
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

MÉMOIRE

Présenté au

**DÉPARTEMENT D'AÉRONAUTIQUE
DE BLIDA**

Par. **ABD ERRAHMANE BELBAKI
RASSIM MOUSSOUNI**

Pour obtenir le grade

d'INGÉNIEUR d'ÉTAT

en **AÉRONAUTIQUE**

Option : **PROPULSION**

THÈME

**ETUDE DE STABILITE STATIQUE &
DYNAMIQUE D'UN DRONE
APPLICATION POUR LE YAK-54**

Rapporteur :

M. AHMED.CHAGRANI

Soutenu en Septembre 2011

RESUME

Le travail fait consiste à décrire la méthodologie suivie pour l'étude de stabilité statique et dynamique d'un drone en vol, pour les deux cas longitudinal & latéral-directionnel. Prenant comme exemple d'application le Yak-54.

ABSTRACT

This work consists to describe the methodology followed for the study of static and dynamic stability of a U.A.V in flight, for the two cases, longitudinal & side-directional. Taking the Yak-54 as an example for application.

REMERCIEMENTS

Avant tout nous remercions DIEU qui nous a donnés la volonté, la foi et le courage pour mener à bien ce travail.

Un remerciement particulier à TOUTES NOS FAMILLES et TOUS NOS AMIS qui ont contribués de prêt ou de loin dans ce travail surtout B. Mourad.

Le travail présenté a été effectué sous la direction de monsieur A. CHEGRANI, à qui nous présentons nos sincères remerciements.

Enfin nous exprimons nos remerciements aux membres du jury d'avoir accepté de juger notre travail.

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERAL.....	1
---------------------------	---

CHAPITRE I : GENERALITES.

I.1. GENERALITES SUR LES DRONES.....	3
I.1.1. Définition des drones	3
I.1.2. Historique des drones	3
I.1.3. Classification des drones	4
I.1.4. Avantages Et Inconvénients Des Drones.....	7
I.2. GENERALITE SUR AERODYNAMIQUE ET MECANIQUE DE VOL	8
I.2.1. Trièdres de références.....	8
I.2.1.1. Trièdre terrestre ou inertiel X'Y'Z'	8
I.2.1.2. Trièdre avion XYZ.....	9
I.2.1.3. Trièdre de stabilité XsYsZs	9
I.2.2. Les angles	10
I.2.3. Les équations générales du mouvement.....	11
I.2.3.1. Les équations de mouvement	11
I.2.3.2. Les équations du mouvement d'un état de vol stabilisé	12
I.2.3.3. Les équations du mouvement d'un état de vol perturbé.....	13
I.2.4. Concepts aérodynamiques de base.....	14
I.2.4.1. Caractéristiques des profils	15
I.2.4.2. Caractéristiques des ailes.....	15
I.2.4.3. Les forces et les moments aérodynamiques et de poussée	17

CHAPITRE II : STABILITE STATIQUE

II.1. INTRODUCTION	20
II.2. LES CRITERES DE STABILITE.....	20
II.2.1. Les critères de stabilité statiques pour les perturbations de vitesse linéaires.....	21
II.2.1.1. Vitesse de perturbation de translation longitudinale u	21
II.2.1.2. Vitesse de perturbation latérale v	22
II.2.1.3. Vitesse de perturbation verticale w	23
II.2.2. Critères de stabilité statique pour les perturbations d'angle d'attaque α et l'angle de dérapage β	24
II.2.2.1. Perturbation de l'angle d'attaque	24
II.2.2.2. Perturbation de l'angle de dérapage	24
II.2.3. Critères de stabilité statique pour des perturbations de vitesses angulaires.....	25
II.2.3.1. Critère de Perturbation de la vitesse de tangage q	25
II.2.3.2. Critère de Perturbation de la vitesse de roulis p	25
II.2.3.3. Critère de perturbation de la vitesse de lacet r	26
II.2.4. L'effet de la vitesse longitudinale sur le Moment de tangage.....	26

II.2.5.	L'effet de l'angle de dérapage sur le moment de roulis	28
II.3.	ETUDE DE STABILITE POUR LE CAS D'UN VOL STATIONNAIRE RECTILIGNE	28
II.3.1.	La stabilité longitudinale.....	29
II.3.2.	Le diagramme d'équilibre longitudinal d'un avion	29
II.3.3.	La stabilité latérale-directionnelle.....	30
II.4.	COMPARAISON D'EQUILIBRE POUR LA CONFIGURATION CONVENTIONNELLE, CANARD ET TROIS SURFACES	31
II.4.1.	L'équilibre de configuration conventionnelle.....	31
II.4.2.	L'équilibre de la configuration canard.....	32
II.4.3.	L'équilibre de configuration a trois surfaces.....	34

CHAPITRE III : STABILITE DYNAMIQUE

III.1.	DEFINITIONS	37
III.1.1.	Définition de la stabilité dynamique	37
III.1.2.	La réponse de l'avion.....	37
III.2.	LES CRITERES DE STABILITE DYNAMIQUE	37
III.3.	STABILITE DYNAMIQUE LONGITUDINALE ET REPOSE DE L'AVION	38
III.3.1.	Les équations de mouvement longitudinales et les fonctions de transferts.....	38
III.3.2.	Traitement des racines de l'équation caractéristique	41
III.3.3.	Raccordement entre la stabilité longitudinale statique et dynamique.....	41
III.3.4.	Les différents modes de stabilité longitudinale.....	42
III.3.4.1.	Stabilité dynamique longitudinal Mode courtes périodes vitesse cte	42
III.3.4.2.	Stabilité dynamique longitudinal Mode Phugoïde angle d'incidence cte.....	45
III.3.5.	Réponse longitudinale due à la commande du braquage des gouvernes	47
III.3.6.	La forme standard pour les fonctions de transfert longitudinale	47
III.3.7.	Les formes de mode longitudinal	48
III.4.	STABILITE DYNAMIQUE LATERALE-DIRECTIONNELLE ET REPOSE DE L'AVION.....	50
III.4.1.	Les équations de mouvement et les fonctions de transfert	50
III.4.2.	Différents cas de stabilité dynamique latérale-directionnelle	52
III.4.2.1.	Approximation du mode spiral	53
III.4.2.2.	Approximation du mode roulis	54
III.4.2.3.	Approximation de roulis hollandais	55
III.4.3.	Réponse latérale-directionnelle de la commande du braquage des gouvernes.....	56
III.4.4.	Forme des modes latérales-directionnelles.....	57
III.4.5.	Analyse de sensibilité.....	57

CHAPITRE IV : QUALITES DE PILOTAGE

IV.1.	INTRODUCTION.....	59
IV.2.	QUALITES DE VOL ET NOTATIONS PILOTE	59
IV.2.1.	Définitions des qualités de vol dans le domaine civil et militaire	61
IV.3.	DEFINITION DES CLASSES D'AVION	61
IV.3.1.	Classe I : Les avions petits et léger.....	62
IV.3.2.	Classe II : Poids moyen, faible à moyen manoeuvrabilité de l'aéronef.	62

IV.3.3.	Classe III : Grand, lourd, faible à moyen manœuvrabilité de l'aéronef.	62
IV.3.4.	Classe IV : Haute manœuvrabilité de l'aéronef.	63
IV.4.	DEFINITION DES PHASES DE VOL D'UNE MISSION.....	63
IV.4.1.	Catégorie A.....	65
IV.4.2.	Catégorie B.....	65
IV.4.3.	Catégorie C.....	66
IV.5.	DEFINITION DES NIVEAUX DE QUALITE DE VOL ET PROBABILITES DE DEFAILLANCE ADMISSIBLES.....	67
IV.5.1.	Niveau 1.....	67
IV.5.2.	Niveau 2.....	67
IV.5.3.	Niveau 3.....	67

