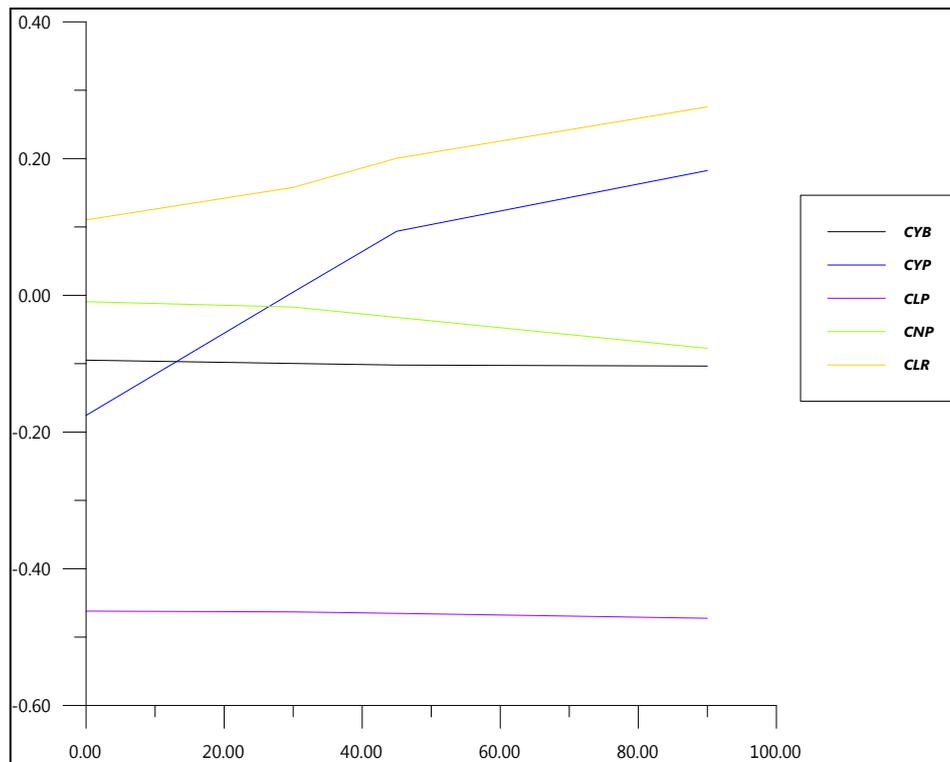


Figure 4.20 Graphe d’influence de flèche d’aile sur les dérivées de stabilité latéral-directionnel.

IV.3.2.2. L’effet de l’angle de dièdre DIH :

Tableau IV.21 Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de dièdre d’aile.

DIH (degrés)	CYB	CLB	CYP
-4	-.103575	-.094021	.035419
-3	-.097845	-.107060	.009015
-2	-.092115	-.120098	-.017389
-1	-.086386	-.133136	-.043793
0	-.080656	-.146175	-.070197
1	-.086386	-.159213	-.096601
2	-.092115	-.172251	-.123005
3	-.097845	-.185290	-.149409
4	-.103575	-.198328	-.002825

