

*République Algérienne Démocratique et Populaire.*

*Ministère de l'Enseignement supérieur  
et de la Recherche Scientifique*

**Université Blida 1.**



**Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales.**



## **PROJET DE FIN D'ÉTUDES.**

**EN VUE DE L'OBTENTION DE DIPLOME MASTER 2 EN  
AÉRONAUTIQUE.**

**Filière : Construction et Maintenance en Aéronautique.**

**Spécialité : Structure.**

# **THÈME**

**Calcul de la stabilité d'un véhicule aérien sans pilote.**

**Présentés par :**

**BABA Ahmed.**

**GHENIMI Sidi-Mohamed.**

**Encadrés par :**

**Pr. ALLALI Abderrazak.**

**Dr. RAHMOUNI Mohammed.**

**Invité :**

**Dr. SELLALI Brahim.**

**Année Universitaire : 2013/2014.**

## ملخص:

يساهم هذا البحث في تحسين استقرار الطائرات بدون طيار. في مجال الاستقرار والدينامية للطائرة. ومن الضروري أيضا توضيح أن الاستقرار ويستند أيضا على معادلات الحركة، وذلك باستخدام العديد من التقنيات التحليلية. ويمكن الإشارة في هذا السياق التقنيات وظيفية نقل، تحويل لابلاس وفورييه، وحساب المتجهات الذاتية، الخ. ... هذه التقنيات لديها القدرة على فك معادلات الحركة، تحقيق نتائج أقرب إلى الواقع أثناء استخدام نماذج رياضية مبسطة. وعلاوة على ذلك، هذه النظرية ودراسة منفصلة الاستقرار الطولي والجانبية. المعادلات التي تحكم حركة طائرة في رحلة من خلال تطبيق قانون نيوتن الثاني. ثم نحن نموذج تحليلي السلوك الديناميكي للموضوع الطائرة للاضطرابات الخارجية.

يتم تحديد شكل طائرة بدون طيار وفقا لطبيعة ومكانتها رسالتها وحمولتها: بناء على طلب وتتطابق تقريبا هذه الحلول محددة. وبعد ذلك يتم وضع المحاكاة العددية باستخدام تحليل الطائرات المتطورة البرمجيات 2.5 مشروع، نبدأ مع هندسة يتم التحقق من صحة النظرية من سلوك بدون طيار باستخدام برامج خارجية الحسابات (DAO). الانحراف بدون طيار العلمية لهذه النظم؛ نظرا لمجموعة واسعة من المجالات المادية واجهتها: خطي ثابت، الصوتية، والاهتزاز، الخ فإنه يبدأ مع إدخال خطوط الأساس المقترحة لتحقيق أي المعلمات كتلة، والجمود والغلاف الجوي، وطبيعة الاستجابات بدون طيار. النتائج العددية الكافية أخيرا ومنحنيات مفصلة جيدا في هذا المجال من طائرات بدون طيار الاستقرار مصممة على ضمان رحلة تجوب ثابتة. في الختام، ويطلق على نتائج هذه الأنظمة المكون معاملات معاملات الاستقرار. هذه ترتبط مباشرة إلى خصائص هندسية من التكوين وهروب الظروف الطيران.

## RESUMÉ

Ce travail de recherche contribue au calcul de la stabilité d'un véhicule aérien sans pilote. Un état de l'art dans le domaine de stabilités statique et dynamique des aéronefs a été subjugué. Il est aussi nécessaire de préciser que la stabilité est aussi basée sur les équations de mouvement, l'emploi de plusieurs techniques analytiques. On peut citer dans ce contexte les techniques de la fonction de transfert, la transformée de LAPLACE, le calcul des vecteurs propres, etc.... Ces techniques offrent la possibilité d'obtenir des résultats proches de la réalité tout en utilisant des modèles mathématiques simplifiés. De plus cette théorie qui permet de découpler les équations de mouvement, et d'étudier séparément la stabilité longitudinale et latérale. Les équations qui régissent du mouvement d'un avion en vol par application de la seconde loi de NEWTON. Ensuite, nous modélisons analytiquement le comportement dynamique de l'avion soumis à des perturbations externes.

Une forme d'un drone est déterminée par la nature et le profil de sa mission, ainsi que par sa charge utile : suivant les demandes correspondent pratiquement et ces solutions spécifiques. Après quoi une simulation numérique à l'aide du logiciel Advanced Aircraft Analysis 2.5 Project © est élaborée, on commence par la géométrie du drone-type (D.A.O.). La validation théorique du comportement du drone s'effectuent à l'aide de programmes de calculs

scientifiques externes à ces systèmes ; compte tenu de l'extrême variété des domaines physiques rencontrés : statique linéaire, acoustique, vibrations, etc. On commence par l'introduction des données de départ du drone proposé à la réalisation à savoir les paramètres de masses, d'inertie et de l'atmosphère, sur la nature des réponses. Et enfin des résultats numériques adéquats obtenus et des courbes bien détaillées dans ce domaine de stabilité des drones sont déterminés pour assurer un vol en croisière stable. En conclusion les résultats trouvés de ces coefficients constituant les systèmes sont appelés coefficients de stabilité. Ceux-ci sont liés directement aux caractéristiques géométriques de la configuration volante et aux conditions de vol.

### **abstract**

This research contributes to improving the stability of a UAV. A state of the art in the field of static and dynamic stability of the aircraft was subdued. It is also necessary to clarify that the stability is also based on the equations of motion, using several analytical techniques. Mention may be made in this context the techniques of the transfer function, the Laplace transform and Fourier, the calculation of eigenvectors, etc.. ... These techniques have the potential to achieve results closer to reality while using simplified mathematical models. Moreover, this theory decouples the equations of motion, and study separately the longitudinal and lateral stability. The equations governing the motion of an aircraft in flight by applying Newton's second law. Then we model analytically the dynamic behavior of the aircraft subject to external disturbances.

A form of a drone is determined by the nature and profile of its mission and its payload: as requested and match virtually these specific solutions. After which a numerical simulation using the Advanced Aircraft Analysis 2.5 Project software is developed, we begin with the geometry of the drone deviation (DAO). The theoretical validation of the behavior of the drone is done using external programs scientific calculations for these systems; given the wide variety of physical domains encountered: linear static, acoustic, vibration, etc. It begins with the introduction of the proposed baselines to achieve ie the parameters mass, inertia and atmosphere, the nature of the responses drone. Finally adequate numerical results and well detailed curves in this area of stability drones are determined to ensure a steady cruising flight. In conclusion, the results of these coefficients component systems are called stability coefficients. These are directly related to the geometric characteristics of the flying configuration and flight conditions.

A decorative scroll with a green and yellow gradient background. The scroll is adorned with floral patterns, including a large red and white shell at the bottom left, and a vertical floral arrangement on the right side. The text is centered on the scroll.

## Dédicace

*Je dédie ce modeste travail*

*A la mémoire des Martyrs de la nation,*

*A la mémoire de ma très chère mère,*

*A mon très cher père,*

*A mes sœurs et frères*

*A toute ma famille proche,*

*A mon binôme Ghénimi,*

*A tous mes collègues, et mes amis*

*un par un.*

**BABA.**





Dédicace

*Je dédie ce modeste travail  
A la mémoire des Martyrs,  
A ma très chère mère,  
A mon très cher père,  
A ma sœur et mon frère,  
A toute ma famille proche,  
A mon binôme BABA,  
A tous mes collègues :*

*Et A tous mes amis et connaissances, proche et lointains.*

Ghénimi



## « REMERCIEMENTS »

Qu'il nous soit permis en jour mémorable d'exprimer ici nos plus vifs remerciements et notre gratitude, à tous ceux qui ont accepté de juger ce travail, ainsi qu'à tous ceux qui nous ont aidé à le mener très bien.

A notre encadreurs : **Pr. ALLALI ABDERRAZAK, Dr. RAHMOUNI Mohammed** et **Dr. SELLALI Brahim** qui ont bien voulu diriger notre travail de recherche dans le domaine des drones et aussi pour les conseils qu'ils n'ont pas cessés de nous les prodiges.

Nous adressons également nos vifs remerciements et notre

Profonde gratitude :

Au président et aux membres du jury pour l'honneur qu'ils

Nous font, en acceptant de juger notre travail.

Nous remercions aussi tous les professeurs et les membres d'encadrement qui nous ont soutenu durant notre formation à

l'Institut et tous ceux qui nous ont aidé de près ou de loin à

l'élaboration de ce mémoire.

A tous les enseignants qui on contribué à notre formation depuis notre premier pas

à

l'Université de Blida 1.

## LISTE DES FIGURES ET GRAPHEs:

FIG. I.1. Schéma MQ-1/MQ-9 PREDATOR.....	18
FIG. I.2. Schéma RQ-2B Pioneer /RQ-5A hunter.....	18
FIG. I.3. Schéma RESSAK-RMAX de Yamaha.....	19
FIG.I.4. Photo du drone CUB J3 Radiocommandé .....	20
FIG.I.5. Schéma du Polypropylène expansé (EPP) .....	21
FIG. II.1. Systèmes d'axes.....	24
FIG. II.2. Direction des axes liés à l'avion.....	24
FIG. II.3. Schéma représentent localisation du centre de gravité.....	44
FIG. II.4. Schéma représentent le centre aérodynamique.....	45
FIG.II.5. Oscillation d'incidence.....	50
FIG.II.6. Oscillation phugoïde.....	50
FIG.II.7. Mode spiral vu par observateur extérieur.....	54
FIG.II.8. Mode de roulis simple vu par un observateur extérieur.....	55
FIG. III. 1. Icône de la géométrie du logiciel AAA 2.5 Project.....	47
FIG. III. 2. Icône suite de la géométrie commande de l'aile du logiciel AAA 2.5 Projec.....	48
FIG. III. 3. Schéma de l'ail en 2D.....	48
FIG. III. 4. Icône suite de l'aérodynamique.....	49
FIG. III. 5. Icône suite de configuration de portance de l'aile du logiciel AAA 2.5 Project.....	49
FIG. III. 6. Icône suite de long & stabilité du logiciel AAA 2.5 Project.....	50
FIG. III. 7. Icône des coefficients d'états constants.....	51
FIG. III. 8. Icône de dynamique.....	52
FIG. III.9. Icône suite de dynamique.....	52
FIG. III.10. Géométrie de fuselage Créé .....	55
FIG. III. 11. Géométrie de l' aile Créé.....	56
FIG. III. 12. Géométrie du fuselage stabilisateurs Créé.....	57
FIG. III. 13. Géométrie de l'avion Créé.....	57
FIG .IV.1. La géométrie de l'aile proposée pour la simulation à l'aide du logiciel avec des corrections faites .....	57
FIG .IV.2. La géométrie de fuselage proposée pour la simulation à l'aide du logiciel avec des corrections faites .....	58
FIG .IV.3. La géométrie d'empennage horizontal proposée pour la simulation à l'aide du logiciel avec des corrections faites .....	58
FIG .IV.4. La géométrie d'empennage vertical proposée pour la simulation à l'aide du logiciel avec des corrections faites .....	59

FIG. IV.5 : Traînée propre de l'avion configuration de polaire. $Y = f(x)$ .....	59
FIG. IV.6. Polaire traînée d'avion.....	60
FIG. IV.7. Polaire état de la traînée de l'avion au décollage.....	60
FIG. IV.8. Polaire état de la traînée de l'avion à l'atterrissage.....	61
FIG. IV.9. Polaire traînée de l'avion.....	61
FIG. IV.10. Polaire 1 traînée subsonique.....	63
FIG. IV.11. Polaire de la traînée en subsonique.....	63
FIG. IV.12. La distribution de traînée de l'empennage horizontale.....	65
FIG. IV.13. La distribution de traînée de l'empennage verticale.....	65
FIG. IV.14. La distribution de traînée de l'aile.....	65
FIG. IV.15. Courbe de portance de l'avion.....	67
FIG. IV.16. Courbe de portance de l'empennage horizontal.....	69
FIG. IV.17. Répartition de la portance de l'empennage horizontal.....	70
FIG. IV.18. Distribution de rayon de l'empennage vertical.....	70
FIG. IV.19. Répartition de la portance de l'aile.....	72
FIG. IV.20. Portance de l'aile en fonction de l'angle d'attaque non linéaire.....	73
FIG. IV.21. Rapport de pression dynamique.....	75
FIG. IV.22. Distribution du moment pour l'empennage horizontale.....	76
FIG. IV.23. Distribution du moment de l'aile.....	77
FIG. IV.24. L'allure $1/T$ en fonction de $C_{D\alpha}$ .....	83
FIG. IV.25. L'allure $1/T$ en fonction de $U_1$ .....	83
FIG. IV.26. L'allure $1/T$ en fonction de $C_{D\alpha}$ .....	84
FIG. IV.27. L'allure $1/T$ en fonction de $U_1$ .....	84
FIG. IV.28. Condition de la stabilité pour le tangage et lacet divergence.....	85

## LISTE DES TABLEAUX :

Tableau. I.1: Quelque type de drones avec leurs domaines d'utilisations.....	17
Tableau. I.2 : Fiche technique MQ-1/MQ-9 PREDATOR.....	18
Tableau. I.3 : Fiche technique RQ-2B Pioneer /RQ-5A hunter.....	18
Tableau. I.4: Fiche technique Ressac-RMAX de Yamaha.....	19
Tableau. II.1 : Direction des axes liés à l'avion et la nomenclature utilisée pour l'application de la loi de NEWTON.....	23
Tableau. III.1. Données d'entrer des valeurs de l'aile.....	48
Tableau. III.2. Résultats de l'aile.....	48
Tableau. III.3. Les valeurs d'entrées de la portance de l'aile à $\alpha = 0$ .....	50

Tableau. III. 4. Les résultats de la portance de l'aile à $\alpha = 0$ .....	50
Tableau. III.5. Valeur d'entrée des coefficients d'états constants.....	51
Tableau. III.6. Tableau de résultats des coefficients d'états constants.....	51
Tableau. III.7. Valeur d'entrée pour le calcul de fonction de transfert longitudinal.....	53
Tableau. III. 8. Résultat de calcul de fonction de transfert longitudinal.....	53
Tableau .IV.1. Les résultats de l'aile.....	57
Tableau .IV.2. Les résultats de fuselage.....	57
Tableau .IV.3 Les résultats de l'empennage horizontal.....	58
Tableau .IV.4. Les résultats de l'empennage vertical.....	59
Tableau IV.5. Traînée propre de l'avion.....	61
Tableau IV.6. Etat de la traînée de vol en vigueur.....	61
Tableau IV.7. La traînée.....	62
Tableau VI.8. La traînée de l'avion en atterrissage.....	62
Tableau VI.9. La traînée de l'avion au décollage.....	62
Tableau VI.10. Prédiction de coefficient de traînée Engins fixes.....	62
Tableau VI.11. Prédiction de coefficient de traînée Flape.....	62
Tableau VI.12 : Paramètres d'entrée pour.....	62
Tableau VI.13. Prédiction de coefficient de traînée de fuselage subsonique.....	63
Tableau VI.14. Prédiction de coefficient de traînée de l'empennage horizontal subsonique.....	63
Tableau VI.15. Prédiction de coefficient de traînée de l'empennage verticale subsonique.....	64
Tableau VI.16. Prédiction de coefficient de traînée de l'aile en subsonique.....	64
Tableau VI.17. Prédiction totale de coefficient de traînée de l'avion.....	64
Tableau VI.18. Prédiction totale de coefficient de traînée de l'avion.....	64
Tableau VI.19. Moulinet et arrêté prédiction de coefficient de traînée de l'hélice.....	64
Tableau VI.20. Coefficient de portance de l'avion.....	66
Tableau VI.21. Coefficient de portance de l'avion pour un angle d'incidence donné (non découpé).....	66
Tableau VI.22. Coefficient de portance de l'avion en rabattant à $\alpha = 0$ .....	66
Tableau VI.23. Coefficient de portance de l'avion et l'angle d'attaque.....	66
Tableau VI.24. Coefficient de portance de la pente de l'avion.....	66
Tableau VI.25. Portance de l'avion par rapport à l'angle d'attaque.....	67
Tableau VI.26. Coefficients de portance coupée.....	67
Tableau VI.27. Coefficients de portance non coupées.....	68
Tableau VI.28. Calcul de la portance maximale de l'empennage horizontal.....	68
Tableau VI.29. Gradient de rabattement horizontal.....	68

Tableau VI.30. Coefficients de portance maximale du profil aérodynamique de l'empennage horizontal.....	68
Tableau VI.31. Angle de déflexion vers le bas de l'empennage horizontal.....	68
Tableau VI.32. Coefficient de hayons élévateurs, horizontal à zéro angle d'attaque de l'empennage horizontal.....	68
Tableau VI.33. Coefficient de hayons élévateurs, horizontal pour angle d'attaque.....	68
Tableau VI.34. Pente de levée d'empennage horizontal.....	69
Tableau VI.35. Répartition de la portance de l'empennage horizontal.....	69
Tableau VI.36. Hayon horizontale fonction de l'angle d'attaque.....	69
Tableau VI.37. Calcul de l'empennage vertical maximal.....	70
Tableau VI.38. Coefficients de portance maximale du profil aérodynamique de l'empennage vertical.....	70
Tableau VI.39. Distribution de hayon pour l'élévateur vertical.....	71
Tableau IV.40. Force latérale de l'empennage verticale vs angle de dérapage non linéaire.....	71
Tableau IV.41. Coefficient de force latérale de l'empennage verticale de dérapage donné.....	71
Tableau IV.42. Angle de dérapage pour l'empennage vertical portance nulle.....	71
Tableau IV.43. Angle de déflexion vers le bas de l'empennage verticale.....	71
Tableau IV.44. Gradient de rabattement pour l'empennage vertical.....	71
Tableau IV.45. Force de diapositives de l'empennage vertical.....	72
Tableau IV.46. Calcul de la portance maximale de l'aile.....	72
Tableau IV.47. Coefficients de portance maximale aérodynamique de l'aile.....	73
Tableau IV.48. Coefficient de portance d'aile pour un angle d'attaque gamme linéaire.....	73
Tableau IV.49. Coefficient de portance de l'aile à $\alpha = 0$ .....	73
Tableau IV.50. Portance de l'aile.....	74
Tableau IV.51. Répartition de la portance de l'aile.....	74
Tableau IV.52. Portance de l'aile par rapport à l'angle d'attaque non linéaire à plage.....	74
Tableau IV.53. Moment d'avion pour angle d'attaque (non coupées).....	74
Tableau IV.54. Centre aérodynamique d'avion.....	74
Tableau IV.55. Moment de pente de l'avion.....	74
Tableau IV.56. Coefficient de moment tangage de l'avions à $\alpha = 0$ .....	75
Tableau IV.57. Calcul du centre aérodynamique de fuselage.....	75
Tableau IV.58. L'effet de sol sur la portance de l'avion et le moment de tangage.....	75
Tableau VI.59. Centre aérodynamique de l'empennage horizontal.....	75
Tableau VI.60. Coefficient de moment de tangage divers.....	76
Tableau VI.61. La mise hors tension de rapport de pression dynamique.....	76

Tableau VI.62. Le déplacement de centre aérodynamique dû à la puissance.....	76
Tableau VI.63. Coefficient de moment de bord de fuite volet tangage à $\alpha = 0$ .....	76
Tableau VI.64. Centre aérodynamique d'empennage vertical.....	77
Tableau VI.65. Centre aérodynamique de l'aile.....	77
Tableau VI.66. Aile et le fuselage tangage coefficient de moment coefficient de portance à coefficient de portance = 0.....	77
Tableau VI.68. Coefficient de stabilité directionnelle statique.....	78
Tableau VI.69. Calcul de la marge statique.....	78
Tableau VI.70. Calcul de la superficie de l'empennage horizontal.....	78
Tableau VI.71. Calcul du gain longitudinal.....	78
Tableau VI.72. Classe analyse du diagramme de garniture II taillé.....	78
Tableau VI.73. Gradient de force gouvernail.....	79
Tableau VI.74. Rotation au décollage.....	79
Tableau VI.75. Les dérivés de stabilité.....	79
Tableau VI.76. Coefficient de portance de l'empennage horizontal.....	79
Tableau VI.77. Les dérivés longitudinaux permanents.....	80
Tableau VI.78. Les dérivés reliés à la vitesse.....	80
Tableau VI.79. Les dérivés par rapport à l'angle d'attaque.....	81
Tableau VI.80. Evaluation des dérivés de l'angle d'attaque.....	81
Tableau VI.81. Les dérivés reliés au tangage.....	82
Tableau VI.82. Calcule de fonction de transfert longitudinale.....	82
Tableau VI.83. Calcule des fonctions de transfert latérale-directionnelle.....	82
Tableau VI.84. Analyse de sensibilité longitudinale.....	83
Tableau VI.85. Analyse de sensibilité latérale.....	84
Tableau VI.86. Taux de roulis critique.....	84

# -TABLE DES MATIÈRES-

RESUMÉE

DÉDICACE

REMERCIEMENTS

TABLE DES MATIÈRES

LISTE DES TABLEAUX ET FIGURES

NOMENCLATURE

INTRODUCTION GÉNÉRALE

## **CHAPITRE I :**

I. GÉNÉRALITÉS SUR LES DRONES :.....	1
I.1-INTRODUCTION :.....	1
I.2-HISTORIQUE :.....	1
I.3-CLASSIFICATION : .....	2
I.4 –CARACTÉRISTIQUES TECHNIQUES DE NOTRE DRONE :.....	5

## **CHAPITRE II. THÉORIE DE LA STABILITÉ**

LE MODÈLE MATHÉMATIQUE DU VOL D'UN AVION RIGIDE EN COMMANDE BLOQUÉES :....	8
II.1. INTRODUCTION :.....	8
II.2. SYSTÈMES D'AXES :.....	8
II.3. LES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT D'UN SYSTÈME D'AXES LIÉS À L'AVION :....	8
II.4. DÉVELOPEMENT DES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT SUIVANT UN SYSTÈME D'AXES FIXE :.....	13
II.5. ORIENTATION DE L'AVION :.....	14
II.6. COMPOSANTES DES FORCES INTERVENANTES DANS LES ÉQUATIONS DU MOUVEMENT :.....	16
II.7. LINÉARISATION DES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT :.....	17
II.8. RÉDUCTION DES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT :.....	24
II.9 PRESENTATION DES COEFFICIENTS DE STABILITE : .....	26
ÉTUDE DE LA STABILITÉ DYNAMIQUE D'UN AVION.....	30
II.11 INTRODUCTION :.....	30
II.12. DÉFINITION : .....	30
II.13. ÉTUDE DE LA STABILITÉ DYNAMIQUE LONGITUDINALE :.....	32
II.14. ÉTUDE DE LA STABILITÉ DYNAMIQUE LATÉRALE DIRECTIONNELLE : .....	38

## **CHAPITRE III. SIMULATION NUMÉRIQUE DE LA STABILITÉ LONGITUDINALE ET LATÉRALE**

III.1_INTRODUCTION :.....	43
III.2_ DESCRIPTION DU LOGICIEL D'ANALYSE AVANCE DES AERONEFS AAA :.....	43
III.3_ LES ÉTAPES DE NOTRE CALCULE PAR LE LOGICIEL AAA 2.5 Project : .....	47
III.4. CRÉATION DE LA GÉOMÉTRIE DU DRONE AVEC LE LOGICIEL :.....	53

## **CHAPITRE IV. RÉSULTATS ET INTÈRPRÉTATIONS**

IV.1_RÉSULTAT DU CALCUL DE LA GÉOMÉTRIE :.....	57
IV.2_RÉSULTAT DU CALCUL DE L'AÉRODYNAMIQUE : .....	59
IV.3_RÉSULTAT DU CALCUL DE LA STABILITÉ :.....	78
IV.4. STABILITÉ STATIQUE : .....	80
IV.5_RÉSULTAT DU CALCUL DE LA STABILITÉ DYNAMIQUE : .....	83

CONCLUSION GÉNÉRALE

BIBLIOGRAPHIE

ANNEXES

## **NOMENCLATURE :**

### **DIMENSION, MASSE, INERTIE :**

$S$  : Surface de l'aile.

$S_t$  : Surface de l'empennage.

$c$  : Corde aérodynamique.

$\bar{c}$  : Corde aérodynamique moyenne.

$b$  : Envergure.

$K_n = h_n - h$  : Marge statique.

$H$  : Altitude de l'avion.

$m$  : Masse de l'avion.

$g$  : Pesanteur.

$I_x, I_y, I_z$  : Moment d'inertie suivant les axes (ox), (oy), (oz).

$I_{xy}$  : Produit d'inertie suivant les axes (ox), (oy).

$I_{xz}$  : Produit d'inertie suivant les axes (ox), (oz).

$I_{yz}$  : Produit d'inertie suivant les axes (oy), (oz).

$\rho$  : Densité de l'air.

$\mu$  : Coefficient de viscosité.

$\alpha$  : Vitesse de son.

$M$  : Nombre de Mach.

### **ANGLES D'EULER :**

$\Psi$  : Angle d'azimut.

$\Theta$  : Assiette longitudinale.

$\Phi$  : Angle de gite.

### **ANGLES AERODYNAMIQUES :**

$\alpha$  : Angle d'incidence.

$\beta$  : Angle de dérapage.

$\theta$  : Angle d'assiette.

$\gamma$  : La pente.

### **BRAQUAGES :**

$\delta_a$  : Braquage des ailerons.

$\delta_e$  : Braquage de gouverne de profondeur.

$\delta_r$  : Braquage de gouverne de direction.

$p$  : Vitesse angulaire de roulis.

$q$  : Vitesse angulaire de tangage.

$r$  : Vitesse angulaire de lacet.

### **VITESSES LINEAIRES :**

$u$  : Vitesse linéaire le long de l'axe (ox).  
 $v$  : Vitesse linéaire le long de l'axe (oy).  
 $w$  : Vitesse linéaire le long de l'axe (oz).  
 $V$  : Vitesse totale de l'avion.

### **FORCES ET MOMENTS AERODYNAMIQUES SUIVANT LES AXES (OX), (O Y), (O Z) DE REPERE DE L'AVION :**

Forces : X : Force de traînée, Y=Force latérale, Z=Force de portance.  
Moments : L, M, N : Les moments de roulis, tangage, et lacet, respectivement.

### **LEXIQUE AERODYNAMIQUE :**

$C_x$  : Coefficient de force de trainée.  
 $C_y$  : Coefficient de force de portance.  
 $C_z$  : Coefficient de force latéral.  
 $C_l$  : Coefficient de moment de roulis.  
 $C_m$  : Coefficient de moment de tangage.  
 $C_n$  : Coefficient de moment de lacet.  
 $L_w$  : Portance de l'aile.  
 $D_w$  : Trainée de l'aile.  
 $L_t$  : Portance de l'empennage.  
 $M_{acw}$  : Moment de la force aérodynamique au foyer.  
 $M_w$  : Moment de tangage de l'aile.  
 $M_t$  : Moment de tangage de l'empennage.  
 $C_{mw}$  : Coefficient de moment de tangage de l'aile.  
 $C_{mt}$  : Coefficient de moment de tangage de l'empennage.  
 $C_l$  : Coefficient de portance globale.  
 $C_{mt}$  : Coefficient de trainée globale.  
 $C_{L_t}$  : Coefficient de portance de l'empennage.  
 $C_{m_t}$  : Coefficient de trainée de l'empennage.  
 $C_{M_{ccm}}$  : Coefficient de moment de la force aérodynamique au foyer.  
 $C_{m\alpha}$  : Raideur en tangage.  
 $C_{m_t}$  : Coefficient de moment de l'empennage.  
 $C_{m_{wt}}$  : Coefficient de moment de la combinaison aile/fuselage/nacelle.  
 $\alpha_{wb}$  : Pente de la courbe de portance de la combinaison aile/fuselage/nacelle.  
 $C_{L\alpha_w} = \alpha_w$  : Pente de la courbe de portance de l'aile.

## **INTRODUCTION GÉNÉRALE :**

Les drones sont des véhicules aériens sans pilotes. Ils constituent des systèmes qui sont composés d'un ou plusieurs vecteurs aériens, d'une ou plusieurs stations sol de commande ainsi que de liaisons de données entre les vecteurs et la partie sol. Il peut y avoir des drones terrestres, marins, sous-marins et aériens. On voit donc que la définition s'étend progressivement et englobe les nombreux systèmes autonomes. Les drones aériens sont des véhicules volants sans pilote capables de mener à bien une mission en autonomie ou semi autonomie sans risque de pertes humaines. On distingue différentes catégories en fonction de leurs tailles très variées de quelques centimètres à plusieurs mètres. leurs formes, leurs mode de vol également, tout comme leurs types de propulsion certains sont équipés de réacteurs, d'autres d'hélices, d'autres encore utilisent des rotors et à l'instar des drones hélicoptères etc..

Pour qu'un drone soit facilement télécommandé, il faut qu'il soit stable ; c'est à dire qu'il ait tendance à compenser naturellement les petites variations de vitesse ou d'attitudes non désirées qui peuvent survenir. La stabilité est une propriété d'un état d'équilibre de l'avion, c'est-à-dire d'un vol stabilisé. L'état d'équilibre est dynamiquement stable si le véhicule y retourne après en avoir été écarté par une petite perturbation. On dit qu'un avion est statiquement stable si les forces/couples résultant de la perturbation ont tendance à le ramener à l'état d'équilibre. Comme elle est relative à l'état initial. On obtient de la sorte de nombreuses informations utiles, d'autant plus que la stabilité statique est une condition nécessaire de la stabilité dynamique. La stabilité dynamique concerne par conséquent le comportement asymptotique (la limite pour  $t \rightarrow \infty$ ) du transitoire produit par un écart par rapport à l'équilibre. En se limitant à de petites perturbations, on peut tendre les équations de mouvements autour du point d'équilibre.

On se limitera dans ce travail aux deux premiers niveaux d'approximation, que l'on a coutume de rassembler sous le vocable de mécanique du vol. Évidemment, s'agissant de vol atmosphérique, la majeure partie des forces et couples s'exerçant sur l'avion sont d'origine aérodynamique.

Le travail exige donc une bonne connaissance des caractéristiques aérodynamiques des surfaces portantes, qui sont étudiées dans la mécanique des fluides. La présence des logiciels de calcul comme le AAA 2.5 Project qu'on l'utilise pendant notre simulation et qui nous permet d'analyser les réponses par la résolution des équations du mouvement de l'avion dans

le cas d'un vol de régime permanent. On se concentre aussi sur l'étude dynamique puisqu'elle contient l'analyse des modes vibratoires du mouvement.

Notre étude dans ce volet de recherche cité ci-dessus englobe les chapitres suivants :

Et qui commence par une introduction générale.

1<sup>er</sup> Chapitre : Généralités sur les drones : Sert à informer les lecteurs sur les différents types de drones ainsi que leurs missions et leurs limitations, on donnant les différents caractéristiques techniques de notre model ainsi que les matériaux.

2<sup>ème</sup> Chapitre : Théorie de la stabilité statique et dynamique : On a établi les équations qui régissent le mouvement d'un avion en vol et de soumettre une configuration à des études de stabilité dynamique en vue d'ajuster ses paramètres géométrique s'il y a lieu pour assurer une stabilité adéquate dans la cadre de la mission demandée par l'utilisateur.

3<sup>ème</sup> Chapitre : Simulation numérique de la stabilité longitudinale et transversale : Nous montre l'analyse des mouvements de l'avion consécutifs à une perturbation à l'aide du logiciel AAA 2.5 Project© (Advanced Aircraft Analysis).

4<sup>ème</sup> Chapitre : Interprétions des résultats et recommandations : L'explication et la discussion des résultats numériques.

Après quoi une recommandation de conception d'un drone-type sera suggérée.

Et cette étude se termine par une conclusion générale, des perspectives et une bibliographie.

# Chapitre I

## **GÉNÉRALITÉS SUR LES DRONES**

## I. GÉNÉRALITÉS SUR LES DRONES :

### I.1-INTRODUCTION :

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. Cette première caractéristique essentielle justifie leur désignation de Uninhabited (ou Unmanned) Aerial Véhicule (UAV). D'origine anglaise, le mot «drone», qui signifie «bourdon», ou «bourdonnement», est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant.

Le drone n'est en fait qu'un des éléments d'un système, conçu et déployé pour assurer une ou plusieurs missions. C'est la raison pour laquelle les spécialistes parlent de «systèmes de drones».

Le principe des drones peut être rapproché, toutes proportions égales par ailleurs, de celui de l'aéromodélisme, selon lequel des petites maquettes sont pilotées par télécommandes.

On distingue toutefois deux catégories de drones : ceux qui requièrent effectivement l'assistance d'un pilote au sol, par exemple pour les phases de décollage et d'atterrissage, et ceux qui sont entièrement autonomes. Cette autonomie de pilotage peut s'étendre à la prise de décision opérationnelle pour réagir face à tout événement aléatoire en cours de mission ; elle constitue la deuxième caractéristique essentielle des drones. [1]

### I.2-HISTORIQUE :

Après des lourdes pertes subies pendant la seconde guerre mondiale par les aviations d'observation. L'idée d'un engin d'observation militaire sans équipage est venue (ni pilote, ni observateur). Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960, tel le R 20 de Nord-Aviation, dérivé de l'engin cible CT 20. Mais les exemples significatifs d'une utilisation opérationnelle des drones sont encore peu nombreux.

Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones (Firebee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques «SAM-2» : 3500 missions furent recensées. Plus tard, en 1991, lors de la guerre du Golfe, ils ont fait appel aux drones (Pioneer) pour la surveillance jour/nuit, l'acquisition des objectifs et les réglages de l'artillerie. Dans ce même conflit, les Britanniques et les Français commencèrent à servir des drones. De leur côté, les Israéliens ont saturé les défenses aériennes le long du canal de Suez lors de la guerre du Canal du Suez (1973) et ce, avec un grand nombre de drones bon marché. Plus tard, ils ont détecté et «leurré» par le même moyen les batteries syriennes anti-aériennes. D'une façon générale, les spécialistes considèrent que les drones ont pu vraiment démontrer leurs capacités opérationnelles d'observation aérienne (renseignement), sur les trois récents théâtres

d'opération qu'ont constituée les conflits en ex-Yougoslavie, en Irak, et en Afghanistan. C'est encore un drone (Hunter) qui a successivement assuré la surveillance des réunions du G8 à Evian en 2003, ainsi que les cérémonies de célébration du 60<sup>ème</sup> anniversaire du débarquement allié en Normandie en 2004. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés. En France, deux drones miniatures sont en expérimentation au sein de la Gendarmerie nationale et du GIGN(Coccinelle). De son côté, le Laboratoire Central des Ponts et Chaussées a procédé à des essais de surveillance d'ouvrage d'art, également avec un drone à voilure tournante. Mais le drone est encore mal connu, et suscite de ce fait des appréhensions. Une demande d'expérimentation de surveillance de trafic routier sur le périphérique d'une grande ville française à partir d'un drone miniature (environ 6 Kg) a été refusée en 2004 par les autorités et cela pour des raisons de sécurité. [2]

### **I.3-CLASSIFICATION :**

La classification des drones dépend de chaque pays. On peut cependant classer les drones aériens selon les critères suivants :

- L'altitude de croisière (les moyennes altitudes varient entre 5000 et 8000 m et les hautes altitudes sont supérieures à 17000 m).
- L'endurance ou l'autonomie (les longues durées varient entre 40 et 50 heures).
- Les dimensions géométriques.
- Leurs types propulsifs (réacteur, hélice, rotor, ail battante).
- La mission (reconnaissance, combat, sauvetage, correction des projets, surveillance).
- La taille (micro drone, grand drone). [3]

TABLE I.1: Quelque type de drones avec leurs domaines d'utilisations. [3]

	Nom	utilisation	dimension	masse	Type de drone
	<b>Micro. Flying Insect</b>	Civile	25 mm	Quelques grammes	Nano-drone
	<b>Scancopter CB 750</b>	Civile	75 cm	Non Connu	Voilure tournante
	<b>FNS 900 Seeker</b>	Civile	Moins d'1 mètre	0,6 kg	Mini-drone
	<b>Spy Arrow</b>	Militaire	67 cm	600 grammes	Micro-drone
	<b>Survey Copter DRAC</b>	Militaire	1,40 x 3,30 m	8,2 kg	Très courte portée
	<b>nEUROn</b>	Militaire	10 x 12,5 m	4,9 tonnes à vide	Tactique
	<b>Harfang</b>	Militaire	16,60 x 9,30 m	657 kg à vide	MALE
	<b>RQ-4 Global Hawk</b>	Militaire	39,90 x 14 x 4,70 m	3,9 tonnes à vide	HALE

TABLE I.2 : Fiche technique MQ-1/MQ-9 PREDATOR.

Désignation	MQ-1	MQ-9
Gross Weight	1,02 kg	4,53
Length	8,74 m	11,02 m
Wingspan	14,83 m	19,50 m
Ceiling	7,62 m	13,71 m
Radius	400 nm	400 nm
Endurance	24+ hrs	24+ hrs
Payload	450 lbs	750 lb (internal) 3000 lb (external)
Cruise Speed	70 kts	220 kts

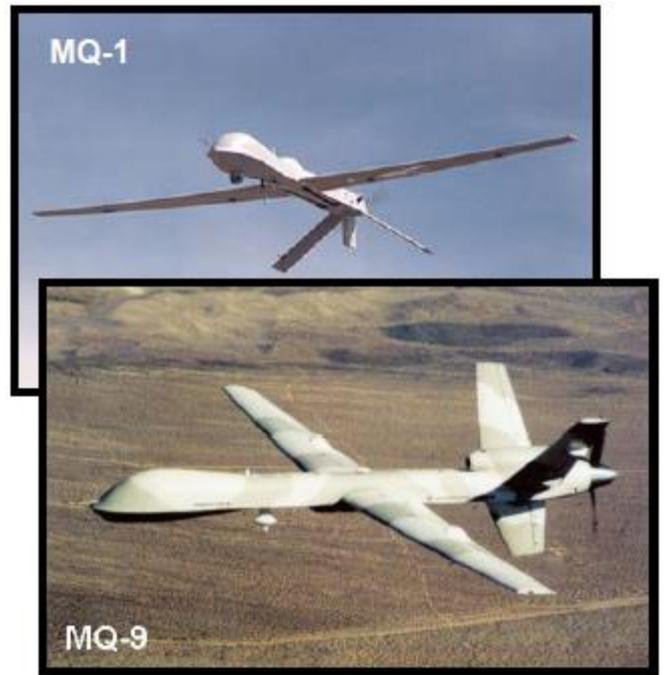


Fig. I.1. Schéma MQ-1/MQ-9 PREDATOR.

TABLE I.3 : Fiche technique RQ-2B Pioneer /RQ-5A hunter.

Désignation	RQ-2B	RQ-5A
Length	4,26 m	7,01 m
Wingspan	5,18 m	8,90 m
Ceiling	4,57 m	4,57 m
Radius	100 nm	144 nm
Endurance	5 hrs	11.6 hrs
Payload	34,02 kg	90,72 kg
Cruise Speed	80 kts	100 kts



Fig. I.2. Schéma RQ-2B Pioneer /RQ-5A hunter.

**TABLE I.4: Fiche technique ReSSAC-RMAX de Yamaha.**

Masse à vide	58 kg
Masse au décollage	93 kg
Longueur hors tout	3,63 m
Bipale d'envergure	3,115 m
Moteur 2 temps cylindrée	246 cc
Capacité en charge utile	15kg
Energie disponible en charge utile	50W
Temps de vol	60mn



**Fig. I.3 schéma RESSAK-RMAX de Yamaha.**

**I.4 –CARACTÉRISTIQUES TECHNIQUES DE NOTRE DRONE :**

- Poids aux décollages 7 kg.
- Envergure 2.3m.
- Longueur 1m.
- Vitesse du drone 40-115 km/h.
- L'altitude du drone 5-1500 m.
- Temps de vol de chargement de 1.5kg pendant 40 min.
- Charge utile 3 kg.
- Poids de cellule 4 kg.
- Moteur électrique 1 kW.
- Vitesse de décollage 35 km/h.
- Vitesse d'atterrissage 35km/h.
- Piste d'atterrissage 15 m.

- Monter en vitesse vertical 5 m/s.
- Qualité aérodynamique pour une vitesse de 60km/h est 14.
- Rayon de virage 15m.

**Composantes :**

1. Aile haute sans volets (Profil d'aile NACA 4412).
2. Le fuselage (CUB J3).
3. L'empennage horizontal.
4. Stabilisateur vertical.
5. Plaque de fixation du servomoteur.
6. Le train d'atterrissage type classique fixe
7. Moteur électrique.
8. Plaque de fixation porte châssis,
9. Petites vis+La batterie de stockage.
10. Support aile droite + Chargeur..
11. Hélice.