CHAPITRE V : METHODES DE PREDICTION DE STABILITE

V.1.	DESCRIPTION DU LOGICIEL D'ANALYSE AVANCE DES AERONEFS AAA.....	69
V.1.1.	Module de calibrage par le poids.....	69
V.1.1.2.	Poids class II.....	69
V.1.2.	Module de la dynamique.....	70
V.1.2.1.	Portance.....	70
V.1.2.2.	Trainée class I.....	70
V.1.2.3.	Trainée class II.....	71
V.1.2.4.	Moment.....	71
V.1.2.5.	Centre aérodynamique.....	71
V.1.2.6.	Effet de puissance.....	71
V.1.2.7.	Effet de sol.....	72
V.1.2.8.	Le rapport de la pression dynamique.....	72
V.1.3.	Module performance.....	72
V.1.3.1.	Dimensionnement des performances.....	72
V.1.3.2.	Analyse des performances.....	72
V.1.4.	Module géométrie.....	72
V.1.5.	Module propulsion.....	73
V.1.6.	Module stabilité et contrôle.....	73
V.1.6.1.	Dérives de stabilité et contrôle.....	73
V.1.6.2.	Dérives des moments charnières.....	73
V.1.7.	Module dynamique.....	73
V.1.7.1.	Dynamique.....	73
V.1.7.2.	Contrôle.....	74
V.1.8.	Module de charges.....	74
V.1.8.1.	Diagramme V-n.....	74
V.1.8.2.	Charges structurelles.....	74
V.1.9.	Module de structure.....	74
V.1.9.1.	Dimensionnement class I.....	74
V.1.9.2.	Matériaux.....	75
V.1.10.	Module d'analyse des coûts.....	75
V.1.11.	Module de l'atmosphère standard.....	75
V.1.12.	Module de condition de vol.....	75

V.1.13.	Capacités de stabilité et de contrôle du programme AAA	75
V.2.	LA METHODE VLM	77
V.2.1.	Définition	77
V.2.2.	Historique de la méthode VLM	77
V.2.3.	Théorie	78
V.2.4.	Hypothèses	78
V.2.5.	Méthode.....	78
V.2.6.	Modèle d'avion	79

CHAPITRE VI : APPLICATION ET INTERPRETATION DES RESULTATS

VI.1.	INTRODUCTION.....	80
VI.2.	LE YAK-54.....	80
VI.3.	APPLICATION	81
VI.3.1.	Pour la stabilité statique.....	82
VI.3.1.1.	Les résultats du programme AAA.....	82
VI.3.1.2.	Résultats des programmes de stabilité statique	84
VI.3.2.	Pour la stabilité dynamique	85
VI.3.2.1.	Les résultats du programme AAA.....	85
VI.3.2.2.	Résultats des programmes de stabilité dynamique.....	87
VI.4.	INTERPRETATION DES RESULTATS.....	91
VI.4.1.	Pour la stabilité statique.....	91
VI.4.2.	Pour la stabilité dynamique	92
VI.5.	VALIDATION DES RESULTATS	93
VI.5.1.	Résultats expérimentaux.....	93
VI.5.1.1.	Mode Roulis Hollandais	93
VI.5.1.2.	Mode roulis	94
VI.5.1.3.	Mode Courte Période	94
VI.5.1.4.	Mode Phugoïde.....	95
VI.5.2.	Comparaison avec les résultats de calculs.....	96
VI.5.2.1.	Comparaison du mode roulis hollandais	96
VI.5.2.2.	Comparaison du mode courte période	96
VI.5.2.3.	Comparaison du mode Phugoïde.....	96
VI.5.2.4.	Comparaison du mode phugoïde	97
	CONCLUSION.....	98

LISTE DES FIGURES

Fig I.1 : Un micro-drone	5
Fig I.2 : Un mini-drone.....	5
Fig I.3 : Drone de très courte portée.	5
Fig I.4 : Drone moyenne portée lents.....	5
Fig I.5 : Drone rapide basse altitude.	6
Fig I.6 : Les drones maritimes tactiques	6
Fig I.7 : VTOL division régional.	7
Fig I.8 : Les pourcentages de modèles VTOL produite dans le monde entier.	7
Fig I.9 : différents didres d'avion.	10
Fig 1.10 : les angles.....	11
Fig I.11: Exemples des trajectoires de vol stabilisés.	12
Fig I.12 : Exemples des trajectoires de vol perturbées.....	14
Fig I.13 : Caractéristiques géométriques des profils.	15
Fig I.14 : Paramètres géométriques d'une aile.	16
Fig II.1 : Différents états d'équilibre statique.	20
Fig II.2 : L'équilibre stable et l'équilibre instable.	20
Fig II.3 : Exemple d'un diagramme d'équilibre.....	29
Fig II.4 : Combinaison aile-empennage pour un avion conventionnel.	31
Fig II.5 : Combinaison aile-canard pour un avion canard.	33
Fig II.6 : Combinaison canard-aile-empennage pour un avion a trois surfaces.....	34
Fig III.1 : Exemples de la stabilité dynamique : Convergente, neutre et divergente.....	38
Fig III.2 : Concept de la fonction de transfert.....	40
Fig III.3 : Mode spiral.....	54
Fig III.4 : Exemple de l'évolution du mode de roulis en fonction du temps.	55
Fig IV.1 : Exemples des enveloppes de vol pour un avion civil et militaire.	59
Fig IV.2 : Pour un avion militaire.....	63
Fig IV.3 : Pour un avion civil.	64
Fig VI.1 : Yak-54 UAV.....	80
Fig VI.2 : Variation de C_l en fonction de	84
Fig VI.3 : Variation de C_m en fonction de	84
Fig VI.4 : Variation de C en fonction de	85
Fig VI.5 : Evolution des perturbations dans le temps.	87
Fig VI.6 : Approximation du mode courte période « vitesse cte ».	88
Fig VI.7 : Approximation du mode Phugoïde « incidence cte ».	88
Fig VI.8 : Réponses latérale aux ailerons.....	89
Fig VI.9 : Réponse latérale totale aux ailerons.....	90
Fig VI.10 : Réponses latérale à la gouverne de direction.....	90
Fig VI.11 : Réponse latérale totale à la gouverne de direction.....	91

Fig VI.12 : Réponse en mode roulis hollandais Test I.	94
Fig VI.13 : Réponse en mode roulis Test II.	94
Fig VI.14 : Réponse en mode courte période test III.	95
Fig VI.15 : Réponse en mode Phugoïde test III.	96
Fig VI.16 : Comparaison entre les resultats experimentaux et le model de	97

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I.1 : les caracteristiques geometriques d'une ail.....	16
Tableau II.1 : Les critères de stabilité statique.....	36
Tableau III.1 : Dérivées longitudinales dimensionnelle.....	39
Tableau III.2 : dérivées latérales-directionnelles dimensionnelle.....	51
Tableau IV.1 : Niveaux de la qualité de vol associés à un État défaillant d'un Avion.	68
Tableau VI.1 : Caractéristiques Géométriques du Yak-54.....	81
Tableau VI.2 : Les Coefficients De Stabilité Statique Par Le Programme AAA.....	82
Tableau VI.3 : Les dérivées de stabilité par le logiciel AAA.....	83
Tableau VI.4 : les coefficients dimensionnels de stabilité longitudinale.	86
Tableau VI.5 : Les coefficients dimensionnels de stabilité latérale-directionnel.....	86
Tableau VI.6 : Analyse des modes de stabilité longitudinale pour le Yak-54.	87
Tableau VI.7 : Analyse des modes de stabilité latérale pour le Yak-54.	89
Tableau VI.8 : Sommaire de l'analyse des testes du mode roulis hollandais.	94
Tableau VI.9 : Sommaire de l'analyse des testes du mode Courte Période.	94
Tableau VI.10 : Comparaison entre les résultats expérimentaux avec.....	96