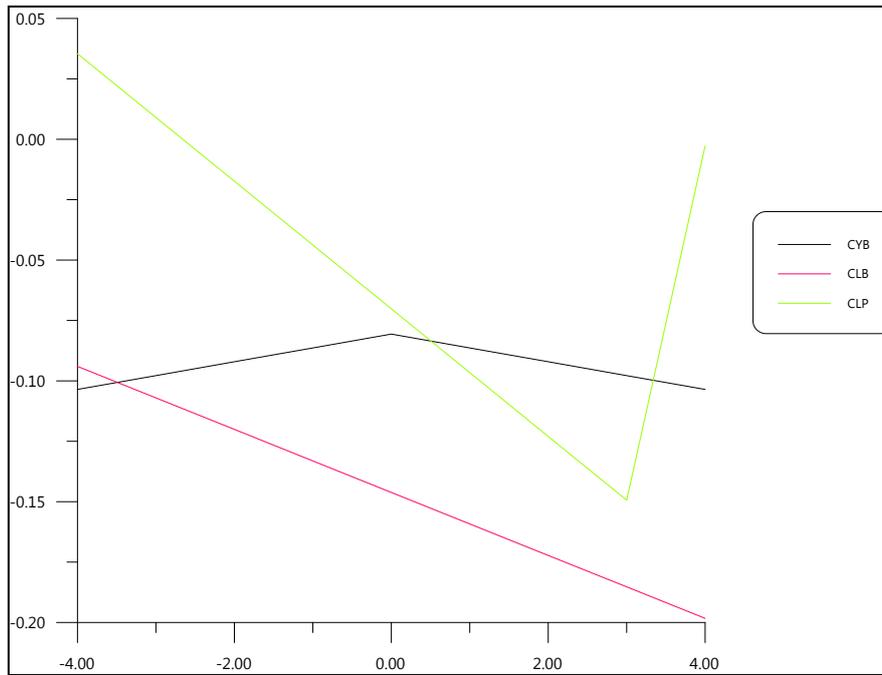


Figure 4.21 Influence de dièdre d’aile sur les dérivées de stabilités.

IV.3.2.3. L’effet de surface d’empennage vertical :

Tableau IV.22 Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de surface d’empennage horizontale.

SV (ft**2)	CLB	CNP	CYDR	CLDR	CNDR
60	-.189725	-.013572	.269855	0.019327	-.068404
70	-.195911	-.010640	.257488	.018441	-.065269
80	-.198527	-.009400	.252113	.018056	-.063906
90	-.200880	-.008285	.246636	.017664	-.062518
100	-.202997	-.007281	.240974	.017258	-.061083

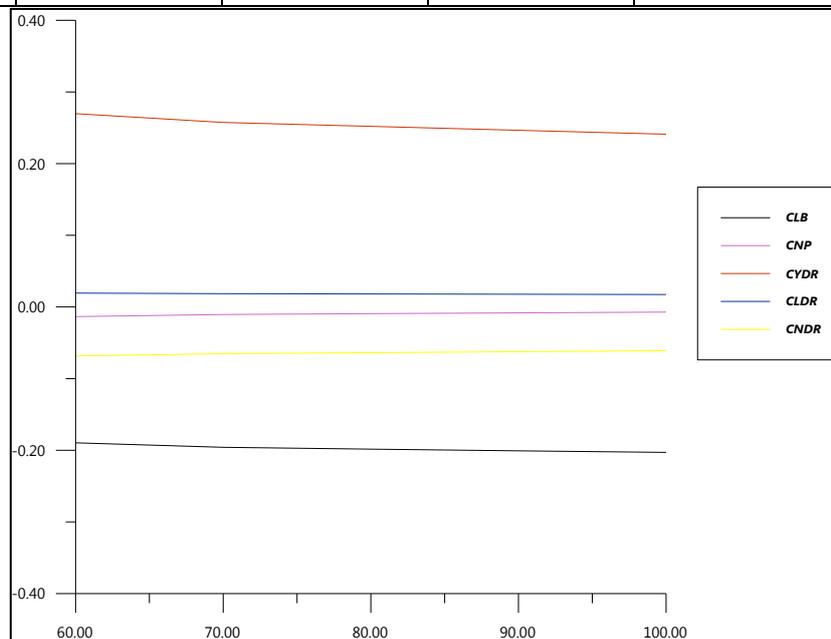


Figure 4.22 Influence de surface d’empennage verticale sur les dérivées de stabilité latéral.

IV.3.2.4. L'effet de la flèche d'empennage horizontale :

Tableau IV.23 Dérivées latéral-directionnel de CSIR-SARAS en fonction de flèche d'empennage horizontale.

SAH (radians)	CYP	CLP
$-\pi/6$	-.175813	-.462067
$-\pi/12$	-.175814	-.462073
0.0	-.175814	-.462074
$\pi/12$	-.175814	-.462073
$\pi/6$	-.175813	-.462067