**Fig. I.4. Photo du drone CUB J3 Radiocommandé.**

**Matériau :**

- **Le Polypropylène expansé (E.P.P) :** Ce matériau est utilisé ici, dans la fabrication des fuselages et des ailes qui peuvent de ce fait, supportés des collisions ou des crashes (volontairement comme involontairement). L'EPP est un matériau d'aspect identique au Polystyrène Expansé mais la ressemblance s'arrête là. Il est constitué aussi de billes collées ensembles dans différentes densités. Les densités utilisables dans le modélisme sont 20, 30, et 45 kg/m<sup>3</sup>. La teinte la plus utilisée est le blanc, mais on peut trouver désormais du noir et de la couleur. La principale qualité de l'EPP est sa grande souplesse avant rupture et une capacité à absorber les chocs et à retrouver son aspect originel grâce à sa mémoire de forme. Ce matériau est principalement utilisé dans l'industrie, dans la fabrication de certains emballages nécessitant une bonne protection pendant le transport de produits très fragiles. Dans l'industrie automobile, l'EPP est utilisé dans la fabrication d'appui-tête, de garnitures de pare-chocs, de pare-soleil etc.
- **Ses nombreuses qualités physiques :**
  - Très bonne tenue en température (-40° et +110 °C)
  - Faible pouvoir d'absorption d'eau
  - Bonne résistance à l'abrasion
  - Facilité de moulage
  - Excellente stabilité aux agents chimiques et aux solvants
  - Faible conductivité thermique
  - Bonne résistance mécanique, notamment à la compression
  - Bonne élasticité même en cas de sollicitation répété.



**Fig.1.5. Schéma du Polypropylène expansé (E.P.P).**

**Conclusion :**

Nous avons commencé par une présentation des drones en générale. On suite nous avons cité quelques travaux de recherche récents concernant ces UAV. Dans le 2<sup>ème</sup> chapitre nous présenterons l'état de l'art des études de stabilité dynamique longitudinale et transversale.



# Chapitre II

## **THÉORIE DE LA STABILITÉ**

## LE MODÈLE MATHÉMATIQUE DU VOL D'UN AVION RIGIDE EN COMMANDE BLOQUÉES. [4, 5, 6, 7]

### II.1. INTRODUCTION :

Dans ce chapitre, nous commençons en premier lieu à établir les équations qui régissent le mouvement d'un avion en vol par application de la seconde loi de NEWTON.

Ensuite, nous modélisons analytiquement le comportement dynamique de l'avion soumis à des perturbations externes.

Le résultat obtenu se représente par un système d'équations non linéaires couplées. A ce niveau nous ferons appel à la théorie des petites perturbations pour linéariser et découpler les équations. Enfin de compte, nous obtenons deux systèmes d'équations, le premier gouvernant le mouvement longitudinal et le second le mouvement latéral.

Les coefficients constituant les systèmes sont appelés coefficients de stabilité. Ceux-ci sont liés directement aux caractéristiques géométriques de la configuration volante et aux conditions de vol.

### II.2. SYSTÈMES D'AXES :

Afin de décrire le mouvement d'un avion, on utilise deux systèmes d'axes.

Le premier est lié à la terre qui est supposée fixe, c'est-à-dire que sa rotation est négligée, son utilité est de déterminer la position du centre de gravité de l'avion.

Le second, est fixé à l'avion et a pour origine son centre de gravité. Ce système d'axes nous permet de déterminer le mouvement de rotation de l'avion.

### II.3. LES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT D'UN SYSTÈME D'AXES LIÉS À L'AVION :

Les deux premières hypothèses spécifient la nature du corps à étudier et le milieu où il est placé.

**Hypothèse 1 :** L'avion est assimilé à un corps rigide, ainsi la distance entre deux points quelconques de ce corps est invariante.

**Hypothèse 2 :** La terre est supposée fixe dans l'espace, et l'atmosphère terrestre est supposée fixée à la terre.

Dans le tableau (II.1) et la fig. (II.2) on a défini la direction des axes de l'avion. La notation est choisie conformément à l'application de la seconde loi de NEWTON.

La seconde loi de NEWTON montre que la variation de la quantité de mouvement d'un corps est proportionnelle à la résultante des forces auxquelles il est soumis, et la variation du moment cinétique de ce corps est proportionnelle au moment résultant appliqué.

**Tableau (II.1) : Direction des axes liés à l'avion et la nomenclature utilisée pour l'application de la loi de NEWTON.**

Axes	X	Y	Z
Vitesse linéaire le long de l'axe	U	V	W
Vitesse angulaire autour de l'axe	P Roulis	Q Tangage	R Lacet
Somme des moments autour de l'axe	$\sum L$	$\sum M$	$\sum N$
Somme des forces suivant l'axe	$\sum F_x$	$\sum F_y$	$\sum F_z$
Déplacement autour de l'axe	$\Phi$	$\theta$	$\psi$
Moment cinétique suivant l'axe	$h_x$	$h_y$	$h_z$
Moment d'inertie	$I_{xx}$	$I_{yy}$	$I_{zz}$

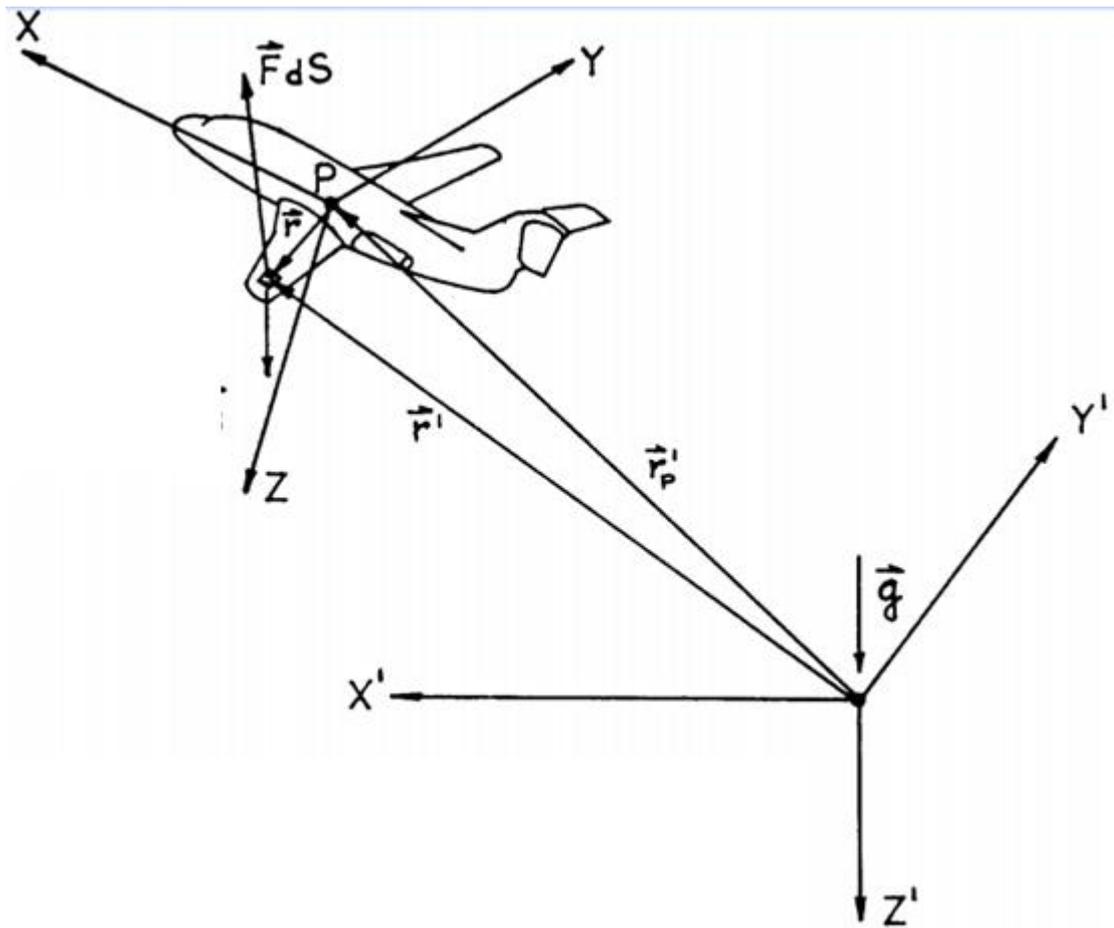


Fig. II.1. Systèmes d'axes.

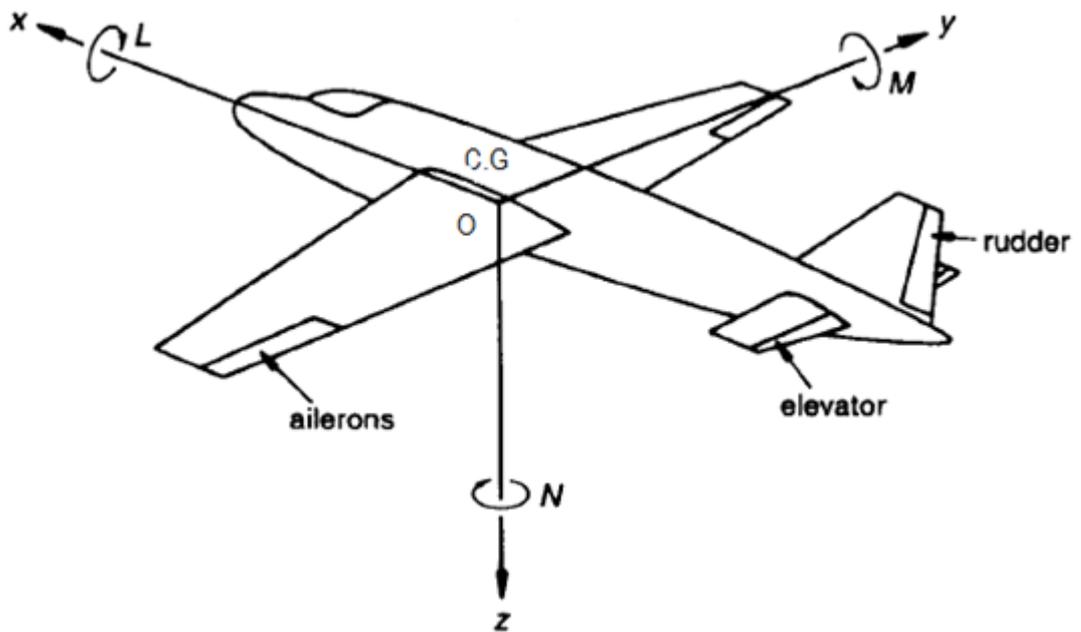


Fig. II.2. Direction des axes liés à l'avion.

Mathématiquement la seconde loi de NEWTON s'écrit :

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_x &= \frac{d}{dt}(mU) \\ \Sigma F_x &= \frac{d}{dt}(mV) \\ \Sigma F_z &= \frac{d}{dt}(mW) \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.1)$$

$$\left. \begin{aligned} \Sigma L &= \frac{dh_x}{dt} \\ \Sigma M &= \frac{dh_y}{dt} \\ \Sigma N &= \frac{dh_z}{dt} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.2)$$

**Hypothèse 3 :** On suppose que la masse de l'avion reste constante durant notre étude.

Les moments de quantités de mouvement (moments cinétiques) représentés dans l'équation(II.2) peuvent être développés en utilisant un élément de masse dm qui tourne avec la vitesse angulaire  $\Omega$ .

$$\vec{\Omega} = P \vec{i} + Q \vec{j} + R \vec{k} \dots\dots\dots (II.3)$$

Cet élément de masse est situé au point (x,y,z) par rapport au centre de gravité de l'avion (Fig.II.1)

Le moment de quantité de mouvement élémentaire de l'élément dm est donné par :

$$d\vec{h} = \vec{r} * dm \dots\dots\dots (II.4)$$

La vitesse de cet élément est donnée par :

$$\vec{v} = \vec{v}_c + \vec{\Omega} * \vec{r} \dots\dots\dots (II.5)$$

Ou :  $\vec{v}_c$  est la vitesse du centre de gravité de l'avion et  $\vec{r}$  le rayon vecteur issu du centre de gravité pour situer la position de l'élément de masse dm.

Par la suite on a :

$$d\vec{h} = \vec{r} * dm\vec{v}_c + \vec{r} * dm(\vec{\Omega} * \vec{r}) \dots\dots\dots (II.6)$$

Le moment cinétique résultant de tout l'avion est obtenu en intégrant l'équation (II.4) sur toute la masse de l'avion.

$$\vec{h} = \int_m \vec{r} * dm\vec{v}_c + \int_m \vec{r} * dm(\vec{\Omega} * \vec{r}) \dots\dots\dots (II.7)$$

Du fait que la vitesse du centre de gravité est indépendante du signe somme, on a l'équation suivante:

$$\int_m dm \vec{r} * \vec{v}_c = (\int_m dm \vec{r}) * \vec{v}_c \dots\dots\dots (II.8)$$

Puisque c'est le centre de gravité de l'avion on obtient :

$$\int_m dm \vec{r} = \vec{0} \dots\dots\dots (II.9)$$

Ainsi que l'équation (II.7) devient :

$$\vec{h} = \int_m [\vec{r} * (\vec{\Omega} * \vec{r})] dm = \int_m [\Omega * r^2 - \vec{r} * (\vec{\Omega} * \vec{r})] dm \dots\dots\dots (II.10)$$

La composante suivant l'axe (ox) est donnée par :

$$h_x = \vec{h} * \vec{i} = \int_m [P(X^2 + Y^2 + Z^2) - X(P_x + Q_y + R_z)] dm = \int_m P(X^2 + Z^2) dm - \int_m Q_{xy} dm - \int_m R_{xz} dm \dots\dots\dots (II.11)$$

P, Q, R étant indépendantes de la masse d'où l'on peut écrire :

$$h_x = P \int_m (Y^2 + Z^2) dm - Q \int_m xy dm - R \int_m xz dm \dots\dots\dots (II.12)$$

De la même manière on obtient h<sub>y</sub> et h<sub>z</sub> :

$$h_y = Q \int_m (X^2 + Z^2) dm - P \int_m xy dm - R \int_m yz dm \dots\dots\dots (II.13)$$

$$h_z = R \int_m (X^2 + Y^2) dm - P \int_m xz dm - Q \int_m yz dm \dots\dots\dots (II.14)$$

Ainsi les composantes du moment de quantité de mouvement résultant sont :

$$\left. \begin{aligned} h_x &= PI_{XX} - QI_{XY} - RI_{XZ} \\ h_y &= QI_{YY} - RI_{YZ} - PI_{XY} \\ h_z &= RI_{ZZ} - PI_{XZ} - QI_{YZ} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.15)$$

La dérivée  $d\vec{h}/dt$  est obtenue en dérivant les équations (II.15) par rapport au temps t.

En tenant compte du fait que le système d'axes qu'on a choisi est lié à l'avion et compte tenu de l'hypothèse 1 et 2, les équations de mouvement s'écrivent comme suit:

$$\left. \begin{aligned} \sum F_x &= m \frac{dU}{dt} \\ \sum F_y &= m \frac{dV}{dt} \\ \sum F_z &= m \frac{dW}{dt} \\ \sum L &= \frac{dh_x}{dt} = PI_{XX} - QI_{XY} - RI_{XZ} \\ \sum M &= \frac{dh_y}{dt} = QI_{YY} - RI_{YZ} - PI_{XY} \\ \sum N &= \frac{dh_z}{dt} = RI_{ZZ} - PI_{XZ} - QI_{YZ} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.16)$$

Du fait que le système d'axes est adopté pour déterminer les équations de mouvement, la position est l'orientation de l'avion ne peuvent pas être décrites par ce système d'axes. Donc on est amené à introduire un système d'axes fixes.

**II.4. DÉVELOPEMENT DES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT SUIVANT UN SYSTÈME D'AXES FIXE :**

L'accélération mesurée dans le système d'axes X', Y', Z' est donnée par :

$$\vec{A} = \frac{d\vec{v}_c}{dt} + \vec{\Omega} * \vec{r} \dots\dots\dots (II.17)$$

$$\text{Où : } \vec{\Omega} * \vec{V} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ P & Q & R \\ u & v & w \end{vmatrix} \dots\dots\dots (II.18)$$

Si u, v, w sont les composantes de  $\vec{V}_c$  et P, Q, R celle de  $\vec{\Omega}$  on aura :

$$\left. \begin{aligned} a_{x'} &= \dot{U} + Qw - Rv \\ a_{y'} &= \dot{V} + Ru - Pw \\ a_{z'} &= \dot{W} + Pv - Qu \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.19)$$

D'une manière similaire le changement dans le moment cinétique en fonction du temps s'écrit :

$$\frac{d\vec{h}}{dt} \Big|_{x'y'z'} = \frac{d\vec{h}}{dt} \Big|_{xyz} + \vec{\Omega} * \vec{h} \dots\dots\dots (II.20)$$

$$\text{Où : } \vec{\Omega} * \vec{h} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ P & Q & R \\ hx & hy & hz \end{vmatrix} \dots\dots\dots (II.21)$$

Ainsi :

$$\left. \begin{aligned} \frac{dhx'}{dt} &= \frac{dhx}{dt} + Qhz - Rhy \\ \frac{dhy'}{dt} &= \frac{dhy}{dt} + Phx - Rhz \\ \frac{dhz'}{dt} &= \frac{dhz}{dt} + Phy - Qhx \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.22)$$

**Hypothèse 4 :** le plan (xoz) est un plan de symétrie de l'avion, ce qui conduit à :

$I_{xy}=0$  et  $I_{yz}=0$ .

Ainsi les équations de mouvement d'un avion par rapport à un système d'axes fixes s'écrivent comme ci-dessous :

$$\left. \begin{aligned} \sum F_{x'} &= m(\dot{U} + Qw - Rv) \\ \sum F_{y'} &= m(\dot{V} + Ru - Pw) \\ \sum F_{z'} &= m(\dot{W} + Pv - Qu) \\ \sum L &= \frac{dhx'}{dt} = \dot{P}I_{xx} - RI_{xz} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - PQI_{xz} \\ \sum M &= \frac{dhy'}{dt} = \dot{Q}I_{yy} - PR(I_{xx} - I_{zz}) - R^2I_{xz} + P^2I_{xz} \\ \sum N &= \frac{dhz'}{dt} = \dot{R}I_{zz} - \dot{P}I_{xz} + PQ(I_{zz} - I_{yy}) + QR I_{xz} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.23)$$

Les membres des équations (II.23) expriment l'accélération de l'avion en termes de vitesses linéaires et angulaires.

Ceux de gauche représentent les composantes des forces et des moments aérodynamiques et de poussée ainsi que celles de la force de gravité.

**II.5. ORIENTATION DE L'AVION :**

Pour décrire l'orientation de l'avion par rapport à la terre, il suffit de décrire l'orientation du système d'axes (x, y, z) liés à l'avion par rapport au système d'axes (x', y', z') fixés à la terre.

Pour cela on considère que le système d'axes (x', y', z') est translaté parallèlement à lui-même jusqu'à ce que son origine coïncide avec le centre de gravité de l'avion.

L'avion est initialement supposé orienté de manière que ses axes (x, y, z) soient parallèles à (x', y', z') puis il est soumis aux trois rotations suivantes :

1. Une rotation d'angle positif  $\psi$  autour de  $cz_1$ , amenant les axes à (c,  $x_1$ ,  $y_1$ ,  $z_1$ ) ce mouvement est le lacet.

On peut l'écrire sous la forme suivante:

$$\vec{X}_1 = \alpha_1 \vec{x} + \beta_1 \vec{y} + \gamma_1 \vec{z}$$

$$\vec{Y}_1 = \alpha_2 \vec{x} + \beta_2 \vec{y} + \gamma_2 \vec{z}$$

$$\vec{Z}_1 = \vec{z}$$

$$\vec{X} \rightarrow \vec{X}_1 * \vec{x} = \alpha_1 = \cos(\psi)$$

$$\vec{Y} \rightarrow \vec{X}_1 * \vec{y} = \beta_1 = \cos(\pi/2 + \psi) = -\sin(\psi)$$

$$\vec{Z} \rightarrow \vec{X}_1 * \vec{z} = \gamma_1 = 0$$

Donc :  $\alpha_1 = \cos\psi ; \beta_1 = -\sin\psi ; \gamma_1 = 0$

$$\vec{X} \rightarrow \vec{Y}_1 * \vec{x} = \alpha_2 = \cos(\pi/2 + \psi) = -\sin(\psi)$$

$$\vec{Y} \rightarrow \vec{Y}_1 * \vec{y} = \beta_2 = \cos\psi$$

$$\vec{Z} \rightarrow \vec{Y}_1 * \vec{z} = \gamma_2 = 0$$

Donc :  $\alpha_2 = -\sin\psi ; \beta_2 = \cos\psi ; \gamma_2 = 0$

Ainsi on peut écrire :

$$\left. \begin{aligned} \vec{X}_1 &= \vec{X}\cos\psi + \vec{Y}\sin\psi \\ \vec{Y}_1 &= \vec{Y}\cos\psi - \vec{X}\sin\psi \\ \vec{Z}_1 &= \vec{Z} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.24)$$

1. Une rotation d'angle positif  $\theta$  autour de  $cy_1$ , amenant les axes à ( $cx_2$   $y_1$   $z_2$ ). Ce mouvement est le tangage.

Soit  $(\vec{X}_2, \vec{Y}_2, \vec{Z}_2)$  la base du repère  $(c, x_2, y_1, z_2)$  de même que précédemment on peut facilement obtenir :

$$\left. \begin{aligned} \vec{X}_2 &= \vec{X}_1 \cos\theta - \vec{Z}_1 \sin\theta \\ \vec{Y}_2 &= \vec{Y}_1 \\ \vec{Z}_2 &= \vec{Z}_1 \cos\theta + \vec{X}_1 \sin\theta \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.25)$$

2. Une rotation d'angle positif  $\Phi$  autour de  $cx_2$ , amenant les axes à  $(c, x_2, y_3, z_3)$ . Ce mouvement est le roulis.

Soit  $(\vec{X}_3, \vec{Y}_3, \vec{Z}_3)$  la base du repère  $(c, x_3, y_3, z_3)$ . De même que précédemment on peut facilement obtenir :

$$\left. \begin{aligned} \vec{X}_3 &= \vec{X}_2 \\ \vec{Y}_3 &= \vec{Y}_2 \cos\Phi + \vec{Z}_2 \sin\Phi \\ \vec{Z}_3 &= \vec{Z}_2 \cos\Phi + \vec{Y}_2 \sin\Phi \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.26)$$

On peut écrire :

$$\vec{X}_1 = \alpha_1 \vec{x} + \beta_1 \vec{y} + \gamma_1 \vec{z}$$

$$\vec{Y}_1 = \alpha_2 \vec{x} + \beta_2 \vec{y} + \gamma_2 \vec{k}$$

$$\vec{Z}_1 = \vec{z}$$

$$\vec{X} \rightarrow \vec{X}_1 * \vec{x} = \alpha_1 = \cos(\Psi) \vec{Y} \rightarrow \vec{X}_1 * \vec{y} = \beta_1 = \cos(\pi/2 + \Psi) = -\sin(\Psi)$$

$$\vec{Z} \rightarrow \vec{X}_1 * \vec{z} = \gamma_1 = 0$$

En substituant les équations (II.24) et (II.25) dans les équations (II.26) on obtient la transformation permettant de passer du repère initial  $(c, x, y, z)$  au repère final  $(c, x_3, y_3, z_3)$ .

Cette transformation est donnée par les équations (II.27)

$$\left. \begin{aligned} \vec{X}_3 &= \vec{X} \cos\theta \cos\Psi + \vec{Y} \cos\theta \sin\Psi - \vec{Z} \cos\theta \\ \vec{Y}_3 &= \vec{X} (\cos\Psi \sin\theta \sin\Phi - \sin\Psi \cos\Phi) + \vec{Y} (\cos\Psi \sin\Phi + \sin\Psi \sin\theta \sin\Phi) + \vec{Z} (\cos\theta \sin\Phi) \\ \vec{Z}_3 &= \vec{X} (\cos\Psi \sin\theta \cos\Phi + \sin\Psi \sin\Phi) + \vec{Y} (\sin\Psi \cos\Phi - \cos\Psi \sin\Phi) + \vec{Z} (\cos\theta \cos\Phi) \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.27)$$

**II.6. COMPOSANTES DES FORCES INTERVENANTES DANS LES ÉQUATIONS DU MOUVEMENT :**

**a. Notion du vol stationnaire :**

Un vol stationnaire est un vol durant lequel tous les variables définissant le mouvement sont indépendants du temps relativement à un système d'axes liés à l'avion.

Mathématiquement le vol stationnaire est décrit par :

$$\dot{\vec{V}} = \vec{0} \text{ Et } \dot{\vec{\Omega}} = \vec{0} \dots\dots\dots (II.28)$$

Notre travail consiste à étudier et à analyser le mouvement de vol d'un avion en présence de petites perturbations à partir de conditions initiales.

Ces dernières représentent les conditions du vol stationnaire.

**b. Composantes de la force de gravité :**

Durant toute la durée de vol stationnaire l'avion est soumis à la force de gravité. Par résolution directe le long des axes  $x_0, y_0, z_0$  et qui sont indiqués par les équations suivantes :

$$\left. \begin{aligned} X_0 &= -W \sin \theta \\ Y_0 &= W \cos \theta_0 \sin \phi_0 \\ Z_0 &= W \cos \theta_0 \cos \phi_0 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.29)$$

Les composantes de la force de gravité, agissantes le long des axes d'EULER sont données par les équations suivantes:

$$\left. \begin{aligned} X_3 &= (-W \sin \theta_0) \cos \theta \cos \psi + (-W \cos \theta_0 \sin \phi_0) \cos \theta \sin \psi \\ &\quad + (-W \cos \theta_0 \cos \phi_0) \sin \theta \\ Y_3 &= (-W \sin \theta_0) (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) + (W \cos \theta_0 \sin \phi_0) \\ &\quad (\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi) + (W \cos \theta_0 \cos \phi_0) (\cos \theta \cos \phi) \\ Z_3 &= (-W \sin \theta_0) (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) + (W \cos \theta_0 \sin \phi_0) \\ &\quad (\sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) + (W \cos \theta_0 \cos \phi_0) (\cos \theta \cos \phi) \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.30)$$

**c. Composantes des forces aérodynamiques et de la poussée :**

Puisqu'il est difficile d'exprimer les forces aérodynamiques et de la poussée en termes de vitesses linéaires et angulaires, on représente ces forces par une série de TAYLOR en prenant un nombre de terme suffisant pour assurer une précision adéquate pour les calculs qu'on a déjà considéré.

A cause de cette condition spéciale, il est plus simple de séparer les forces aérodynamiques et la poussée de la force de gravité, ainsi on aura :

$$\left. \begin{aligned} \sum F_{x_i} &= \sum F_x + X_3 \\ \sum F_{y_i} &= \sum F_y + Y_3 \\ \sum F_{z_i} &= \sum F_z + Z_3 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.31)$$

Les premières quantités sont la somme des forces aérodynamiques et de poussée et  $(x_3, y_3, z_3)$  sont les composantes de la force de gravité dérivées dans les équations (II.31).

Il faut noter qu'à l' instant où les conditions de références (vol stationnaire) sont prises on a :  $\theta = \Phi = \Psi = 0$ , les composantes  $x_3, y_3, z_3$  se réduisent aux valeurs données par les équations (II.29).

A partir des équations (I.23) et (I.31) on peut écrire :

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_x &= m(\dot{U} + QW - RV) + X_3 \\ \Sigma F_y &= m(\dot{V} + RU - PW) + Y_3 \\ \Sigma F_z &= m(\dot{W} + PV - QU) + Z_3 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.32)$$

En substituant les équations (II.30) dans les équations (II.32) on aura :

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_{x'} &= m(\dot{U} + QW - RV) + (-W \sin \theta_0) \cos \theta \cos \Psi + \\ &\quad (-W \cos \theta_0 \sin \phi_0) \cos \theta \sin \Psi + (-W \cos \theta_0 \cos \phi_0) \sin \theta \\ \Sigma F_{y'} &= m(\dot{V} + RU - PW) + (-W \sin \theta_0) (\cos \Psi \sin \theta \sin \phi - \sin \Psi \cos \phi) + \\ &\quad (W \cos \theta_0 \sin \phi_0) (\cos \Psi \sin \phi + \sin \Psi \sin \theta \sin \phi) + (W \cos \theta_0 \cos \phi_0) (\cos \theta \cos \phi) \\ \Sigma F_{z'} &= m(\dot{W} + PV - QU) + (-W \sin \theta_0) (\cos \Psi \sin \theta \cos \phi + \sin \Psi \sin \phi) + \\ &\quad (W \cos \theta_0 \sin \phi_0) (\sin \Psi \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi) + (W \cos \theta_0 \cos \phi_0) (\cos \theta \cos \phi) \\ \Sigma L &= \frac{dhx'}{dt} = \dot{P} I_{xx} - R I_{xz} + QR (I_{zz} - I_{yy}) - PQ I_{xz} \\ \Sigma M &= \frac{dhy'}{dt} = \dot{Q} I_{yy} + PR (I_{xx} - I_{zz}) - R^2 I_{xz} + P^2 I_{xz} \\ \Sigma N &= \frac{dhz'}{dt} = \dot{R} I_{zz} - \dot{P} I_{xz} + PQ (I_{zz} - I_{yy}) + QR I_{xz} \end{aligned} \right\} \dots\dots (II.33)$$

Ces équations sont complètes, il reste à expliciter les forces aérodynamiques et de poussée aussi bien que les moments résultants des déflexions des surfaces de contrôle.

Les composantes de la vitesse angulaire P, Q, R peuvent être exprimé en fonction des angles d'EULER  $\Psi, \theta, \Phi$  qui déterminent l'orientation de l'avion et leurs variations par rapport au temps comme ci-dessous :

$$\left. \begin{aligned} P &= \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin \theta \\ Q &= \dot{\theta} \cos \Psi + \dot{\Psi} \sin \phi \cos \theta \\ R &= \dot{\Psi} \cos \phi \cos \theta - \dot{\theta} \sin \phi \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.34)$$

Les équations (II.33) sont non-linéaires et couplées, c'est ce qui nous a amené à consacrer le paragraphe qui suit à linéariser les équations de mouvement.

**II.7. LINÉARISATION DES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT :**

Le mouvement de l'avion peut être considéré comme le résultat d'une perturbation à partir des conditions de vol stationnaire.

De ceci, chaque composante de la vitesse instantanée de l'avion peut être écrite comme la somme de la composante de la vitesse durant le vol stationnaire et le changement causé par la perturbation.

D'où l'on peut écrire :

$$\left. \begin{aligned} U &= U_1 + uP = P_1 + p \\ V &= V_1 + vQ = Q_1 + q \\ W &= W_1 + wR = R_1 + r \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.35)$$

NOTE : l'indice (1) dans les équations (II.35) indique les valeurs des vitesses en vol stationnaire, et les lettres en minuscule représentent les vitesses dues à la perturbation.

En substituant les équations (II.35) dans les équations (II.33) et en tenant compte que la dérivée est nulle par rapport au temps des conditions de vol stationnaire, les équations (II.33) deviennent :

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_{x'} &= m \left\{ \begin{aligned} &\dot{U} + Q_1W_1 + W_1q + Q_1w + wq - P_1v - R_1v - V_1r - vr + \\ &(g \sin \theta_1) \cos \theta \cos \Psi - (g \cos \theta_1 \sin \theta_1) \cos \theta \sin \Psi + (g \cos \theta_1 \cos \theta_1) \sin \theta \end{aligned} \right\} \\ \Sigma F_{y'} &= m \left\{ \begin{aligned} &\dot{V} + U_1R + U_1r + R_1u + ru - P_1W - P_1w - W_1p - wp + \\ &(g \sin \theta_1) (\cos \Psi \sin \theta \sin \theta - \sin \Psi \cos \theta) - (g \cos \theta_1 \sin \theta_1) \\ &(\cos \Psi \sin \theta + \sin \Psi \sin \theta \sin \theta) - (g \cos \theta_1 \cos \theta_1) (\cos \theta \cos \theta) \end{aligned} \right\} \\ \Sigma F_{z'} &= m \left\{ \begin{aligned} &\dot{W} + P_1V + P_1V_1 + V_1p + pv - Q_1U_1 - Q_1u - U_1q - qu + \\ &(g \sin \theta_1) (\cos \Psi \sin \theta \cos \theta + \sin \Psi \sin \theta) + (g \cos \theta_1 \sin \theta_1) \\ &(\sin \Psi \cos \theta - \cos \Psi \sin \theta) - (g \cos \theta_1 \cos \theta_1) (\cos \theta \cos \theta) \end{aligned} \right\} \\ \Sigma L &= \dot{P}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} + (Q_1R_1 + Q_1r + R_1q + rq)(I_{zz} - I_{yy}) - (P_1Q_1 + P_1q + Q_1p)I_{xz} \\ \Sigma M &= \dot{q}I_{yy} + (P_1R_1 + P_1r + R_1p + rp)(I_{xx} - I_{zz}) - \\ &(R_1^2 + 2R_1r + r^2)I_{xz} + (P_1^2 + 2P_1p + p^2)I_{xz} \\ \Sigma N &= \dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} + (P_1Q_1 + P_1q + Q_1p + pq)(I_{zz} - I_{yy}) + \\ &(Q_1R_1 + Q_1r + R_1q + qr)I_{xz} \end{aligned} \right\} (II.36)$$

**Hypothèse 5 :** Les perturbations des conditions de vol stationnaire sont assez petites telles que les produits et les carrés des changements de vitesse sont négligeables vis-à-vis de leurs changements.

Aussi, les perturbations des angles sont supposées assez petites telles que les sinus des angles peuvent être assimilé à leurs angles et les cosinus des angles sont assimilés à l'unité.

Les produits des angles sont alors approximativement nuls et peuvent être négligés.

Si on applique l'hypothèse 5 aux équations (II.36) on aura :

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_{x'} &= m \left\{ \begin{aligned} &\dot{U} + Q_1W_1 + W_1q + Q_1w + wq - P_1v - R_1v - V_1r - vr + \\ &(g \sin \theta_1) - (g \cos \theta_1 \sin \theta_1) \Psi + (g \cos \theta_1 \cos \theta_1) \theta \end{aligned} \right\} \\ \Sigma F_{y'} &= m \left\{ \begin{aligned} &\dot{V} + U_1R + U_1r + R_1u + ru - P_1W - P_1w - W_1p - wp + \\ &(g \sin \theta_1) \Psi - (g \cos \theta_1 \sin \theta_1) \theta - (g \cos \theta_1 \cos \theta_1) \theta \end{aligned} \right\} \\ \Sigma F_{z'} &= m \left\{ \begin{aligned} &\dot{W} + P_1V + P_1V_1 + V_1p + pv - Q_1U_1 - Q_1u - U_1q - qu - \\ &(g \sin \theta_1) \theta (g \cos \theta_1 \sin \theta_1) \theta - (g \cos \theta_1 \cos \theta_1) (\cos \theta \cos \theta) \end{aligned} \right\} \\ \Sigma L &= \dot{P}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} + (Q_1R_1 + Q_1r + R_1q)(I_{zz} - I_{yy}) - (P_1Q_1 + P_1q + Q_1p)I_{xz} \\ \Sigma M &= \dot{q}I_{yy} + (P_1R_1 + P_1r + R_1p)(I_{xx} - I_{zz}) - (R_1^2 + 2R_1r)I_{xz} + (P_1^2 + 2P_1p)I_{xz} \\ \Sigma N &= \dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} + (P_1Q_1 + P_1q + Q_1p)(I_{zz} - I_{yy}) + (Q_1R_1 + Q_1r + R_1q)I_{xz} \end{aligned} \right\} (II.37)$$

Ces équations sont valables dans le cadre de la théorie des petites perturbations.

Une autre application de l'hypothèse 5 permet de réduire les équations (II.34) à :

$$\left. \begin{aligned} P &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \theta \\ Q &= \dot{\theta} + \dot{\psi} \phi \\ R &= \dot{\psi} - \dot{\theta} \phi \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.38)$$

Si on néglige les produits de perturbation, les équations se réduisent à :

$$\left. \begin{aligned} P &= \dot{\phi} \\ Q &= \dot{\theta} \\ R &= \dot{\psi} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.39)$$

Les équations (II.39) montrent que, dans le cadre de la théorie des petites perturbations, les composantes de la vitesse angulaire instantanées R, Q, P peuvent être remplacé par le rapport de changement des angles d'EULER.

**Hypothèse 6 :** Durant la phase de vol stationnaire, l'avion est supposé en vol horizontal avec une assiette fixée et avec toutes les composantes de la vitesse nulle à l'exception d'U1 et W1

Ainsi :  $V_1=P_1=Q_1=R_1=\Psi_1=\Phi_1=0$

L'hypothèse 6 réduit les équations de mouvement à :

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_{x'} &= m\{\dot{U} + W_1 q + g \sin \theta_1 + g \theta \cos \theta_1\} \\ \Sigma F_{y'} &= m\{\dot{V} + U_1 r - W_1 p - g \psi \sin \theta_1 - g \phi \cos \theta_1\} \\ \Sigma F_{z'} &= m\{\dot{W} - U_1 q + g \theta \sin \theta_1 - g \cos \theta_1\} \\ \Sigma L &= \dot{P} I_{XX} - \dot{r} I_{XZ} \\ \Sigma M &= \dot{q} I_{YY} \\ \Sigma N &= \dot{r} I_{ZZ} - \dot{p} I_{XZ} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.40)$$

Les forces aérodynamiques et de poussée sont exprimées sous forme de coefficients comme suite :

$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = \text{Portance}$

$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \text{Trainée}$

$X = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_X = \text{Force aérodynamique le long de l'axe X}$

$Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_Y = \text{Force aérodynamique le lang de l'axe Y}$

$Z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_Z = \text{Force aérodynamique le lang de l'axe Z}$

$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_L = \text{Moment de roulis}$



$$L = L_1 + \left(\frac{\partial L}{\partial r}\right)r + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{r}}\right)\dot{r} + \left(\frac{\partial L}{\partial v}\right)v + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{v}}\right)\dot{v} + \left(\frac{\partial L}{\partial p}\right)p + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{p}}\right)\dot{p} + \left(\frac{\partial L}{\partial \delta_a}\right)(\delta_a) + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\delta}_a}\right)(\dot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial L}{\partial \ddot{\delta}_a}\right)(\ddot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial L}{\partial \delta_r}\right)(\delta_r) + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\delta}_r}\right)(\dot{\delta}_r) + \left(\frac{\partial L}{\partial \ddot{\delta}_r}\right)(\ddot{\delta}_r)$$

$$M = M_1 + \left(\frac{\partial M}{\partial U}\right)U + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{U}}\right)\dot{U} + \left(\frac{\partial M}{\partial q}\right)q + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{q}}\right)\dot{q} + \left(\frac{\partial M}{\partial w}\right)w + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\right)\dot{w} + \left(\frac{\partial M}{\partial \delta_e}\right)(\delta_e) + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_e}\right)(\dot{\delta}_e) + \left(\frac{\partial M}{\partial \ddot{\delta}_e}\right)(\ddot{\delta}_e) + \left(\frac{\partial M}{\partial \delta_f}\right)(\delta_f) + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_f}\right)(\dot{\delta}_f)$$

$$N = N_1 + \left(\frac{\partial N}{\partial r}\right)r + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{r}}\right)\dot{r} + \left(\frac{\partial N}{\partial v}\right)v + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{v}}\right)\dot{v} + \left(\frac{\partial N}{\partial p}\right)p + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{p}}\right)\dot{p} + \left(\frac{\partial N}{\partial \delta_a}\right)(\delta_a) + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{\delta}_a}\right)(\dot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial N}{\partial \ddot{\delta}_a}\right)(\ddot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial N}{\partial \delta_r}\right)(\delta_r) + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{\delta}_r}\right)(\dot{\delta}_r) + \left(\frac{\partial N}{\partial \ddot{\delta}_r}\right)(\ddot{\delta}_r)$$

..... (II.42)

Où on a :

$\delta_e$  : Angle de déflexion des élévateurs.

$\delta_f$  : Angle de déflexion des volets.

$\delta_r$  : Angle de déflexion des ailerons.

$\delta_a$  : Angle de déflexion des gouvernes.

La force de poussée antérieurement mentionnée dans les équations (II.31) peut être introduite dans les équations de mouvement de la même manière qu'on a introduit la force de gravité.

La poussée est considérée comme une fonction de nombre de tours par minute de moteur  $\delta_{rpm}$  et de la vitesse d'avancement de l'avion.

Du fait que le moteur est placé dans le plans de symétrie, la poussée contribue dans les forces X et Z et dans le moment de tangage M.

Il est évident que, si la poussée en vol stationnaire est égale à  $T_1$ , on aura alors :

$$\left. \begin{aligned} X_1 &= T_1 \cos \xi \\ Z_1 &= -T_1 \sin \xi \\ M_1 &= T_1 Z_j \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.43)$$

Où :  $\xi$ =angle entre l'axe x et la ligne de poussée.