NOMENCLATURE

<i>Symbole</i>	<i>Description</i>
A	
A	L'allongement
A_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
A_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence
A_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
A_θ	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'assiette longitudinale.
B	
b	L'envergure
B_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
B_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence
B_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
B_θ	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'assiette longitudinale
C	
c	La corde
\bar{c}	La corde géométrique moyenne
C_d	Coefficient de traînée (profil)
C_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
C_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence
C_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
C_θ	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'assiette longitudinale
C_D	Coefficient de traînée (avion)
C_{D_0}	Coefficient de traînée (avion) d'incidence nulle
\bar{C}_{D_0}	Coefficient de traînée (avion) de portance nulle
C_{D_α}	La variation de la traînée de l'avion avec l'angle d'incidence
$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	La variation de la traînée de l'avion avec le taux de l'angle d'incidence
$C_{D_{i_R}}$	La variation de la traînée de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur
$C_{D_{\delta_e}}$	La variation de la traînée de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur
C_{D_q}	La variation de la traînée de l'avion avec l'angle d'incidence
C_{D_u}	La variation de la traînée de l'avion avec la vitesse
C_f	Coefficient de frottement superficiel
C_l	Coefficient de portance (profil)
C_{l_α}	La Pente de coefficient de portance
$C_{l_{\dot{\delta}}}$	L'efficacité de portance d'une gouverne (profil)
C_L	Coefficient de portance (avion)
C_{L_0}	Coefficient de portance (avion) d'incidence nulle

$C_{L\alpha}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence
$C_{L\dot{\alpha}}$	La variation de la trainée de l'avion avec le taux de l'angle d'incidence
$C_{L\dot{i}_h}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur
$C_{L\delta_e}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur
C_{Lq}	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence
C_{Lu}	La variation de la trainée de l'avion avec la vitesse
C_m	Coefficient du moment de tangage
C_{m_0}	Coefficient du moment de tangage d'incidence nulle
\bar{C}_{m_0}	Coefficient du moment de tangage de portance nulle
$C_{m\alpha}$	La variation du moment de tangage avec l'angle d'incidence
$C_{m\dot{\alpha}}$	La variation du moment de tangage avec le taux de l'angle d'incidence
$C_{m\dot{i}_h}$	La variation du moment de tangage avec l'angle de calage du stabilisateur
$C_{m\delta_e}$	La variation du moment de tangage avec l'angle du gouvernail de profondeur
C_{mT}	Coefficient du moment de tangage dû à la poussée
C_{mT_N}	Coefficient du moment de tangage dû au coefficient de la force normale de l'hélice
C_{mq}	La variation du moment de tangage avec l'angle d'incidence
C_{mu}	La variation du moment de tangage avec la vitesse
$C_{mT\alpha}$	La variation du coefficient du moment de tangage dû à la poussée avec l'angle d'incidence
C_{mTu}	La variation du coefficient du moment de tangage dû à la poussée avec la vitesse
C_T	Coefficient de poussée
C_{Txu}	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe X avec la vitesse
$C_{Tx\alpha}$	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe X avec l'angle d'incidence
$C_{T_{x,y,z}}$	Composantes du coefficient de poussée suivant X, Y et Z
C_{Tzu}	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe Z avec la vitesse
$C_{Tz\alpha}$	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe Z avec l'angle
C_x	Coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X
$C_{x\alpha}$	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X avec l'angle d'incidence
C_{xq}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X avec l'angle d'incidence
C_{xu}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X avec la vitesse
C_z	Coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z
$C_{z\alpha}$	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z avec l'angle d'incidence
C_{zq}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z avec l'angle d'incidence
C_{zu}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z avec la vitesse

D	
d	Masse élémentaire
D_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
D_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence
D_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
\bar{D}_1	Dénominateur des fonctions de transfert longitudinales
D_p	Diamètre de l'hélice
d	Surface élémentaire
d_T	Distance entre la projection de la ligne de poussée sur le plan symétrique de l'avion et le centre de gravité
d	Volume élémentaire
E	
E_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
F	
$f(t)$	Fonction du temps
\vec{F}	Force par unité de surface
\vec{F}_A	Force aérodynamique totale
$F_{A_x}, F_{A_y}, F_{A_z}$	Composantes de la force aérodynamique suivant XYZ
$f_{A_x}, f_{A_y}, f_{A_z}$	Valeurs perturbée de F_{A_x}, F_{A_y} e F_{A_z}
\vec{F}_T	Force de poussée totale
$F_{T_x}, F_{T_y}, F_{T_z}$	Composantes de la force de poussée suivant XYZ
$f_{T_x}, f_{T_y}, f_{T_z}$	Valeurs perturbée de F_{T_x}, F_{T_y} e F_{T_z}
G	
\vec{g}	Accélération gravitationnelle
g_x, g_y, g_z	Composantes de l'accélération gravitationnelle
$G(s)$	Fonction de transfert de boucle ouverte
H	
h_x, h_y, h_z	Composantes de \vec{h} suivant XYZ
I	
i_c	Angle de calage du canard
i_h	Angle de calage de l'empennage horizontal
i, j, k	Vecteurs unitaires suivant XYZ
I_x, I_y, I_z	Moments d'inertie suivant XYZ
I_x, I_y, I_x	Produits d'inertie suivant XYZ
I_R	Moment d'inertie du rotor selon son axe de rotation

$K_{\alpha\delta_e}$	Gain en incidence a fréquence nulle de fonction de transfert
L	
L	Portance de l'avion
L_{β}	Accélération angulaire du moment de roulis par unité d'angle de dérapage
L_{δ_e}	Accélération angulaire du moment de roulis par unité d'angle des ailerons
L_{δ_r}	Accélération angulaire du moment de roulis par unité d'angle du gouverne de direction
M	
M	Nombre de Much
M_{α}	Accélération angulaire de tangage par unité d'angle d'incidence
M_u	Accélération angulaire de tangage par unité de vitesse
$M_{\dot{\alpha}}$	Accélération angulaire de tangage par unité de taux de variation d'angle d'incidence
M_q	Accélération angulaire de tangage par unité de taux de tangage
M_{δ_e}	Accélération angulaire de tangage par unité d'angle de déflexion des élévateurs
N	
N_{β}	Accélération angulaire latérale par unité d'angle de dérapage
N_p	Accélération angulaire latérale par unité de taux de roulis
N_r	Accélération angulaire latérale par unité de taux de lacet
N_{δ_a}	Accélération angulaire latérale par unité d'angle de déflexion des ailerons
N_{δ_r}	Accélération angulaire latérale par unité d'angle de déflexion de la gouverne de direction
p, q, r	Valeurs perturbées des composantes P, Q, R
\bar{q}	Pression dynamique
S	surface
T	poussée
u, v, w	Valeurs perturbées des composantes du vecteur vitesse U, V, W
U, V, W	Composantes du vecteur vitesse sur XYZ
W	Poid d'avion
Z	
Z_{α}	Accélération verticale par unité de taux d'angle d'attaque
Z_u	Accélération verticale par unité de vitesse
$Z_{\dot{\alpha}}$	Accélération verticale par unité de taux de changement d'angle d'attaque
Z_q	Accélération verticale par unité de taux de changement d'assiette longitudinale
Z_{δ_e}	Accélération verticale par unité d'angle de déflexion des élévateurs

Grec

α	Angle d'attaque
$\dot{\alpha}$	Taux de changement d'angle d'attaque
β	Angle de dérapage
δ	Angle de déflexion de la surface de control
ξ	Coefficient d'amortissement
ω_n	Fréquence naturelle non amortie
ω_d	Fréquence naturelle amortie

INTRODUCTION

Après la deuxième guerre mondiale le domaine de l'aéronautique a connu une évolution remarquable dans le développement des véhicules aériens non pilotés, téléguidés du sol appelés Drones, dans le but d'améliorer l'efficacité des opérations, tout en préservant les vies humaines.