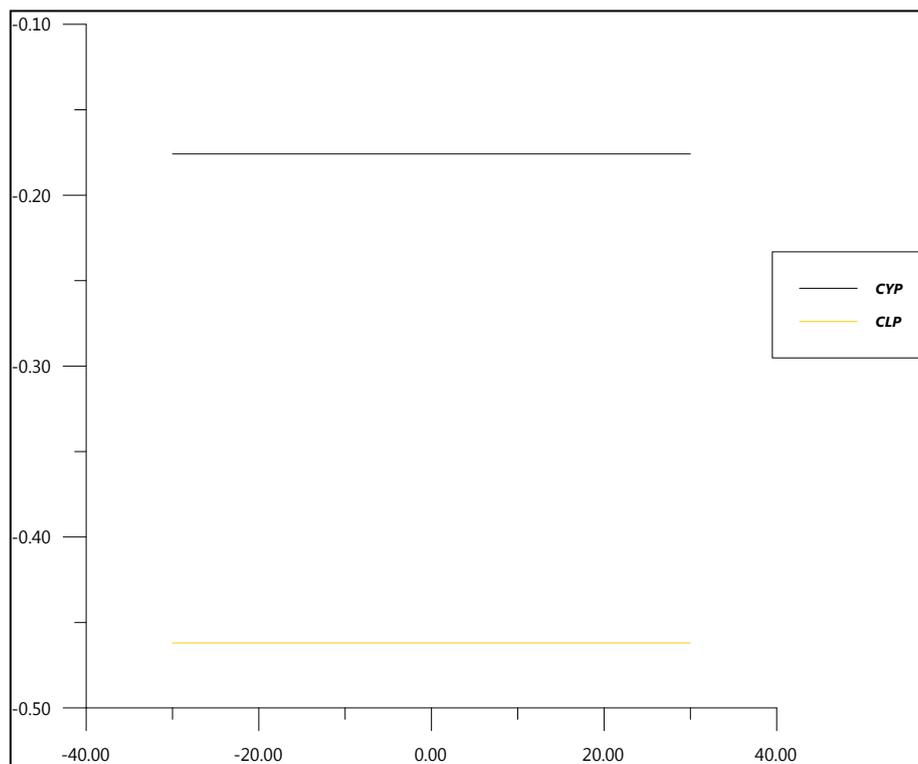


Figure 4.23 Influence de flèche d'empennage horizontale sur les coefficients de stabilité CYP et CLP.

IV.3.2.5. L'effet de la surface de gouverne de direction SR :

Tableau IV.24 Dérivées latérale de CSIR-SARAS en fonction de surface de gouverne de direction

SR (ft**2)	CYDR	CLDR	CNDR
8	.166040	.011891	-.042088
10	.194588	.013936	-.049325
12	.219691	.015734	-.055688
14	.242035	.017334	-.061352
16	.262211	.018779	-.066466

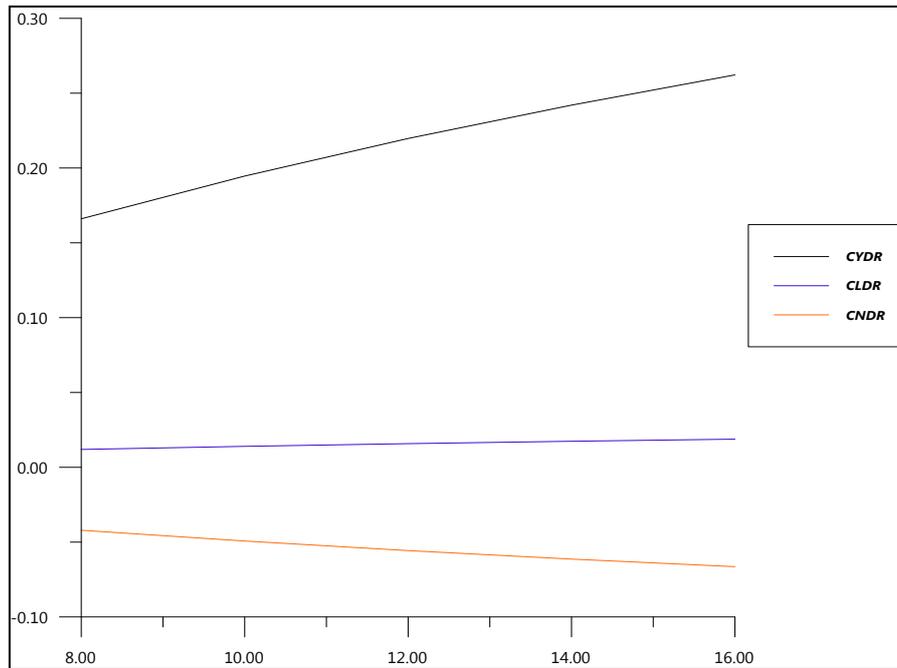


Figure 4.24 Influence de surface de gouverne de direction sur les dérivées de stabilité latérale-directionnelle.

IV.3.2.6. L'effet de corde d'aileron:

Tableau IV.25 Dérivées latérale de CSIR-SARAS en fonction de la corde d'aileron.