$Z_1$ =distance perpendiculaire à la ligne de poussée issue j du C.G.

Si les axes d'EULER restent fixés à l'avion durant la perturbation, les composantes de la force de poussée relativement aux axes deviennent :

$$\left. \begin{aligned} X &= T \cos \xi \\ Z &= -T \sin \xi \\ M &= T Z_j \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.44)$$

Où : T est la poussée durant la perturbation.

$$T = T_1 + \Delta T$$

Si le développement en série de TAYLOR est assumé, alors :

$$\Delta T = \left( \frac{\partial X}{\partial U} \right) U + \left( \frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}} \right) (\delta_{rpm})$$

Ainsi :

$$\left. \begin{aligned} X &= T_1 \cos \xi + \cos \xi \left( \frac{\partial X}{\partial U} \right) U + \cos \xi \left( \frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}} \right) (\delta_{rpm}) \\ Z &= -T_1 \sin \xi - \sin \xi \left( \frac{\partial X}{\partial U} \right) U - \sin \xi \left( \frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}} \right) (\delta_{rpm}) \\ M &= T_1 Z_j + Z_j \left( \frac{\partial X}{\partial U} \right) U + Z_j \left( \frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}} \right) (\delta_{rpm}) \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.45)$$

Les contributions individuelles dans les équations de mouvement sont maintenant examinées en détail. Avant de continuer il convient de noter que les équations de vol stationnaire peuvent être trouver en substituant les valeurs des forces et des moments aérodynamiques, du poids, de la poussée en vol stationnaire dans les équations (I.36) et en remplaçant les termes de perturbations par zéro.

$$\left. \begin{aligned} X_1 - W \sin \theta_1 + T_1 \cos \xi &= 0 \\ Y_1 &= 0 \\ Z_1 - W \cos \theta_1 + T_1 \sin \xi &= 0 \\ L_1 &= 0 \\ M_1 + T_1 Z_j &= 0 \\ N_1 &= 0 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (II.46)$$

Les équations de mouvement de l'avion perturbé sont alors trouvées en remplaçant les valeurs des perturbations des forces et des moments dans les équations (II.36).

$$m(\dot{U} + W_1q + g\sin\theta_1 + g\theta\cos\theta_1) = X_1 + \left(\frac{\partial X}{\partial U}\right)U + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{U}}\right)\dot{U} + \left(\frac{\partial X}{\partial q}\right)q + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{q}}\right)\dot{q} + \left(\frac{\partial X}{\partial w}\right)w + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{w}}\right)\dot{w} + \left(\frac{\partial X}{\partial \delta_e}\right)\delta_e + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{\delta}_e}\right)\dot{\delta}_e + \left(\frac{\partial X}{\partial \ddot{\delta}_e}\right)\ddot{\delta}_e + \left(\frac{\partial X}{\partial \delta_f}\right)\delta_f + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{\delta}_f}\right)(\dot{\delta}_f) + T_1\cos\xi + \cos\xi\left(\frac{\partial X}{\partial U}\right)U + \cos\xi\left(\frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}}\right)(\delta_{rpm})$$

$$m\{\dot{V} + U_1r - W_1p - g\psi\sin\theta_1 - g\phi\cos\theta_1\} = Y_1 + \left(\frac{\partial Y}{\partial r}\right)r + \left(\frac{\partial Y}{\partial \dot{r}}\right)\dot{r} + \left(\frac{\partial Y}{\partial v}\right)v + \left(\frac{\partial Y}{\partial \dot{v}}\right)\dot{v} + \left(\frac{\partial Y}{\partial p}\right)p + \left(\frac{\partial Y}{\partial \dot{p}}\right)\dot{p} + \left(\frac{\partial Y}{\partial \delta_a}\right)(\delta_a) + \left(\frac{\partial Y}{\partial \dot{\delta}_a}\right)(\dot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial Y}{\partial \ddot{\delta}_a}\right)(\ddot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial Y}{\partial \delta_r}\right)(\delta_r) + \left(\frac{\partial Y}{\partial \dot{\delta}_r}\right)(\dot{\delta}_r) + \left(\frac{\partial Y}{\partial \ddot{\delta}_r}\right)(\ddot{\delta}_r)$$

$$m\{\dot{W} - U_1q + g\theta\sin\theta_1 - g\cos\theta_1\} = Z_1 + \left(\frac{\partial Z}{\partial U}\right)U + \left(\frac{\partial Z}{\partial \dot{U}}\right)\dot{U} + \left(\frac{\partial Z}{\partial q}\right)q + \left(\frac{\partial Z}{\partial \dot{q}}\right)\dot{q} + \left(\frac{\partial Z}{\partial w}\right)w + \left(\frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\right)\dot{w} + \left(\frac{\partial Z}{\partial \delta_e}\right)(\delta_e) + \left(\frac{\partial Z}{\partial \dot{\delta}_e}\right)(\dot{\delta}_e) + \left(\frac{\partial Z}{\partial \ddot{\delta}_e}\right)(\ddot{\delta}_e) + \left(\frac{\partial Z}{\partial \delta_f}\right)(\delta_f) + \left(\frac{\partial Z}{\partial \dot{\delta}_f}\right)(\dot{\delta}_f) - T_1\sin\xi - \sin\xi\left(\frac{\partial X}{\partial U}\right)U - \sin\xi\left(\frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}}\right)(\delta_{rpm})$$

$$\dot{p}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} = L_1 + \left(\frac{\partial L}{\partial r}\right)r + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{r}}\right)\dot{r} + \left(\frac{\partial L}{\partial v}\right)v + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{v}}\right)\dot{v} + \left(\frac{\partial L}{\partial p}\right)p + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{p}}\right)\dot{p} + \left(\frac{\partial L}{\partial \delta_a}\right)(\delta_a) + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\delta}_a}\right)(\dot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial L}{\partial \ddot{\delta}_a}\right)(\ddot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial L}{\partial \delta_r}\right)(\delta_r) + \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\delta}_r}\right)(\dot{\delta}_r) + \left(\frac{\partial L}{\partial \ddot{\delta}_r}\right)(\ddot{\delta}_r)$$

$$\dot{q}I_{yy} = M_1 + \left(\frac{\partial M}{\partial U}\right)U + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{U}}\right)\dot{U} + \left(\frac{\partial M}{\partial q}\right)q + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{q}}\right)\dot{q} + \left(\frac{\partial M}{\partial w}\right)w + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\right)\dot{w} + \left(\frac{\partial M}{\partial \delta_e}\right)(\delta_e) + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_e}\right)(\dot{\delta}_e) + \left(\frac{\partial M}{\partial \ddot{\delta}_e}\right)(\ddot{\delta}_e) + \left(\frac{\partial M}{\partial \delta_f}\right)(\delta_f) + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\delta}_f}\right)(\dot{\delta}_f) + T_1Z_j + Z_j\left(\frac{\partial X}{\partial U}\right)U + Z_j\left(\frac{\partial T}{\partial \delta_{rpm}}\right)(\delta_{rpm})$$

$$\dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} = N_1 + \left(\frac{\partial N}{\partial r}\right)r + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{r}}\right)\dot{r} + \left(\frac{\partial N}{\partial v}\right)v + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{v}}\right)\dot{v} + \left(\frac{\partial N}{\partial p}\right)p + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{p}}\right)\dot{p} + \left(\frac{\partial N}{\partial \delta_a}\right)(\delta_a) + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{\delta}_a}\right)(\dot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial N}{\partial \ddot{\delta}_a}\right)(\ddot{\delta}_a) + \left(\frac{\partial N}{\partial \delta_r}\right)(\delta_r) + \left(\frac{\partial N}{\partial \dot{\delta}_r}\right)(\dot{\delta}_r) + \left(\frac{\partial N}{\partial \ddot{\delta}_r}\right)(\ddot{\delta}_r)$$

..... (II.47)

**II.8. RÉDUCTION DES ÉQUATIONS DE MOUVEMENT :**

En divisant les équations des forces par m et les équations des moments par les moments d'inertie appropriés on obtient des termes de la forme :

$$\frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} u$$

Pour simplifier la notation on remplace  $\frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} u$  par  $X_u$  et  $\frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial r} r$  par  $L_r$ .

Ces quantités sont appelées : COEFFICIENT DE STABILITE

En utilisant la notation ci-dessus les équations (I.47) se réduisent à :

$$\begin{aligned} \dot{U} + W_1 q + g \theta \cos \theta_1 &= X_u u + X_{\dot{u}} \dot{u} + X_q q + X_{\dot{q}} \dot{q} + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\dot{\delta}_e} \dot{\delta}_e + X_{\delta_e} \ddot{\delta}_e + \\ &X_{\delta_f} \delta_f + X_{\dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f + \cos \xi T_u u + \cos \xi T_{\delta_{rpm}} \delta_{rpm} \\ \dot{V} + U_1 r - W_1 p - g \psi \sin \theta_1 - g \phi \cos \theta_1 &= Y_r r + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_v v + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_p p + Y_{\dot{p}} \dot{p} + Y_{\delta_a} \delta_a + \\ &Y_{\dot{\delta}_a} \dot{\delta}_a + Y_{\delta_a} (\ddot{\delta}_a) + Y_{\delta_r} \delta_r + Y_{\dot{\delta}_r} (\dot{\delta}_r) + Y_{\delta_r} \ddot{\delta}_r \\ \dot{W} - U_1 q + g \theta \sin \theta_1 - g \cos \theta_1 &= Z_u u + Z_{\dot{u}} \dot{u} + Z_q q + Z_{\dot{q}} \dot{q} + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\dot{\delta}_e} \dot{\delta}_e + \\ &Z_{\delta_e} \ddot{\delta}_e + Z_{\delta_f} \delta_f + Z_{\dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f - T_1 \sin \xi - \sin \xi Z_u u - \sin \xi Z_{\delta_{rpm}} \delta_{rpm} \\ \dot{P} - \dot{r} \frac{I_{xz}}{I_{xx}} &= L_r r + L_{\dot{r}} \dot{r} + L_v v + L_{\dot{v}} \dot{v} + L_p p + L_{\dot{p}} \dot{p} + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\dot{\delta}_a} \dot{\delta}_a + L_{\delta_a} \ddot{\delta}_a + L_{\delta_r} \delta_r + L_{\dot{\delta}_r} \dot{\delta}_r + \\ &L_{\delta_r} \ddot{\delta}_r \\ \dot{Q} &= M_u u + M_{\dot{u}} \dot{u} + M_q q + M_{\dot{q}} \dot{q} + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\dot{\delta}_e} \dot{\delta}_e + M_{\delta_e} \ddot{\delta}_e + M_{\delta_f} \delta_f + M_{\dot{\delta}_f} \dot{\delta}_f + \\ &\frac{Z_j}{I_{yy}} T_u u + \frac{Z_j}{I_{yy}} T_{\delta_{rpm}} \delta_{rpm} \\ \dot{r} - \dot{p} \frac{I_{xz}}{I_{zz}} &= N_r r + N_{\dot{r}} \dot{r} + N_v v + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_p p + N_{\dot{p}} \dot{p} + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\dot{\delta}_a} \dot{\delta}_a + N_{\delta_a} \ddot{\delta}_a + N_{\delta_r} \delta_r + \\ &N_{\dot{\delta}_r} \dot{\delta}_r + N_{\delta_r} \ddot{\delta}_r \end{aligned} \dots \dots \dots (II.48)$$

**Hypothèse 7 :** l'écoulement est considéré quasi-stationnaire

D'après l'hypothèse 7, tous les coefficients de stabilité dépendant des rapports de changement des composantes de la vitesse sont nuls, à l'exception de ceux contenant  $\dot{w}$ , qui sont retenus pour tenir compte de l'effet de déflexion de l'écoulement sur l'empennage horizontal provenant de l'aile.

On peut signaler aussi que le changement de l'angle d'attaque peut être approximé par :  $\Delta \alpha = \frac{w}{U_1}$

Les seules restrictions imposées jusque-là sur l'orientation des axes d'EULER par rapport à l'avion sont :

- L'axe y est un axe principal.
- Leurs origines coïncident avec le centre de gravité de l'avion.

Quand l'axe x coïncide avec l'axe principal, les axes d'EULER sont appelés axes principaux. Alors que si l'axe x est orienté parallèlement à la direction de la vitesse de l'écoulement à l'infini en amont, les axes d'EULER sont appelés **axes de stabilité**.

L'utilisation des axes de stabilité élimine les quantités suivantes :

- 1- Tous les termes contenant  $W_1$ , qui disparaissent à cause de l'orientation des axes de stabilité.
- 2- Toutes les dérivées partielles des coefficients aérodynamiques relativement aux taux de changement des vitesses à l'exception de ceux qui dépendent de  $w$ .
- 3- Toutes les dérivées partielles des coefficients aérodynamiques relativement aux taux de changement des déflexions des surfaces de contrôle.

Les équations (II.48) sont alors réduites aux équations (II.49) et (II.50), pour éviter la confusion avec le système d'axes liés à l'avion, où  $\theta_1$  représente l'inclinaison de l'axe de stabilité  $x_s$  est désigné par  $\gamma_1$ .

$\gamma_1$  est en fait l'angle de la trajectoire par rapport à la terre.

$$\left. \begin{aligned} \dot{U} + g\theta \cos\gamma_1 &= X_u u + X_q q + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_f} \delta_f + \cos\xi T_u u + \cos\xi T_{\delta_{rpm}} \delta_{rpm} \\ \dot{W} - U_1 q + g\theta \sin\gamma_1 &= Z_u u + Z_q q + Z_w w + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_f} \delta_f - \sin\xi T_u u - \sin\xi T_{\delta_{rpm}} \delta_{rpm} \\ \dot{q} &= M_u u + M_q q + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_f} \delta_f + \frac{Z_j}{I_{yy}} T_u u + \frac{Z_j}{I_{yy}} T_{\delta_{rpm}} \delta_{rpm} \end{aligned} \right\} \text{(I.48)}$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} + U_1 r - g\psi \sin\gamma_1 - g\phi \cos\gamma_1 &= Y_r r + Y_v v + Y_p p + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{p} - \dot{r} \frac{I_{xz}}{I_{xx}} &= L_r r + L_v v + L_p p + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{r} - \dot{p} \frac{I_{xz}}{I_{zz}} &= N_r r + N_v v + N_p p + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots \text{(II.49)}$$

## II.9 PRESENTATION DES COEFFICIENTS DE STABILITE :

Coefficients de stabilité longitudinale :

$$X_u = \left( \rho US / m \right) \left( -\frac{u}{2} \frac{\partial C_D}{\partial U} - C_D \right)$$

$$Z_u = \left( \rho US / m \right) \left( -\frac{u}{2} \frac{\partial C_L}{\partial U} - C_L \right)$$

$$M_u = \left( US \bar{C} / I_{YY} \right) \left( \frac{u}{2} \frac{\partial C_m}{\partial U} + C_m \right)$$

$$T_u = \left( \rho US / m \right) \left( \frac{u}{2} \frac{\partial C_T}{\partial U} + C_T \right)$$

$$X_w = \left( \rho US / 2m \right) \left( C_L - \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \right)$$

$$Z_w = \left( \rho US / 2m \right) \left( -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D \right)$$

$$M_w = \left( \rho US \bar{C} / 2I_{YY} \right) \left( \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right)$$

$$X_{\dot{w}} = - \left( \rho S \bar{C} / 4m \right) \left( \frac{\partial C_D}{\partial \left( \dot{\alpha} \bar{C} / 2U \right)} \right) = 0$$

$$Z_{\dot{w}} = - \left( \rho S \bar{C} / 4m \right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \left( \dot{\alpha} \bar{C} / 2U \right)} \right)$$

$$M_{\dot{w}} = - \left( \rho S \bar{C}^2 / 4I_{YY} \right) \left( \frac{\partial C_m}{\partial \left( \dot{\alpha} \bar{C} / 2U \right)} \right)$$

$$Z_q = -\left(\frac{\rho S \bar{C}}{4m}\right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial (q \bar{C} / 2U)} \right) = 0$$

$$M_q = -\left(\frac{\rho S \bar{C}^2}{4I_{YY}}\right) \left( \frac{\partial C_m}{\partial (q \bar{C} / 2U)} \right)$$

$$T_{\delta_{rpm}} = 30 \left( \frac{\rho U S}{2m} \right) \left( \frac{\partial C_T}{\partial (30 \bar{C} \delta_{rpm} / U)} \right)$$

$$X_{\delta_e} = \left( \frac{\rho U^2 S}{2m} \right) \left( \frac{\partial C_D}{\partial \delta_e} \right)$$

$$Z_{\delta_e} = \left( \frac{\rho U^2 S}{2m} \right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \right)$$

$$X_q = -\left(\frac{\rho S \bar{C}}{4m}\right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial (q \bar{C} / 2U)} \right) = 0$$

$$M_{\delta_e} = \left( \frac{\rho U^2 S \bar{C}}{2I_{YY}} \right) \left( \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} \right)$$

$$M_{\delta_f} = \left( \frac{\rho U^2 S \bar{C}}{2I_{YY}} \right) \left( \frac{\partial C_m}{\partial \delta_f} \right)$$

$$X_{\delta_f} = \left( \frac{\rho U^2 S}{2m} \right) \left( \frac{\partial C_m}{\partial \delta_f} \right)$$

$$Z_{\delta_f} = \left( \frac{\rho U^2 S \bar{C}}{2I_{YY}} \right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \right)$$

Coefficients de stabilité latérale :

$$Y_V = \left( \frac{\rho US}{2m} \right) \left( \frac{\partial C_Y}{\partial \beta} \right)$$

$$L_V = \left( \frac{\rho USb}{2I_{XX}} \right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \beta} \right)$$

$$L_\beta = UL_V$$

$$N_V = \left( \frac{\rho USb}{2I_{ZZ}} \right) \left( \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \right)$$

$$N_\beta = UN_V$$

$$Y_p = \left( \frac{\rho USb}{4m} \right) \left( \frac{\partial C_Y}{\partial \left( \frac{pb}{2U} \right)} \right)$$

$$L_p = \left( \frac{\rho USb^2}{4I_{XX}} \right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \left( \frac{pb}{2U} \right)} \right)$$

$$N_p = \left( \frac{\rho USb^2}{4I_{ZZ}} \right) \left( \frac{\partial C_n}{\partial \left( \frac{pb}{2U} \right)} \right)$$

$$Y_r = \left( \frac{\rho USb^2}{4m} \right) \left( \frac{\partial C_Y}{\partial \left( \frac{rb}{2U} \right)} \right)$$

$$L_r = \left( \frac{\rho USb^2}{4I_{XX}} \right) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \left( \frac{rb}{2U} \right)} \right)$$

$$N_r = \left( \frac{\rho USb^2}{4I_{ZZ}} \right) \left( \frac{\partial C_n}{\partial \left( \frac{rb}{2U} \right)} \right)$$

$$Y_{\delta_r} = \left( \rho U^2 S / 2m \right) \left( \partial C_Y / \partial \delta_r \right)$$

$$L_{\delta_r} = \left( \rho U^2 S b / 2I_{XX} \right) \left( \partial C_L / \partial \delta_r \right)$$

$$N_{\delta_r} = \left( \rho U^2 S b / 2I_{ZZ} \right) \left( \partial C_n / \partial \delta_r \right)$$

$$Y_{\delta_a} = \left( \rho U^2 S / 2m \right) \left( \partial C_Y / \partial \delta_a \right)$$

$$L_{\delta_a} = \left( \rho U^2 S \bar{c} / 2I_{XX} \right) \left( \partial C_L / \partial \delta_a \right)$$

$$M_{\delta_a} = \left( \rho U^2 S b / 2I_{ZZ} \right) \left( \partial C_n / \partial \delta_a \right)$$

## ÉTUDE DE LA STABILITÉ DYNAMIQUE D'UN AVION.[8, 9, 10, 11]

## II.11 INTRODUCTION :

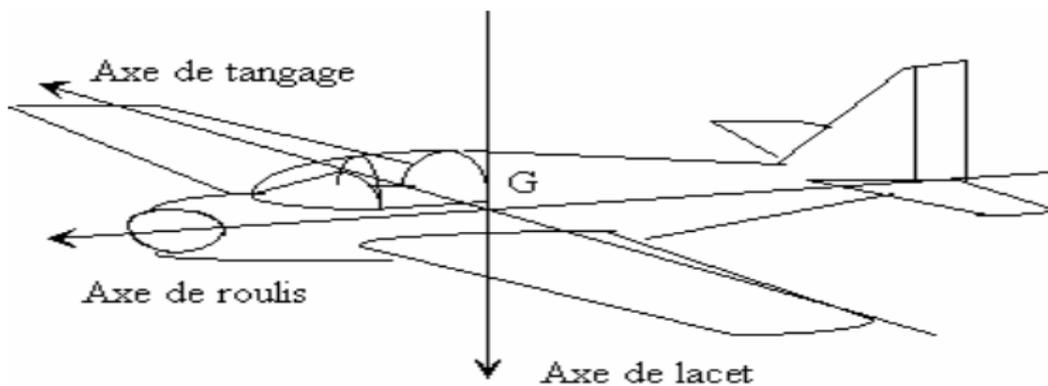
Une étude de la stabilité dynamique en vue d'ajuster ses paramètres géométrique s'il y a lieu pour assurer une stabilité adéquate dans la cadre de la mission demandée par l'utilisateur est élaborée.

Avant de commencer l'analyse de stabilité, il est utile de préciser la différence entre la stabilité statique et dynamique.

## II.12. DÉFINITION :

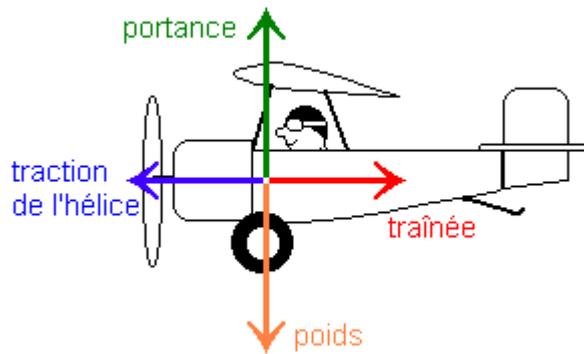
Le caractère de la stabilité statique est traduit par la localisation du centre de gravité relativement au foyer qui est un point fixe ou le changement du coefficient de moment de tangage par rapport à l'angle d'attaque  $C_{m\alpha}$  reste constant. Où le centre de gravité peut se décrire selon 3 axes. (Voir Fig. II.3).

Un avion est dit statiquement stable, si le centre de gravité est situé en arrière du foyer. Dans ce cas l'avion tend à voler à une vitesse constante et à un angle d'attaque invariable tant que les commandes n'ont pas été changées. La condition de stabilité statique est traduite par l'expression :  $(dC_m/dC_L) < 0$ .



**Fig. II.3. Schéma représentant la localisation du centre de gravité.**

La stabilité dynamique est la tendance des amplitudes de mouvement de l'avion perturbé à s'annuler ou à atteindre des valeurs correspondantes à un nouvel état stationnaire après un certain temps où la perturbation sera achevée. Ou le centre aérodynamique peut se décrire selon les forces aérodynamiques (Voir Fig. II.4).



**Fig. II.4. Schéma représente le centre aérodynamique.**

Il faut rappeler à ce stade que pour la stabilité dynamique on peut distinguer :

-Stabilité avec commande bloquées : c'est-à-dire que les commandes sont maintenues a une certaine valeur de braquage par le pilote, peu importe qu'il soit humain ou automatique.

-Stabilité avec commande libres : c'est-à-dire que le pilote les relâches de façon à ce que les gouvernes prennent d'elle-même une position sous l'effet des seules forces aérodynamique.

Il est aussi nécessaire de préciser que la stabilité est aussi modifiée selon que les moteurs de l'avion fournissent ou non de la puissance.

L'utilisation de la théorie des petites perturbations permet grâce à la forme linéarisée qu'elle introduit sur les équations de mouvement, l'emploi de plusieurs techniques analytiques.

On peut citer dans ce contexte les techniques de la fonction de transfert, la transformée de LAPLACE et de FOURIER, le calcul des vecteurs et valeurs propres, etc.....

En phase de design préliminaire, ces techniques offrent la possibilité d'obtenir des résultats proches de la réalité tout en utilisant des modèles mathématiques simplifiés.

De plus cette théorie permet de découpler les équations de mouvement, et d'étudier séparément la stabilité longitudinale et latérale.

- Equation de mouvement longitudinal est :

$$\left. \begin{aligned} m\dot{u} &= -mg\theta\sin\theta_1 + \bar{q}s \left\{ -(c_{D_u} + 2c_{D_1})\frac{u}{U_1} + (c_{T_{x_u}} + 2c_{T_{x_1}})\frac{u}{U_1} - (c_{D_\alpha} - 2c_{L_1})\alpha - c_{D_{\delta_E}}\delta_E \right\} \\ m(\dot{w} - U_1q) &= -mg\theta\sin\theta_1 + \bar{q}_1s \left\{ -(c_{L_u} + 2c_{L_1})\frac{u}{U_1} - (c_{L_\alpha} + c_{D_1})\alpha - c_{L_\alpha}\frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2U_1} - c_{L_q}\frac{q\bar{c}}{2U_1} - c_{L_{\delta_E}}\delta_E \right\} \\ I_{yy}\dot{q} &= \bar{q}_1s\bar{c} \left\{ (c_{m_u} + 2c_{m_1})\frac{u}{U_1} - (c_{m_{T_u}} + 2c_{m_{T_1}})\frac{u}{U_1} + c_{m_\alpha}\alpha + c_{m_{T_\alpha}}\alpha + c_{m_\alpha}\frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2U_1} + c_{m_q}\frac{q\bar{c}}{2U_1} - c_{m_{\delta_E}}\delta_E \right\} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(\text{II.50})$$

- Equation de mouvement latérale :

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{v} + U_1r) &= mg\phi\cos\theta_1 + \bar{q}_1s \left( c_{y_\beta}\beta + c_{y_p}\frac{pb}{2U_1} + c_{y_r}\frac{rb}{2U_1} + c_{y_{\delta_A}}\delta_A + c_{y_{\delta_R}}\delta_R \right) \\ I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} &= \bar{q}_1sb \left( c_{e_\beta}\beta + c_{e_p}\frac{pb}{2U_1} + c_{e_r}\frac{rb}{2U_1} + c_{e_{\delta_A}}\delta_A + c_{e_{\delta_R}}\delta_R \right) \\ I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} &= \bar{q}_1sb \left( c_{n_\beta}\beta + c_{n_r}\beta + c_{n_p}\frac{pb}{2U_1} + c_{n_r}\frac{rb}{2U_1} + c_{n_{\delta_A}}\delta_A + c_{n_{\delta_R}}\delta_R \right) \end{aligned} \right\} (\text{II.51})$$

**II.13. ÉTUDE DE LA STABILITÉ DYNAMIQUE LONGITUDINALE :**

**Les équations de mouvement et fonctions de transfert:**

Du fait que les équations de mouvement sont linéaires, le principe de superposition peut être utilisé pour la solution, par exemple la réponse au gauchissement de la gouverne de profondeur et de la direction peut être déterminée séparément puis on somme ces résultats pour trouver la solution générale.

La fonction de transfert est obtenue en utilisant la méthode de la transformée de LAPLACE en remplaçant p, q et r par  $\psi$ ,  $\dot{\theta}$  et  $\dot{\Phi}$  respectivement, l'équation (II.50) devient

$$\{s - (X_U + A')\}U(s) - (sX_w + X_w)w(s) - (sX_q - qc\cos\gamma_0)\theta(s) = X_{\gamma_0}\gamma_0(s) + B'\delta_{rpm}(s) + X_{\delta_f}\delta_f(s)$$

$$-(Z_U - C')U(s) + \{s(1 - Z_w) - Z_w\}w(s) - s(U + Z_q) - qc\cos\gamma\theta(s) = Z_{\delta_e}\delta_e(s) + D'\delta_{rpm}(s) + Z_{\delta_f}\delta_f(s)$$

$$-(M_U - E')U(s) - (sM_w + M_w)w(s) + (s^2 - M_qs)\theta(s) = M_{\delta_e}\delta_e(s) + F'\delta_{rpm}(s) + M_{\delta_f}\delta_f(s)$$

Ou :  $A' = T_U \cos \xi B' = T_{\delta_{rpm}} \cos \xi C' = T_U \sin \xi$

$D' = T_{\delta_{rpm}} \sin \xi E' = Z_{jm} / I_{yy} T_U F' = Z_{jm} / I_{yy} T_{\delta_{rpm}}$

Les rapports  $u(s) / \delta e(s)$  ,  $\Delta \alpha(s) / \delta e(s)$  ,  $\Theta(s) / \delta e(s)$  sont appelés fonctions de transfert longitudinales de l'avion.

En utilisant la règle de CRAMER pour résoudre l'équation (II.50), la fonction de transfert  $u(s) / \delta e(s)$  avec  $\delta f=0$  est :

$$\frac{U(s)}{\delta_0(s)} = \frac{\begin{vmatrix} X_{\delta_e} & -(sX_{\dot{w}}+X_w) & -(sX_q-q\cos\gamma_1) \\ Z_{\delta_e} & [s(1-Z_{\dot{w}})-Z] & -[s(U_1+Z_q)-q\sin\gamma_1] \\ M_{\delta_e} & -(sM_{\dot{w}}+M_w) & (S^2-M_q s) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} [s-(X_U+A')] & -(sX_{\dot{w}}+X_w) & -(sX_q-q\cos\gamma_1) \\ -(Z_U+C') & [s(1-Z_{\dot{w}})-Z] & -[s(U_1+Z_q)-q\sin\gamma_1] \\ -(M_U+E') & -(sM_{\dot{w}}+M_w) & (S^2-M_q s) \end{vmatrix}} = \frac{N_U/\delta_0}{D_1} \dots\dots\dots (II.52)$$

$D_1 = As^4 + Bs^3 + Ds^2 + Ds + E \dots\dots\dots (II.53)$

Ou:  $A = 1 - Z_{\dot{w}}$

$B = -(1 - Z_{\dot{w}})[(X_U + A') + M_q] - Z_w - M_{\dot{w}}(U_A + Z_q) - X_w(Z_U - C')$

$C = (X_U + A')[M_q(1 - Z_{\dot{w}}) + Z_w + M_{\dot{w}}(U_1 + Z_q)] - (M_U - E')[X_{\dot{w}}(U_1 + Z_q) + X_q(1 - Z_{\dot{w}})] + M_q Z_w + (Z_U - C')[M_q X_{\dot{w}} - X_w] - X_q M_{\dot{w}} + M_{\dot{w}} g \sin \gamma_1 - M_w(U_1 + Z_q)$

$D = g \sin \gamma_1 [(M_U + E')X_{\dot{w}} + M_w - M_{\dot{w}}(X_U + A')] + g \cos \gamma_1 [(Z_U - C')M_{\dot{w}} + (M_U + E')(1 - Z_{\dot{w}})] + (M_U + E')[-X_w(U_1 + Z_q) + Z_w X_q] + (Z_U - C')(X_w M_q - X_q M_w) + (X_U + A')[M_w(U_1 + Z_q) - M_q Z_w]$

$E = g \cos \gamma_1 [M_w(Z_U - C') - Z_w(M_U + E')] + g \sin \gamma_1 [(M_U + E')X_w - (X_U + A')M_w]$

Le numérateur du déterminant du système est développé ainsi :

$\frac{N_U}{\delta_e} = A_U s^3 + B_U s^2 + C_U s + D_U \dots\dots\dots (II.54)$

Où :  $A_U = X_{\delta_e}(1 - Z_{\dot{w}}) + Z_{\delta_e} X_{\dot{w}}$

$B_U = -X_{\delta_e} [M_q(1 - Z_{\dot{w}}) + Z_w + M_{\dot{w}}(U_1 + Z_q)] + Z_{\delta_e} (M_q X_{\dot{w}} + X_q M_{\dot{w}} + X_w) + M_{\delta_e} [X_{\dot{w}}(U_1 + Z_q) X_q + X_q(1 - Z_{\dot{w}})]$

$C_U = X_{\delta_e} [M_q Z_w + M_{\dot{w}} g \cos \gamma_1 - M_w(U_1 + Z_q)] + Z_{\delta_e} (X_q M_w + M_{\dot{w}} g \cos \gamma_1 - X_w M_q) + M_{\delta_e} [-X_w g \sin \gamma_1 + X_w(U_1 + Z_q) - (1 - Z_{\dot{w}}) g \cos \gamma_1 - Z_w X_q]$

$$D_U = X_{\delta_e}(M_w g \sin \gamma_1) - Z_{\delta_e}(M_w g \cos \gamma_1) + M_{\delta_e}(Z_w g \cos \gamma_1 - X_w g \sin \gamma_1)$$

$$\frac{\Delta \alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} [s - (X_U + A')] & X_{\delta_e}/U_1 & -(sX_q - g \cos \gamma_1) \\ -(Z_U - C') & Z_{\delta_e}/U_1 & -[S(U_1 + Z_q) - g \sin \gamma_1] \\ -(M_U + E') & M_{\delta_e}/U_1 & (s^2 - M_q s) \end{vmatrix}}{D_1} = \frac{N_\alpha/\delta_e}{D_1}$$

$$N_\alpha/\delta_e = A_\alpha s^3 + B_\alpha s^2 + C_\alpha s + D_\alpha \dots \dots \dots (II.55)$$

Où :  $A_\alpha = Z_{\delta_e}/U_1$

$$B_\alpha = (X_{\delta_e}/U_1)(Z_U - C') + (Z_{\delta_e}/U_1)[-M_q - (X_U + A')] + (M_{\delta_e}/U_1)(U_1 + Z_q)$$

$$C_\alpha = (X_{\delta_e}/U_1)[(U_1 + Z_q)(M_U + E') - M_q(Z_U - C')] + (Z_{\delta_e}/U_1)[M_q(Z_U + A') - (M_U + E')X_q] + (M_{\delta_e}/U_1)[X_q(Z_U - C') - g \sin \gamma_1 - (U_1 + Z_q)(X_U + A')]$$

$$D_\alpha = (-X_{\delta_e}/U_1)(M_U + E')g \sin \gamma_1 + (Z_{\delta_e}/U_1)(M_U + E')g \cos \gamma_1 + (M_{\delta_e}/U_1)[(X_U + A')g \sin \gamma_1 - (Z_U - C')g \cos \gamma_1]$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} [s - (X_U + A')] & -(sX_{\dot{w}} - X_w) & X_{\delta_e} \\ -(Z_U - C') & [s(1 - Z_{\dot{w}}) - Z] & Z_{\delta_e} \\ -(M_U + E') & -(sM_{\dot{w}} - M_w) & M_{\delta_e} \end{vmatrix}}{D_1} = \frac{N_\theta/\delta_e}{D_1}$$

$$N_\theta/\delta_e = A_\theta s^2 + B_\theta s^1 + C_\theta \dots \dots \dots (II.56)$$

Où :  $A_\theta = Z_{\delta_e}M_{\dot{w}} + M_{\delta_e}(1 - Z_w)$

$$B_\theta = X_{\delta_e}[(Z_U - C')M_w + (1 - Z_{\dot{w}})(M_U + E')] + Z_{\delta_e}[M_w - M_{\dot{w}}(X_U + A') + (M_U + E')X_{\dot{w}}] + M_{\delta_e}[-Z_w - (1 - Z_{\dot{w}})(X_U + A') - X_w(Z_U - C')]$$

$$C_\theta = X_{\delta_e}[(Z_U - C')M_w - Z_w(M_U + E')] + M_{\delta_e}[Z_w(X_U + A') - (Z_U + C')X_w] + Z_{\delta_e}[-M_w(X_U + A') + X_w(M_U + E')]$$

De même que précédemment les fonctions de transfert dues aux autres paramètres de contrôles peuvent être déterminées en substituant  $\delta_e$  par  $\delta_f$  ou par  $\delta_{rpm}$ .

### Stabilité dynamique longitudinale : Cas généraux

Le caractère de stabilité dynamique longitudinale du mouvement d'un avion est entièrement déterminé par l'équation caractéristique par application des critères stabilité :

$$D_1 = As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds^1 + s = 0$$

Cette équation a quatre racines désignées par  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ .

Pour étudier la stabilité dynamique, il suffit donc d'observer les parties réelles des racines de l'équation caractéristique.

### Trois cas peuvent se représenter :

1. Toutes les parties réelles sont négatives : le système est stable.
2. Au moins une racine est partie réelle positive : le système est instable.
3. Au moins une racine est à partie réelle nulle, les autres sont à parties réelles négative s: Dans ce cas on ne peut rien conclure.

### Les deux principaux modes d'oscillation de la dynamique longitudinale :

La forme des solutions de l'équation caractéristique est dans des racines complexes conjuguées deux à deux. L'équation produit de deux facteurs et peut être considérée comme la superposition de 2 mouvements oscillatoires, se distinguant par leur période et leur amortissement.

$$D_1(S) = (S^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}S + \omega_{sp}^2)(S^2 + 2\xi_p\omega_pS + \omega_p^2)$$

Le premier terme caractérise une oscillation de tangage frottement amortie et de période courte (de 0.5 à 5 secondes) appelée oscillation d'incidence ou " short périod mode" (voir figure II.5).

Le deuxième terme caractérise une oscillation faiblement amortie et de grande période appelée oscillation phugoïde (voir figure II.6) ou « phugoïde mode ». Dans lequel la trajectoire du vertical de ce mouvement se traduit par des variations simultanées contre

l'angle d'attaque qui est constant. Ceci n'est autre qu'un mouvement du centre de gravité dans le plan longitudinal.

Du fait que la période du mode phugoïde est très longue, le pilote peut intervenir pour amortir aisément ce mode. Par contre dans le premier cas la période est très courte, ce qui rend l'avion incontrôlable.

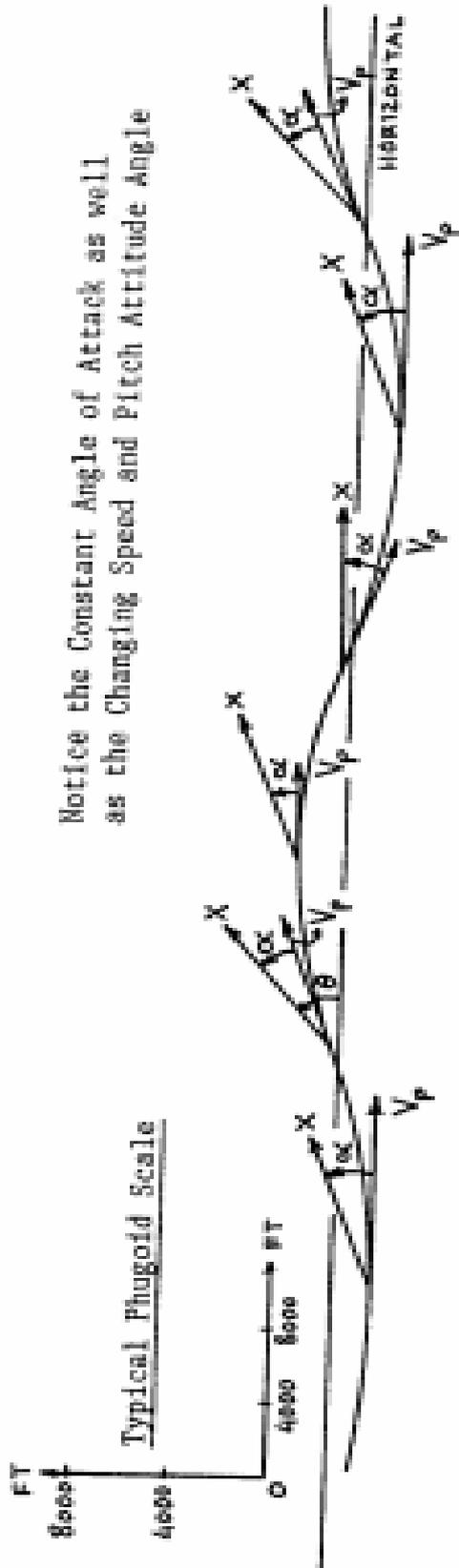


Fig. II.5. Oscillation d'incidence.