De cela, comme tous les aéronefs, pour qu'un drone puisse accomplir sa mission on doit assurer sa stabilité statique et dynamique, d'où l'intérêt de cette étude. En effet, cette dernière est régit par la 2ème loi de Newton, permet d'établir des critères pour les quelles on peut juger l'état de vol du drone en vigueur le Yak-54 « stable ou instable ».

Le travail mené dans ce mémoire s'appui sur trois grandes parties : (1) généralités. (2) l'étude de stabilité d'un appareil en vol. (3) Application.

La première partie représentée par le chapitre I, consiste à donner la définition des drones, leurs évolution au cours du temps et aussi des notions de base sur l'aérodynamique et la mécanique du vol, pour pouvoir entamer la seconde partie. Cette dernière englobe le deuxième, le troisième et le quatrième chapitre, permet de tirer des critères de stabilité statique et dynamique et voir les qualités de vol requises.

On a discuté dans la troisième partie qui comprend le cinquième et le sixième chapitre, sur les méthodes numériques de prédiction de la stabilité statique et dynamique en premier lieu, en suite on a établie des programmes en Matlab pour

calculer et tracer les courbes de l'évolution des coefficients aérodynamiques sur la base des caractéristiques du drone Yak-54.

Enfin ; En se basant sur les critères de stabilité statique et dynamique tirés de la deuxième partie et sur des résultats expérimentaux obtenus en soufflerie ; on peut interpréter les résultats et juger la stabilité du drone en vol.

I.1. GENERALITES SUR LES DRONES :

I.1.1. Définition des drones :

Le mot drone est apparu dans la langue française en 1954 il vient de l'anglais signifiant Faux bourdon, l'autre définition indique que c'est un petit avion de reconnaissance sans pilote, télécommandé ou programmé. Une définition plus générale indique qu'un drone (en anglais U.A.V pour unmanned Aerial Vehicle) est un véhicule aérien sans pilote. Il est utilisé généralement pour les missions de surveillances et dans la récolte d'information dans les champs de batailles, en plus de ses applications militaires le drone est aussi utilisé dans des applications civiles tel que l'agriculture, ou la surveillance de zone. De plus, un drone est un aéronef disposant de charges utiles pour effectuer sa mission tel que les missiles ou les bombes pour le combat, il est piloté à partir de station au sol avec ou sans le relais des satellites, comme il peut effectuer sa mission de manière autonome. Dans l'avenir, il est prévu d'assister les drones par des systèmes de contrôle disposé sur les aéronefs (poste de contrôle volant). Les drones disposent de plusieurs capteurs opérant dans différents longueurs d'ondes (domaine du visible, de l'infrarouge ou des ondes radar) et même de système d'écoute ou de brouillage. Aujourd'hui on parle plus de drones mais de systèmes de drones. En effet, le drone fait partie d'un système composé d'un ou plusieurs vecteurs aérien, d'une ou plusieurs stations de commande ainsi que de liaisons de données entre le vecteur et la partie sol. Il subsiste des drones aériens, sou marins, marins et terrestres. Si on se restreint au drones aériens on peut les classer en différents catégories en fonctions de leurs tailles de quelques centimètres à plusieurs mètres, leurs formes comme leurs types de propulsion.

I.1.2. Historique des drones :

En 1916, aux USA, les véhicules aériens naissaient avec l'Aerial Target, un avion cible. Un certain nombre d'améliorations ont suivi. Pendant et après la première guerre mondiale, des avions sans pilote radio commandés ont vu le jour, avec les tentatives de torpilles aériennes télécommandées par des ondes de télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope. En anglais, un drone désigne aussi un faux-bourdon (mâle de l'abeille). Le nom a été donné dans les années 1930 au Royaume-Uni par dérision à des Queen Bee, version automatisée de DH.82 Tiger Moth afin de servir d'avions-cibles : leur vol bruyant, lent et paresseux ressemblait plus à celui du bourdon à la vie éphémère qu'à celui d'une reine abeille. Le nom de drone est resté. Le premier drone français a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas alors d'intérêt à cette

nouvelle technologie. La phase suivante dans les années 1930 fut l'emploi d'avions-cibles autonomes tant au Royaume-Uni qu'aux États-Unis d'Amérique où le Radioplane OQ-2, avion de taille réduite télé-piloté, fut construit en grande série. L'armée allemande développa à partir de 1938 des vecteurs guidés à distance sous la forme de bombes planantes antinavires, de bombes antichars radioguidées et de véhicules à chenilles filoguidés. Les avions sans pilote V1 et le missile V2 allemands de la seconde guerre mondiale étaient-ils des drones ? Plutôt des bombes volantes, mais le V1 à aile droite et pulsoréacteur dorsal a servi de modèle à des avions-cibles, *drone* en anglais. Le grand essor des drones date de la guerre de Corée et de celle du Viêt Nam. À cette époque de la guerre froide, le drone a été développé de façon confidentielle par les États-Unis d'Amérique comme un moyen de supériorité stratégique et de rupture capacitaire devant permettre la surveillance et l'intervention militaire chez l'ennemi sans encourir les risques humains que l'opinion ne supportait pas. Cette supériorité a été acquise au travers de l'innovation technologique, surtout dans les domaines de l'automatique et des transmissions. Les transferts vers Israël de certains systèmes ont permis à ce pays de développer de façon pragmatique une collection de drones à vocation tactique à courte et moyenne portées et à transmissions directe de données. Les drones ont été ensuite de tous les conflits et opérations de maintien de la paix. Il a notamment été utilisé au Kosovo ou au Tchad, lors des attaques aériennes américaines au Pakistan ou contre la piraterie maritime, par les Américains qui l'ont introduit en 2009.

I.1.3. Classification des drones :

La classification des drones est un exercice très difficile, dans la mesure où elle diffère d'un pays à un autre. Cependant les drones aériens peuvent être classés selon trois critères que sont l'altitude de croisière, l'endurance en termes de temps de vol et leur dimension principale, alors le domaine opérationnel des drones peut se décomposer en trois segments :

- Les drones tactiques.
- Les drones de moyenne altitude et longue endurance (MALE) permettant d'utiliser une charge utile de l'ordre de 100 kg « Hmax= 8000m, R. d'action >500 km ».
- Les drones de haute altitude et longue endurance (HALE) « Hmax= 5 à 15000 m, R. d'action >2000 km ».

Le segment tactique se décompose lui-même en six segments :

- *Les micro-drones* (Micro Air Vehicule ou MAV) : pouvant être contenu dans une sphère de 30 cm.



Fig I.1 :Un micro-drone

- *Les mini-drones* (Mini Air Vehicule ou MAV) : pouvant être contenu dans une sphère de 70 cm.



Fig I.2 :Un mini-drone.

- Les drones de très courte portée (TCP).



Fig I.3 : Drone de très courte portée.

- Les drones moyenne portée lents (multichargés, multi missions ou MCOMM lents).



Fig I.4 : Drone moyenne portée lents.

- Les drones rapides bas altitude (MCMM rapides).



Fig I.5 : Drone rapide basse altitude.

- Les drones maritimes tactiques (DMT).