CA (ft)	CLDA	CNDA
0.75	.755057	-.096917
1.0	.909329	-.116719
1.25	1.051476	-.134964
1.5	1.181234	-.151620
1.75	1.283534	-.164750
2.0	1.328502	-.170522

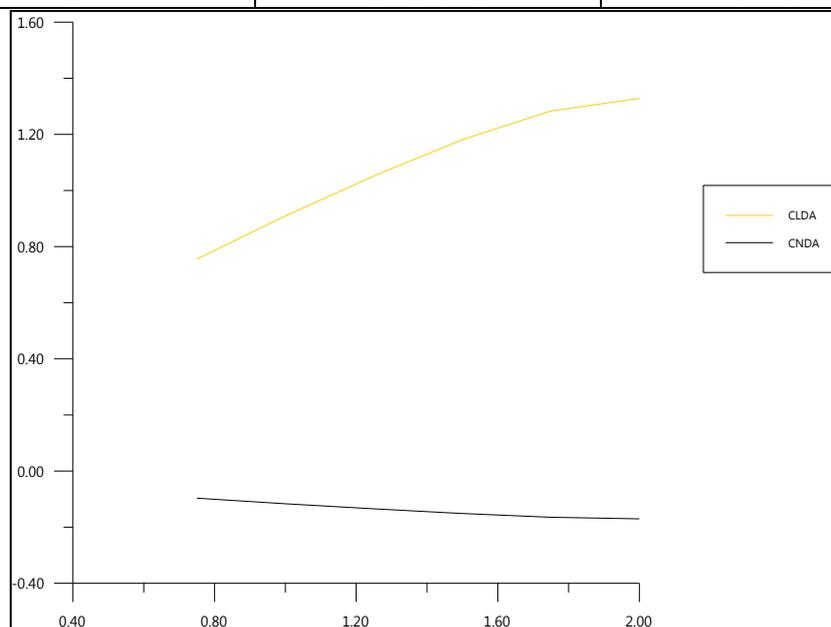


Figure 4.25 les dérivées de stabilité CLDA et CNDA en fonction de la corde d'aileron.

## IV.3.2.7. L'effet de l'effilement :

Tableau IV.26 Dérivatives latérale de CSIR-SARAS en fonction d'effilement d'aile.

TR	CLB	CYP	CLP	CNP	CLR	CNR	CNDA
0.28	-.211950	-.179137	-.452455	-.007265	.107170	-.002728	-.146456
0.30	-.207150	-.177533	-.457333	-.007273	.108737	-.002778	-.149038
0.32	-.202997	-.175814	-.462074	-.007281	.110300	-.002825	-.151620
0.34	-.199374	-.173981	-.466678	-.007289	.111854	-.002870	-.154201
0.36	-.196191	-.172037	-.471144	-.007297	.113394	-.002912	-.156783
0.38	-.193376	-.169983	-.475473	-.007305	.114915	-.002951	-.159365