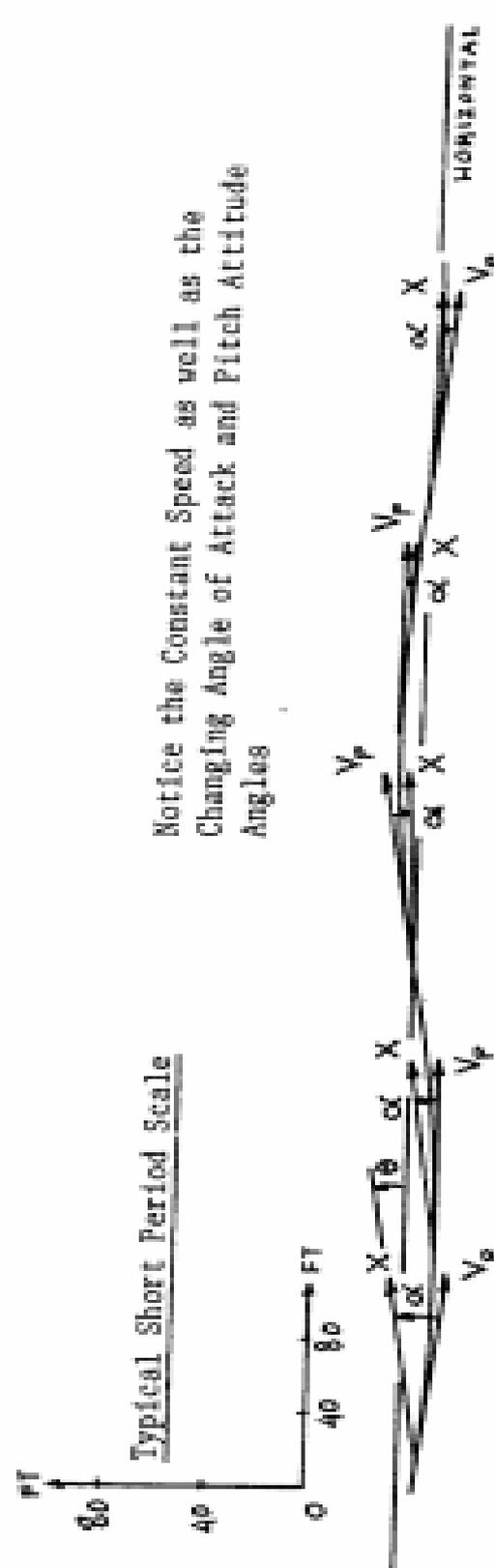


Fig. II.6. Oscillation pugile.

**II.14. ÉTUDE DE LA STABILITÉ DYNAMIQUE LATÉRALE  
DIRECTIONNELLE :**

**Équation de mouvement et fonction de transfert :**

Les équations de mouvement latéral d'un avion qui est sujet à des petites perturbations relativement à des conditions de vol stationnaire.

Ces équations sont écrites dans le système d'axes de stabilité. Par conséquent, les moments et les produits d'inertie  $I_{XX}$ ,  $I_{ZZ}$ ,  $I_{XZ}$  seront différents pour chaque angle d'attaque d'état stationnaire pour les raisons suivantes.

1. le système d'axe de stabilité a une nouvelle orientation relativement au système d'axes fixés à l'avion pour chaque angle d'attaque d'état stationnaire.
2. les quantités  $I_{XX}$ ,  $I_{ZZ}$  et  $I_{XZ}$  varient avec la relation autour de l'axe de tangage.

Pour trouver les moments d'inertie  $I_{XX}$ ,  $I_{ZZ}$  et  $I_{XZ}$  dans le système d'axes de stabilité, les équations suivantes sont utilisées :

$$\begin{bmatrix} I_{xx}^S \\ I_{zz}^S \\ I_{xz}^S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha_1 & \sin^2 \alpha_1 & -\sin 2\alpha_1 \\ \sin^2 \alpha_1 & \cos^2 \alpha_1 & \sin 2\alpha_1 \\ \frac{1}{2} \cos 2\alpha_1 & -\frac{1}{2} \sin 2\alpha_1 & \cos 2\alpha_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xxB} \\ I_{zzB} \\ I_{xzB} \end{bmatrix}$$

Ou :  $\alpha_1$  Angle d'attaque de l'avion à l'état stationnaire.

B : Réfère aux axes liés au fuselage.

S : Réfère aux axes stabilité.

Pour simplifier l'écriture on omet l'indice S.

En utilisant la transformation de LAPLACE, l'équation (II.52) devient :

$$(s - Y_V)\beta(s) = \left[ \frac{sY_p}{U_1} + \frac{g \cos \gamma_1}{U_1} \right] \varphi(s) + \left[ \frac{s(1-Y_r)}{U_1} - \frac{g}{U_1 \sin \gamma_1} \right] \Psi(s) = \frac{[Y_{\delta_a} \delta_a(s) + Y_{\delta_r} \delta_r(s)]}{U_1} - L_\beta \beta(s) + (s^2 - sL_p)\varphi(s) - (A_1 s^2 + sL_r)\Psi(s) = L_{\delta_a} \delta_a(s) + L_{\delta_r} \delta_r(s) - N_\beta \beta(s) - (\beta_1 s^2 + sN_p)\varphi(s) + (s^2 + sN_r)\Psi(s) = N_{\delta_a} \delta_a(s) + N_{\delta_r} \delta_r(s)$$

Où :  $A' = T_u \cos \xi$

$B' = T_{\delta_{rpm}} \cos \xi$

$C' = T_u \sin \xi$

$D' = T_{\delta_{rpm}} \sin \xi$

$E' = \left( \frac{Z_{jm}}{I_{yy}} \right) T_u$

$F' = \left( \frac{Z_{jm}}{I_{yy}} \right) T_{\delta_{rpm}}$

$A_1 = I_{xz} / I_{xx}$

$B_1 = I_{xz} / I_{zz}$

$$\frac{\beta(s)}{\delta_R(s)} = \frac{\begin{vmatrix} \frac{Y_{\delta_R}}{U_1} & -\left[ s \frac{Y_p}{U_1} + \frac{g}{U_1} \cos \gamma_1 \right] & \left[ s \left( 1 - \frac{Y_p}{U_1} \right) - \frac{g}{U_1} \sin \gamma_1 \right] \\ L_{\delta_R} & s^2 - sL_p & -(A_1 s^2 + sL_r) \\ N_{\delta_R} & -(B_1 s^2 + sN_p) & s^2 - sN_r \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (s - Y_V) & -\left[ s \frac{Y_p}{U_1} + \frac{g}{U_1} \cos \gamma_1 \right] & \left[ s \left( 1 - \frac{Y_p}{U_1} \right) - \frac{g}{U_1} \sin \gamma_1 \right] \\ -L_\beta & s^2 - sL_p & -(A_1 s^2 + sL_r) \\ -N_\beta & -(B_1 s^2 + sN_p) & s^2 - sN_r \end{vmatrix}} = \frac{N_\beta / \delta_R}{D_2}$$

$D_2 = s(As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds + E) \dots \dots \dots (II.57)$

Ou :  $A = 1 - A_1 B_1$

$B = -Y_V(1 - A_1 B_1) - L_p - N_r - A_1 N_p - B_1 L_r$

$C = N_\beta \left[ 1 - \frac{Y_r}{U_1} \right] + L_p(Y_V + N_r) - \frac{Y_p}{U_1} (A_1 N_\beta + L_\beta) + N_p(A_1 Y_V - L_r) + Y_V(B_1 L_r + N_r) + L_\beta B_1 \left[ 1 - \frac{Y_r}{U_1} \right]$

$D = -N_\beta \left[ \left( 1 - \frac{Y_r}{U_1} \right) L_r + L_r \frac{Y_p}{U_1} + A_1 \frac{g}{U_1} \cos \gamma_1 + \frac{g}{U_1} \sin \gamma_1 \right] + N_p \left[ Y_V L_r + L_\beta \left( 1 - \frac{Y_r}{U_1} \right) \right] - L_p N_r Y_V + L_\beta \left[ N_r \frac{Y_p}{U_1} - \frac{g}{U_1} \cos \gamma_1 - B_1 \frac{g}{U_1} \sin \gamma_1 \right]$

$$E = \frac{g}{u_1} \cos\gamma_1 (L_\beta N_r - N_\beta L_r) + \frac{g}{u_1} \sin\gamma_1 (N_\beta L_p - L_\beta N_p)$$

$$N_\beta / \delta_R = s(A_\beta s^3 + B_\beta s^2 + C_\beta s + D_\beta)$$

$$\text{Où : } A_\beta = (1 - A_1 B_1) \frac{Y_{\delta_R}}{u_1}$$

$$B_\beta = \frac{Y_{\delta_R}}{u_1} [-L_p - N_r - A_1 N_p - B_1 L_r] + L_{\delta_R} \left[ \frac{Y_p}{u_1} - B_1 \left( 1 - \frac{Y_r}{u_1} \right) \right] + N_{\delta_R} \left[ A_1 \frac{Y_p}{u_1} - \left( 1 - \frac{Y_r}{u_1} \right) \right]$$

$$C_\beta = \frac{Y_{\delta_R}}{u_1} L_p N_r - N_p L_r + L_{\delta_R} \left[ \frac{g}{u_1} - N_r \frac{Y_p}{u_1} - N_p \left( 1 - \frac{Y_r}{u_1} \right) + B_1 \frac{g}{u_1} \sin\gamma_1 \right] + N_{\delta_R} \left[ \frac{Y_p}{u_1} L_r + A_1 \frac{g}{u_1} \cos\gamma_1 + L_p \left( 1 - \frac{Y_r}{u_1} \right) + \frac{g}{u_1} \sin\gamma_1 \right] + N_{\delta_R} \frac{g}{u_1} [L_r \cos\gamma_1 - L_p \sin\gamma_1]$$

$$N_\Psi / \delta_R = A_\Psi s^3 + B_\Psi s^2 + C_\Psi s + D_\Psi) \dots \dots \dots (II.58)$$

$$\text{Où : } A_\Psi = N_{\delta_R} + B_1 L_{\delta_R}$$

$$B_\Psi = \frac{Y_{\delta_R}}{u_1} (N_\beta - B_1 L_\beta) + L_{\delta_R} (N_p - B_1 Y_V) + N_{\delta_R} (-Y_V - L_p)$$

$$C_\Psi = \frac{Y_{\delta_R}}{u_1} (N_\beta L_p - L_\beta N_p) + L_{\delta_R} \left[ \frac{Y_p}{u_1} N_\beta - Y_V N_p \right] + N_{\delta_R} \left[ L_p Y_V - \frac{Y_p}{u_1} L_\beta \right]$$

$$D_\Psi = (L_{\delta_R} N_\beta - N_{\delta_R} L_\beta) \frac{g}{u_1} \cos\gamma_1$$

**Modes d'oscillations en mouvement dynamique latéral :**

L'équation caractéristique du mouvement dynamique latéral peut s'écrire sous la forme standard suivante :

$$(T_1 s + 1)(T_2 s + 1)(s^2 + 2\xi_{3,4}\omega_{n_{3,4}}s + \omega_{n_{3,4}}^2) = 0$$

Les racines de cette équation sont données par :

$$\mu_1 = -\frac{1}{T_1} \mu_2 = -\frac{1}{T_2} \mu_{3,4} = \xi_{3,4}\omega_{n_{3,4}} \mp j\omega_{3,4}\sqrt{1 - \xi_{3,4}^2}$$

Le mouvement latéral est le résultat de la superposition de trois modes d'oscillation :

- Un mouvement lentement convergent, appelé <mouvement spiral>. C'est un mouvement transversal apériodique que décrit l'avion pendant une certaine inclinaison.

On dira qu'un avion est stable en spiral s'il a tendance à desserrer un virage.

- Un mouvement qui converge rapidement appelé mouvement de roulis simple.
- Un mouvement faiblement amorti de faible fréquence d'oscillation appelé : mode de roulis hollandais. C'est un phénomène dû au couplage lacet-roulis.

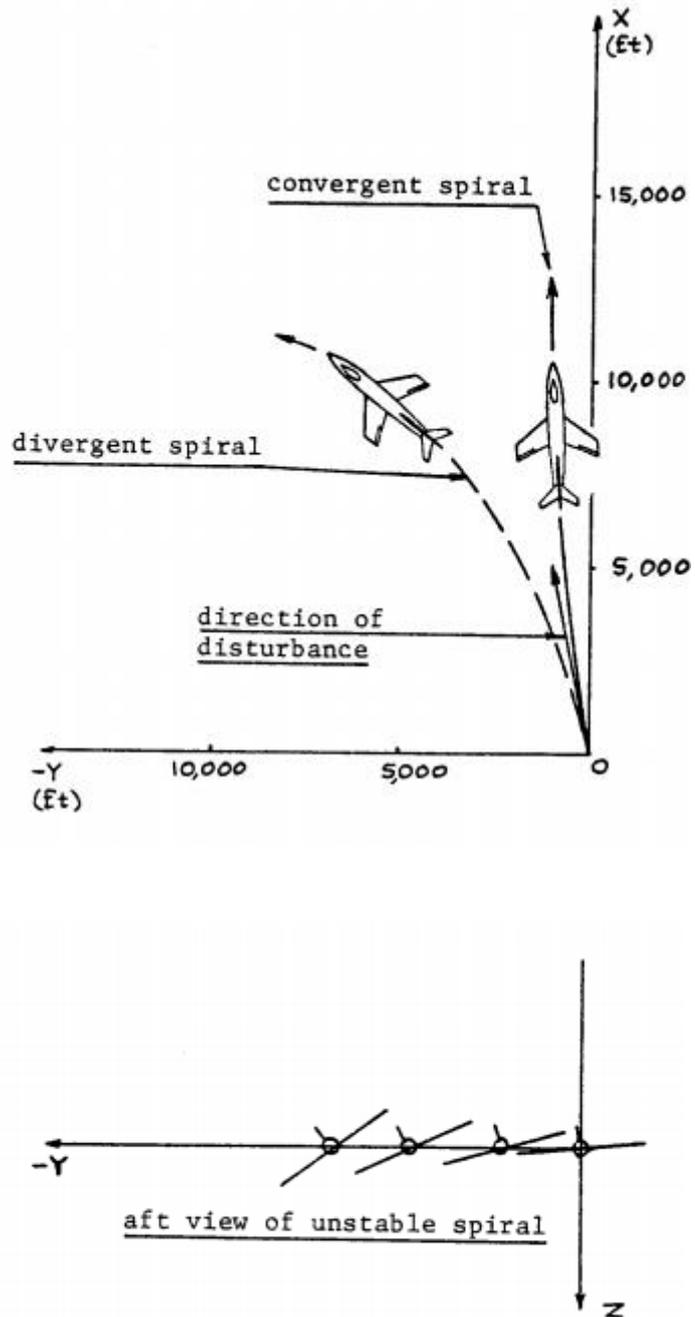
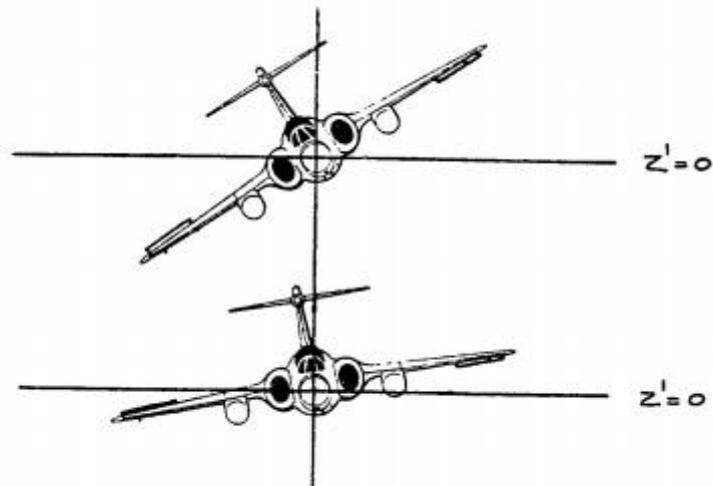


Fig. II.7 Mode spiral vu par observateur extérieur.



**Fig. II.8 Mode de roulis simple vu par un observateur extérieur.**

**Conclusion :**

Après avoir définis la stabilité dynamique transversale et longitudinale d'un drone. Nous allons aborder dans le chapitre suivant, l'introduction générale du logiciel AAA2.5 Project et ces différentes fonctionnalités et précisément la librairie contenant les modules suivants :

- Module de calcul de poids.
- Module aérodynamique.
- Module de performance.
- Module de géométrie.
- Module de dynamique.
- Module de charge.

Finalement nous avons fait une simulation numérique afin de calculer les coefficients de stabilité longitudinale et transversale avec leurs sensibilités.

# Chapitre III

## **SIMULATION NUMÉRIQUE DE LA STABILITÉ LONGITUDINALE ET TRANSVERSALE**

### III.1\_INTRODUCTION :

Nous abordons dans ce chapitre le problème de la stabilité du point de vue dynamique, c'est-à-dire l'analyse du mouvement de l'avion soumis à des perturbations. Comme on l'a souligné dans l'introduction générale, à l'aide du logiciel **AAA 2.5 Project**. Il s'agit évidemment d'une approximation. Dans ces conditions, la dynamique du vol est simplement une application particulière de la dynamique des solides, dont la théorie générale a été présentée en détail dans le chapitre II par la nature aérodynamique des forces qui s'exercent sur l'avion.

### III.2\_DÉSCRIPTION DU LOGICIEL ADVANCED AIRCRAFT ANALYSAIS AAA 2.5 PROJECT :

C'est un outil de calcul pour concevoir et analysé une nouvelle configuration d'avion ou même celle qui est déjà existante. Il est composé de douze modules indépendants suivant :

#### A. Module de calcul du poids :

Ce module permet la détermination des fractions du segment de carburant ainsi que les estimations de la masse au décollage, masse à vide et le poids du carburant pour une spécification de mission arbitraire. Il est composé de :

##### Poids class I :

Le but de ce module est d'estimer le poids des éléments de l'avion et de déterminer si le centre de gravité de l'avion. Ce module contient également le calcul des moments d'inertie de l'avion.

##### Poids class II :

Le but de ce module est de présenter une méthode pour évaluer la pondération des composantes de l'avion.

- **Centre de gravité des composants :**

Cette option permet à l'utilisateur de calculer le centre de gravité d'avion en entrant les composants de poids dans un tableau. Le Centre de gravité de l'aile, de l'empennage horizontal, de l'empennage en V, des poutres de queue, des nacelles et des réservoirs de carburant sont calculés.

#### B. Module aérodynamique :

- **Portance :**

Il peut être utilisé pour estimer les caractéristiques de portance des surfaces portantes d'un avion, les coefficients de portance maximale pour les surfaces et les ailes, l'empennage horizontal et l'empennage vertical sont calculés.

- **Trainée class I :**

Il peut être utilisé comme une première estimation de la trainée

- **Trainée class II :**

Permet de prédire la trainée des avions, pendant la phase de conception préliminaire, elle peut être calculé en subsonique, transsonique et au régime d'écoulement supersonique.

- **Moment :**

Il calcul la distribution des moments sur l'aile, l'empennage horizontal, vertical et la queue en canard. Ainsi que l'effet sol.

- **Centre aérodynamique :**

Il est utilisé pour calculer et localisé le centre aérodynamique de l'avion, ainsi que tous ses composants.

- **Effet de puissance :**

Permet de calculé les effets aérodynamiques de l'hélice ou du moteur sur les propriétés de l'avion.

- **Effet de sol :**

Permet de prédire le changement de coefficient de portance de l'aile-fuselage, le coefficient de moment de tangage et l'angle horizontal rabattant l'empennage à cause de la proximité de l'avion au sol.

- **Le rapport de la pression dynamique :**

Permet de prédire le rapport de pression comme une variation de l'angle d'attaque sur l'empennage horizontal, l'empennage en V et l'empennage vertical.

### C. Module performance :

#### 1. Dimensionnement des performances :

Permet une estimation rapide des paramètres de conception de l'avion qui ont un impact majeur sur ses performances. Ils sont nécessaires pour répondre aux objectifs de la mission.

#### 2. Analyse des performances :

Dans ce module la longueur du champ de décrochage, de montée, de la portée, de l'endurance, de la descente et les caractéristiques de manœuvre d'un avion peut être évaluée. Les diagrammes de charge utile de poids peuvent être générés. Ce module utilise des méthodes plus sophistiquées que le rendement des modules de dimensionnement.

**D. Module géométrie :**

Dans ce module la géométrie de la forme en plan est une surface droite qui peut être déterminée. Tous les paramètres de la géométrie estimée (comme la superficie et la corde géométrique) peuvent être affichées comme des dessins 2D. Ce module peut être utilisé pour les ailes, empennages canards, empennages horizontaux, verticaux et queues de fuselages.

**E. Module propulsion :**

Dans ce module, la puissance installée et la poussée des avions peut être calculée.

**F. Module stabilité et contrôle :****1. Dérives de stabilité et contrôle :**

Il permet de calculer la stabilité et le contrôle d'un avion rigide dans une condition de vol donnée (par exemple, pour un poids, l'altitude donnée, la vitesse et l'emplacement du centre de gravité). Le module se compose des dérivés de la stabilité longitudinale, latérale-directionnelle. Les dérivés peuvent être calculés pour l'empennage arrière, canard et trois configurations de surface.

**2. Dérives des moments charnières :**

Il est utilisé pour déterminer les dérivés des coefficients de moment charnières de portance, du gouvernail, de l'aileron. Les surfaces de contrôle peuvent être partiellement protégées.

**G. Module dynamique :****1. Dynamique :**

Permet d'aider l'utilisateur à analyser les caractéristiques dynamiques en boucle ouverte d'un avion en état de vol donné. Les qualités de vol sont vérifiées par rapport aux exigences civiles et militaires. L'effet de couplage de roulis-tangage lacet sur l'analyse dynamique est également déterminé. La sensibilité de la stabilité et des divers dérivés de contrôle sur les qualités de vol sont également établies.

**2. Contrôle :**

Il permet d'aider l'utilisateur à analyser des systèmes simples et en doubles boucle fermée pour le contrôle de l'avion. Si les caractéristiques dynamiques en boucle ouverte de l'avion sont connues, les analyses des racines peuvent être effectuées dans le plan S. Le sous-module d'analyse de contrôle peut également être utilisé pour analyser la fonction de transfert en boucle ouverte du système dans le domaine fréquentiel (diagramme de Bode).

**H. Module de charges :****1. Diagramme V-n :**

Dans ce sous module le diagramme vitesse en fonction de la charge peut être construit pour le type suivant d'avion ayant les certifications suivantes :

FAR 23, FAR 25 et MIL-A-8861 (ASG).

**2. Charges structurelles :**

Des charges totales internes pour chaque composante structurelle peuvent être calculées avec divers combinaisons désirées.

**I. Module de structure :****1. Dimensionnement class I :**

Permet d'estimer la taille et le poids des composants structurels.

**2. Matériaux :**

Les propriétés des matériaux qui ne sont pas répertoriés dans le tableau des matériaux disponibles peuvent être ajoutées avec leurs caractéristiques définies.

**J. Module d'analyse des coûts :**

La fabrication, l'analyse des coûts d'exploitation directs et indirects et les coûts du cycle de vie peuvent être faite pour les avions militaires ainsi que pour les avions civils. Estimations rapides des prix d'avion et le moteur peuvent être faites.

**➤ Module de l'atmosphère standard :**

Permet de calculer les propriétés de l'atmosphère standard à une altitude donnée.

**➤ Module de condition de vol :**

Permet de définir chaque condition de vol et l'inclure dans l'analyse.

**Capacités de stabilité et de contrôle du programme AAA 2.5 Project:**

Une partie importante des efforts de conception et d'analyse est passé en assurant que les caractéristiques de stabilité et de contrôle d'un avion sont acceptables du point de vue qualités de vol alors que l'avion peut être certifié conformément aux civils et/ou les règlements de navigabilité militaire. En plus d'une grande variété de capacités de conception préliminaire, le programme **AAA 2.5 Project** permet au concepteur de déterminer la stabilité et les propriétés suivantes de contrôle:

- Calcul de la stabilité, le contrôle et dérivés des moments charnières.
- Calcul des caractéristiques de l'avion en équilibre.

- Les déformations des surfaces de contrôle.
- Direction latéral, calcul impératif des :
  - \* Des forces nécessaires dans l'aile en vigueur, roues et palonnier.
  - \* Aileron et la gouverne de direction requise.
- Calcul de moments d'inertie.
- Le calcul des fonctions de transfert en boucle ouverte et la fréquence correspondante, le facteur d'amortissement et les caractéristiques constantes de temps.
- Déterminer le niveau de qualité de vol selon la norme MIL-F-8785C et en montrant graphiquement où l'avion est relative aux exigences minimales.
- Le traçage des études de sensibilité qui montrent comment les différents paramètres de stabilité dynamique varient en fonction de tout autre dérivée de la stabilité ou de moment d'inertie.
- Tracé en boucle fermée des lieux des racines et les diagrammes de Bode. Le programme permet à l'utilisateur d'étudier ces caractéristiques en boucle fermée.
- Tous les coefficients de stabilité et de contrôle et dérivées sont basées sur la géométrie de l'aile comme référence.

### PARTIE CALCUL :

En a utilisé pour valider notre travail le logiciel **AAA 2.5 Project**.

Les étapes de calcule par ce logiciel sont les suivantes :

### III.3 LES ÉTAPES DE NOTRE CALCULE PAR LE LOGICIEL AAA 2.5 Project :

#### 1- Définition de la géométrie :

Dans cette étape on définit les constituants de la géométrie on choisit le module géométrique et les paramètres à introduire dans le logiciel **AAA 2.5 Project**.

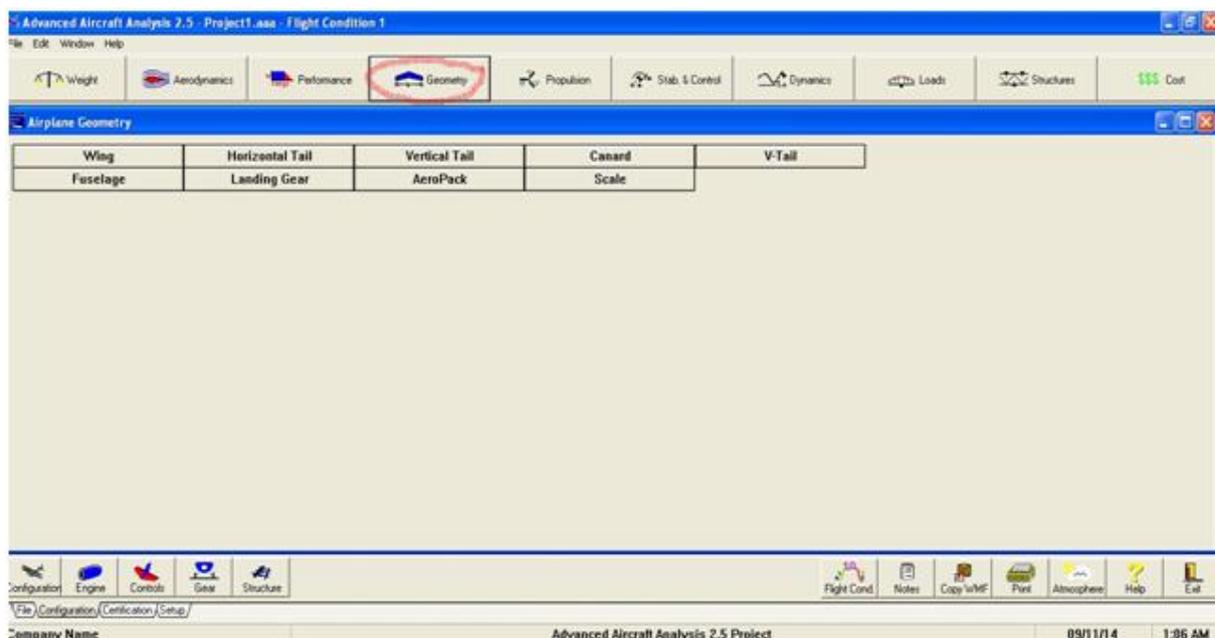


FIG. III. 1. Icône de la géométrie du logiciel AAA 2.5 Project.

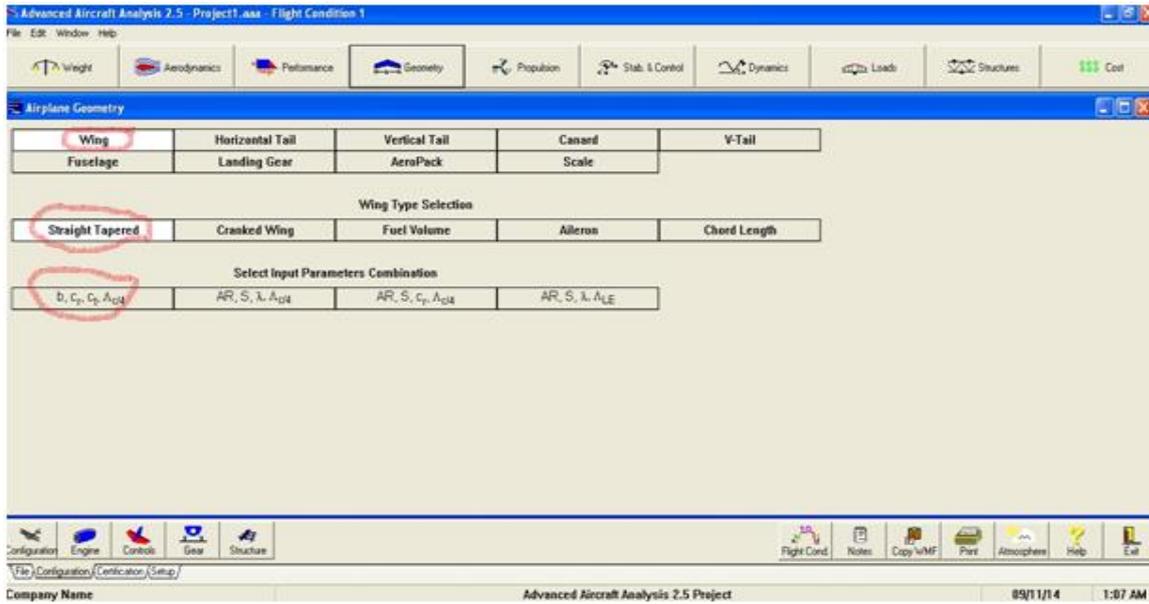


FIG. III. 2. Icône suite de la géométrie commande de l’aile du logiciel AAA 2.5 Project.

Pour obtenir la géométrie de l’aile on introduit nos données et on calcule les résultats.

Tableau III.1. Donner d’entrer des valeurs de l’aile.

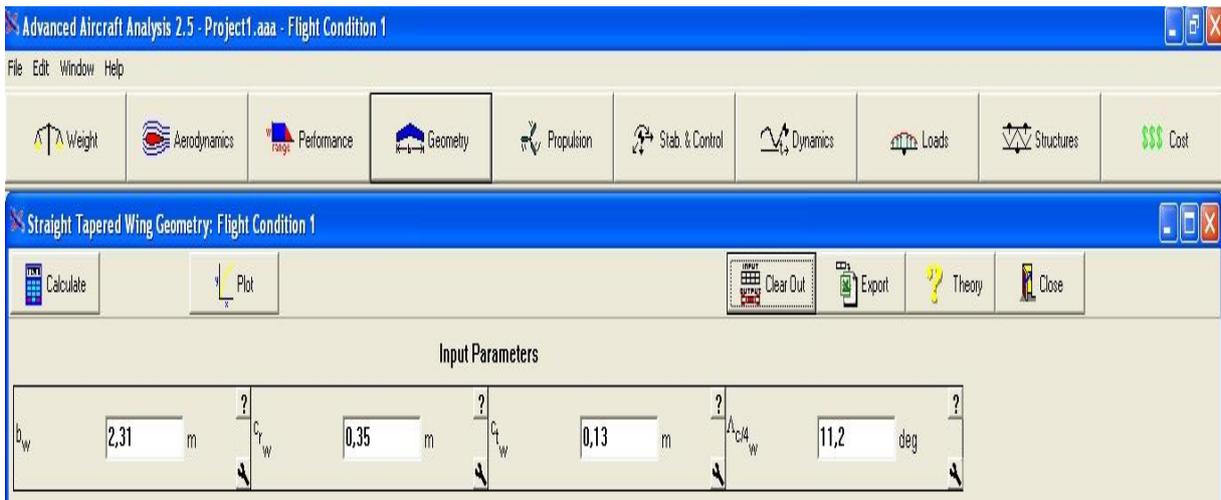
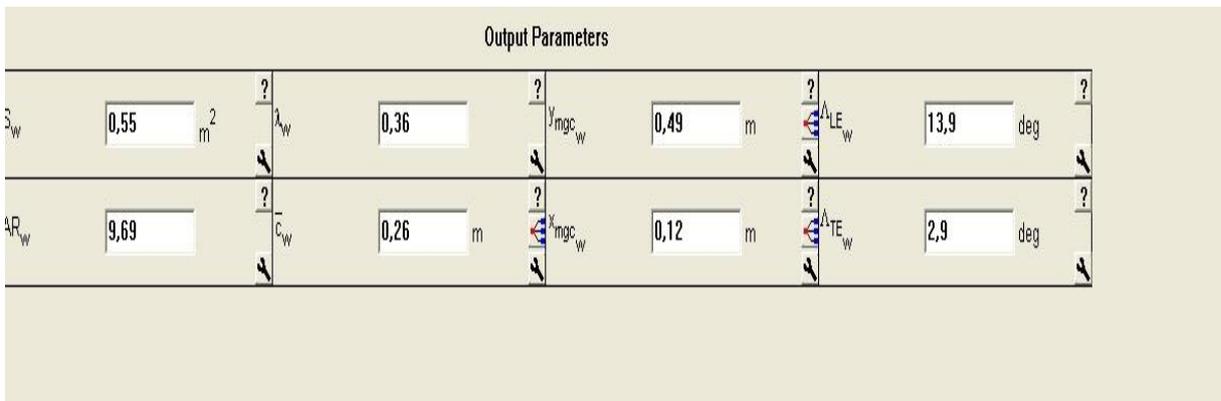


Tableau. III.2. Résultats de l’aile.



Si on veut dessiner la géométrie en clique sur **plot** on obtient la figure suivant

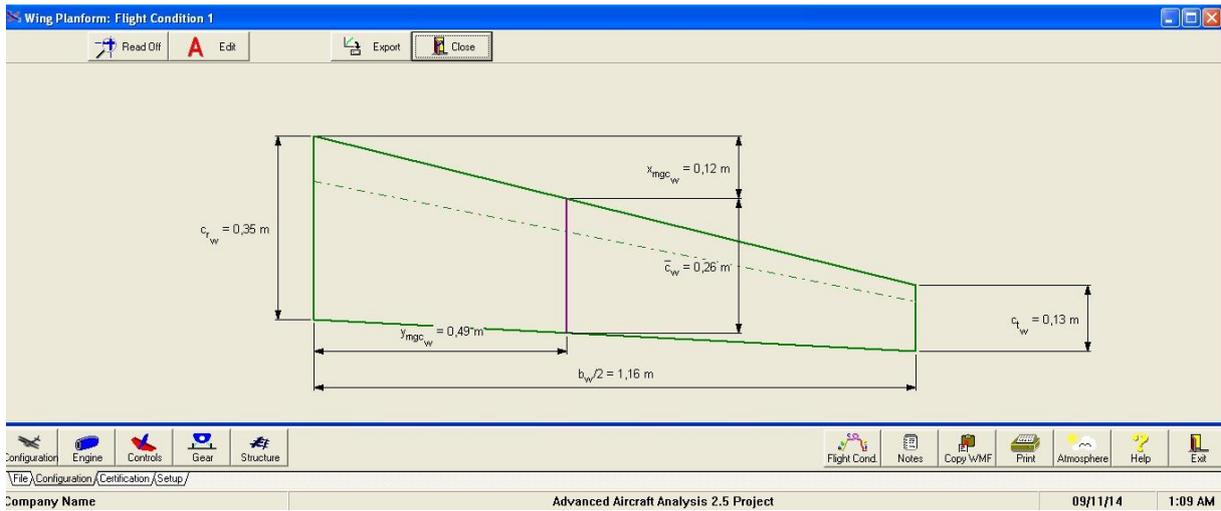


FIG. III. 3. Schéma de l'aile en 2D.

Et pour calculer les autres constituants de notre UAV on passe par les étapes précédentes.

**Partie aérodynamique :**

Pour le calcul aérodynamique on clique sur l'icône **aérodynamique**, on obtient la fenêtre suivante :

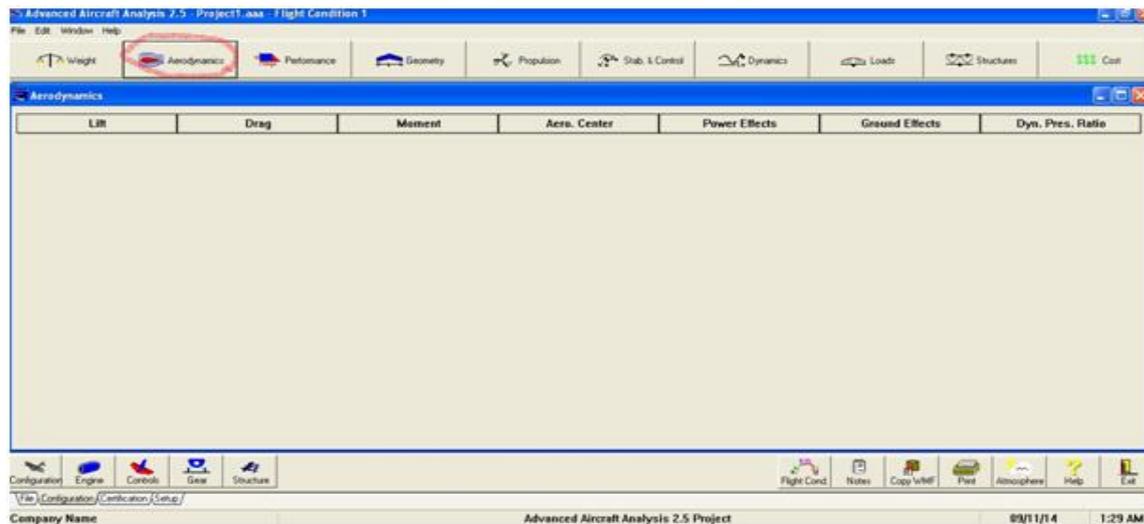


FIG. III. 4. Icône suite de l'aérodynamique.

On prend la portance comme exemple : on clique sur (**lift**) un tableau de configuration est obtenue, nous permettre ainsi d'introduire les données pour le calcul des coefficients de la portance de chaque éléments de notre drone.

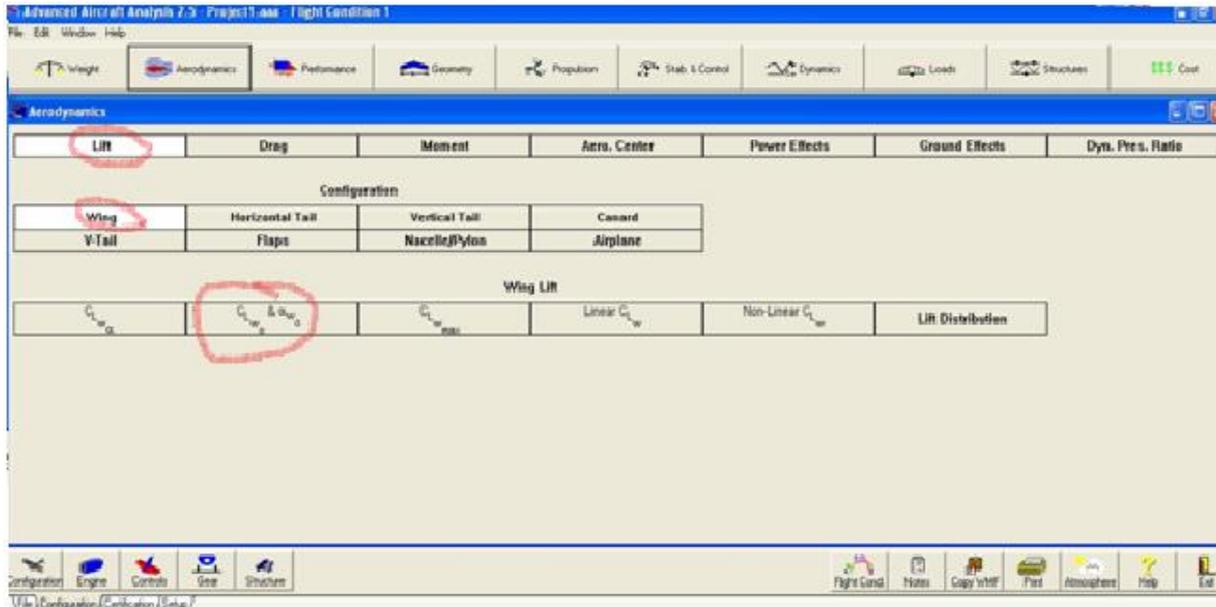


FIG. III. 5. Icône suite de configuration de portance de l’aile du logiciel AAA 2.5 Project.

On cliquant sur ( $C_{LW_0} & \alpha_{w_0}$ ) le tableau ci-dessus voire (Tableau III.3) est apparue dont on injecte les valeurs nécessaires tel que les résultats sont afficher dans le tableau voire (Tableau III.4).

Tableau III.3. Les valeurs d’entrée de la portance de l’aile à  $\alpha = 0$ .