Fig I.6 : Les drones maritimes tactiques

Cela peut surprendre de distinguer en deux segments les micro-drones et les mini-drones, mais la différence d'échelle entre les deux impose aujourd'hui encore des contraintes fortes pour le choix des matériaux des capteurs et des systèmes embarqués. Par conséquent ces deux familles sont fortement différenciées par l'autonomie en vol et la qualité des contrôles, cependant la miniaturisation des cartes électroniques jointe à l'augmentation des capacités de calculs des mini-systèmes embarqués tend à réduire ces écarts.

Ce secteur en évolution rapide et dynamique de l'ensemble du marché. L'Amérique est le continent où 68% de tous les décollages et atterrissages verticaux (VTOL) développés à travers le monde, tandis que l'Europe et l'Asie contribuent 22% et 10%, respectivement, comme le montre la figure I.7. En outre, la plupart des véhicules fabriqués en VTOL sur le continent américain sont apportés par les États-Unis. Les États-Unis fabriquent seuls 66% du nombre total de VTOL dans le monde entier comme le montre la figure I.8, avec la plupart des VTOL utilisés à des fins militaires.

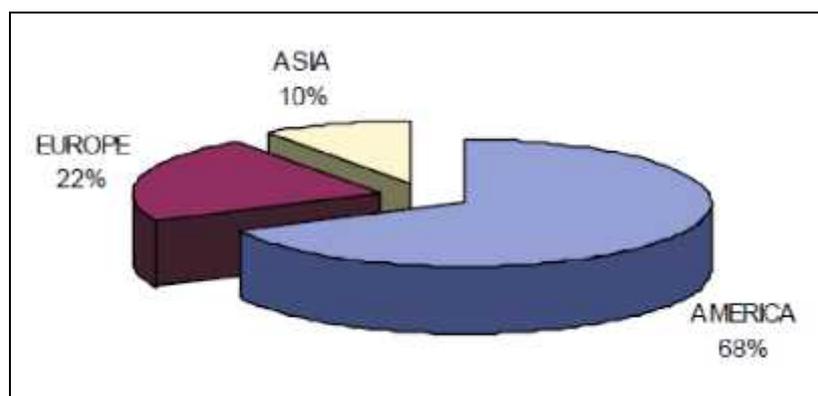


Fig I.7 : VTOL division régional.

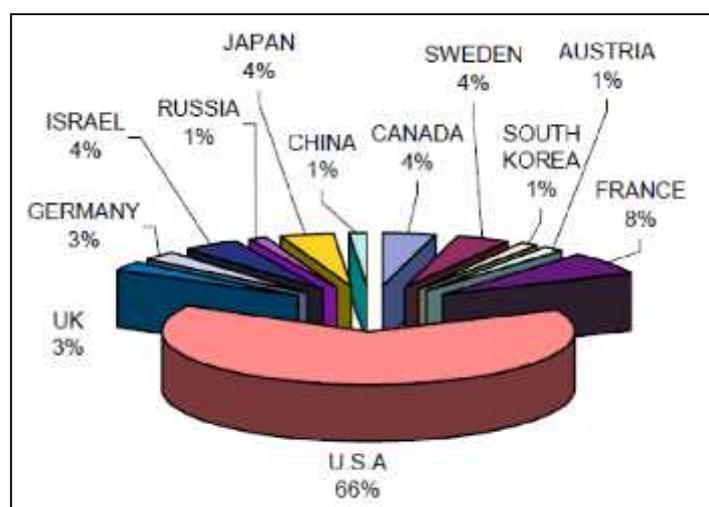


Fig I.8 : Les pourcentages de modèles VTOL produite dans le monde entier.

I.1.4. Avantages Et Inconvénients Des Drones :

Les drones présentent de nombreux avantages que l'on peut résumer ici :

- Le recours croissant aux drones permet de répondre à la contrainte de réduction continue du temps dans la boucle "Observation - Optimisation - Décision - Action" (OODA) ;
- L'absence d'équipage à bord permet des missions de plus longue durée ;
- Les capacités physiologiques de l'homme sont dépassées.
- L'absence de toutes formes d'exposition du pilote aux risques.
- L'absence de tout sentiment de craintes ou de stress dans l'action.
- La polyvalence relative d'emploi, flexibilité, modularité.
- Le traitement des cibles fugitives (Time Sensitive Target).
- La réduction des couts financiers de conceptions, d'entretien.

Ils présentent aussi des lacunes :

Un certain nombre de missions semblent être définitivement irréalisables par des vecteurs non habités. La mission de défense aérienne en est l'exemple caractéristique. Cette mission implique un niveau de complexité élevé, tant dans les moyens de détection, d'identification et d'acquisition des cibles que dans les armements nécessitent également une capacité permanente d'adaptation en temps réel à la situation, au traitement de l'opportunité et à l'attitude de l'adversaire. Les drones tactiques présentent une vulnérabilité en eux-mêmes mais également fragilisent le réseau d'information dans lequel ils sont insérés, en compliquant le système. En utilisant des drones, on est plus dépendant de la technologie sur le champ de bataille. Malgré la haute technologie des drones, leur usage et l'interprétation des informations qu'ils fournissent ne sont pas toujours aisés.

I.2. GENERALITE SUR AERODYNAMIQUE ET MECANIQUE DE VOL

I.2.1. Trièdres de références :

La nécessité de définir des systèmes de coordonnées appropriées découle de deux considérations. D'abord, il peut y avoir un système de coordonnées particulier dans lequel la position et la vitesse des aéronefs « semblent raisonnable ». Pour les performances de l'avion, nous avons besoin de la position et la vitesse à l'égard de l'atmosphère, alors que pour la navigation, ce qui nous concerne est la position et la vitesse par rapport à la Terre.

En second lieu, il existe des systèmes de coordonnées dans lequel les phénomènes d'intérêt sont les plus naturellement exprimés. La direction de la force propulsive d'un réacteur peut souvent être considérée fixe par rapport au fuselage d'aéronef. Dans ce qui suit les systèmes de coordonnées seront des trièdres directs et orthogonaux, voir **R** [3].

I.2.1.1. Trièdre terrestre ou inertiel $OX'YZ'$:

Le trièdre qui apparaît sur la figure (1.9.a) définie la position des objets par rapport à la terre est appelé trièdre normal terrestre ou inertiel.

Il est en outre commode de définir un trièdre équivalent au trièdre précédent et dont l'origine est liée à l'avion (généralement, son centre de gravité) : ce trièdre est dit trièdre normal terrestre porté par l'avion. Le champ de vitesse de la rafale (de vent) est souvent connu dans le repère terrestre. Ce trièdre se prête également bien à l'expression de l'effet de la pesanteur. Il sera considéré comme un repère inertiel dans lequel les lois de Newton du mouvement sont valides.

- L'origine O est fixe par rapport à la terre.

- Oz' est orienté suivant la verticale descendante,
- Ox' et Oy' sont deux directions rectangulaires arbitrairement choisies dans le plan horizontal.

I.2.1.2. Trièdre avion $GXYZ$:

Le trièdre avion est utilisé pour exprimer les forces de propulsions, ainsi que l'expression des moments. Il est rigidement lié à l'appareil (considéré lui même comme rigide).

- L'origine conventionnelle des axes, située dans le plan de symétrie de l'avion et qui peut être le centre de gravité.
- L'axe Gx est orienté positivement de l'arrière vers l'avant de l'avion.
- L'axe Gz , normal à Gx , est orienté positivement vers le ventre de l'avion.
- L'axe Gy complète le trièdre positif (il est orienté positivement vers la droite du pilote).