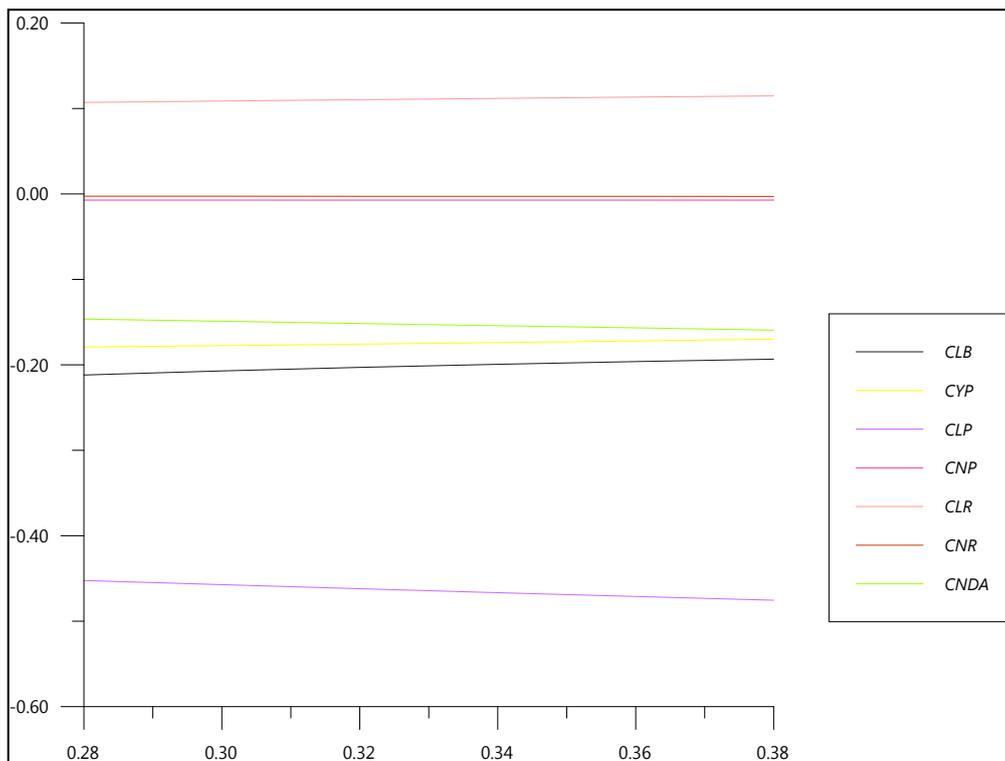


Figure 4.26 Influence d'effilement d'aile sur les différentes dérivées.

## 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 de stabilité longitudinale qui sont ; la surface d'aile, la surface d'empennage horizontale, l'effilement d'aile, l'effilement d'empennage horizontal, l'angle de calage d'aile, l'allongement d'aile et d'empennage horizontal. C'est pour cela pour varier les dérivées de stabilités, il faut modifier un des paramètres précédent. Suivant le cas d'avion, on peut modifier ces données jusqu'à l'obtention des résultats désirées à savoir par exemple un coefficient de portance élevé et coefficient de trainée faible.

➤ Les dérivées de stabilité latérale :

Toujours à partir des résultats obtenues, nous remarquons que les dérivées de stabilité latérale-directionnelle varient avec quelques paramètres qui sont 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 gouverne de direction, l'allongement (on 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 désirées.

L'optimisation des calculs des dérivées de stabilité intervient pour l'étude de stabilité et les réponses aux commandes. C'est pour cela l'étude des dérivées est très importante.

## *Conclusion*

L'estimation des dérivées de stabilité longitudinale et latérale-directionnelle est un sujet intéressant, ces objectifs sont :

- Assurer la stabilité statique d'avion.
- Diminuer les efforts nuisibles comme la trainée.
- Assurer la sécurité des avions et humaines.

Ce sujet est très vaste, parce que il à besoin de plusieurs paramètres comme les conditions de vol et les dimensions géométriques des modèles étudiés.

A partir de l'étude accomplie, on a aboutit que les dérivées de stabilité sont influencées par plusieurs paramètres, pour le cas longitudinale :

- 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 traité deux modèles d'avions qui sont CESSNA 172 et CSIR-SARAS et nous avons présenté les résultats de chaque 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 9 modules indépendants. Chaque module est destiné à calculer un ou plusieurs paramètres d'avion pour l'étude préliminaire.

Il s'applique pour les avions civile et militaire 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 les suivants :

#### ***1/ module d'estimation de poids :***

Ce module permet d'estimer le poids d'avion avec ou sans carburant, dans la phase décollage ou bien de croisière ou d'atterrissage.

Le poids au décollage est déterminé en fonction de la mission désirée les 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 peut déterminer 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 aussi de calculé et affiché 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 à déterminer 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 ; pour la 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 y a 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 incluse 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 de pression dynamique, 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 le dynamiques, elle est constituer de trois mode longitudinal, latéral-directionnel et roulis, la second partie c'est le control 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 dans les parties d'avion à savoir le fuselage, l'aile, l'empennage horizontale, l'empennage vertical, le canard.

## ***Références bibliographiques***

- [1] FREDERICK O.SMETANA, « Computer assisted analysis of aircraft performance stability and control », united states 1984.
- [2] Jan ROSKAM, « Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight » ROSKAM aviation and engineering corporation, LAWRENCE Kansas 1976.
- [3] VARUN HIREMATH, « Estimation of stability derivatives for CSIR-SARAS », Indian institute of technology, 3 December 2005.
- [4] Zoubir, « Etude de stabilité longitudinal d'un avion et application sur sept modèles », thèse d'ingénieur d'état, département d'aéronautique, juin 2010.
- [5] M. Zineb et B.Halla , « Etude de stabilité latéral d'un avion et application sur cinq modèles », thèse d'ingénieur d'état, département d'aéronautique, juin 2010.
- [6] Jan Roskam and Chuan-Tau Edward Lan « Airplane Aerodynamics and performance» First printing 1997.
- [7] Gérard Degrez «Performances et Stabilité des Avions » 2001.
- [8] Robert C.Nelson « Flight Stability and Automatic Control» second edition.
- [9] Jan ROSKAM, «Airplane Design, Part I: Preliminary Sizing of Airplanes» first printing 1985.
- [10]W.H.MASON, « control and stability in aircraft conceptual design» juin 2004.