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$\lambda_w$	0,36	$C_{L\alpha_{wf}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$\epsilon_{w_0}$	0,0 deg	$\eta_{o_f}$	96,0 %
$\Delta T$	0,0 deg C	$\Delta C_{l/w}$	11,2 deg	$C_{\alpha_{rw}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$\epsilon_{s_w}$	0,0 deg	$C_f/C_w$	20,0 %
$U_1$	100,00 km/hr	$C_{L_{w\alpha, clean}}$	4,9134 rad <sup>-1</sup>	$G_{\alpha_{rw}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(f/C)_{k_w}$	20,0 %	$\delta_f$	15,0 deg
$S_w$	0,55 m <sup>2</sup>	$C_{L_{w\alpha}}$	4,9134 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{rw}$	-3,8 deg	$(f/C)_{k_w}$	20,0 %		
$AR_w$	9,69	$C_{L_{w\alpha, clean}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{rw}$	-3,8 deg	$\eta_{f_1}$	15,0 %		

Tableau. III. 4. Les résultats de la portance de l’aile à  $\alpha = 0$ .

Output Parameters									
$\eta_{f_1}$	0,083	$\alpha_{o1w}$	-0,4	$\alpha_{o_{wf}}$	-7,6 deg	$C_{L_{w_0, clean}}$	0,3259	$C_{L_{o_{wf}}}$	0,6552
$\epsilon_{s_w}$	0,0 deg	$\alpha_{w_0, clean}$	-3,8 deg	$\Delta C_{L_{w_0} \&}$	0,3292	$C_{L_{w_0}}$	0,6551		
$\alpha_{w_0 @ M=0}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{w_0}$	-7,6 deg	$\Delta C_{L_{w_0} \&}$	0,3292	$C_{L_{o_{wf, clean}}}$	0,3260		

**Stabilité statique :**

Pour les prochaines étapes c’est le calcul des dérivées de stabilité adimensionnel de la figure suivante qui contient les données à introduire dans le logiciel AAA 2.5 Project.

On clique sur l’icône (stab & contol) on aura la figure suivant :

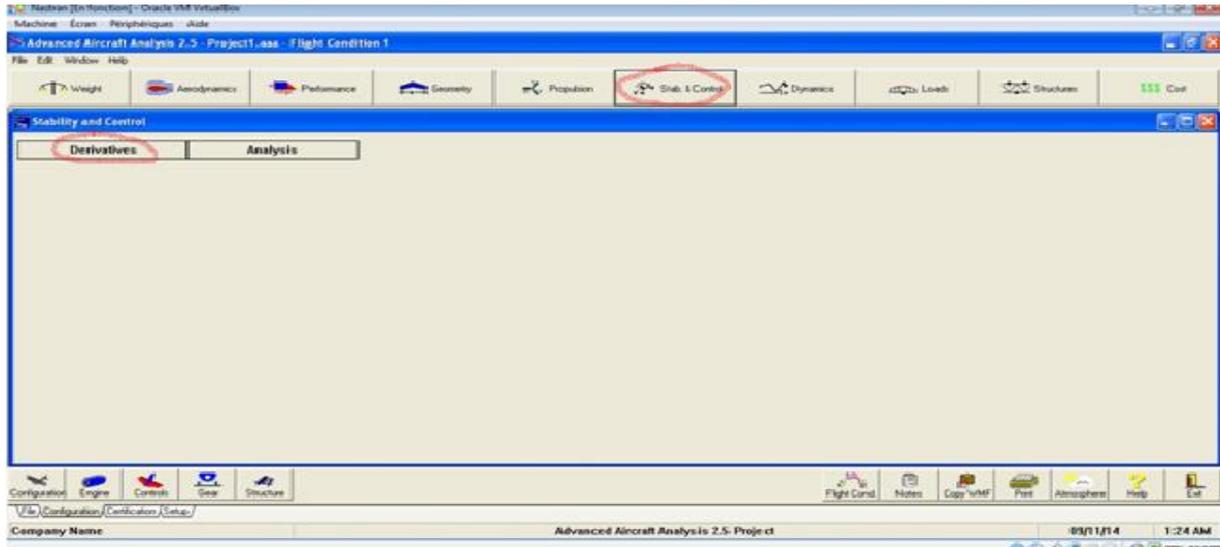


FIG. III. 6. Icône suite de long & stabilité du logiciel AAA 2.5 Project.

Puis on clique sur l'icône (derivates) et après long & stability et l'icône steady state en fin on clique sur  $C_{L1}$  on obtient :

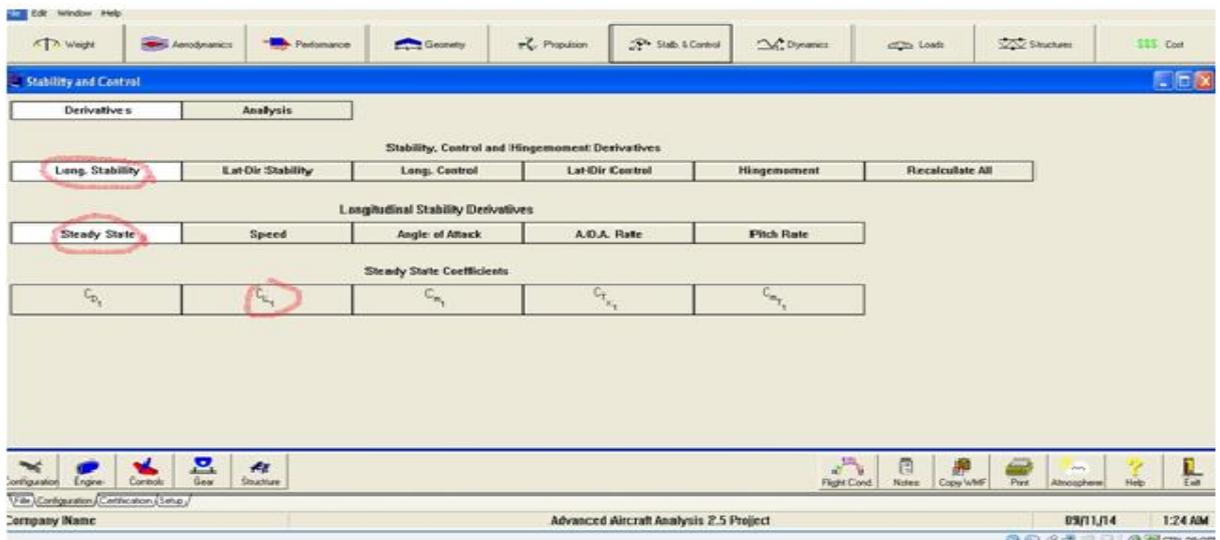


FIG. III. 7. Icône des coefficients d'états constants.

Pour avoir (le tableau III.5) on clique sur l'icône CL1.

Tableau. III.5. Valeur d'entrée des coefficients d'états constants.

Input Parameters											
Altitude	1500	m	$W_{current}$	1,0	N	$S_w$	0,55	$m^2$	$SHP_{set}$	100	kW
$\Delta T$	0,0	deg C	$n$	1,00	g	$\gamma$	1,0	deg	$\eta_{prop}$	0,700	
$U_1$	100,00	km/hr	$\alpha$	-110,37	deg	$\phi_T$	0,0	deg	$\Delta C_{L_{N_{prop}}}$	0,0000	

Puis les résultats de calcul sont visualisés sur le tableau qui dans le (Tableau III.6).

Tableau III.6. Tableau de résultats des coefficients d'états constants.

Output Parameters					
$M_1$	0,083	$T_{set}$	2520 N	$C_{L_1}$	-3,5725
$\bar{q}_1$	408.22 $\frac{N}{m^2}$	$\Delta C_{L_{prop}}$	3,5770		

**Stabilité dynamique :**

Dans cette étape on calcule les paramètres de la stabilité dynamique.

Au début on clique sur l'icône (**dynamique**).

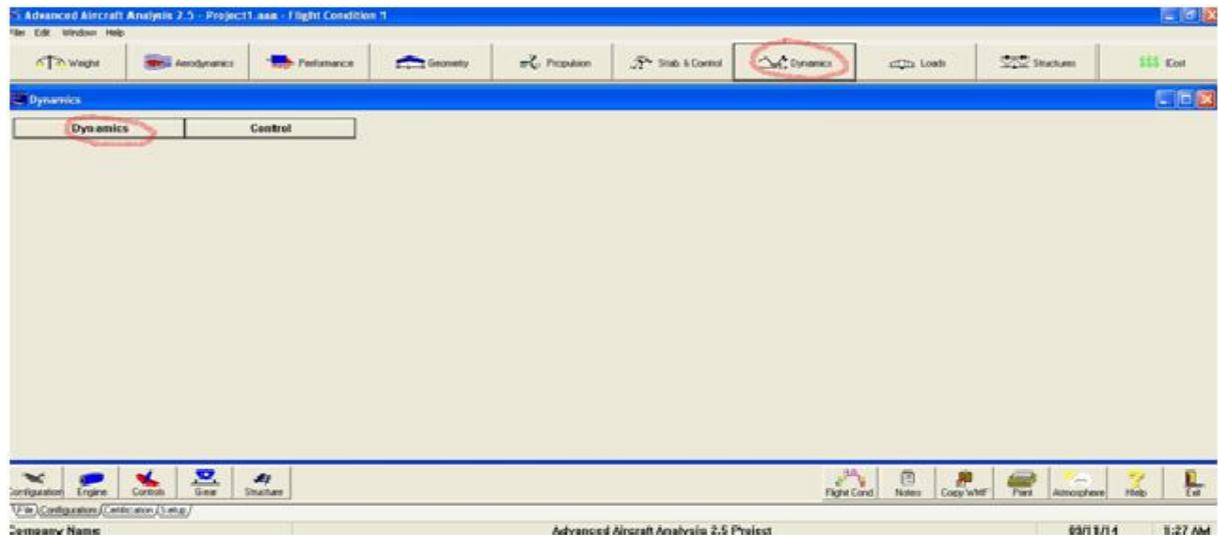


FIG. III. 8. Icône de dynamique.

Lorsqu'on clique sur l'icône (**dynamics**) on obtient plusieurs icones, on clique sur (**longitudinal**) par exemple puis on clique sur (**transfer function**).

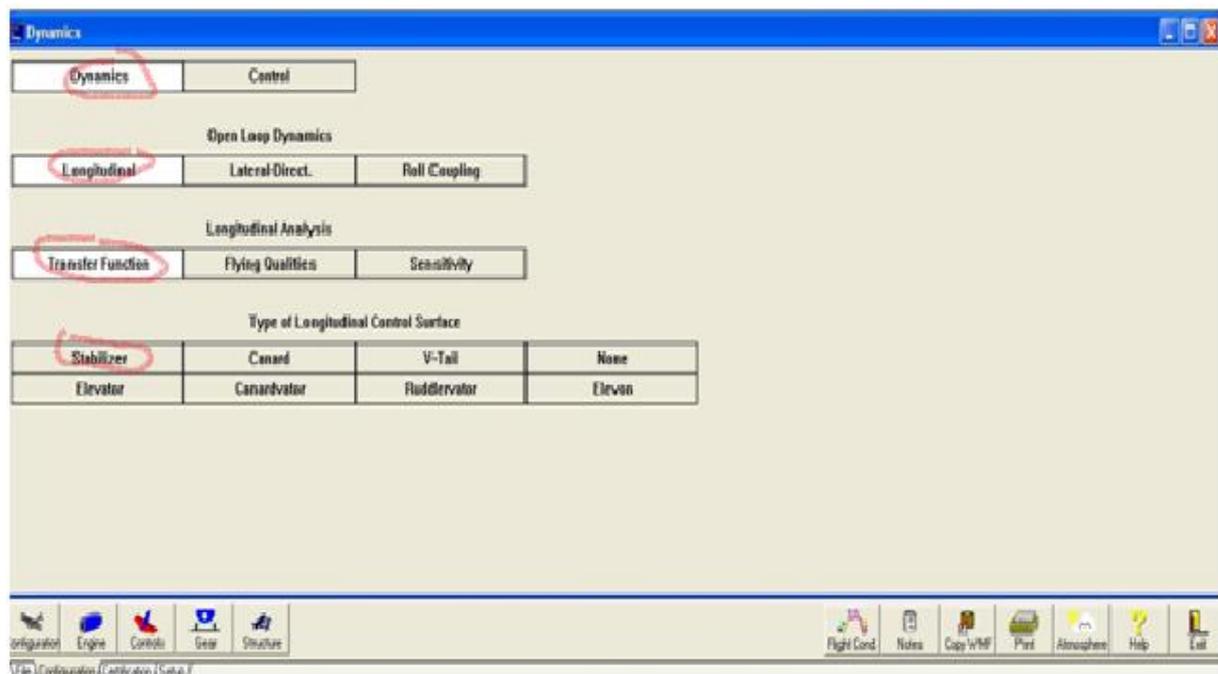


FIG. III.9. Icône suite de dynamique.

Le (Tableau III.7) est apparue en cliquons sur (stabilazer).

Tableau III.7. Valeur d'entrée pour le calcul de fonction de transfert longitudinal.

Input Parameters							
Altitude	1500 m	$C_{m_1}$	-0,2150	$C_{L_1}$	-3,5725	$C_{T_{x_1}}$	11,1752
$\Delta T$	0,0 deg C	$C_{m_u}$	0,0015	$C_{L_u}$	0,0063	$C_{T_{x_u}}$	-33,5071
$U_1$	100,00 km/hr	$C_{m_{\alpha}}$	26,9888 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha}}$	5,1755 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_h}$	0,3561 rad <sup>-1</sup>
$W_{current}$	1,0 N	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-197,4216 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	50,8590 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_h}$	0,0012 rad <sup>-1</sup>
$S_w$	0,55 m <sup>2</sup>	$C_{m_q}$	-13,6661 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_q}$	-0,5621 rad <sup>-1</sup>	$C_{m_h}$	-1,3821 rad <sup>-1</sup>
$\phi$	0,0 deg	$C_{m_{r_1}}$	4,2893	$C_{D_1}$	15,4493		

Tableau. III. 8. Résultat de calcul de fonction de transfert longitudinal.

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$Z_u$	5,9195 s <sup>-1</sup>	$M_{\alpha}$	15,6520 s <sup>-2</sup>	$\omega_{n_{long}}$	9,4200 rad/s	$T_{C_{long_3}}$	5,524 s
$\bar{q}_1$	408,22 N/m <sup>2</sup>	$Z_{\dot{\alpha}}$	4,5452 m/s <sup>2</sup>	$M_{T_{\alpha}}$	7,5433 s <sup>-2</sup>	$\zeta_{p_{long}}$	0,900	$T_{C_{long_4}}$	0,300 s
$W/S$	1,82 N/m <sup>2</sup>	$Z_{\ddot{\alpha}}$	205,8136 m/s <sup>3</sup>	$M_{\dot{\alpha}}$	0,0870 s <sup>-1</sup>	$\omega_{n_3}$	38,1545 rad/s	$\zeta_{v_h}$	2,5210 m/s <sup>2</sup>
$X_u$	2,3047 s <sup>-1</sup>	$Z_q$	6,0068 m/s	$M_q$	0,7143 s <sup>-1</sup>	$\zeta_s$	0,061	$\zeta_h$	2,0665 m/s <sup>2</sup>
$X_{T_u}$	3,3672 s <sup>-1</sup>	$M_u$	-0,1793 1/m.s	$\omega_{n_{sp}}$	0,2700 rad/s	$T_{C_{long_1}}$	0,001 s	$M_h$	6100659429 s <sup>-2</sup>
$X_{\alpha}$	9,7934 m/s <sup>2</sup>	$M_{T_u}$	-1,5119 1/m.s	$\zeta_{sp}$	0,420	$T_{C_{long_2}}$	0,219 s		

On fait rentrer nos données selon les composants de notre drone.

III.4\_CRÉATION DE LA GÉOMÉTRIE DU DRONE AVEC LE LOGICIEL :

C'est à partir d'un dessin bien détaillé qu'on essayera de le reproduire avec les modifications recommandées pour rapprocher le plus possible des dimensions réels avec une échelle réduit, pour cela on doit veiller à garder les mêmes caractéristiques géométriques avec lesquelles le model a été conçu tel la longueur de fuselage, l'envergure, emplacement des empennages ainsi de suite, ce qu'il permet de créer une vue virtuelle d'un projet servant de maquette à usage de tests et de simulations avant de procéder à l'étape de production en grandeur nature. Cette technique est particulièrement intéressante, compte tenu de l'enjeu économique et financier de certains projets.

Tout d'abord et après l'enregistrement des dimensions nécessaires on démarre la conception sur l'icône pièce, on trace de dessus le cadre globale qui nous permet de positionner les différentes parties du drone ainsi que de préciser la cotation où on va détailler toute la structure par la suite donc c'est l'édition de la première esquisse.

### → Création géométrique de fuselage :

Pour la conception exacte et précise du fuselage nous l'avons construit à partir d'un rectangle avec les dimensions appropriées de fuselage ensuite on fait des extrusions pour lesquelles on peut obtenir la forme exacte de ce drone avec la fonction de l'enlèvement de la matière, d'extrusion et du congé. On passe après cette étape à une autre fonction dans le même but de donner la forme optimale à notre fuselage, c'est l'enlèvement de la matière pour définir les surfaces principales et en annulant les parties supplémentaires. L'axe longitudinale de l'avion est un axe de symétrie pour le fuselage donc c'est un paramètre à prendre en considération pendant la conception parce que le solidworks contient une fonction très importante qui peut nous faciliter la tâche c'est bien la fonction de symétrie, elle nous permet de se contenter de concevoir la moitié de fuselage puis on fait appelle à cette dernière pour compléter la conception comme indiquée dans la figure. On continue toujours afin d'atteindre la meilleure forme possible avec l'enlèvement de la matière sur les parties inférieures et latérales puis on fait des congés sur la partie frontale du nez pour enfin terminer avec la conception de cet élément très important de la structure qui supporte tous les autres constituants qui n'est autre que le fuselage.

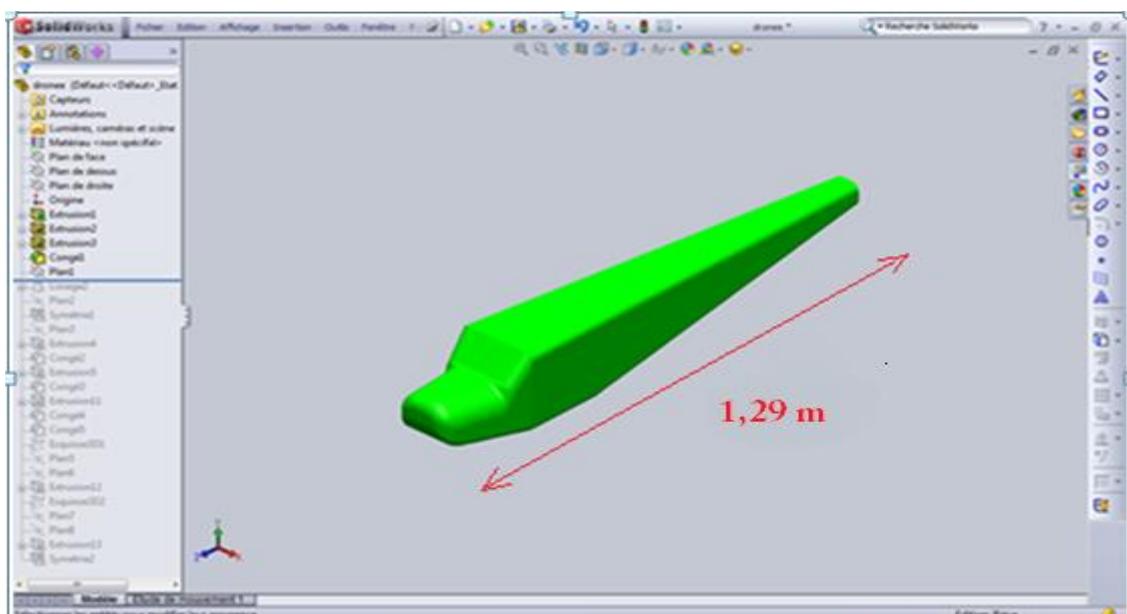


FIG. III.10. Géométrie de fuselage Créée.

### → Création géométrique de l'aile :

Il est suffisant de construire une seule aile sur solidworks puis passer à l'autre par la fonction de symétrie comme on a vu précédemment mais pour construire cette aile on doit d'abord spécifier puis tracer le profil d'aile qui est dans notre cas à l'aide d'un logiciel comme le DESIGN FOIL ou bien le XFLR5 . Une fois le profil est généré, on l'exporte vers solidworks, La première étape consiste à dessiner une demi-aile, pour cela on a besoin de deux profils de cordes différentes, l'un correspond à l'extrémité et l'autre à l'emplanture, par la suite on va lier les deux profils en utilisant la commande base/bossage extrudé. Pour finaliser avec les ailes on fait l'assemblage de ces dernières avec le fuselage qu'on a déjà construit au début en utilisant bien sur la fonction assemblage .

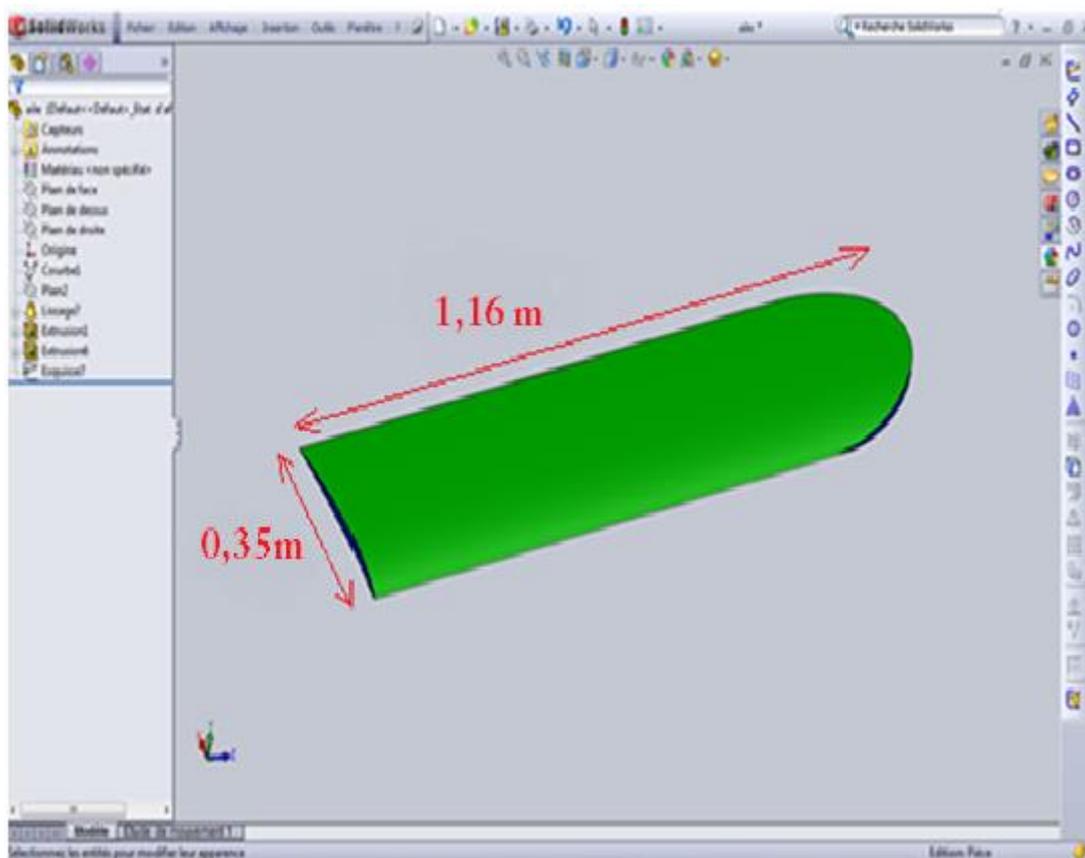


FIG. III. 11. Géométrie de l' aile Créée.

### → Création géométrique des stabilisateurs :

Notre drone possède deux stabilisateurs un vertical et l'autre horizontal et pour les concevoir sur ce même logiciel on procède comme précédemment concernant les ailes, sauf que cette fois-ci on a un autre profil qui est le profil de symétrie, il est plus stable et qui convient parfaitement aux rôles des ces éléments préalablement cités.

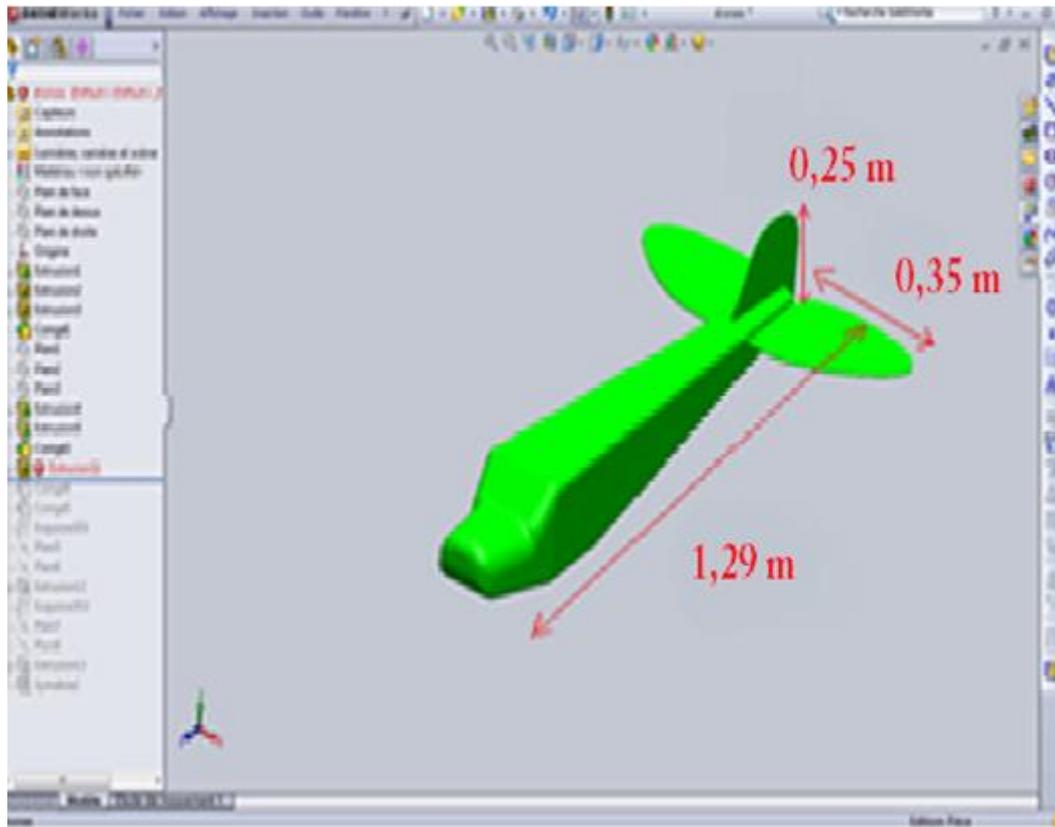


FIG. III. 12. Géométrie du fuselage stabilisateurs Créé.

→ L'assemblage complet du drone :

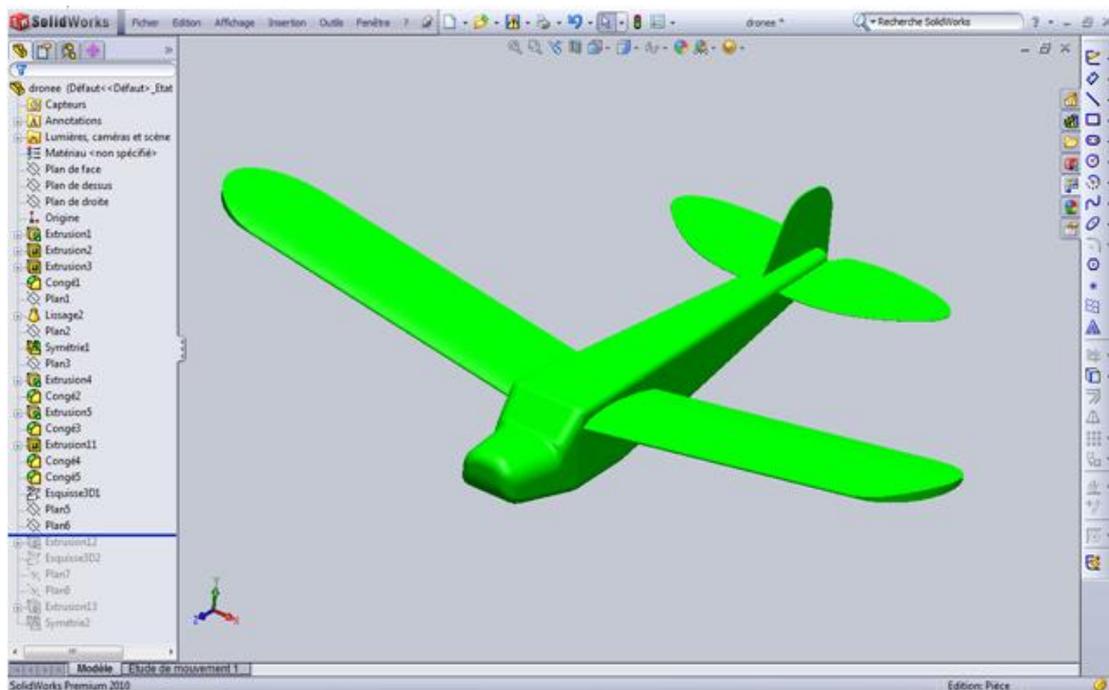


FIG. III. 13. Géométrie de l'avion Créé.

# Chapitre IV

## **INTERPRÉTATIONS DES RÉSULTATS**

IV.1\_RÉSULTAT DU CALCUL DE LA GÉOMÉTRIE :

Nous commençons par examiner les paramètres géométriques décrivant une surface de levage, comme une aile ou l’empennage horizontal. La projection de la géométrie de l'aile sur le plan xy est appelé l'aile plan forme, une forme en plan de l'aile typique est esquissée dans la figure. IV.1. Comme le montre le croquis, le maximum étendue latérale de la forme en plan est appelé l'envergure b, et la forme en plan de la zone S est appelée surface de l'aile.

Tableau .IV.1. Les résultats de l'aile.

Output Parameters											
$S_w$	0,55	$m^2$	$\lambda_w$	0,36	$y_{mgc_w}$	0,49	m	$\Delta_{LE_w}$	13,9	deg	
$AR_w$	9,69		$\bar{c}_w$	0,26	m	$y_{mgc_w}$	0,12	m	$\Delta_{TE_w}$	2,9	deg

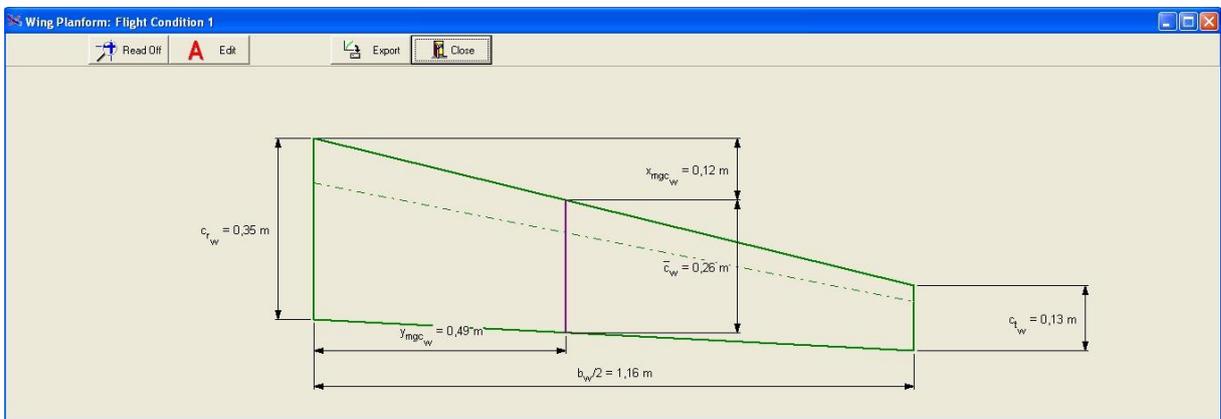
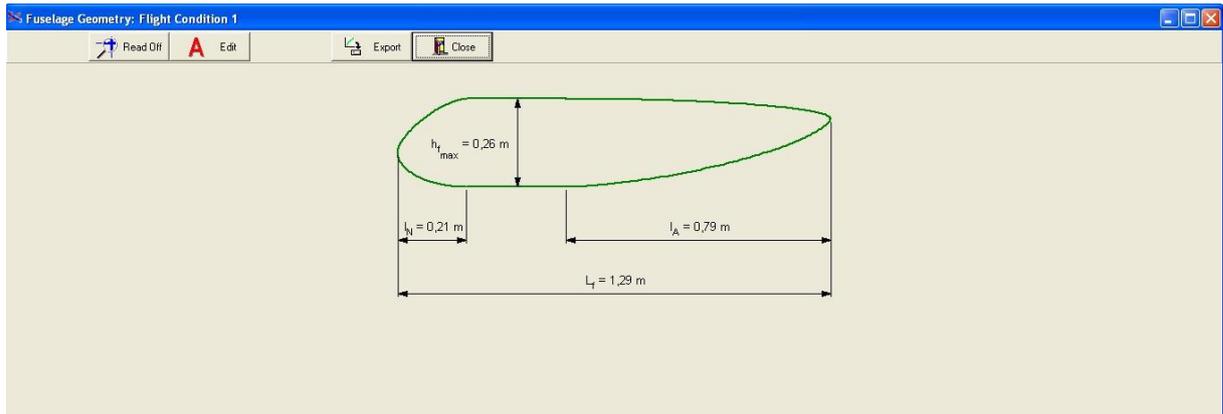


FIG .IV.1. La géométrie de l'aile proposée pour la simulation à l’aide du logiciel avec des corrections faites.

La surface de l'aile peut être calculée si la distribution de l'envergure de la section corde locale c (y) est connue Utilisation où la dernière forme suppose symétrie bilatérale pour l'aile (le cas habituel). Bien que la durée caractérise l’étendue latérale des forces aérodynamiques agissant sur les ailes, le moyen aérodynamique corde C caractérise l’étendue axiale de ces forces. La corde aérodynamique moyenne est habituellement approchée (pour une bonne précision) par la corde moyenne géométrique

Tableau .IV.2. Les résultats de fuselage.

$L_f$	1,29	m	$x_{cg}$	0,21	m	$y_{max}$	0,19	m			
$y_{max}$	0,26	m	$x_A$	0,79	m	$S_{ref}$	0,08	$m^2$			
Output Parameters											
$S_{max}$	0,04	$m^2$	$S_{ref}$	0,28	$m^2$	$S_{ref}$	0,28	$m^2$	$S_{ref}$	0,78	$m^2$

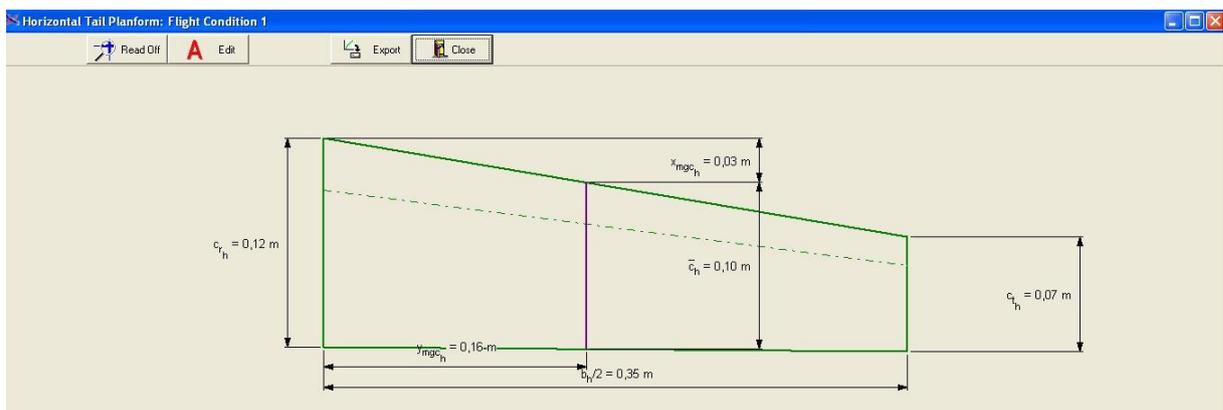


**FIG .IV.2. La géométrie de fuselage proposée pour la simulation à l'aide du logiciel avec des corrections faites.**

Les caractéristiques de fuselage (hauteur, longueur, position des ailes par rapport au fuselage, différent section) sont nécessaires aux calculs des charges sur l' avion. Les valeurs de ces caractéristiques sont présentées au (Tableau .IV.2).

**Tableau .IV.3 Les résultats de l'empennage horizontal.**

Input Parameters			
$l_A$	0,68 m	$l_T$	0,13 m
$h_{max}$	0,26 m	$l_{T_{max}}$	0,07 m
$\alpha$	7,5 deg		
Output Parameters			
$S_w$	0,07 m <sup>2</sup>	$l_{T_{max}}$	0,15 m
$AR_w$	7,05	$\alpha_{opt}$	9,9 deg
		$l_{T_{opt}}$	0,03 m
		$\alpha_{opt}$	0,4 deg



**FIG .IV.3. La géométrie d'empennage horizontal proposée pour la simulation à l'aide du logiciel avec des corrections faites.**

Les caractéristiques de l'empennage (envergure, surface, longueur, l'angle de flèche du bord d'attaque et du bord de fuite) sont nécessaires aux calculs des charges sur l' aile de l' avion. Ces caractéristiques sont utilisées pour le calcul de la pente de la courbe de portance de l' avion influençant le facteur de charge maximum en turbulence et la position du point neutre de l' avion.

Tableau .IV.4. Les résultats de l'empennage vertical.

Input Parameters			
$c_{r_v}$	0,25 m	$z_{mgc_v}$	0,10 m
$c_v$	0,10 m	$x_{mgc_v}$	0,07 m
$q_v$	6,2 deg		
Output Parameters			
$S_w$	0,82 m <sup>2</sup>	$S_{w_{clean}}$	0,68 m <sup>2</sup>
$AR_w$	2,99	$b_v$	0,12 m
		$\bar{c}_v$	0,08 m
		$\Delta C_{D_{o_{clean}}}$	0,0000
		$C_{L_{plot_{min}}}$	0,0000
		$C_{L_{plot_{max}}}$	2,0000

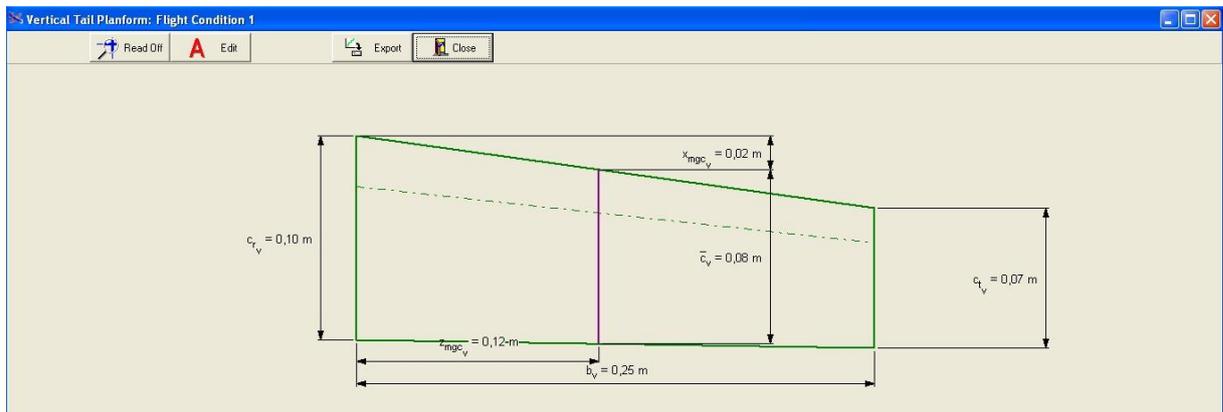


FIG .IV.4. La géométrie d'empennage vertical proposée pour la simulation à l'aide du logiciel avec des corrections faites.