I.2.1.3. Trièdre de stabilité $AXsYsZs$:

C'est un repère dont le centre de gravité est un point de référence de l'avion. Nous considérons l'appareil dans certaines conditions de vol de référence, généralement en vol stabilisé de sorte que le vent relatif a une direction constante.

-L'axe Xs est considéré comme la projection du vecteur vitesse de l'avion dans le plan de symétrie avion.

Il faut noter que le système d'axes de stabilité est toujours un système fixé sur l'avion. Par conséquent, les équations du mouvement peuvent être appliquées directement au trièdre de stabilité.

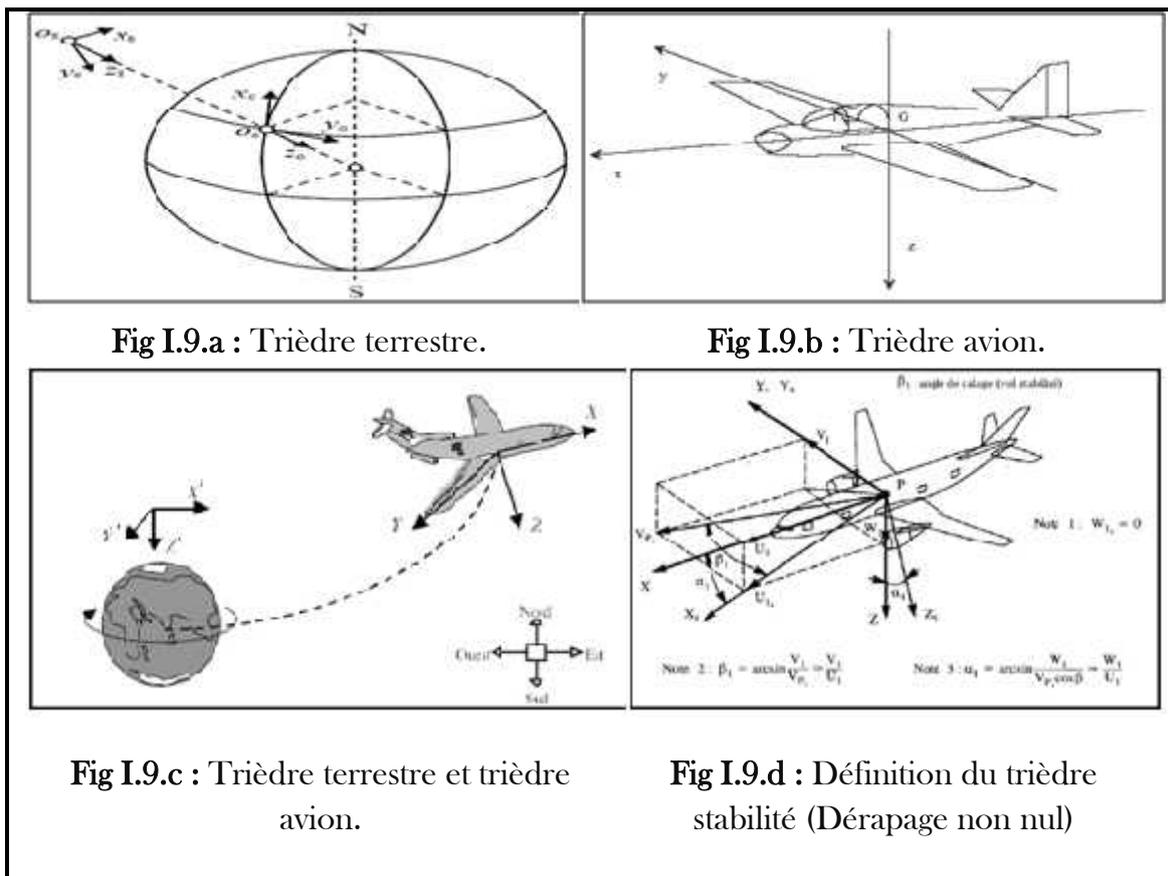


Fig I.9 : différents dièdres d'avion.

I.2.2. Les angles:

Ce sont des angles positionnant la vitesse de l'avion par rapport aux axes des trièdres de référence. Donc on a intérêt de définir les angles suivantes « figure 1.10 » :

- L'angle d'incidence α.
- L'angle de dérapage β.
- L'angle d'assiette .
- La pente .

Pour plus approfondir consulter **R** [1], **R** [2].

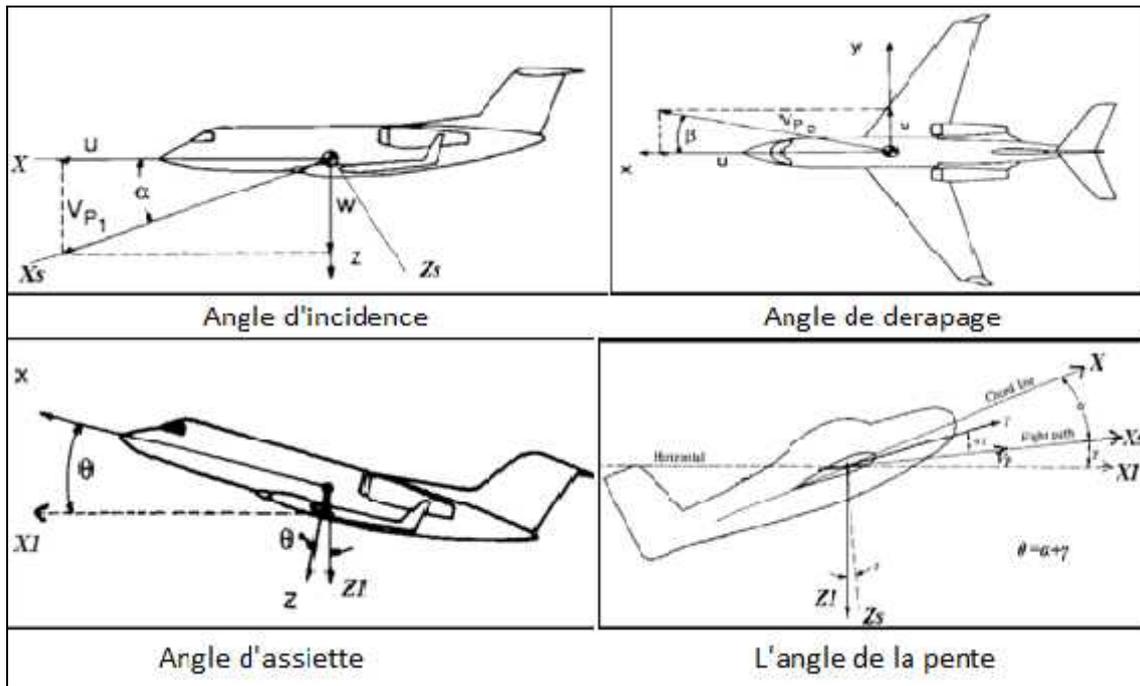


Fig 1.10 : les angles.

I.2.3. Les équations générales du mouvement :

I.2.3.1. Les équations de mouvement :

Dans la mécanique rationnelle les équations de mouvements se résume comme suivant :

$$\left(\frac{d(m\vec{V})}{d}\right)_{/R} = \vec{F} \tag{I.1}$$

$$\left(\frac{d(\vec{I}\vec{\omega})}{d}\right)_{/R} = \vec{G} \tag{I.2}$$

Avec :

\vec{I} : Tenseur d'inertie, et $\vec{\omega}$: la vitesse de rotation de R stabilité/R terrestre.

\vec{F} et \vec{G} : Sont respectivement les forces et les moments agissent sur l'avion. Ils se composent du poids, des forces et moments aérodynamiques, des forces et moments de propulsion.