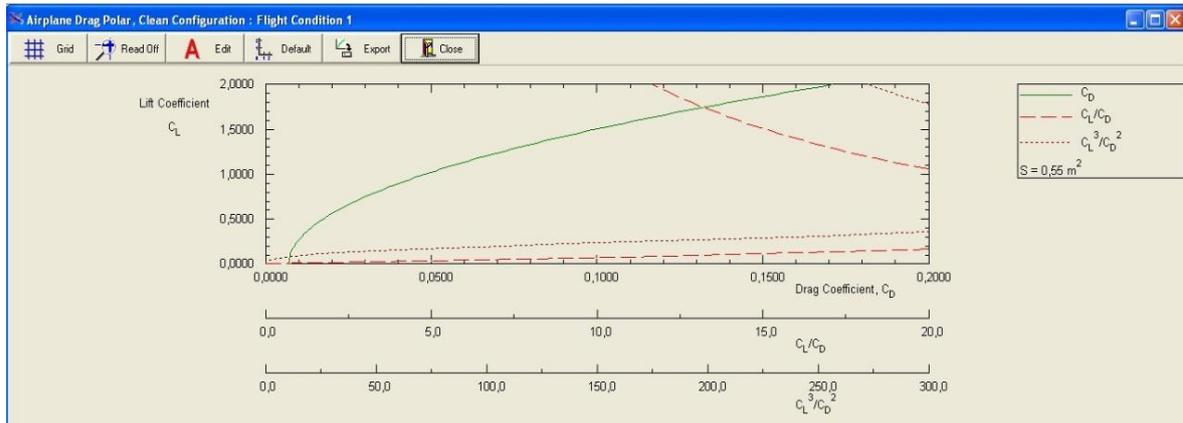
Les caractéristiques de l'empennage (envergure, surface, longueur et hauteur de la queue par rapport à l'aile, l'angle de flèche du bord d'attaque et du bord de fuite) sont nécessaires aux calculs des charges sur l'aile de l'avion. Ces caractéristiques sont utilisées pour le calcul de la pente de la courbe de portance de l'avion influençant le facteur de charge maximum en turbulence et la position du point neutre de l'avion.

IV.2\_RÉSULTAT DU CALCUL DE L'AÉRODYNAMIQUE :

a. La traînée :

Class I :

Input Parameters							
$W_{TO}$	68,6 N	$d$	0,4319	$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$C_{L_{plot_{min}}}$	0,0000
$AR_w$	9,20	$a$	-2,6990	$C_{D_{o_{clean}}}$	0,0000	$C_{L_{plot_{max}}}$	2,0000
$c$	1,2362	$b$	1,0000	$\Delta C_{D_{o_{clean}}}$	0,0000		
Output Parameters							
$S_{wet}$	5,22 m <sup>2</sup>		0,01 m <sup>2</sup>	$C_{D_{o_{clean}}}$	0,0183	$C_{D_{o_{clean,M}}}$	0,0183
				$E_{D_{o_{clean}}}$		$E_{D_{o_{clean}}}$	0,0432



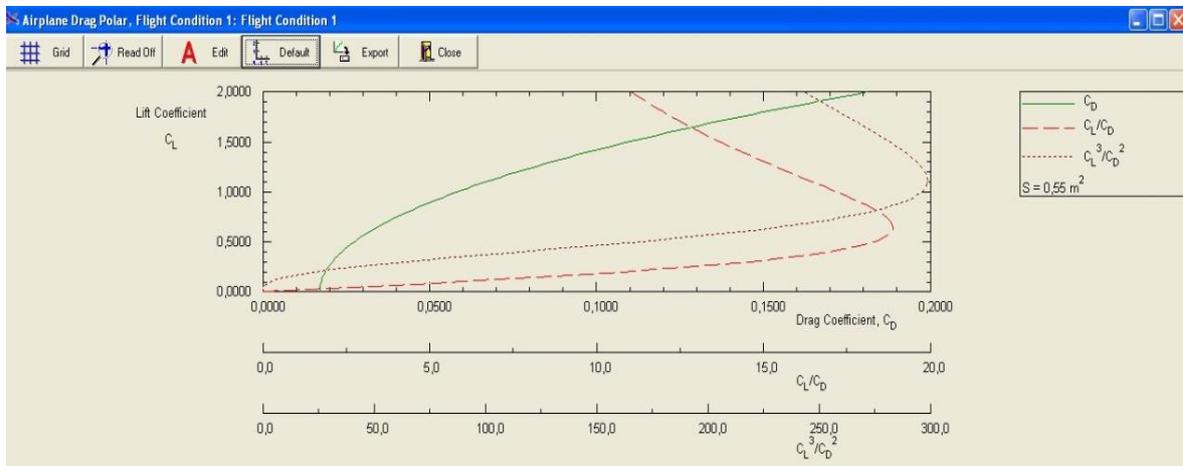
**FIG. IV.5 : Traînée propre de l'avion configuration de polaire.  $Y = f(x)$ .**

Pour la surface de l'aile proposée est de l'ordre  $S=0.56 \text{ m}^2$  tous les polaire sont croissantes tel que :

-La polaire  $C_L$  en fonction de  $C_D$  varie dans les limites suivantes : selon l'axe x entre 0.001-0.17 Drag/Coeff, selon l'axe y entre 0.00.-2.000 Lift/Coeff.

-La polaire  $C_L$  en fonction de  $C_L / C_D$  varie dans les limites suivantes : selon l'axe x entre 0.00-0.2  $C_L / C_D$ , selon l'axe y entre 0.00-0.20 Lift/Coeff.

-La polaire  $C_L$  en fonction de  $C_L^3 / C_D^3$  varie dans les limites suivantes : selon l'axe x entre 0.00-0.2  $C_L / C_D$ , selon l'axe y entre 0.00-0.20 Lift/Coeff.



**FIG. IV.6. Polaire traînée d'avion.**

-La polaire elle est croissante dans la surface de l'aile proposée est de l'ordre  $S=0.56 \text{ m}^2$  et elle varie dans les limites suivantes : selon l'axe x entre 0.015-0.18 Drag/Coeff, selon l'axe y entre 0.00-2.000 Lift/Coeff.

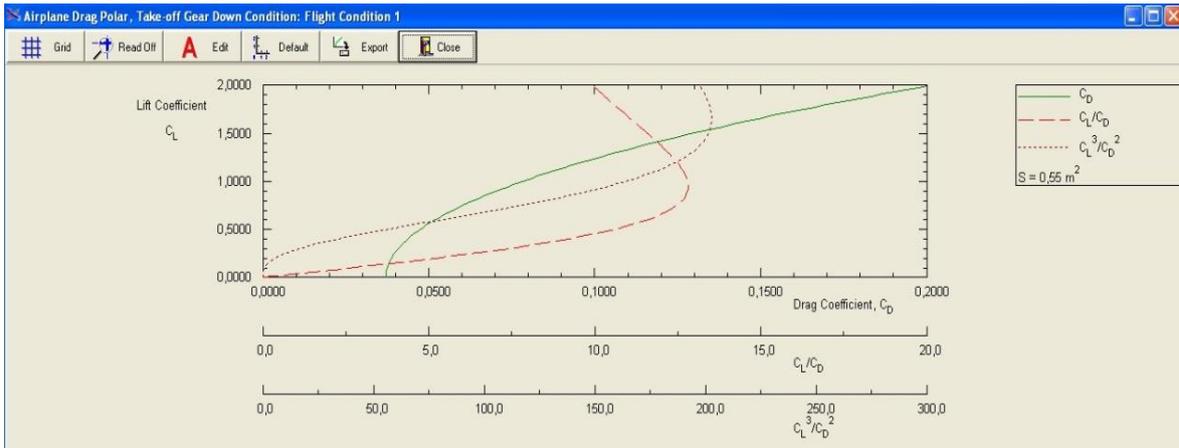


FIG. IV.7. Polaire état de la traînée de l’avion au décollage.

-La polaire elle est croissante dans la surface de l’aile proposée est de l’ordre  $S=0.56 \text{ m}^2$  et elle varie dans les limites suivantes : selon l’axe x entre 0.035-0.20 Drag/Coeff, selon l’axe y entre 0.00-2.000 Lift/Coeff.

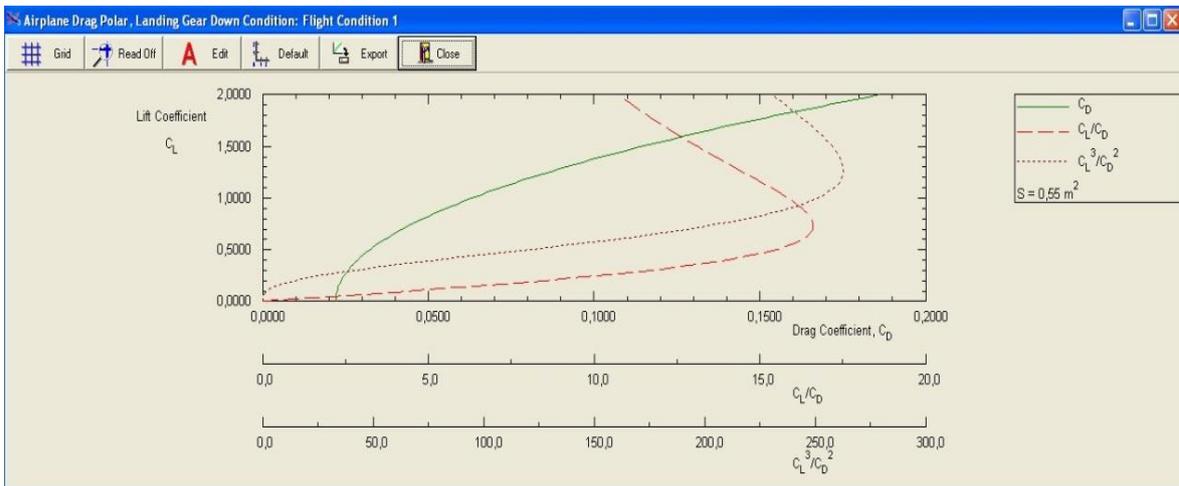


FIG. IV.8. Polaire état de la traînée de l’avion à l’atterrissage.

-La polaire elle est croissante dans la surface de l’aile proposée est de l’ordre  $S=0.56 \text{ m}^2$  et elle varie dans les limites suivantes : selon l’axe x entre 0.02-0.18 Drag/Coeff, selon l’axe y entre 0.00.-2.000 Lift/Coeff.

Input Parameters										
$W_{TO}$	68.6	N	$a$	-2.6990	$e_{clean}$	0.8000	$\Delta C_{D_{o_{clean}}}$	0.0000	$C_{l_{plot_{max}}}$	2.0000
$AR_w$	9.20		$b$	1.0000	$e_L$	0.8000	$\Delta C_{D_{o_{L_{down}}}}$	0.0150		
$c$	1.2362		$S_w$	0.57	$e$	0.8402	$\Delta C_{D_o}$	0.0100		
$d$	0.4319		$e_{TO}$	0.8000	$\Delta C_{D_{o_{TO_{down}}}}$	0.0300	$C_{l_{plot_{min}}}$	0.0000		
Output Parameters										
$C_{D_{o_{TO_{down}}}}$	0.0371		$C_{D_{o_{clean,M}}}$	0.0183	$C_{D_{o_{L_{down}}}}$	0.0221	$C_{D_o}$	0.0171		
$E_{BP_{TO_{down}}}$	0.0410		$E_{BP_{clean}}$	0.0432	$E_{BP_{L_{down}}}$	0.0410	$E_{BP}$	0.0410		

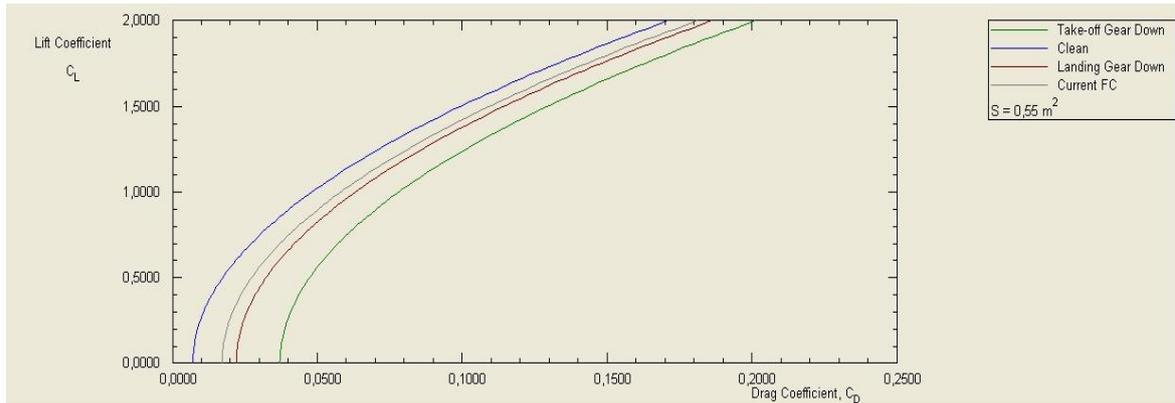


FIG. IV.9. Polaire traînée de l'avion.

Pour la surface de l'aile proposée est de l'ordre  $S=0.56 \text{ m}^2$  tous les polaires sont croissantes tel que :

-La polaire  $C_L$  en fonction de  $C_D$  varie d'une manière exponentielle pour les quatre cas avec un petit décalage entre eux selon l'axe y.

Tableau IV.5. Traînée propre de l'avion.

Output Parameters							
$S_{wet}$	1,95	$\text{m}^2$	$C_{D_{o_{clean}}}$	0,00	$\text{m}^2$	$C_{D_{o_{clean,M}}}$	0,0071
			$E_{DP_{clean}}$			$E_{DP_{clean}}$	0,0410

Tableau IV.6. Etat de la traînée de vol en vigueur.

Output Parameters							
$S_{wet}$	1,95	$\text{m}^2$	$C_{D_{o_{clean}}}$	0,00	$\text{m}^2$	$C_{D_0}$	0,0171
			$E_{DP}$			$E_{DP}$	0,0410

Tableau IV.7. La traînée.

Output Parameters							
$C_{D_{TO\_down}}$	0,0371	$C_{D_{clean,M}}$	0,0071	$C_{D_{o\_down}}$	0,0221	$C_{D_0}$	0,0171
$E_{DP_{TO\_down}}$	0,0410	$E_{DP_{clean}}$	0,0410	$E_{DP_{L\_down}}$	0,0410	$E_{DP}$	0,0410

Tableau VI.8. La traînée de l'avion en atterrissage.

Output Parameters							
$S_{wet}$	1,95	$\text{m}^2$	$C_{D_{o_{clean}}}$	0,00	$\text{m}^2$	$C_{D_{o_{L\_down}}}$	0,0221
			$E_{DP_{L\_down}}$			$E_{DP_{L\_down}}$	0,0410

Tableau VI.9. La traînée de l'avion au décollage.

Output Parameters							
$S_{wet}$	1,95	$\text{m}^2$	$C_{D_{o_{clean}}}$	0,00	$\text{m}^2$	$C_{D_{TO\_down}}$	0,0371
			$E_{DP_{TO\_down}}$			$E_{DP_{TO\_down}}$	0,0410

Class II :

Tableau VI.10. Prédiction de coefficient de traînée Engins fixes.

Input Parameters	
$C_{L_1}$	-0,3426
$S_{ww}$	0,57 m <sup>2</sup>

Output Parameter	
$C_{D_{fixed}}$	0,2400

Tableau VI.11. Prédiction de coefficient de traînée Flape.

Altitude	1500 m	$S_{ww}$	0,57 m <sup>2</sup>	$(l/c)_{ww}$	20,0 %	$C_{l_{tw}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$\eta_{o_f}$	96,0 %
$\Delta T$	0,0 deg C	$AR_{ww}$	9,20	$(l/c)_{ww}$	20,0 %	$\alpha_{o_{rw}}$	-3,8 deg	$\delta_f$	15,0 deg
$U_1$	100,00 km/hr	$\lambda_{ww}$	0,35	$\epsilon_{ww}$	0,0 deg	$\alpha_{o_{tw}}$	-3,8 deg	$C_l/C_{ww}$	20,0 %
$C_{l_{ww \text{ ch p.off}}}$	1,6074	$\lambda_{c4_{ww}}$	15,0 deg	$C_{l_{tw}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$\eta_f$	15,0 %		

Output Parameters							
$M_1$	0,083	$C_{l_{\alpha_{ww @ M=0}}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$\Delta C_{l_{w_o \text{ ef}}}$	0,3292	$C_{D_{flap}}$	0,0117
$\alpha_{w_o \text{ clean}}$	-3,8 deg	$C_{l_{w_{\alpha \text{ clean}}}}$	4,9134 rad <sup>-1</sup>	$\Delta C_{l_{w_{\text{ef}}}}$	0,3292	$C_{D_{flap}}$	0,0131

Tableau VI.12 : Paramètres d'entrée.

Output Parameters					
$C_{D_o}$	4,94508056	$B_{C_{D_2}}$	0,0842	$B_{C_{D_4}}$	0,0013
$B_{C_{D_1}}$	0,0946	$B_{C_{D_3}}$	-0,0003	$B_{C_{D_5}}$	-0,0001

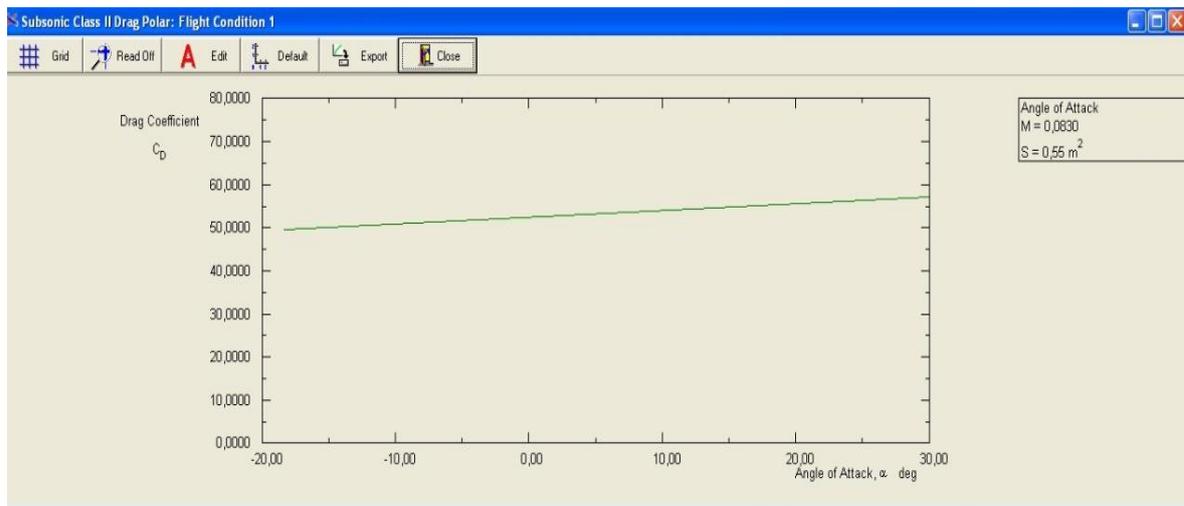


FIG. IV.10. Polaire 1 traînée subsonique.

-La polaire  $C_D$  en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$ , pour le Mach=0.8 est une droite avec une pente positif de l'ordre de 0.05.

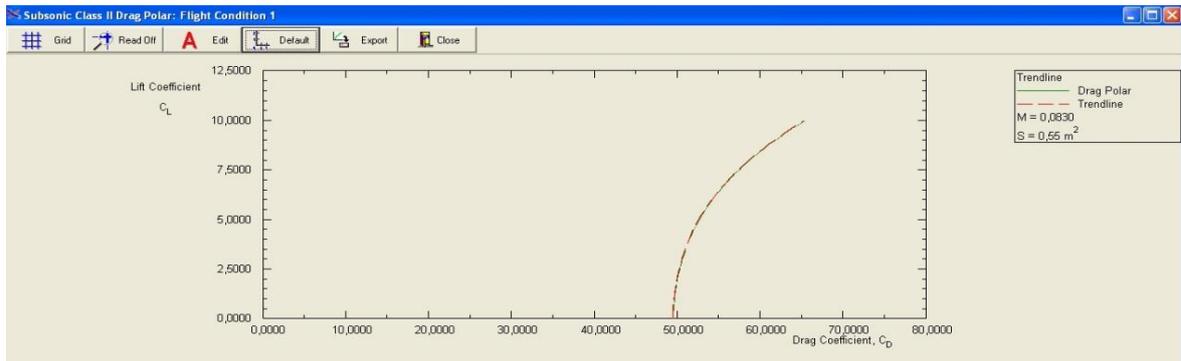


FIG. IV.11. Polaire de la traînée en subsonique.

-La polaire  $C_L$  en fonction de  $C_D$  pour le Mach=0.8 varie dans les limites suivantes : selon l'axe x entre 5.00-7.00 Drag/Coeff, selon l'axe y entre 0.00.-10.00 Lift/Coeff.

Tableau VI.13. Prédiction de coefficient de traînée de fuselage subsonique.

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$C_{L_0}$	0,0416	$S_{wet_f}$	0,70 m <sup>2</sup>	$S_{plf_f}$	0,20 m <sup>2</sup>	$K_{install}$	6,00 %
$\Delta T$	0,0 deg C	$C_{T_\alpha}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$L_f$	1,29 m	$(x_{lam}/L)_f$	44,9 %		
$U_1$	100,00 km/hr	$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$S_{i_{max}}$	0,04 m <sup>2</sup>	$S_{wet_{lam}}$	0,04 m <sup>2</sup>		
$C_{L_f}$	-0,3426	$S_{br}$	0,00 m <sup>2</sup>	$k_{sand}$	0,25298 10 <sup>-3</sup> m	$D_{1_{max_w}}$	0,19 m		
Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_{D_{of}}$	0,0117	$C_{D_{Lf}}$	0,0737				

Tableau VI.14. Prédiction de coefficient de traînée de l'empennage horizontal  
Subsonique.

$\Delta T$	0,0 deg C	$AR_h$	7,05	$Z_{tc_h}$	0,32 m	$k_{sand}$	0,25298 10 <sup>-3</sup> m	$c_{l_{th}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>
$U_1$	100,00 km/hr	$\lambda_h$	0,54	$w_{th}$	0,18 m	$(F_{LE}/c)_h$	1,580 %	$\lambda_{gap_h}$	0,62
$C_{L_h}$	9,1400	$\alpha_{cdh}$	7,5 deg	$h_{th}$	0,32 m	$L_h$	1,2	$\epsilon_{th}$	0,0 deg
$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$\tau_h$	1,5 deg	$(t/c)_h$	20,0 %	$(x_{lam}/c)_h$	20,0 %	$C_{D_{gap_e}}$	0,0020
Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_{L_{\alpha}}$	2,9444 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{oh}}$	0,0030				
$C_{l_{\alpha_h}}@M=0$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$S_{wet_h}$	0,10 m <sup>2</sup>	$C_{D_{L_h}}$	0,2764				

Tableau VI.15. Prédiction de coefficient de traînée de l'empennage verticale  
Subsonique.

Output Parameters							
$M_1$	0,083	$C_{l_{\alpha_v}}@M=0$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$S_{wet_v}$	0,07 m <sup>2</sup>	$C_{D_{V_v}}$	0,0340
$AR_{V_{eff}}$	8,66	$C_{V_{V\beta}}$	4,1877 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{O_v}}$	0,0019		

Tableau VI.16. Prédiction de coefficient de traînée de l'aile en subsonique.

Output Parameters			
$M_1$	0,083	$C_{L_w \alpha, clean}$	4,9134 rad <sup>-1</sup>
$C_{D_{o_w}}$	0,0260	$S_{wet_w}$	1,02 m <sup>2</sup>
$C_{D_w}$	6,2603	$C_{D_{L_w}}$	6,2603

Tableau VI.17. Prédiction totale de coefficient de traînée de l'avion.

Input Parameters									
$C_{D_{o_w}}$	0,0260	$C_{D_{o_v}}$	0,0019	$C_{D_{nap}}$	0,0131	$C_{D_{trim}}$	0,0000	$C_{D_{int\_ext}}$	0,2540
$C_{D_w}$	6,2603	$C_{D_{v}}$	0,0340	$C_{D_{fixed}}$	0,2400	$C_{D_{misc}}$	0,0020	$\Delta C_{D_{noz}}$	0,0025
$C_{D_{oh}}$	0,0030	$C_{D_{ot}}$	0,0117	$C_{D_{canopy}}$	0,0800	$C_{D_{wm}}$	0,0000	$\Delta C_{D_{power}}$	4,8609
$C_{D_{on}}$	0,2764	$C_{D_{ot}}$	0,0737	$C_{D_{ws}}$	0,0001	$C_{D_{prop}}$	0,0000		

Output Parameter	
$C_{D_1}$	0,0219

Tableau VI.18. Prédiction totale de coefficient de traînée de l'avion.

Output Parameters									
$C_{D_{o_w}}$	0,0260	$C_{D_{o_v}}$	0,0019	$C_{D_{nap}}$	0,0131	$C_{D_{trim}}$	0,0000	$C_{D_{int\_ext}}$	0,2540
$C_{D_w}$	6,2603	$C_{D_{v}}$	0,0340	$C_{D_{fixed}}$	0,2400	$C_{D_{misc}}$	0,0020	$\Delta C_{D_{noz}}$	0,0025
$C_{D_{oh}}$	0,0030	$C_{D_{ot}}$	0,0117	$C_{D_{canopy}}$	0,0800	$C_{D_{wm}}$	0,0000	$\Delta C_{D_{power}}$	4,86093885
$C_{D_{on}}$	0,2764	$C_{D_{ot}}$	0,0737	$C_{D_{ws}}$	0,0001	$C_{D_{prop}}$	0,0000	$C_{D_1}$	0,5409

Tableau VI.19. Moulinet et arrêté prédiction de coefficient de traînée de l'hélice.

Output Parameters			
$v_1$	0,083	$\eta_1$	408,22 N
$C_{D_{wm}}$	0,0000	$C_{D_{prop}}$	0,0000

La distribution de la traînée:

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$C_{L_h}$	9,1400	$\beta_h$	0,54	$C_{D_{o_{v_h}}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{o_{e_h}}}$	0,0080
$\Delta T$	0,0 deg C	$S_h$	0,07 m <sup>2</sup>	$\Lambda_{c/A_h}$	7,5 deg	$C_{D_{o_{v_h}}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>		
$U_1$	100,00 km/hr	$AR_h$	7,05	$\epsilon_{s_h}$	0,0 deg	$C_{D_{o_{v_h}}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{o_{e_h}}}$	0,0080

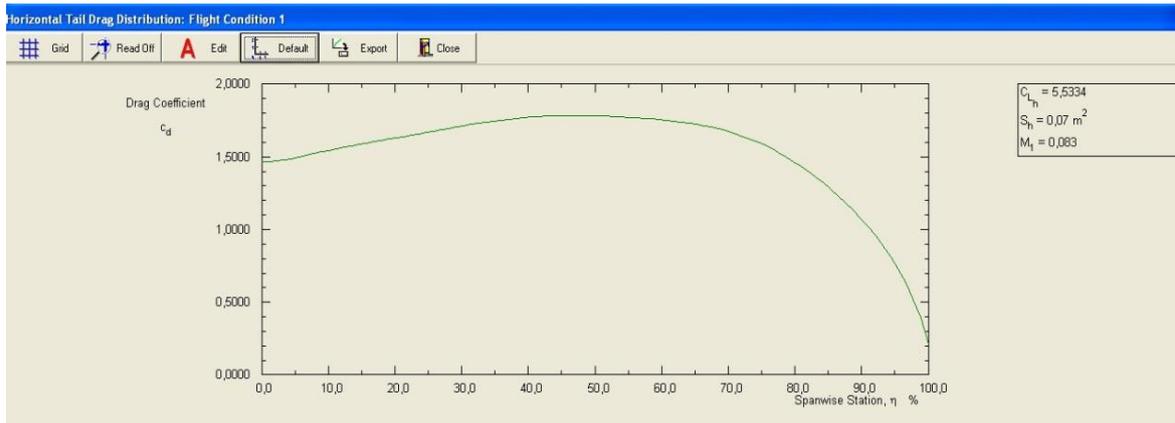


FIG. IV.12. La distribution de traînée de l'empennage horizontale

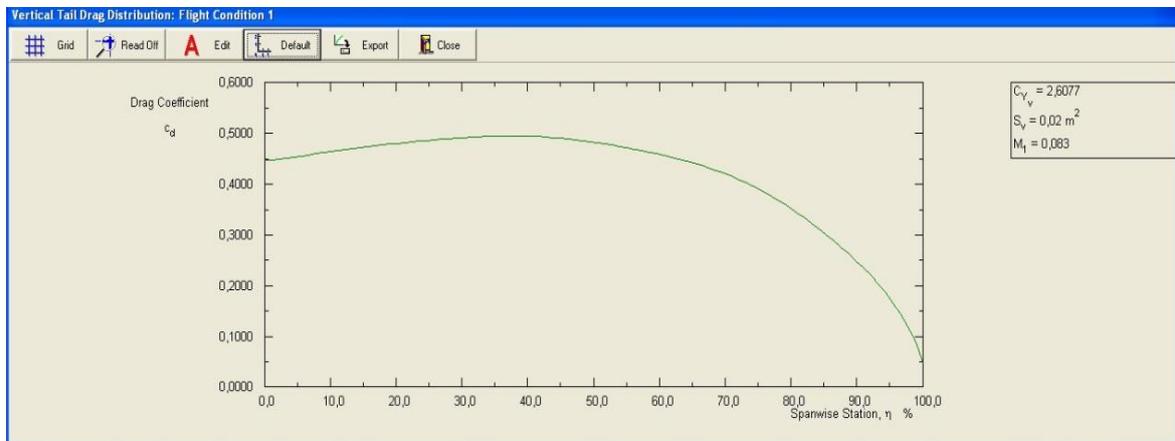
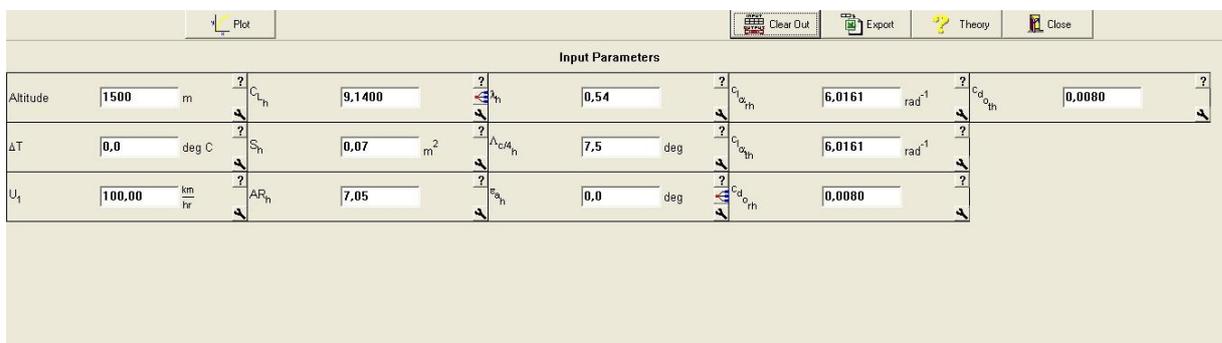
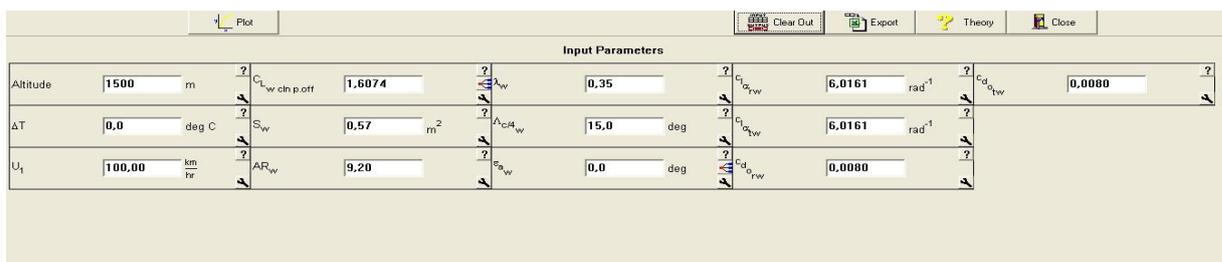


FIG. IV.13. La distribution de traînée de l'empennage verticale.



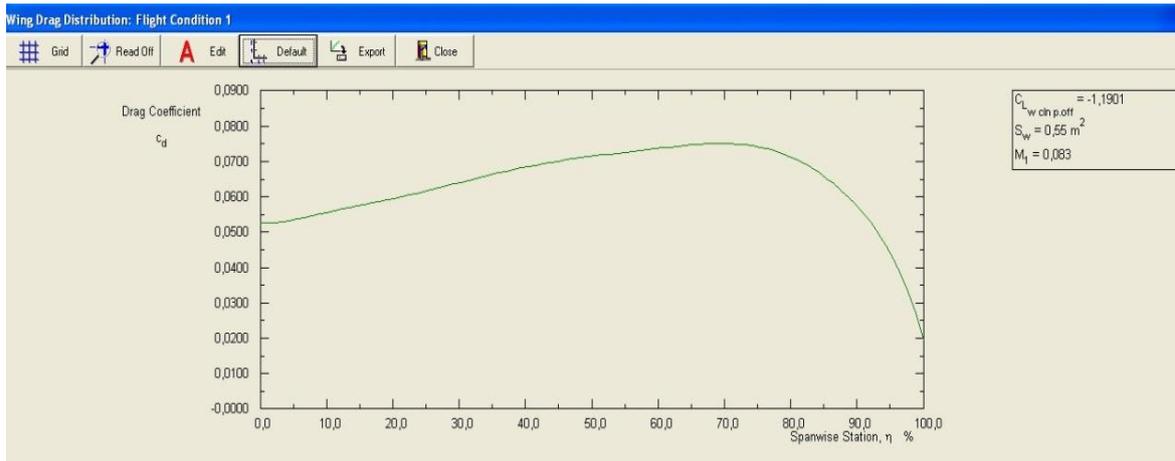


FIG. IV.14. La distribution de traînée de l'aile.

Le coefficient de traînée maximale peut être trouvé en faisant varier le sens de l'envergure, cette courbe de traînée nous montre la distribution de coefficient de traînée de l'aile en premier temps la traînée maximale est de l'ordre de 0,07.ainsi que celle de l'empennage verticale est de l'ordre de 0,5 tel de l'empennage horizontale est de l'ordre de 1,7.

**b. La portance :**

Avion :

Tableau VI.20. Coefficient de portance de l'avion.

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$U_1$	100,00 km/hr	$n$	1,00 g	$\gamma$		$\Delta C_{L_{N_{prop}}}$	0,0000
$\Delta T$	0,0 deg C	$W_{current}$	58,8 N	$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$\Delta C_{L_{prop}}$	3,5770		
Output Parameters									
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22 N/m <sup>2</sup>	$C_{L_1}$	-0,3426				

Tableau VI.21. Coefficient de portance de l'avion pour un angle d'incidence donné (non découpé).

Input Parameters								
$\alpha$		deg	$C_{L_o}$	0,0416	$h$	15,0 deg	$c_e/c_h$	20,0 %
$C_{L_\alpha}$	-3,1470	rad <sup>-1</sup>	$C_{L_h}$	0,3522	rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\delta_{eo}}}$	0,0011	rad <sup>-1</sup>
						$\delta_e$		deg
Output Parameter								
$C_{L_1}$	-0,3426							

NB :  $\alpha$  et  $\delta_e$  sont des variables.

Tableau VI.22. Coefficient de portance de l'avion en rabattant à alpha = 0.

$S_{w0}$	0,57 m <sup>2</sup>	$C_{L_{w\alpha}}$	4,9134 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{h\alpha}}$	2,9444 rad <sup>-1</sup>	$\Delta\theta_{\delta f}$	1,2 deg
$i_w$	0 deg	$C_{L_{\alpha_{wf\ clean}}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$\eta_h$	0,989	$C_{L_{\alpha_{clean}}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{w0\ clean}$	-3,8 deg	$C_{L_{\alpha_{wf}}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{h0}$	-3,8 deg	$C_{L_{\alpha}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_{w\alpha\ clean}}$	4,9134 rad <sup>-1</sup>	$S_h$	0,07 m <sup>2</sup>	$\theta_{h0}$	2,3 deg	$\Delta C_{L_{\alpha_{power}}}$	-0,6231

Output Parameters

$\alpha_{w0}$	-7,6 deg	$\alpha_{wf}$	-7,6 deg	$\Delta C_{L_{\alpha_{\delta f}}}$	-0,0077	$C_{L_{\alpha_h}}$	0,0096
$C_{L_{\alpha_{wf\ clean}}}$	0,3260	$\alpha_{\alpha_{clean}}$	-5,1 deg	$\Delta C_{L_{\alpha_{wf\ \delta f}}}$	0,3292	$C_{L_{\alpha_{clean}}}$	-0,2798
$C_{L_{\alpha_{wf}}}$	0,6552	$\alpha_0$	0,8 deg	$\Delta C_{L_{\alpha_{\delta f}}}$	0,3216	$C_{L_{\alpha}}$	0,0417

Tableau VI.23. Coefficient de portance de l'avion et l'angle d'attaque.

$W_{current}$	58,0 N	$\eta_{prop}$	0,700	$(W/R)_{\alpha_{prop}}$	0,30 %	$C_{L_h}$	0,3522 rad <sup>-1</sup>
$n$	1,00 g	$K_{loss}$	25,0 %	$(W/R)_{\alpha_{prop}}$	0,60 %	$i_h$	15,0 deg
$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$ds_e/d\alpha$	0,2920	Factor to Account for Engine Miscellaneous Losses, such as Installation, Power Extraction and Time Between Overhaul (TBO) Losses		$\alpha_{eo}$	0,0011 rad <sup>-1</sup>

Output Parameters

$M_1$	0,083	$T_{set}$	2520 N	$C_{inflow}$	1,0000	$C_{L_1}$	-0,3426
$\bar{q}_1$	408,22 N/m <sup>2</sup>	$T_{c_{prop}}$	0,4113	$\Delta C_{L_{prop}}$	3,5770	$\alpha$	deg
$P_{avail}$	53 kW	$C_{L_{p\ K=80.7}}$	0,0069 rad <sup>-1</sup>	$\Delta C_{L_{N_{prop}}}$	0,0000		

Tableau VI.24. Coefficient de portance de la pente de l'avion.

Output Parameters

$C_{L_{\alpha_h}}$	0,2602 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha_{clean}}}$	-3,1442 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha}}$	5,1755 rad <sup>-1</sup>
--------------------	--------------------------	--------------------------	---------------------------	------------------	--------------------------

Tableau VI.25. Portance de l'avion par rapport à l'angle d'attaque.

Calculate Plot Clear Out Export Theory Close							
Input Parameters							
$C_{L_{\alpha}}$	0,0416	$\alpha^*$	15,0 deg	$\alpha^*$	0,0 deg	$C_{L_S}$	1,5400
$C_{L_{\alpha}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha_{eo}}}$	0,0011 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{C_{L_{max}}}$	10,0 deg	$\alpha_{min}$	-12,0 deg
$\alpha$	deg	$C_{w/c_h}$	20,0 %	$C_{L_{max}}$	1,565	$\alpha_{max}$	30,0 deg
$C_{L_h}$	0,3522 rad <sup>-1</sup>	$\theta_e$	deg	$\alpha_S$	13,0 deg	Number $\alpha$	2
Output Parameters							
$\alpha_0$	0,8 deg	$C_{L^*}$	-3,6020	$\alpha'$	8,7 deg	$C_{L_1}$	-0,3426

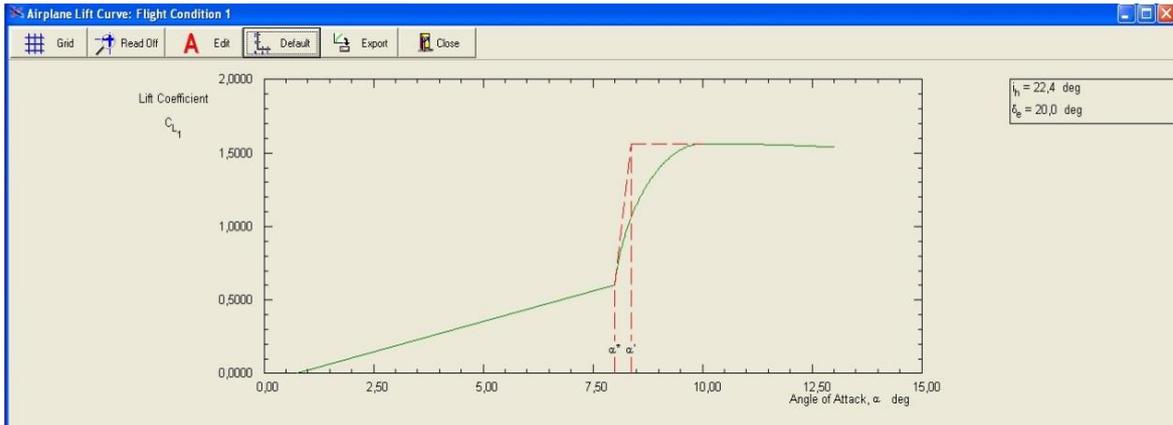


FIG. IV.15. Courbe de portance de l'avion.

Comme vous pouvez le voir sur la figure (IV.15), les résultats montrent une relation entre le coefficient de portance et l'angle d'attaque, il est possible de conclure que l'angle d'attaque optimum se situe entre 9-10 degrés. La raison en est que, à ce Portée du rapport entre le coefficient de portance et l'angle d'attaque est à son maximum. En conséquence, il est raisonnable de supposer que, pour obtenir la portance maximale de NACA 4412, l'aile doit être positionnée à 9-10 degrés. En outre, nous pouvons observer que, après le pic se produit aux alentours de 10 degrés, le coefficient de traînée commence à augmenter à un rythme exponentiel, Ce taux d'accroissement exponentiel démontre que si l'angle d'attaque est augmenté tout outre la traînée va dominer la portance et le décrochage se produit. Il existe également une relation entre les coefficients de portance et de coefficient de traînée. Bien qu'il ne soit pas aussi bien défini. Il est significativement plus glisser. Cette traînée supplémentaire est supposée être causée principalement par les imperfections de la construction de la voilure et des imprécisions dans l'expérience.

Tableau VI.26. Coefficients de portance coupée.

Output Parameters									
$\alpha$	-17,68 deg	$C_{L_w}$	-0,8609	$C_{L_{wf\ clean}}$	-1,1905	$\Delta C_{L_{of}}$	0,3292	$\delta_e$	15,00 deg
$C_{L_{w\ ch\ p.off}}$	-1,1901	$\Delta C_{L_{w\ power}}$	0,0000	$C_{L_{wf}}$	-0,8613	$\delta_h$	-2,50 deg		
$C_{L_{w\ clean}}$	-1,1901	$C_{L_{wf\ ch\ p.off}}$	-1,1905	$\Delta C_{L_{w\ of}}$	0,3292	$C_{L_h}$	5,5334		

Tableau VI.27. Coefficients de portance non coupées.

Output Parameters									
$C_{L_{w\ clean}}$	-1,1901	$C_{L_{wf\ clean}}$	-1,1905	$\Delta C_{L_{w\ of}}$	0,3292	$\delta_h$	-2,50 deg	$C_{L_h}$	5,5334
$C_{L_w}$	-0,8609	$C_{L_{wf}}$	-0,8613	$\Delta C_{L_{of}}$	0,3292	$\alpha_h$	6,5 deg	$C_{L_1}$	-3,5725

L'empennage Horizontale :

Tableau VI.28. Calcul de la portance maximale de l'empennage horizontal.

Output Parameters			
$k_{\alpha_h}$	0,54	$k_{\alpha_h}$	0,933
$C_{L_h \max \text{ clean}}$	1,270		

Tableau VI.29. Gradient de rabattement horizontal.

Output Parameters			
$Z_{ac_h}$	0,31 m	$(d\alpha_h/d\alpha)_{p.off}$	1,15
		$d\alpha_h/d\alpha_{clean}$	0,2692
		$d\alpha_h/d\alpha$	23,6348

Tableau VI.30. Coefficients de portance maximale du profil aérodynamique de l'empennage horizontal.

Output Parameters			
$Re_{\alpha_h}$	0,1749 x 10 <sup>6</sup>	$C_{l \max_{th}}$	1,336
		$Re_{\alpha_h}$	0,0952 x 10 <sup>6</sup>
		$C_{l \max_{th}}$	1,336

Tableau VI.31. Angle de déflexion vers le bas de l'empennage horizontal.

Output Parameters			
$\Delta \alpha_{h \delta_f}$	1,2 deg	$\alpha_{h_0}$	2,3 deg

Tableau VI.32. Coefficient de hayons éleveurs, horizontal à zéro angle d'attaque de l'empennage horizontal.

Output Parameters			
$M_1$	0,083	$\alpha_{h_0}$	0,0 deg
		$\alpha_{o_{th}}$	-0,4
		$\alpha_{h_0}$	-3,8 deg
		$C_{l_{h_0}}$	0,1953

Tableau VI.33. Coefficient de hayons éleveurs, horizontal pour angle d'attaque.

Output Parameters			
$\alpha_h$	-27,45 deg	$\alpha_h$	6,5 deg
		$C_{L_h}$	-4,6639

Tableau VI.34. Pente de levée d'empennage horizontal.

Input Parameters									
$\alpha_h$	6,5 deg	$\alpha_h^*$	10,0 deg	$\alpha_{NS}$	20,0 deg	$C_e/C_h$	20,0 %	$\alpha_{max}$	30,0 deg
$C_{L\alpha}$	2,9444 rad <sup>-1</sup>	$C_{Lh\ max}$	14,0 deg	$C_{LNS}$	1,2600	$\epsilon_e$		Number $\alpha$	2
$\alpha_{h_0}$	-3,8 deg	$C_{Lh\ max\ clean}$	1,270	$\alpha_{e_0}$	0,0036	$\alpha_{min}$	-12,0 deg		
Output Parameters									
$C_{Lh}^*$	1,1438	$\alpha_h^*$	11,5 deg	$C_{Lh}$	9,1400				

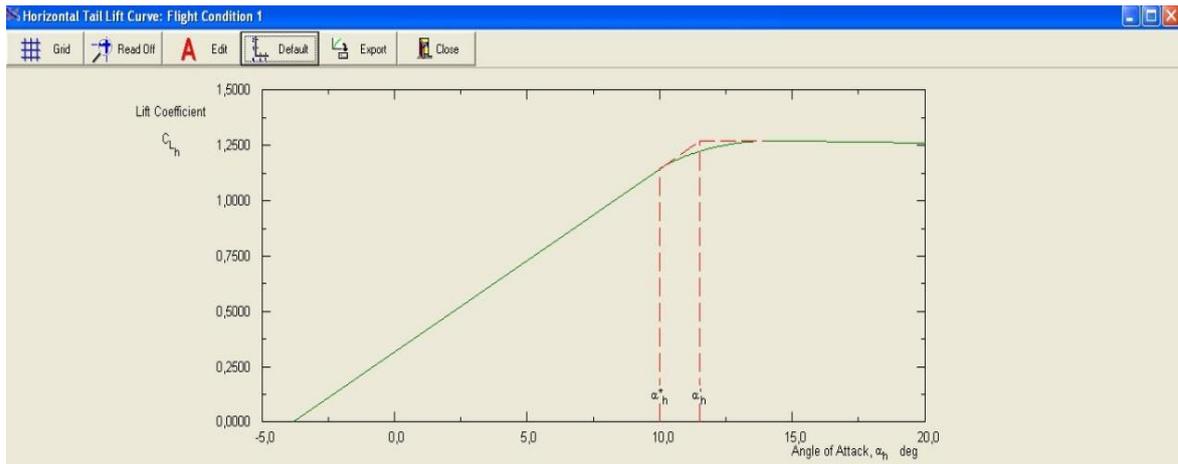


FIG. IV.16. Courbe de portance de l'empennage horizontal.

Comme vous pouvez le voir sur la figure (IV.16), les résultats montrent une relation entre le coefficient de portance et l'angle d'attaque, il est possible de conclure que l'angle d'attaque optimum se situe entre 10-11 degrés. La raison en est que, à ce Portée du rapport entre le coefficient de portance et l'angle d'attaque est à son maximum. En conséquence, il est raisonnable de supposer que, pour obtenir la portance maximale, l'empennage doit être positionné à 10-11 degrés. En outre, nous pouvons observer que, après le pic se produit aux alentours de 12 degrés, Ce taux d'accroissement exponentiel démontre que si l'angle d'attaque est augmenté tout outre la traînée va dominer la portance et le décrochage se produit.

Tableau VI.35. Répartition de la portance de l'empennage horizontal.

Output Parameters			
$M_1$	0,083	$\epsilon_{a_h}$	0,0 deg

Tableau VI.36. Hayon horizontale fonction de l'angle d'attaque.

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$S_h$	0,07 m <sup>2</sup>	$c_{l\alpha_h}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(t/c)_h$	20,0 %	$\epsilon_h$	0,0 deg
$\Delta T$	0,0 deg C	$AR_h$	7,05	$c_{l\alpha_h}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(t/c)_h$	20,0 %		
$U_1$	100,00 km/hr	$\lambda_h$	0,54	$\alpha_{c\alpha_h}$	-3,8 deg	$c_{l\max_h}$	1,336		
$C_{L_h}$	9,1400	$\Delta c_{l\alpha_h}$	7,5 deg	$\alpha_{c\alpha_h}$	-3,8 deg	$c_{l\max_h}$	1,336		

Output Parameters	
$M_1$	0,083
$\epsilon_h$	0,0 deg

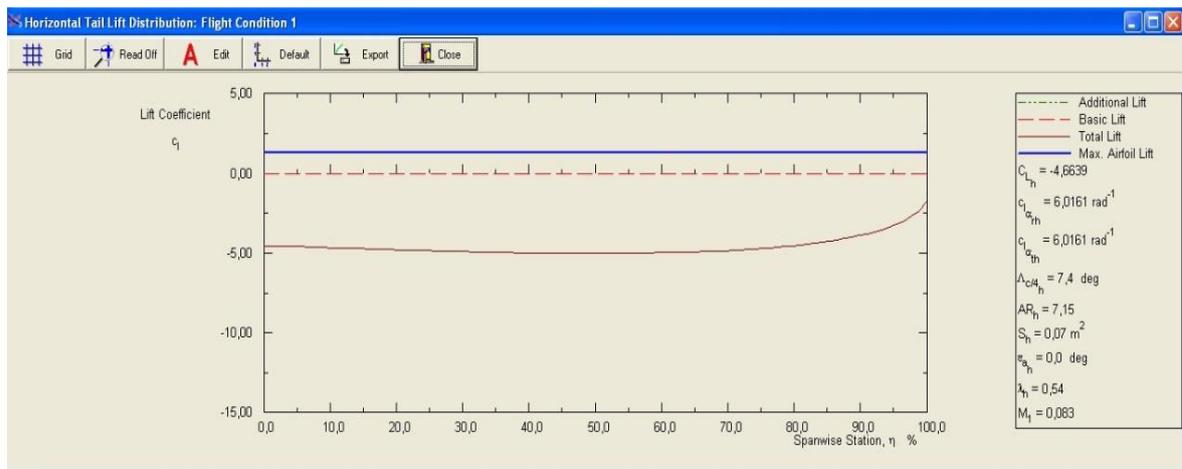


FIG. IV.17. Répartition de la portance de l'empennage horizontal.

L'empennage Vertical :

Tableau VI.37. Calcul de l'empennage vertical maximal.

Output Parameters									
$\lambda_v$	0,68	$K_{\lambda_v}$	0,917	$C_{Y_v \max \text{ clean}}$	1,218				

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$S_v$	0,02 m <sup>2</sup>	$c_{l\alpha_v}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(t/c)_v$	20,0 %	$\epsilon_v$	0,0 deg
$\Delta T$	0,0 deg C	$AR_v$	2,99	$c_{l\alpha_v}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(t/c)_v$	20,0 %		
$U_1$	100,00 km/hr	$\lambda_v$	0,68	$\alpha_{c\alpha_v}$	-3,8 deg	$c_{l\max_v}$	1,336		
$C_{Y_v}$	2,6077	$\Delta c_{l\alpha_v}$	6,2 deg	$\alpha_{c\alpha_v}$	-3,8 deg	$c_{l\max_v}$	1,336		

Output Parameters	
$M_1$	0,083
$\epsilon_v$	0,0 deg

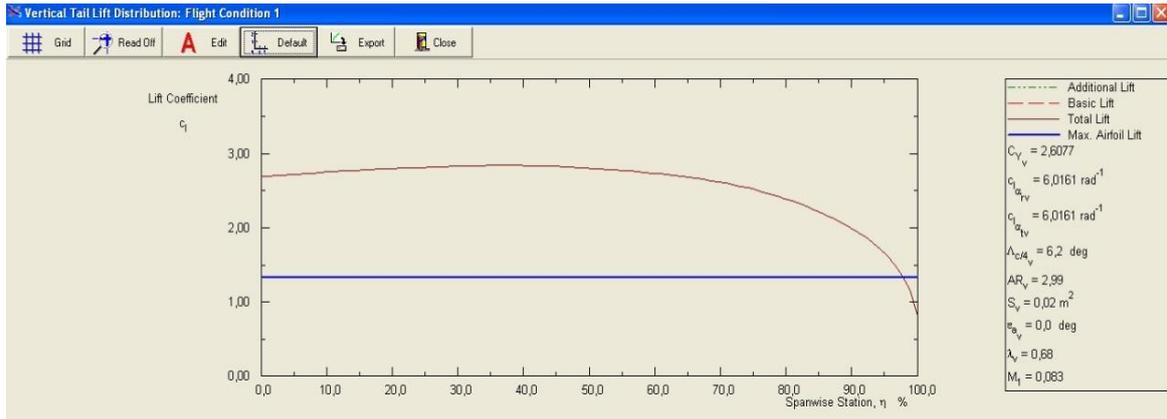


FIG. IV.18. Distribution de hayon de l’empennage vertical.

Tableau VI.38. Coefficients de portance maximale du profil aérodynamique de l’empennage vertical.

Output Parameters			
$Re_{r_V}$	0,1393 x 10 <sup>6</sup>	$C_{l_{max_{TV}}}$	1,336
$Re_V$	0,0952 x 10 <sup>6</sup>	$C_{l_{max_{TV}}}$	1,336

Tableau VI.39. Distribution de hayon pour l’élévateur vertical.

Output Parameters			
$M_1$	0,083	$\epsilon_{\alpha_V}$	0,0 deg

Tableau IV.40. Force latérale de l’empennage verticale vs angle de dérapage non linéaire.

Output Parameters			
$C_{Y_V^*}$	1,1450	$\beta'_V$	12,9 deg
		$C_{Y_V}$	2,6077

Tableau IV.41. Coefficient de force latérale de l’empennage verticale de dérapage donné.

Output Parameter	
$C_{Y_V}$	2,6077

Tableau IV.42. Angle de dérapage pour l'empennage vertical portance nulle.

Output Parameters					
$M_1$	0,083	$C_{l\alpha_V @ M=0}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$\beta_{V_0}$	-3,8 deg
$\epsilon_{a_V}$	0,0 deg	$\alpha_{o_{1V}}$	-0,4	$C_{Y_{V_0}}$	0,2777

Tableau IV.43. Angle de déflexion vers le bas de l'empennage verticale.

Output Parameters			
$\Delta \epsilon_{V \delta_f}$	0,6 deg	$\epsilon_{V_0}$	1,5 deg

Tableau IV.44. Gradient de rabattement pour l'empennage vertical.

Output Parameters								
$Z_{ac_V}$	0,72 m	1,92 m	$(dz/d\alpha)_{p.off}$	0,2321	$dz/d\alpha_{clean}$	0,2321	$dz/d\alpha$	-38,2259

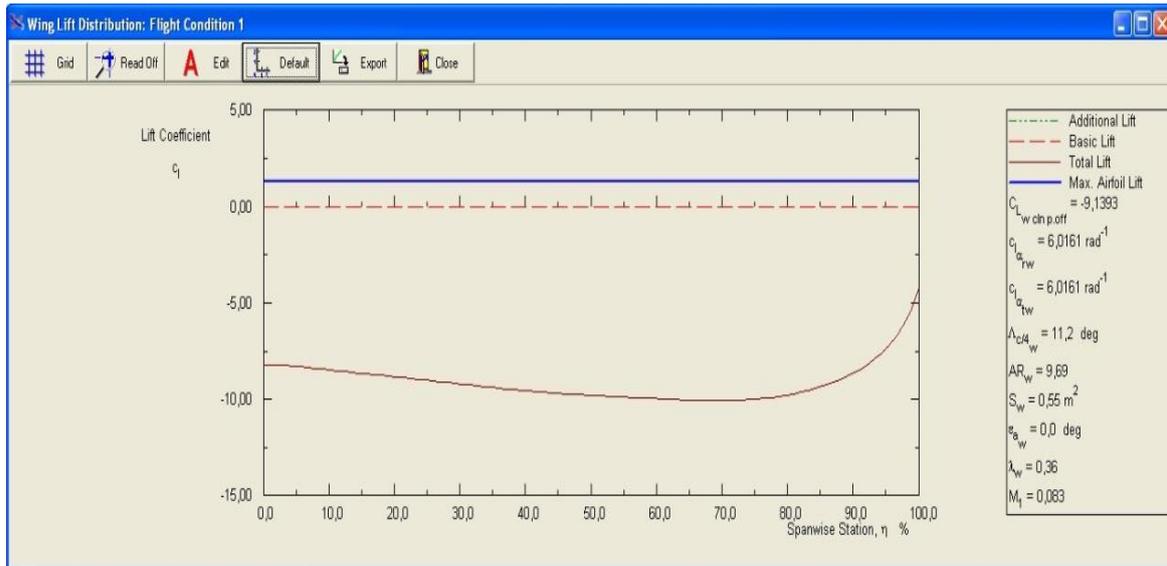
Tableau IV.45. Force de diapositives de l'empennage vertical.

Output Parameters							
$M_1$	0,083	$AR_{V_{eff}}$	8,66	$f_{gap_{V_0}}$	0,82	$C_{Y_{V\beta}}$	4,1877 rad <sup>-1</sup>
$x/c_V$	-5,1418	$C_{l\alpha_V @ M=0}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$f_{gap_V}$	0,87		

Aile :

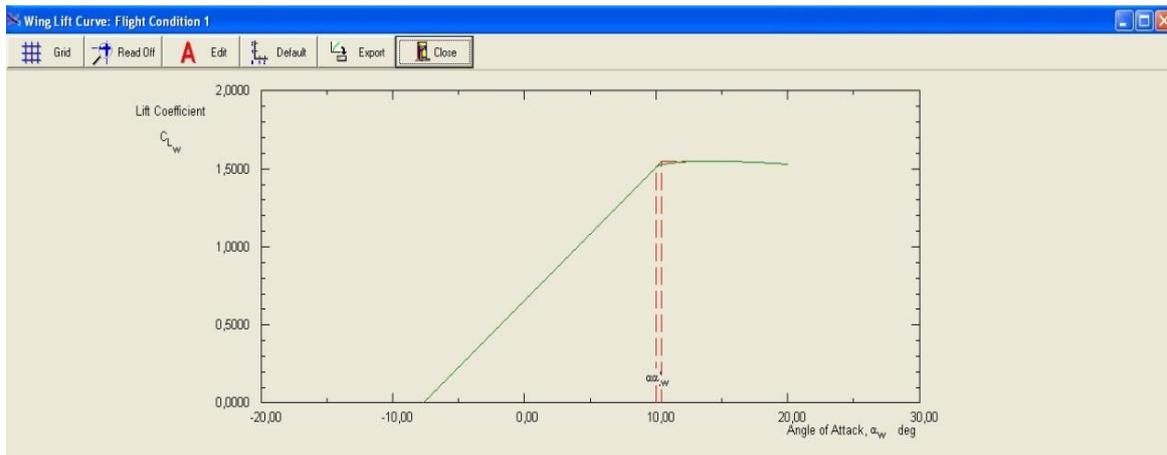
Tableau IV.46. Calcul de la portance maximale de l'aile.

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$C_{l\alpha_{tw}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(t/c)_w$	20,0 %	$\beta_w$	0,0 deg
$\Delta T$	0,0 deg C	$AR_w$	9,20	$C_{l\alpha_{tw}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(t/c)_w$	20,0 %		
$U_1$	100,00 km/hr	$\lambda_w$	0,35	$\alpha_{o_{tw}}$	-3,8 deg	$C_{l_{max_{tw}}}$	1,336		
$C_{l_w ch p.off}$	1,6074	$\Lambda_{cR_w}$	15,0 deg	$\alpha_{o_{tw}}$	-3,8 deg	$C_{l_{max_{tw}}}$	1,336		
Output Parameters									
$M_1$	0,083	$\epsilon_{a_w}$	0,0 deg						



**FIG. IV.19. Répartition de la portance de l'aile.**

Le coefficient de portance maximale peut être trouvé en faisant varier le sens de l'envergure, cette courbe de portance nous montre la distribution de coefficient de portance de l'aile en premier temps la portance maximale.



**FIG. IV.20. Portance de l'aile en fonction de l'angle d'attaque non linéaire.**

Comme le montre la figure (IV.20), les résultats montrent une relation entre le coefficient de portance et l'angle d'attaque, il est possible de conclure que l'angle d'attaque optimum se situe entre 9-10 degrés. La raison en est que, à ce Portée du rapport entre le coefficient de portance et l'angle d'attaque est à son maximum. En conséquence, il est raisonnable de supposer que, pour obtenir la portance maximale, l'empennage doit être positionné à 9-10 degrés. En outre, nous pouvons observer que, après le pic se produit aux alentours de 11 degrés, Ce taux d'accroissement exponentiel démontre que si l'angle d'attaque est augmenté tout outre la traînée va dominer la portance et le décrochage se produit.

Tableau IV.47. Coefficients de portance maximale aérodynamique de l'aile.

Output Parameters									
$Re_{r_w}$	0,4923	$\times 10^6$	$C_{l_{max_{rw}}}$	1,336	$Re_{t_w}$	0,1750	$\times 10^6$	$C_{l_{max_{tw}}}$	1,336

Tableau IV.48. Coefficient de portance d'aile pour un angle d'attaque gamme linéaire.

Output Parameters							
$C_{l_w \text{ cln p.off}}$	-9,1393	$C_{l_w}$	-8,8101	$C_{l_w \text{ clean}}$	-9,1427	$\Delta C_{l_w \text{ of}}$	0,3292
$C_{l_w \text{ clean}}$	-9,1393	$C_{l_w \text{ cln p.off}}$	-9,1427	$C_{l_w \text{ of}}$	-8,8134	$\Delta C_{l_w \text{ of}}$	0,3292

Tableau IV.49. Coefficient de portance de l'aile à  $\alpha = 0$ .

Output Parameters										
$M_1$	0,083	$\alpha_{o_{rw}}$	-0,4	$\alpha_{o_{wf}}$	-7,6	deg	$C_{l_{w_o \text{ clean}}}$	0,3259	$C_{l_{o_{wf}}}$	0,6552
$\alpha_w$	0,0	deg	$\alpha_{w_o \text{ clean}}$	-3,8	deg	$\Delta C_{l_{w_o \text{ of}}}$	0,3292	$C_{l_{w_o}}$	0,6551	
$\alpha_{w @ M=0}$	6,0161	rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{w_o}$	-7,6	deg	$\Delta C_{l_{wf, \alpha}}$	0,3292	$C_{l_o}$	0,3260	

Tableau IV.50. Portance de l'aile.

Output Parameters											
$K_{wf}$	1,0004	$C_{l_{w \alpha \text{ clean}}}$	4,9134	rad <sup>-1</sup>	$C_{l_{w \alpha @ M=0}}$	4,9000	rad <sup>-1</sup>	$C_{l_{w \alpha}}$	4,9134	rad <sup>-1</sup>	
$C_{l_{w \alpha @ M=0}}$	6,0161	rad <sup>-1</sup>	$C_{l_{w \alpha @ M=0 \text{ clean}}}$	4,9000	rad <sup>-1</sup>	$C_{l_{w \alpha \text{ clean}}}$	4,9152	rad <sup>-1</sup>	$C_{l_{\alpha_{wf}}}$	4,9152	rad <sup>-1</sup>

Tableau IV.51. Répartition de la portance de l'aile.

Output Parameters				
$M_1$	0,083	$\alpha_w$	0,0	deg

Tableau IV.52. Portance de l'aile par rapport à l'angle d'attaque non linéaire à plage.

Output Parameters												
$\alpha_w$	12,0	deg	$\alpha_{w_o}$	-7,6	deg	$C_{l_w}$	1,5127	$\alpha_w$	10,4	deg	$C_{l_w}$	-8,8101

c. Le moment :

Tableau IV.53. Moment d'avion pour angle d'attaque (non coupées).

Input Parameters	
$\alpha$	deg
$C_{m_0}$	2,6022
$C_{m_{\alpha}}$	3,4237 rad <sup>-1</sup>
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-1,3672 rad <sup>-1</sup>
$C_{m_{\ddot{\alpha}}}$	-0,0041 rad <sup>-1</sup>
$C_{D_0}/C_N$	20,0 %
$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	deg

Output Parameter	
$C_{m_1}$	-0,2150

Tableau IV.54. Centre aérodynamique d'avion.

Input Parameters	
$\Delta T$	0,0 deg C
$U_1$	100,00 km/hr
$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>
$\lambda_w$	0,35
$A_{c4_w}$	15,0 deg
$X_{apex_w}$	0,31 m
$C_{\alpha_{wf}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>
$C_{\alpha_{\dot{w}}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>
$C_{\alpha_{\ddot{w}}}$	-0,3196 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_{\alpha}}$	2,9444 rad <sup>-1</sup>
$(ds_w/d\alpha)_{p.off}$	0,2692
$\Delta X_{ac}$	0,989 m
$X_{apex_h}$	1,59 m
$\Delta X_{ac_f}$	-0,0099 m
$\Delta X_{ac_{power}}$	11,2547 m

Output Parameters	
$M_1$	0,083
$\dot{q}_1$	408,22 N/m <sup>2</sup>
$\bar{c}_w$	0,27 m
$X_{mgc_w}$	0,15 m
$X_{ac_{wf}}$	0,50 m
$X_{ac}$	1,9298 m
$X_{ac_w}$	0,2534 m
$X_{ac_h}$	4,7236 m
$X_{ac}$	0,92 m
$X_{ac_{wf}}$	0,2434 m
$X_{ac_{p.off}}$	0,4664 m

Tableau IV.55. Moment de pente de l'avion.

Input Parameters	
$\bar{x}_{cg}$	0,8419
$\bar{x}_{ac_{wf}}$	0,2434
$C_{\alpha_{wf}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>
$C_{\alpha_{\dot{w}}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>
$\Delta C_{m_{ac_{power}}}$	32,2947 rad <sup>-1</sup>
$X_{ac_h}$	4,7236 m
$\Delta C_{m_{ac_{power}}}$	32,2947 rad <sup>-1</sup>

Output Parameter	
$C_{m_{\alpha}}$	3,4237 rad <sup>-1</sup>

Tableau IV.56. Coefficient de moment tangage de l'avions à alpha = 0.

Output Parameters	
$C_{m_0_{wf\ clean}}$	-0,0739
$C_{m_0_{wf}}$	-0,1714
$C_{m_0_{wf}}$	0,2207
$C_{m_0_h}$	-0,0372
$C_{m_0}$	2,6022

Tableau IV.57. Calcul du centre aérodynamique de fuselage.

Output Parameters	
$X_{mgc_w}$	0,12 m
$\bar{c}_w$	0,26 m
$X_{ac_{wf}}$	0,33 m
$L_f$	1,29 m
$\Delta X_{ac_f}$	-0,0099 m

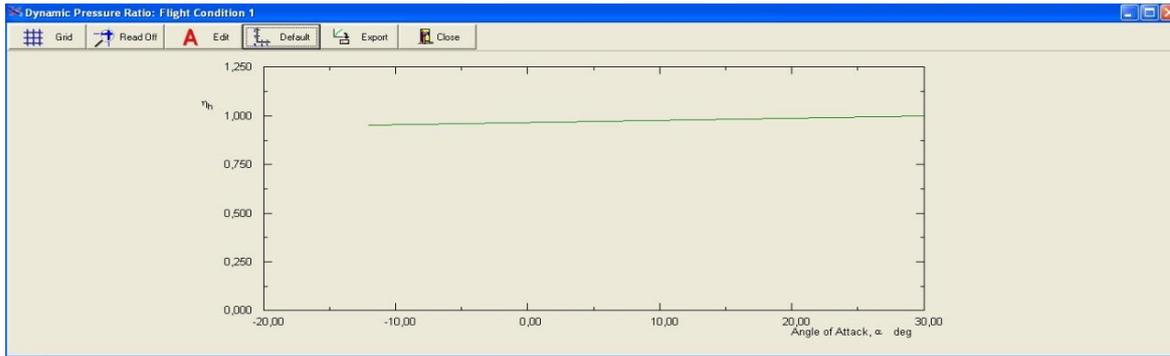


FIG. IV.21. Rapport de pression dynamique.

Tableau IV.58. L'effet de sol sur la portance de l'avion et le moment de tangage.

Output Parameters							
$\bar{c}_w$	0,26 m	$\Delta C_{L_{wf g}}$	-0,0000	$\bar{x}_{cg}$	0,8419	$\Delta C_{m_g}$	0,0001
$\Delta \alpha_{wf g}$	0,0 deg	$\Delta C_{L_{o_{wf g}}}$	-0,0000	$\Delta \varepsilon_{hg}$	-0,0 deg	$\Delta C_{m_g @ \alpha=0}$	0,0000
$\Delta \alpha_{C_{Lo}}$	0,0 deg	$C_{L_{\alpha_{wf g}}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$\Delta \varepsilon_h$	0,0 deg		

Tableau VI.59. Centre aérodynamique de l'empennage horizontal.

Output Parameters							
$M_1$	0,083	$c_h$	0,10 m	$y_{mgc_h}$	0,16 m	$z_{ac_h}$	0,31 m
$q_1$	408,22 $\frac{N}{m^2}$	$x_{mgc_h}$	0,03 m	$y_{ac_h}$	1,64 m		

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$C_{th}$	9,1400	$\Delta c_{iA_h}$	7,5 deg	$c_{i\alpha_{th}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(x_{ac}/c)_h$	0,3
$\Delta T$	0,0 deg C	$S_h$	0,07 m <sup>2</sup>	$\varepsilon_{ah}$	0,0 deg	$c_{m_{ch}}$	-0,0939		
$U_1$	100,00 km/hr	$AR_h$	7,05	$x_{ape\alpha_h}$	1,59 m	$c_{m_{ch}}$	-0,0939		
$X_{ref}$	0,19 m	$A_h$	0,54	$c_{i\alpha_{th}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(x_{ac}/c)_h$	0,3		

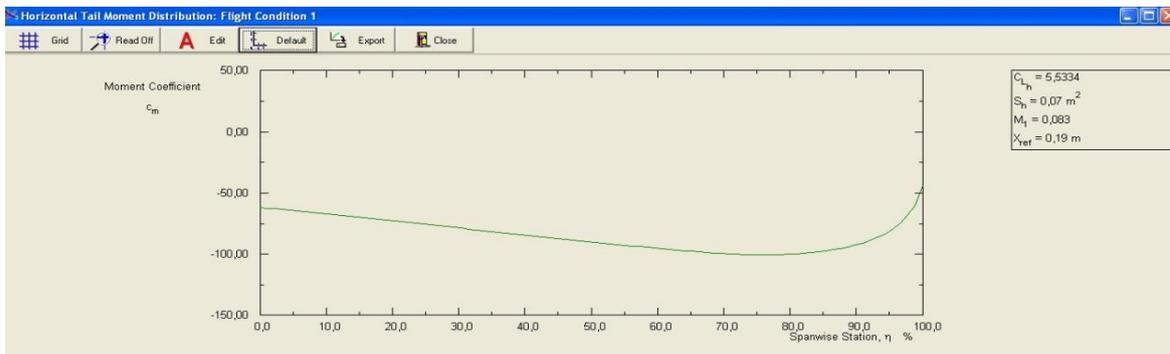


FIG. IV.22. Distribution du moment pour l'empennage horizontale.

Tableau VI.60. Coefficient de moment de tangage divers.

Output Parameter	
$\Delta C_{m_{misc}}$	-2,2585

Tableau VI.61. La mise hors tension de rapport de pression dynamique.

Output Parameters					
$\bar{c}_{w_0}$	0,26	m	$z_{h_{wake}}$	0,04	m
$\bar{\alpha}_h$	-2,50	deg	$\Delta z_{wake_h}$	0,06	m
			$\eta_{p.off}$	0,989	
			$\eta_h$	0,989	

Tableau VI.62. Le déplacement de centre aérodynamique dû à la puissance.

Output Parameter	
$\Delta \bar{x}_{ac_{power}}$	11,2547

Tableau VI.63. Coefficient de moment de bord de fuite volet tangage à  $\alpha = 0$ .

Output Parameters					
$M_1$	0,083		$C_{L_{w_{\alpha_{clean}}}}$	4,9134	rad <sup>-1</sup>
$C_{l_{\alpha_w} @ M=0}$	6,0161	rad <sup>-1</sup>	$\Delta C_{L_{w_{off}}}$	0,3292	
			$\Delta C_{L_{w_{ref}}}$	0,3894	
			$\Delta C_{m_{w_{TE}}}$	0,0995	

Tableau VI.64. Centre aérodynamique d'empennage vertical.

Output Parameters					
$M_1$	0,083		$\bar{c}_v$	0,08	m
$\bar{q}_1$	408,22	$\frac{N}{m^2}$	$x_{mgc_v}$	0,02	m
			$z_{mgc_v}$	0,12	m
			$x_{ac_v}$	2,42	m
			$z_{ac_v}$	0,72	m

Tableau VI.65. Centre aérodynamique de l'aile.

Output Parameters					
$M_1$	0,083		$\bar{c}_w$	0,26	m
$\bar{q}_1$	408,22	$\frac{N}{m^2}$	$x_{mgc_w}$	0,12	m
			$x_{ac_w}$	0,50	m
			$z_{mgc_w}$	0,49	m
			$z_{ac_w}$	0,53	m
			$\bar{x}_{ac_w}$	0,2534	

Tableau VI.66. Aile et le fuselage tangage coefficient de moment coefficient de portance à coefficient de portance = 0.

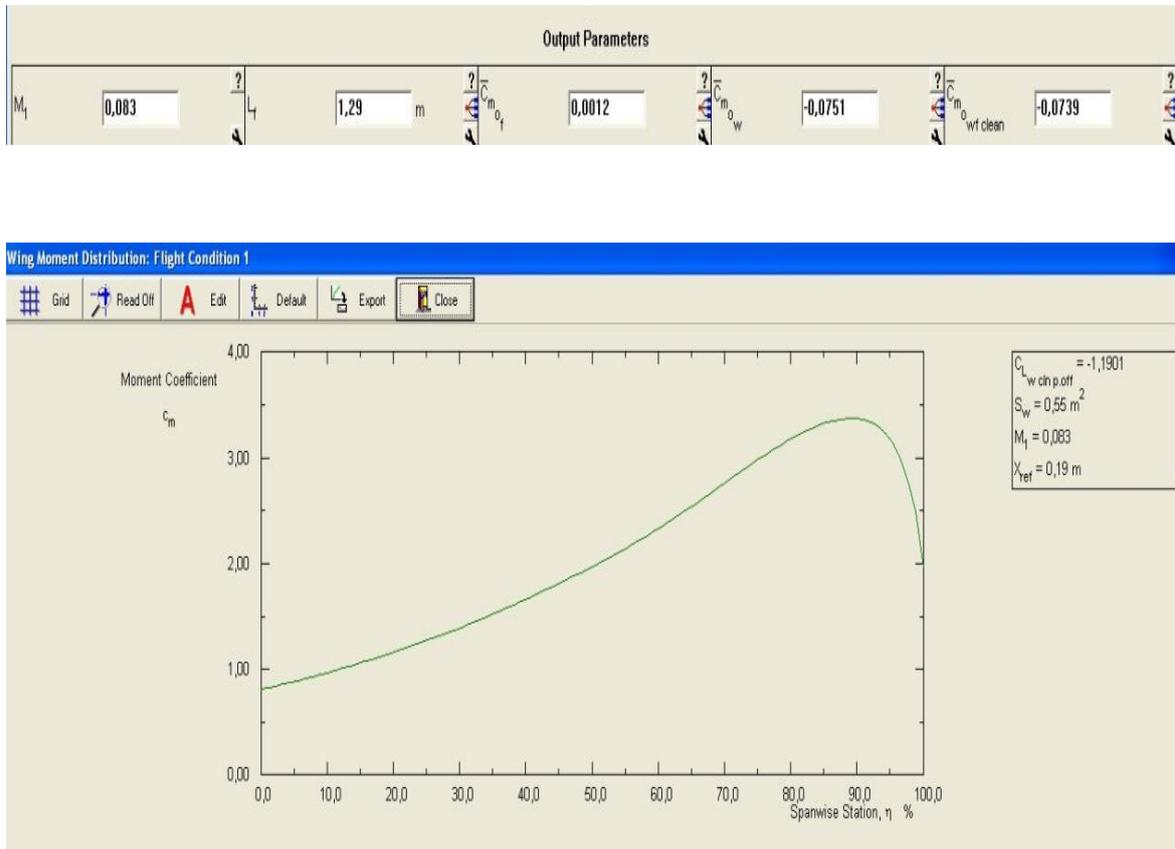


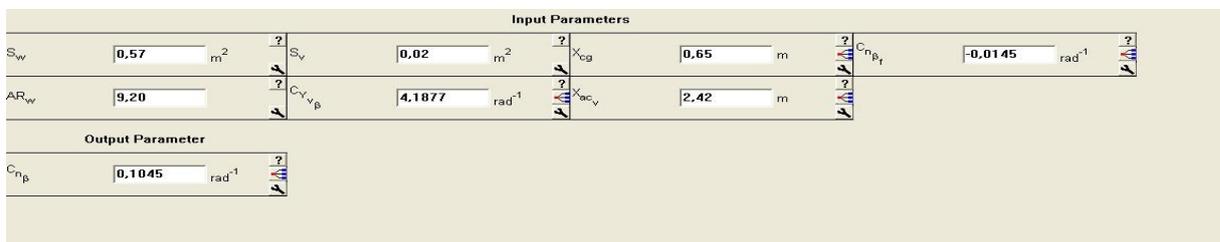
FIG. IV.23. Distribution du moment de l'aile.

IV.3\_RÉSULTAT DU CALCUL DE LA STABILITÉ :

Class I :

Transversal :

Tableau VI.68. Coefficient de stabilité directionnelle statique.



$C_{n_{\beta}}$  représente le coefficient de la stabilité directionnelle positive pour une configuration statiquement stable.

Longitudinal :

Tableau VI.69. Calcul de la marge statique.

Input Parameters										
$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$\Lambda_{cA_w}$	15,0 deg	$X_{ac_{wf}}$	0,50 m	$C_{L_{\alpha}}$	2,9444 rad <sup>-1</sup>	$X_{cg_{oh}}$	0,65 m	
$AR_w$	9,20	$X_{ape_{x_w}}$	0,31 m	$S_h$	0,07 m <sup>2</sup>	$X_{ac_h}$	1,64 m			
$\lambda_w$	0,35	$C_{L_{\alpha_{wf}}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$dX_{cg}/dS_h$	0,0010 m <sup>-1</sup>	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2692			
Output Parameters										
$C_{L_{\alpha}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$X_{cg}$	0,8419	$X_{ac}$	1,9298	$X_{ac_h}$	4,7236			
$X_{cg}$	0,65 m	$X_{ac_{wf}}$	0,2434	SM	108,79 %					

Tableau VI.70. Calcul de la superficie de l'empennage horizontal.

Input Parameters										
$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$\Lambda_{cA_w}$	15,0 deg	$X_{ac_{wf}}$	0,50 m	$X_{ac_h}$	1,64 m	SM	108,79 %	
$AR_w$	9,20	$X_{ape_{x_w}}$	0,31 m	$dX_{cg}/dS_h$	0,0010 m <sup>-1</sup>	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2692			
$\lambda_w$	0,35	$C_{L_{\alpha_{wf}}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha}}$	2,9444 rad <sup>-1</sup>	$X_{cg_{oh}}$	0,65 m			
Output Parameters										
$C_{L_{\alpha}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$X_{cg}$	0,8419	$X_{ac}$	1,9298	$X_{ac_h}$	4,7236			
$X_{cg}$	0,65 m	$X_{ac_{wf}}$	0,2434	$S_h$	0,07 m <sup>2</sup>					

Tableau VI.71. Calcul du gain longitudinal.

Input Parameters										
$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$\Lambda_{cA_w}$	15,0 deg	$X_{ac_{wf}}$	0,50 m	$C_{L_{\alpha}}$	2,9444 rad <sup>-1</sup>	$C_{m_{\alpha}}$	-0,0041 rad <sup>-1</sup>	
$AR_w$	9,20	$X_{ape_{x_w}}$	0,31 m	$S_h$	0,07 m <sup>2</sup>	$X_{ac_h}$	1,64 m	$X_{cg_{oh}}$	0,65 m	
$\lambda_w$	0,35	$C_{L_{\alpha_{wf}}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$dX_{cg}/dS_h$	0,0010 m <sup>-1</sup>	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2692			
Output Parameters										
$C_{L_{\alpha}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$X_{cg}$	0,8419	$X_{ac}$	1,9298	$X_{\alpha}$	-5,00			
$X_{cg}$	0,65 m	$X_{ac_{wf}}$	0,2434	SM	108,79 %	$X_{ac_h}$	4,7236			

$C_{L_{\alpha}}$  est la pente de la courbe de portance, en faisant l'approximation que la portance s'établit instantanément, cet incrément de la pente produit donc des incréments comme le montre les tableaux précédant.

Class II :

Tableau VI.72. Classe analyse du diagramme de garniture II taillé.