Les équations du mouvement sont écrites comme suit :

$$\begin{aligned} I_x \dot{P} - I_x \dot{R} - I_x P + (I_z - I_y) R &= L_A + L_T \\ I_y \dot{Q} + (I_x - I_z) P + I_x (P_2 - R_2) &= M_A + M_T \\ I_z \dot{R} - I_x \dot{P} + (I_y - I_x) P + I_x Q &= N_A + N_T \end{aligned} \tag{I.3}$$

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} - V + W) &= -m s_1 + F_{Ax} + F_{Tx} \\
 m(\dot{V} + U - W) &= m s_1 c_1 + F_{Ay} + F_{Ty} \\
 m(\dot{W} - U + V) &= m c_1 c_1 + F_{Az} + F_{Tz}
 \end{aligned}
 \tag{I.4}$$

On prenant comme plan de symétrie le plan $x - z$. Alors les produits d'inertie I_{xy} et I_{yz} seront nuls. Si on prend les axes du repère avion comme axes principaux d'inertie, alors le produit d'inertie I_{xy} est nul. Il est plus commode d'employer comme repère avion un repère dans lequel l'axe x est aligné avec la direction du vecteur vitesse à l'équilibre quant on étudie des petites perturbations autour d'un état d'équilibre symétrique (vol sans dérapage), car cela permet de simplifier grandement l'expression des forces et moments aérodynamiques.

I.2.3.2. Les équations du mouvement d'un état de vol stabilisé :

I.2.3.2.1. Définition d'un état de vol stabilisé :

Un vol est stabilisé si les variables de mouvement restent constantes durant le temps relative à un système d'axes liés à l'avion, caractérisé par :

$$\vec{V}_p = 0 \quad \text{et} \quad \vec{\omega} = 0
 \tag{I.5}$$

Autrement \vec{V}_p et $\vec{\omega}$ sont constants dans le temps relativement aux axes de l'avion XYZ. Voir la figure (I.11).

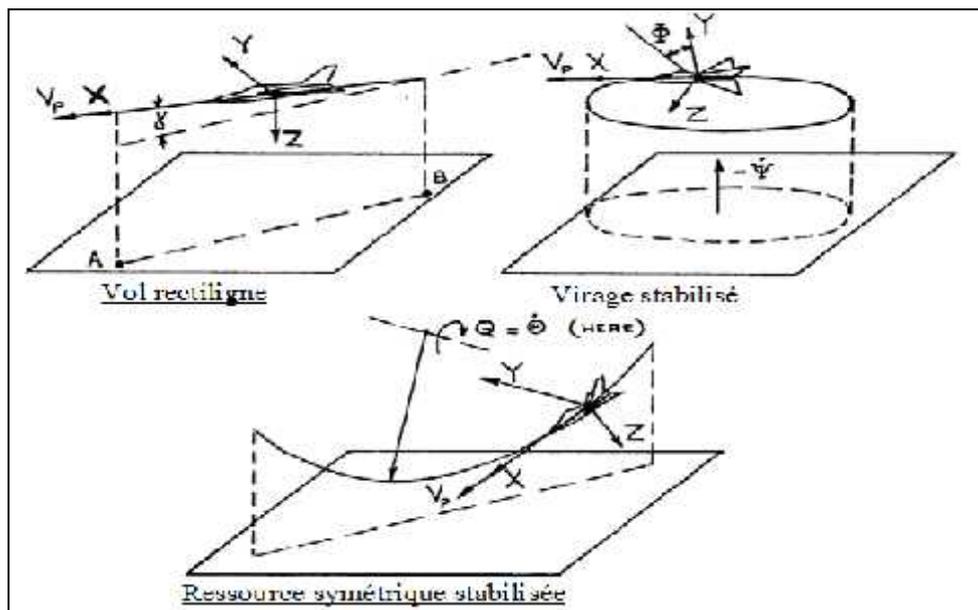


Fig I.11: Exemples des trajectoires de vol stabilisés.

I.2.3.2.2. Les équations du mouvement :

Grâce aux conditions d'équilibres exprimées par les équations précédentes, on obtient :

$$\begin{aligned}
 -I_{xz} P_1 Q_1 + (I_{zz} - I_{yy}) R_1 Q_1 &= L_{A1} + L_{T1} \\
 (I_{xx} - I_{zz}) P_1 R_1 + I_{xz}(P_1^2 - R_1^2) &= M_{A1} + M_{T1} \\
 (I_{yy} - I_{xx}) P_1 Q_1 + I_{xz} Q_1 R_1 &= N_{A1} + N_{T1}
 \end{aligned} \tag{I.6}$$

et

$$\begin{aligned}
 m (-V_1 R_1 + W_1 Q_1) &= -mg \sin \theta_1 + F_{Ax1} + F_{Tx1} \\
 m (U_1 R_1 - W_1 P_1) &= mg \sin \varphi_1 \cos \theta_1 + F_{Ay1} + F_{Ty1} \\
 m (-U_1 Q_1 + V_1 P_1) &= mg \cos \varphi_1 \cos \theta_1 + F_{Az1} + F_{Tz1}
 \end{aligned} \tag{I.7}$$

Pour indiquer que la condition de vol est stabilisée, on utilise l'indice un (1).

Les équations cinématiques sont :

$$\begin{aligned}
 P_1 &= \dot{\varphi}_1 - \dot{\psi}_1 \sin \theta_1 \\
 Q_1 &= \dot{\theta}_1 \cos \varphi_1 + \dot{\psi}_1 \cos \theta_1 \sin \varphi_1 \\
 R_1 &= \dot{\psi}_1 \cos \theta_1 \cos \varphi_1 - \dot{\theta}_1 \sin \varphi_1
 \end{aligned} \tag{I.8}$$

On distingue trois types de vol équilibré :

- Le vol rectiligne stabilisé.
- Le vol en ressource symétrique stabilisée.
- Le vol en virage stabilisé.

I.2.3.3. Les équations du mouvement d'un état de vol perturbé :

I.2.3.3.1. Définition d'un état de vol perturbé :

C'est la condition de vol pour laquelle toutes les variables de mouvement sont définies relativement à une condition de vol stabilisée. Mathématiquement est décrit en prenant toutes les variables du mouvement comme la somme d'une quantité stabilisée plus une quantité de perturbation. Voir figure (I.12) pour un exemple de deux conditions de vol perturbées.

Tout mouvement de vol qui n'est pas équilibré peut être considéré comme perturbé.

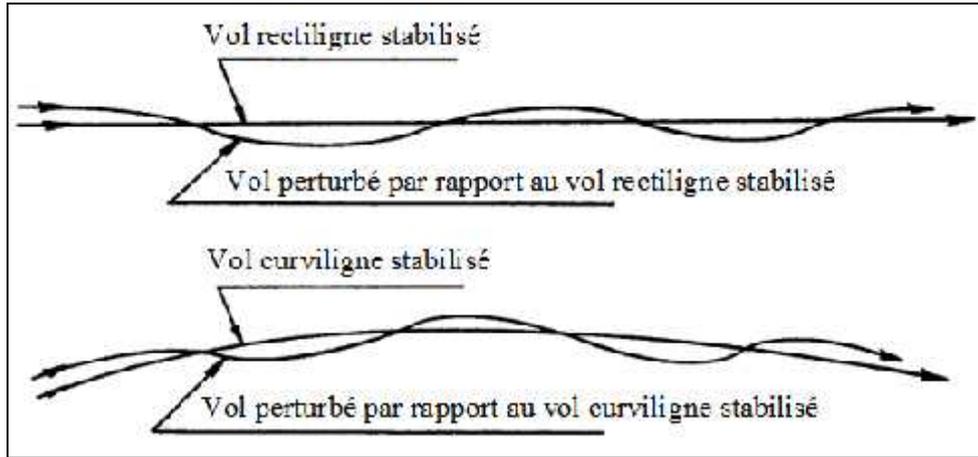


Fig I.12 : Exemples des trajectoires de vol perturbées.