Output Parameters			
$d_t$	-0,10 m	$X_{cg}$	0,8419
		$X_{cg_{forw}}$	0,1720
		$X_{cg_{aft}}$	0,8419

Tableau VI.73. Gradient de force gouvernail.

$\Delta T$	0,0 deg C	$A_w$	0,35	$C_{L_0}$	0,0416	$(dn_y/d\alpha)_{p,off}$	0,2692	$\alpha_{h,max}$	19,0 deg
$U_1$	100,00 km/hr	$X_{ape}x_{sw}$	0,31 m	$C_{m_0}$	2,6022	$\alpha_{h_0}$	2,3 deg	Number $h_1$	1
$\alpha$	deg	$\alpha^*$	8,0 deg	$C_{L_{\alpha}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{h(+)}$	30,0 deg	$X_{CG_{forw}}$	0,55 m
$\gamma$	deg	$\beta_S$	13,0 deg	$C_{m_{\alpha}}$	3,4237 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{h(-)}$	-30,0 deg	$X_{CG_{aft}}$	0,48 m
$X_{cg}$	0,65 m	$ED_{TO\_down}$	0,0371	$C_{L_h}$	0,3522 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{h_0}$	deg		
$Z_{cg}$	0,54 m	$ED_{P_{TO\_down}}$	0,0410	$C_{m_h}$	-1,3672 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{min}$	-12,0 deg		
$S_w$	0,57 m <sup>2</sup>	$\phi_T$	0,0 deg	$C_{L_{\alpha_0}}$	0,0011 rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{max}$	30,0 deg		

**Output Parameters**

$C_{n_{\beta_{free}}}$	0,1032 rad <sup>-1</sup>	$dF_r/d\beta$	-0,1857 N/rad
------------------------	--------------------------	---------------	---------------

Tableau VI.74. Rotation au décollage.

**Output Parameters**

$\alpha_h$	6,5 deg	$C_{L_h}$	5,5335	$S_{h_{req_{TO}}}$	51,52 m <sup>2</sup>
------------	---------	-----------	--------	--------------------	----------------------

Longitudinal:

Tableau VI.75. Les dérivés de stabilité.

Input Parameters									
Altitude	1500 m	$U_1$	100,00 km/hr	$\alpha$	deg	$n$	1,00 g	$X_{cg}$	0,65 m
$\Delta T$	0,0 deg C	$W_{current}$	58,8 N	$C_{L_1}$	-0,3426	$\phi_y$	15,0 deg	$Z_{cg}$	0,54 m

Output Parameters									
$\alpha_{h_0}$	-2,50 deg	$C_{L_{\alpha}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\beta}}$	0,0492 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha}}$	0,0011 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-0,0002 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{p,off}$	0,989 deg	$C_{m_{\alpha}}$	3,4237 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	-0,0000 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,3522 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,0019 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	0,989 deg	$C_{L_{\alpha}}$	7291320918 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0,0025 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-1,3672 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,2206 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	10,6855 deg	$C_{L_{\alpha}}$	0,0000 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0,0008 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,0000 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,0559 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	4,2893 deg	$C_{L_{\alpha}}$	6,4628 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0,0019 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,0011 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-0,2800 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	4,2893 deg	$C_{L_{\alpha}}$	6,4628 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0,0019 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,0011 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-0,2800 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	0,0332 deg	$C_{L_{\alpha}}$	-6,7245 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	-0,0414 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,0011 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,0416 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	-0,0239 deg	$C_{L_{\alpha}}$	0,0000 rad <sup>-1</sup>	Plane Sideforce coefficient due to roll rate Derivative	rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-0,0041 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	2,6022 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	-0,0057 deg	$C_{L_{\alpha}}$	-0,5919 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0,3810 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-0,0041 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-0,1714 rad <sup>-1</sup>
$\alpha_{h_0}$	-3,2838 deg	$C_{L_{\alpha}}$	-13,5501 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0,1274 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	2,1546 rad <sup>-1</sup>		
$\alpha_{h_0}$	-12,2532 deg	$C_{L_{\alpha}}$	-0,0930 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	-0,2688 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	0,1254 rad <sup>-1</sup>		
$\alpha_{h_0}$	0,8787 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha}}$	-0,2528 rad <sup>-1</sup>	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	2,2753 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha_0}}$	-0,0025 rad <sup>-1</sup>		

Coefficient de portance:

Tableau VI.76. Coefficient de portance de l'empennage horizontal.

Output Parameters							
$\alpha$	7,00 deg	$C_{L_{w\ cln\ p.off}}$	-1,1901	$C_{L_{wf\ cln\ p.off}}$	-1,1905	$\Delta C_{L_{\delta f}}$	0,3292
$\Delta C_{L_{misc}}$	-3,3732	$C_{L_{w\ clean}}$	-1,1901	$C_{L_{wf\ clean}}$	-1,1905	$\Delta C_{L_{wf\ power}}$	0,0000
$\Delta C_{m_{misc}}$	-2,2585	$C_{L_{w}}$	-0,8609	$C_{L_{wf}}$	-0,8613	$C_{L_h}$	5,5335
$\alpha_1$	-57,00 deg	$\Delta C_{L_{w\ power}}$	0,0000	$\Delta C_{L_{w\ \delta f}}$	0,3292	$\delta_e$	15,00 deg

Ter l'incidence de l'empennage d'un angle égal à 7deg. En faisant l'approximation que la portance de l'empennage s'établit instantanément, cet incrément d'incidence produit donc des incréments de coefficient de portance  $\Delta C_L$  comme le montre le tableau précédent.

IV.4. STABILITÉ STATIQUE :

En prend les résultats de la stabilité statique longitudinale :

Tableau VI.77. Les dérivés longitudinaux permanents .

Output Parameters					
$N_1$	0,003	400,22	2520	3,4056	70,6055
$C_{m_1}$	-0,2150				
$N_1$	0,003	400,22	2520	3,5770	0,3406
$N_1$	0,003	400,22	2520	3,5770	0,3406
$C_{D_1}$	0,5409				
$N_1$	0,003	400,22	-0,10	2520	4,2093

Tableau VI.78. Les dérivés reliés à la vitesse.

Output Parameters										
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22	$\beta_{1,1}$	$C_{T_{1,u}}$	-32,0379				
$C_{D_{0,c}}$	5,0161	$C_{D_{0,w}}$	0,0191	$\beta_{1,1}$	0,50	$\beta_{1,1}$	1,64	$\beta_{1,1}$	408,22	$\beta_{1,1}$
$M_1$	0,083	$\beta_{1,1}$	0,50	$\beta_{1,1}$	0,2434	$\beta_{1,1}$	4,7236	$\beta_{1,1}$	0,26	$\beta_{1,1}$
$r_{op_w}$	0,12	$\beta_{1,1}$	0,2534	$\beta_{1,1}$	5,0161	$\beta_{1,1}$	0,4664	$\beta_{1,1}$	-0,0057	$\beta_{1,1}$
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22	$\beta_{1,1}$	$C_{T_{1,u}}$	-0,0239				
$M_1$	0,083	$C_{D_{0,u}}$	0,0332							
$d_T$	0,10	$C_{D_w}$	0,26	$C_{D_{T,u}}$	-12,2532					

Le tableau VI.78 nous montre tous les dérivés reliés à la vitesse et les paramètres qui s’y produisent.

Tableau VI.79. Les dérivés par rapport à l’angle d’attaque.

Output Parameters										
$M_1$	0,083	$\beta_{1,1}$	0,26	$\beta_{1,1}$	0,0065	$\beta_{1,1}$	5,8515			
$\beta_{1,1}$	408,22	$\beta_{1,1}$	-0,10	$\beta_{1,1}$	1,0000	$\beta_{1,1}$	-0,2948			
$P_{total}$	53	$\beta_{1,1}$	5,8515	$\beta_{1,1}$	-0,0000	$\beta_{1,1}$				
$M_1$	0,083	$\beta_{1,1}$	4,9134	$\beta_{1,1}$	0,50	$\beta_{1,1}$	0,2574	$\beta_{1,1}$	1,42	$\beta_{1,1}$
$\beta_{1,1}$	408,22	$\beta_{1,1}$	4,9152	$\beta_{1,1}$	0,2434	$\beta_{1,1}$	0,31	$\beta_{1,1}$	0,4644	$\beta_{1,1}$
$r_{op_w}$	0,0478	$\beta_{1,1}$	4,9134	$\beta_{1,1}$	5,0161	$\beta_{1,1}$	0,2932	$\beta_{1,1}$	31,2711	$\beta_{1,1}$
$C_{T_{1,u}}$	0,26	$\beta_{1,1}$	4,9152	$\beta_{1,1}$	1,64	$\beta_{1,1}$	21,6348	$\beta_{1,1}$	3087,52	$\beta_{1,1}$
$r_{op_w}$	0,12	$\beta_{1,1}$	0,50	$\beta_{1,1}$	4,7236	$\beta_{1,1}$	0,4664	$\beta_{1,1}$	-1,1478	$\beta_{1,1}$
$C_{D_{0,c}}$	5,0161	$\beta_{1,1}$	0,2534	$\beta_{1,1}$	2,5404	$\beta_{1,1}$	31,2547	$\beta_{1,1}$	2,4237	$\beta_{1,1}$
$M_1$	0,083	$\beta_{1,1}$	4,9152	$\beta_{1,1}$	5,0161	$\beta_{1,1}$	21,6348	$\beta_{1,1}$	-1,1478	$\beta_{1,1}$
$\beta_{1,1}$	408,22	$\beta_{1,1}$	4,9134	$\beta_{1,1}$	0,31	$\beta_{1,1}$	2,5404	$\beta_{1,1}$		$\beta_{1,1}$
$C_{D_{0,c}}$	5,0161	$\beta_{1,1}$	4,9152	$\beta_{1,1}$	0,2932	$\beta_{1,1}$	0,2574	$\beta_{1,1}$		$\beta_{1,1}$
$\beta_{1,1}$	4,9134	$\beta_{1,1}$	1,0004	$\beta_{1,1}$	0,2932	$\beta_{1,1}$	-1,1478	$\beta_{1,1}$		$\beta_{1,1}$
$M_1$	0,083	$\beta_{1,1}$	4,9134	$\beta_{1,1}$	1,0004	$\beta_{1,1}$	0,2932	$\beta_{1,1}$	-1,1478	$\beta_{1,1}$
$\beta_{1,1}$	408,22	$\beta_{1,1}$	4,9152	$\beta_{1,1}$	5,0161	$\beta_{1,1}$	21,6348	$\beta_{1,1}$	-1,1478	$\beta_{1,1}$
$C_{D_{0,c}}$	0,0462	$\beta_{1,1}$	4,9134	$\beta_{1,1}$	0,31	$\beta_{1,1}$	2,5404	$\beta_{1,1}$	0,8787	$\beta_{1,1}$
$C_{D_{0,c}}$	5,0161	$\beta_{1,1}$	4,9152	$\beta_{1,1}$	0,2932	$\beta_{1,1}$	0,2574	$\beta_{1,1}$		$\beta_{1,1}$

Tableau VI.80. Evaluation des dérivés de l'angle d'attaque.

Output Parameters									
$M_1$	0,083	?	0,26 m	?	4,9000 rad <sup>-1</sup>	?	4,7236	?	23,6348
$r_{cg}$	0,50 m	?	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	4,9134 rad <sup>-1</sup>	?	0,31 m	?	0,4694
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	0,2534	?	4,9000 rad <sup>-1</sup>	?	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	2,9444 rad <sup>-1</sup>	?	-250,8676 rad <sup>-1</sup>
$r_{cg}$	0,8419	?	4,9134 rad <sup>-1</sup>	?	1,64 m	?	0,2692	?	-1,6504 rad <sup>-1</sup>
$M_1$	0,083	?	0,26 m	?	4,9000 rad <sup>-1</sup>	?	4,7236	?	23,6348
$r_{cg}$	0,50 m	?	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	4,9134 rad <sup>-1</sup>	?	0,31 m	?	0,4694
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	0,2534	?	4,9000 rad <sup>-1</sup>	?	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	2,9444 rad <sup>-1</sup>	?	64,6276 rad <sup>-1</sup>
$r_{cg}$	0,8419	?	4,9134 rad <sup>-1</sup>	?	1,64 m	?	0,2692	?	64,6276 rad <sup>-1</sup>
$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	0,0000 rad <sup>-1</sup>								

Les dérivées par rapport à l'angle d'attaque proviennent du fait que la distribution de pression sur l'aile ou l'empennage ne s'ajustent pas instantanément aux variations d'incidence. Il s'agit donc d'un effet instationnaire contrairement aux effets considérés précédemment qui pouvaient tous s'analyser par une théorie aérodynamique stationnaire. Tout comme pour la vitesse de rotation  $q$ , on néglige l'effet sur la force axiale  $C_x$ .

**Contribution de l'empennage :**

Tableau VI.81. Les dérivés reliés au tangage.

Output Parameters									
$M_1$	0,083	?	0,26 m	?	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	2,9444 rad <sup>-1</sup>	?	-2,9358 rad <sup>-1</sup>
$r_{cg}$	0,8419	?	0,50 m	?	1,64 m	?	0,4694	?	-13,5501 rad <sup>-1</sup>
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	0,2534	?	4,7236	?	-10,6143 rad <sup>-1</sup>	?	
$M_1$	0,083	?	4,9000 rad <sup>-1</sup>	?	0,2534	?	4,7236	?	2,7344 rad <sup>-1</sup>
$r_{cg}$	0,8419	?	0,26 m	?	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	2,9444 rad <sup>-1</sup>	?	-3,3264 rad <sup>-1</sup>
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	?	0,50 m	?	1,64 m	?	0,4694	?	-0,5919 rad <sup>-1</sup>
$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	0,0000 rad <sup>-1</sup>								

IV.5\_RÉSULTAT DU CALCUL DE LA PARTIE DYNAMIQUE :

Tableau VI.82. Calcul de fonction de transfert longitudinal.

Parameter	Value	Unit
$M_1$	0,083	
$\bar{q}_1$	408,22	$\frac{N}{m^2}$
W/S	103,23	$\frac{N}{m^2}$
$I_{xxS}$	0,0	$kg \cdot m^2$
$I_{zzS}$	0,1	$kg \cdot m^2$
$I_{xzS}$	0,0	$kg \cdot m^2$

Tableau VI.83. Calcul des fonctions de transfert latéral-directionnels.

Parameter	Value	Unit
$Y_b$	-3,6010	$\frac{m}{s}$
$Y_p$	-0,0664	$\frac{m}{s}$
$Y_r$	0,2042	$\frac{m}{s}$
$N_p$	290,2971	$s^{-2}$
$N_q$	93,0319	$s^{-1}$
$N_r$	555,4988	$s^{-1}$
$N_{\delta}$	-3448,6792	$s^{-2}$
$N_{\dot{\delta}}$	-19,0230	$s^{-1}$
$N_{\delta \dot{\delta}}$	-151,7079	$s^{-1}$

Variable pour rayon d'action pour l'analyse de sensibilité :

L'effet de son centre de gravité, la distribution de masse, et les dérivés de stabilité sur les caractéristiques de stabilité dynamique d'un avion est représenté dans le graphe **sensitivity**. Ce graphe se compose d'un de ces paramètres varie dans un rayon d'action d'utilisateur spécifié et en fonction de la fréquence, amortissement constant de rapport et / ou temps inverse. Une analyse de sensibilité peut être effectuée à la fois longitudinale et latérale - caractéristiques directionnelles

Tableau VI.84. Analyse de sensibilité longitudinale.

$C_{D\alpha}$	0,8787	$C_{\mu u}$	-0,0057	$C_{mT1}$	4,2893
$C_{Du}$	0,0332	$C_{L1}$	-0,3426	$C_{Lq}$	-0,5919
$I_{yyB}$	5,0000	$C_{L\alpha'}$	5,8590	$C_{mT\alpha}$	-8,2948
$C_{L\alpha}$	-3,1470	$C_{Txu}$	-3,2038	$C_{Tx1}$	10,6855
$C_{Lu}$	-0,0239	$C_{m1}$	-0,2150	$C_{mq}$	-13,5501
$C_{D1}$	0,0219	$C_{m\alpha'}$	-1,6504	$W_{current}$	58,8
$C_{m\alpha}$	3,4237	$C_{mTu}$	-12,2532	$U_1$	100

De l'équation caractéristique longitudinale, les paramètres suivants peuvent faire varier un intervalle spécifié par l'utilisateur. Les racines de la caractéristique sont ensuite recalculées pour les intervalles dans les rayons d'action, puis on trace alpha, q, u, T, poids, inertie, l'état d'équilibre

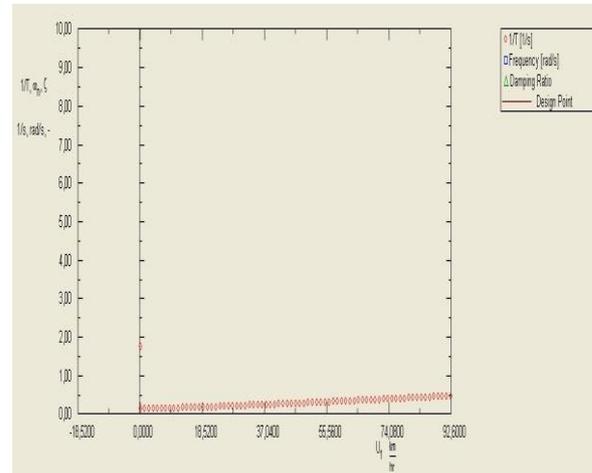
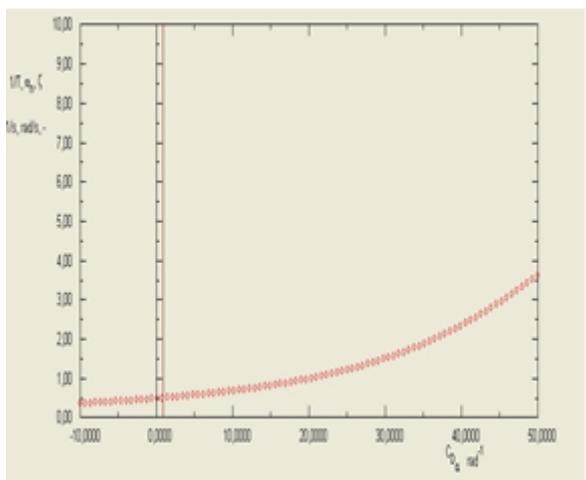


FIG.IV.24.L'allure 1/T en fonction de  $C_{Da}$ .

FIG.IV.25. L'allure 1/T en fonction de  $U_1$ .

Tableau VI.85. Analyse de sensibilité latérale.

$C_{y\beta}$	-0,0930	$C_{lr}$	-0,2688
$C_{l\beta}$	-0,2529	$C_{nr}$	2,2752
$C_{n\beta}$	0,04920	$I_{xxB}$	0,0469
$C_{nT\beta}$	-4,2903 E-6	$I_{zzB}$	-0,0830
$C_{yp}$	-0,0414	$I_{xzB}$	0,0250
$C_{lp}$	-0,0337	$W_{current}$	58,8
$C_{np}$	0,3810	$U_1$	100
$C_{yr}$	0,1274		

De l'équation caractéristique directionnelle latérale, les paramètres suivants peuvent être modifiés d'une plage spécifiée par l'utilisateur. Les racines de l'équation caractéristique sont ensuite recalculées pour les intervalles dans la gamme, puis on trace, dérapage  $\beta$ , taux roulis  $p$ , vitesse de lacet  $r$ , poids, inertie, à l'état d'équilibre

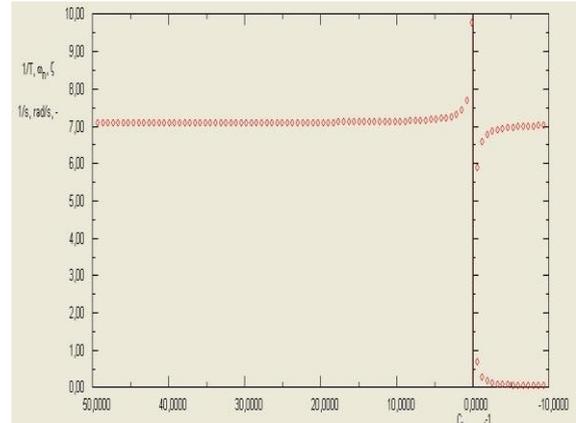
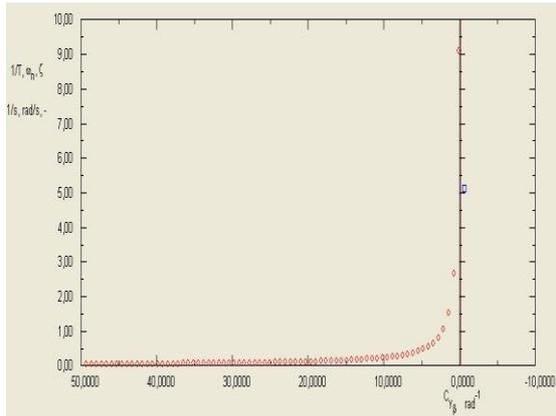


FIG.IV.26.L'allure 1/T en fonction de  $C_{D\alpha}$

FIG.IV.27. L'allure 1/T en fonction de  $U_1$ .

Tableau VI.86. Taux de roulis critique.

Input Parameters					
$I_{xx_S}$	0,0	kg·m <sup>2</sup>	$M_{\alpha}$	42,5706	s <sup>-2</sup>
$I_{yy_B}$	5,0	kg·m <sup>2</sup>	$M_{\dot{\alpha}}$	-0,8164	s <sup>-1</sup>
$I_{zz_S}$	0,1	kg·m <sup>2</sup>	$N_{\beta}$	290,2971	s <sup>-2</sup>
			$N_{\dot{\alpha}}$	-19,0230	s <sup>-1</sup>
			$\zeta_{\alpha}$	-212,2350	s <sup>-2</sup>
			$(\omega_n/P)_{\text{plot, min}}$	0,0000	
			$(\omega_n/P)_{\text{plot, max}}$	30,0000	
Output Parameters					
$\omega_{n\alpha}$	65,4454	rad/s	$\omega_{n\beta}$	17,5379	rad/s
$\zeta_{\alpha}$	0,01		$\zeta_{\beta}$	82,22	
			$P_1$	0,39	rad/s
			$P_1_B$	644,07	rad/s
			$P_1_A$	2,37	rad/s

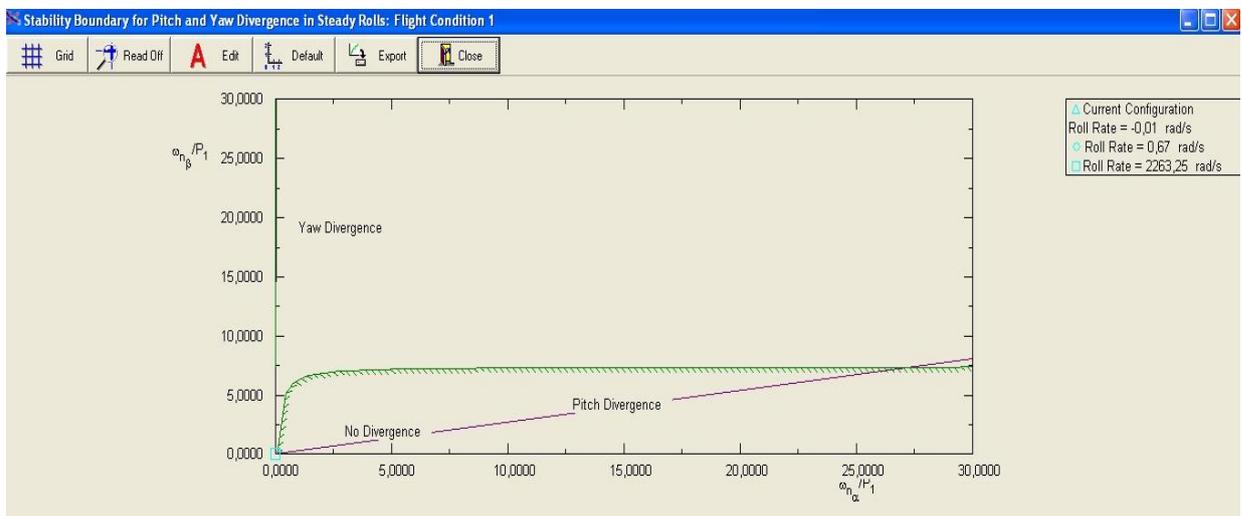


FIG. IV.28. Condition de la stabilité pour le tangage et lacet divergence.

-La polaire est croissante au voisinage de 0.2 ( $\omega_{n\alpha}/P_1$ ) en suite elle est stable selon l'axe y l'allure de graphe atteint 6.5 ( $\omega_{n\beta}/P_1$ ).

## CONCLUSION GÉNÉRALE:

En conclusion, les drones sont des engins volants sans pilote à bord ; cependant, vue l'importance de leurs missions, il est fondamental de discuter l'importance de l'étude de la stabilité qui apparait dans leurs objectifs tels que la sécurité matérielle, la détermination des performances, les limites conseillées des commandes pour la sécurité des appareils à bord et la base théorique de la conception des drones.

Dans notre étude bibliographique, il apparait la diversité et le nombre important de paramètres à prendre en compte pour évaluer ces coefficients. L'une des tâches essentielle reste dans le choix de la formule aérodynamique et la connaissance des limites de sa validité. Car c'est l'aérodynamique qui adapte l'avion à sa mission. Nous avons conclu qu'il est raisonnable de supposer que, pour obtenir la portance maximale de NACA 4412, l'aile doit être positionnée à 9-10 degrés. En outre, nous pouvons observer que le pic se produit aux alentours de 10 degrés, le coefficient de traînée commence à augmenter à un rythme exponentiel, Ce taux d'accroissement exponentiel démontre que si l'angle d'attaque est augmenté tout outre la traînée va dominer la portance et le décrochage se produit. Il existe également une relation entre les coefficients de portance et de coefficient de la traînée. Bien qu'il ne soit pas aussi bien défini. Il est significativement pour glisser. Cette traînée supplémentaire est supposée être causée principalement par les imperfections de la construction de la voilure et des imprécisions dans les données expérimentales.

Aussi, les calculs de la stabilité d'un drone varient totalement sous l'effet d'un changement d'une seule des conditions ou des paramètres tels que la masse, l'inertie, la structure c'est-à-dire les dimensions du drone et leurs surfaces portantes, l'altitude, le nombre de Mach, et l'atmosphère. Donc le degré au niveau de la stabilité est dépendant du type d'usage ou fonction du drone.

Comme conclusion de l'équation caractéristique longitudinale, les paramètres suivants peuvent faire varier un intervalle spécifié par l'utilisateur. Les racines de l'équation caractéristique sont ensuite recalculées pour les intervalles dans les rayons d'action, puis tracées,  $\alpha$ ,  $q$ ,  $u$ ,  $T$ , poids, inertie, à l'état d'équilibre. Dont les

coefficients sont :  $C_{D_{\text{fixed}}}=0,24$  ;  $C_{D_I}=0,54$  ;  $C_{L_I}=-3,5725$  ;  $C_{D_{\alpha}}=0,8780$  ;  $C_{D_u}=0,0332$  ;  $C_{D_l}=0,0219$ .

Et de l'équation caractéristique directionnelle latérale, les paramètres suivants peuvent être modifiés d'une plage spécifiée par l'utilisateur. Les racines de l'équation caractéristique sont ensuite recalculées pour les intervalles dans la gamme, puis tracées, dérapage  $\beta$ , taux roulis  $p$ , vitesse de lacet  $r$ , poids, inertie, à l'état d'équilibre. Dont les coefficients sont :  $C_{y\beta}=-0,0930$  ;  $C_{l\beta}=-0,2529$  ;  $C_{n\beta}=0,4920$  ;  $C_{np}=0,3810$

Enfin nous avons déterminé les coefficients qui permettent d'assurer la stabilité du notre drone. Des améliorations vont compléter notre travail dans le futur.

#### PERSPECTIVES:

- états aérodynamique durant la montée et la descente.
- Variation des profils d'aile d'empennage horizontale et vertical.
- Variation des matériaux utilisés.
- Etude de la contrôlabilité.
- Variation des angles (incidence, attaque, tangage, l'inertie ...)

## ANNEXE A :

### 1) États de niveau de la mer :

$$T_0 = +15^\circ\text{C} = 288,16 \text{ K}$$

$$\mu_0 = 1,783 \times 10^{-5} \text{ kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$$

$$p_0 = 101325 \text{ Nm}^{-2}$$

$$\nu_0 = 1,455 \times 10^{-5} \text{ m}^2\text{s}^{-1}$$

$$\rho_0 = 1,2256 \text{ kgm}^{-3}$$

### 2) Valeurs relatives :

Altitude(m)	La température $\theta = T/T_0$	pression $\delta = p/p_0$	Densité		Viscosité	
			$\sigma = \rho/\rho_0$	$\sigma^{1/2}$	$\tilde{\mu} = \mu/\mu_0$	$\tilde{\nu} = \nu/\nu_0$
0	1	1	1	1	1	1
250	0.9944	0.9707	0.9762	0.9880	0.9956	1.0198
500	0.9887	0.9421	0.9528	0.9761	0.9911	1.0402
750	0.9831	0.9142	0.9299	0.9643	0.9867	1.0610
1000	0.9774	0.8869	0.9074	0.9526	0.9822	1.0824
1250	0.9718	0.8604	0.8853	0.9409	0.9777	1.1044
1500	0.9661	0.8344	0.8637	0.9293	0.9733	1.1269
1750	0.9605	0.8091	0.8424	0.9178	0.9688	1.1500
2000	0.9549	0.7845	0.8215	0.9064	0.9642	1.1737
2250	0.9492	0.7604	0.8011	0.8950	0.9597	1.1980
2500	0.9436	0.7369	0.7810	0.8837	0.9552	1.2230
2750	0.9379	0.7141	0.7613	0.8725	0.9506	1.2487
3000	0.9323	0.6918	0.7420	0.8614	0.9461	1.2750
3250	0.9266	0.6701	0.7231	0.8503	0.9415	1.3020
3500	0.9210	0.6489	0.7045	0.8394	0.9369	1.3298
3750	0.9154	0.6283	0.6863	0.8285	0.9323	1.3584
4000	0.9097	0.6082	0.6685	0.8176	0.9277	1.3877
4250	0.9041	0.5886	0.6511	0.8069	0.9231	1.4178
4500	0.8984	0.5696	0.6339	0.7962	0.9184	1.4488
4750	0.8928	0.5510	0.6172	0.7856	0.9138	1.4806
5000	0.8872	0.5329	0.6007	0.7751	0.9091	1.5133
5250	0.8815	0.5154	0.5846	0.7646	0.9044	1.5470
5500	0.8759	0.4983	0.5689	0.7542	0.8997	1.5816
5750	0.8702	0.4816	0.5534	0.7439	0.8950	1.6172
6000	0.8646	0.4654	0.5383	0.7337	0.8903	1.6538
6250	0.8589	0.4497	0.5235	0.7236	0.8855	1.6915
6750	0.8533	0.4344	0.5091	0.7135	0.8808	1.7303
6750	0.8477	0.4195	0.4949	0.7035	0.8760	1.7702
7000	0.8420	0.4050	0.4810	0.6936	0.8713	1.8113
7250	0.8364	0.3910	0.4674	0.6837	0.8665	1.8536
7500	0.8307	0.3773	0.4542	0.6739	0.8617	1.8972
7750	0.8251	0.3640	0.4412	0.6642	0.8568	1.9421

2.1) Valeurs relatives (suite) :

Altitude (m)	Température $\theta = T/T_0$	Pression $\delta = p/p_0$	Densité		Viscosité	
			$\sigma = \rho/\rho_0$	$\sigma^{1/2}$	$\bar{\mu} = \mu/\mu_0$	$\bar{\nu} = \nu/\nu_0$
8000	0.8194	0.3511	0.4285	0.6546	0.8520	1.9884
8250	0.8138	0.3386	0.4161	0.6450	0.8471	2.0361
8500	0.8082	0.3264	0.4039	0.6356	0.8423	2.0852
8750	0.8025	0.3146	0.3921	0.6262	0.8374	2.1359
9000	0.7969	0.3032	0.3805	0.6168	0.8325	2.1881
9250	0.7912	0.2921	0.3691	0.6076	0.8276	2.2420
9500	0.7856	0.2813	0.3581	0.5984	0.8227	2.2976
9750	0.7799	0.2708	0.3472	0.5893	0.8177	2.3549
10 000	0.7743	0.2607	0.3367	0.5802	0.8128	2.4141
10 250	0.7687	0.2509	0.3264	0.5713	0.8078	2.4752
10 500	0.7630	0.2413	0.3163	0.5624	0.8028	2.5383
10 750	0.7574	0.2321	0.3064	0.5536	0.7978	2.6034
11 000	0.7517	0.2232	0.2968	0.5448	0.7928	2.6707
11 500		0.2062	0.2743	0.5238		2.8897
12 000		0.1906	0.2535	0.5035		3.1268
12 500		0.1761	0.2343	0.4841		3.3833
13 000		0.1628	0.2166	0.4654		3.6608
13 500		0.1505	0.2001	0.4474		3.9611
14 000		0.1390	0.1850	0.4301		4.2860
14 500		0.1285	0.1709	0.4135		4.6376
15 000	Constante	0.1188	0.1580	0.3975	Constante	5.0180
15 500		0.1098	0.1460	0.3821		5.4297
16 000	dans	0.1014	0.1349	0.3673	dans	5.8751
16 000	la stratosphère	0.0937	0.1247	0.3531	la stratosphère	6.3570
17 000		0.0866	0.1153	0.3395		6.8785
17 500		0.0801	0.1065	0.3264		7.4427
18 000		0.0740	0.0984	0.3138		8.0532
18 500		0.0684	0.0910	0.3016		8.7138
19 000		0.0632	0.0841	0.2900		9.4286
19 500		0.0584	0.0777	0.2788		10.202
20 000		0.0540	0.0718	0.2680		11.039

## **ANNEXE B :**

### **DIMENSIONS ET UNITÉS :**

Il y a une différence fondamentale entre les dimensions et les unités. Une dimension représente la définition d'une propriété physique inhérente que l'indépendant des restes de l'arrangement particulier avait l'habitude de dénoter sa mesure. Par exemple, la quantité de matière actuelle dans un morceau de métal a la dimension de masse et la taille physique du bord d'un livre a la dimension de la longueur.

Une unité représente l'arrangement particulier et arbitraire employé pour dénoter l'importance d'une propriété physique. Ainsi, la masse de la matière dans le morceau du métal peut être exprimée en kilogrammes ou noyaux et la longueur du livre exprimé en compteurs ou pieds selon le système des unités choisies. Habituellement la quantité à être des influences mesurées le choix des unités à utiliser, c'est-à-dire, dose ou des pieds pour mesurer la longueur du livre plutôt que des kilomètres ou des milles.

#### **Dimensions de base:**

Il y a quatre dimensions de base d'intérêt général aux aérodynamiciens. Ceux-ci s'appellent les dimensions de base ou primaires et sont longueur, masse, temps, et température. Ils peuvent être abrégés en utilisant, respectivement, L, M, T, et  $\theta$ .

#### **Dérivées de Dimensions:**

Les dimensions de toutes autres quantités peuvent s'avérer des combinaisons des quantités exprimables en termes de dimensions de base ou primaires. Celles-ci sont connues en tant que dimensions dérivées ou secondaires. Par exemple, le secteur peut être représenté en tant que temps d'une longueur par longueur ou  $L^2$ . Une liste des quantités plus communes produites en aérodynamique et leurs dimensions est incluse dans le tableau.

#### **Systèmes des unités :**

Il y a deux systèmes de technologie des unités de base en service en aérodynamique. Elles sont le système des unités internationales (SI) et le système de technologie des unités britannique (B.E.S.). Dans 1964 le bureau national des Etats-Unis des normes a officiellement adopté le système des unités international à utiliser en tout de ses publications. La NASA ont adopté une politique semblable et c'est le système des unités utilisées dans ce rapport. Le tableau II énumère les unités de SI et de B.E.S. pour les deux les dimensions de base et certaines des quantités aérodynamiques plus communes.

**ANNEXE B (suite) :**

**DIMENSIONS ET UNITÉS (suite) :**

**Tableau (1)- Systèmes des unités**

Quantity	Basic dimensions	Units	
		SI	B.E.S.
Length	L	meter	foot
Mass	M	kilogram	slug
Time	T	second	second
Temperature	$\theta$	°C (relative) K (absolute)	°F (relative) °R (absolute)

Quantity	Derived dimensions	Units	
		SI	B.E.S.
Area	$L^2$	meters <sup>2</sup>	feet <sup>2</sup>
Volume	$L^3$	meters <sup>3</sup>	feet <sup>3</sup>
Velocity	$LT^{-1}$	meters/second	feet/second
Acceleration	$LT^{-2}$	meters/second <sup>2</sup>	feet/second <sup>2</sup>
Force	$MLT^{-2}$	newton	pound
Pressure	$ML^{-1}T^{-2}$	newtons/meter <sup>2</sup>	pounds/foot <sup>2</sup>
Density	$ML^{-3}$	kilogram/meter <sup>3</sup>	slugs/foot <sup>3</sup>
Kinematic viscosity	$L^2T^{-1}$	meters <sup>2</sup> /second	feet <sup>2</sup> /second
Momentum	$MLT^{-1}$	newton-second	pound-second
Energy	$ML^2T^{-2}$	joule	foot-pound
Power	$ML^2T^{-3}$	watt	foot-pound/second
Angle	-----	radian or degree	radian or degree
Angular velocity	$T^{-1}$	radians/second	radians/second
Angular acceleration	$T^{-2}$	radians/second <sup>2</sup>	radians/second <sup>2</sup>
Moment of inertia	$ML^2$	kilogram-meter <sup>2</sup>	slug-ft <sup>2</sup>

$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$

$1 \text{ inch} = 0.0254 \text{ m}$

$1 \text{ slug} = 14.5939 \text{ kg}$

$1 \text{ slug} / \text{ft}^2 = 1.3558 \text{ kg} / \text{m}^2$

$1 \text{ slug} / \text{ft}^3 = 515.37 \text{ kg} / \text{m}^3$

$1 \text{ lbf} = 4.4412 \text{ N}$

$1 \text{ lbf} / \text{ft}^2 = 47.8802 \text{ N} / \text{m}^2$

$1 \text{ lbf} / \text{inch}^2 = 6894.7572 \text{ N} / \text{m}^2$

$1 \text{ kgf} = 9.8066 \text{ N}$

## **REFERNCES :**

- [1] : **Austin, R., 2010.** Unmaned Aircraft Systems UAVS Design, Development and Deployment. **John Wiley & Sons.**
- [2] : **Conférence Mieux connaître les drones.**
- [3] : **Office of the Secretary of Defense.** Unmanned Aerial Vehicle Reliability Study.  
February 2003
- [4] : **Roskam.J.**Airplane Flight Dynamics & Automated Flight Controls PartI. 1997
- [5] : **Bernard Etkin and Lloyd Duff Reid.** **Dynamics of flight. Stability and control.**  
JohnWiley, third edition, 1996.
- [6] : **Uy-Loi Ly.** **Stability and Control of Flight Vehicle.** Department of Aeronautics and  
Astronautics, Box 352400.University of Washington. Seattle, WA98195
- [7] : **Gérard Degrez,** **Performances et stabilité des avions.**
- [8] : **Roskam.j.**airplane design part VI.1990
- [9] : **Nelson, Robert,** **Flight Stability and Automatic Control,** McGraw-Hill Book Co.  
1989.
- [10] : **Gérard Degrez,** **Performances et stabilité des avions.**University of Seatle.wash.US.  
Automne 2001
- [11] : **Henrik b. pettersson.** **Variable stability transfer function simulation.** june 200  
blacksburg, Virginia.US

## **SITES INTERNET :**

- <http://www.nspa.nato.int/fr/organization/logistics/LogServ/workshop.htm>
- <http://www.modelisme.com/forum/helico-drone-multi-rotors-ufo/186504-votre-avis-sur-mon-futur-projet-6.html>
- <http://fr.wikipedia.org/wiki/Drone>
- [http://french.ruvr.ru/2012\\_05\\_16/drones-USA-Russie/](http://french.ruvr.ru/2012_05_16/drones-USA-Russie/)

[http://french.ruvr.ru/tag\\_8683304/](http://french.ruvr.ru/tag_8683304/)

[http://en.wikipedia.org/wiki/Hirakud\\_Dam](http://en.wikipedia.org/wiki/Hirakud_Dam)

<http://en.wikipedia.org/wiki/Dalek>

<http://maquette-garden.forumactif.com/t17133-drone-de-combat-sf>

<http://aeroplastic.free.fr/bases/>

<http://espace.etsmtl.ca/1147/>

<http://www.pdfbookz.net/book-shelf-a/airplane-flight-dynamics-and-automatic-flight-control>