I.2.3.3.2. Les équations du mouvement :

Ajoutant le terme de la perturbation a toutes les variables de mouvement pour dériver les équations du mouvement d'un état de vol perturbés.

Et faisant l'approximation :

$$\cos \theta \approx \cos \Phi \approx 1 ; \sin \theta \approx \theta \quad \text{et} \quad \sin \Phi \approx \Phi \tag{I.9}$$

On aura :

$$\begin{aligned} I_x \dot{p} - I_x \dot{r} - I_x (P_1 q + Q_1 p) + (I_z - I_y)(R_1 q + Q_1 r) &= l_A + l_T \\ I_y \dot{q} + (I_x - I_z)(P_1 r + R_1 p) + I_x (2P_1 p - 2R_1 r) &= m_A + m_T \\ I_z \dot{r} - I_x \dot{p} + (I_y - I_x)(P_1 q + Q_1 p) + I_x (Q_1 r + R_1 q) &= n_A + n_T \\ m(\dot{u} - V_1 r - R_1 v + W_1 q + Q_1 w) &= -m \theta \cos \theta_1 + f_{Ax} + f_{Tx} \\ m(\dot{v} + U_1 r + R_1 u - W_1 p - P_1 w) &= -m \theta \sin \Phi_1 \sin \theta_1 + m \varphi \cos \Phi_1 \cos \theta_1 + f_{Ay} + f_{Ty} \\ m(\dot{w} - U_1 q - Q_1 u + V_1 p + P_1 v) &= -m \cos \Phi_1 \sin \theta_1 - m \varphi \sin \Phi_1 \cos \theta_1 + f_{Az} + f_{Tz} \end{aligned} \tag{I.11}$$

I.2.4. Concepts aérodynamiques de base :

Pour pouvoir bien comprendre les équations des forces aérodynamiques et des moments, on doit étudier les différents concepts aérodynamiques des surfaces portantes en allant du profil jusqu'à l'aile puis le fuselage et sa contribution.

I.2.4.1. Caractéristiques des profils :

Grace aux études mené par l'agence NACA (ancêtre de la National Air and Space Agency) durant les années 1930, qui a permit d'établir une base de données bien complètes des profils étudiés dont les caractéristiques sont rendues publics de plus d'autres caractéristiques sont venu s'ajouté à cette base de données; voir **R** [2]. Le profil aérodynamique est définit par un certain nombre de termes :

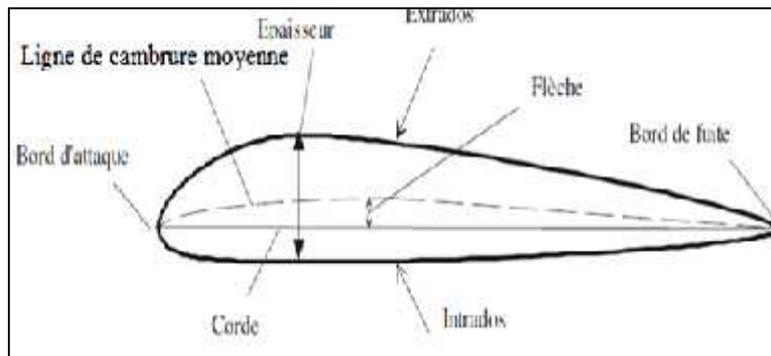


Fig I.13 : Caractéristiques géométriques des profils.

La figure (I.13) donne une interprétation géométrique de ces paramètres. Les paramètres géométriques suivants, ont une grande influence sur les caractéristiques aérodynamiques des profils :

- **L'épaisseur relative maximale $(t/c)_{max}$** : C'est le rapport entre l'épaisseur maximale et la corde de profil ; exprimé en pourcentage.
- **La forme de la ligne moyenne y_c** : Si la ligne moyenne est une ligne droite, le profil sera symétrique.
- la forme de bord d'attaque : Δy
- le rayon de bord d'attaque.
- l'angle de bord de fuite τ_E .

I.2.4.2. Caractéristiques des ailes :

I.2.4.2.1. Caractéristiques géométriques des ailes :

Les ailes sont constituées des profils étudiés précédemment. Les profils sont superposés le long de l'envergure pour former les surfaces portantes telles que les ailes, les empennages, les canards et les pylônes. La forme en plan des surfaces portantes joue un rôle important pour la détermination des caractéristiques aérodynamiques. On suppose que la plupart de ces surfaces peuvent être rapprochés par une forme trapézoïdale droite comme celle qui est représenté sur la figure I.14.

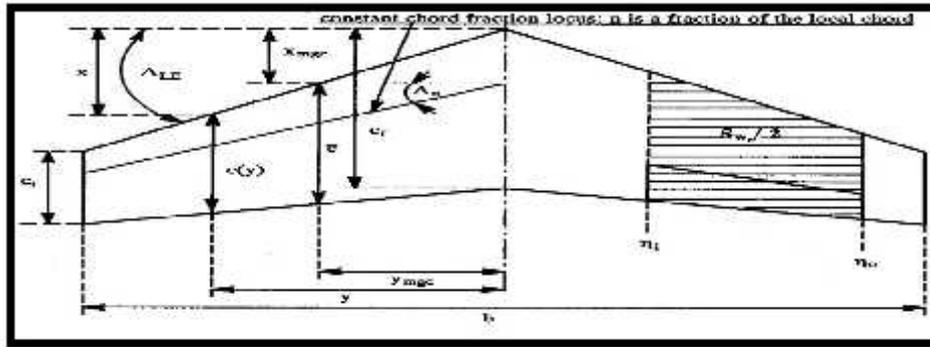


Fig I.14 : Paramètres géométriques d'une aile.

Nom	Relation
L'effilement λ	$\frac{c_l}{c_r}$
L'allongement : A	$\frac{b^2}{S}$
La surface « Trapeze » : S	$\frac{b}{2} c_r (1 + \lambda)$
La corde moyenne : \bar{c}	$\frac{1}{S} \int_{-b/2}^{+b/2} c^2(y) dy$
La position latérale de la corde moyenne : \bar{y}_c	$\frac{2}{S} \int_{\bar{c}}^{+b/2} y c(y) dy$
La position longitudinale de la corde moyenne : \bar{x}_c	$\frac{1}{S} \int_{-b/2}^{+b/2} x c(y) dy$
La flèche: $\tan \theta$	$\tan \theta = \frac{4n(1 - \lambda)}{A(1 + \lambda)}$

Tableau I.1 : les caractéristiques géométriques d'une aile.

I.2.4.2.2. Caractéristiques aérodynamiques des ailes :

La définition des caractéristiques aérodynamiques des ailes est importante pour l'étude de la stabilité et le contrôle d'avion, parmi ces caractéristiques on trouve : La pente du coefficient de portance ($C_{L\alpha}$), le centre aérodynamique (X_a), l'angle d'incidence de portance nulle (α_0), le coefficient du moment par rapport au centre aérodynamique ($C_{m\alpha}$), l'angle induit par les tourbillons : ϵ , et le taux de variation de l'angle induite avec l'incidence ($d\epsilon/d\alpha$).

I.2.4.3. Les forces et les moments aérodynamiques et de poussée :

Les forces et les moments agissant sur l'avion pendant le vol, sont divisées sur deux catégories « longitudinales ; latérales-directionnelles », dans ce chapitre on est limité par donner les formules générales de ces forces et moments seulement , pour plus de détail voir Chapitre II et Chapitre III, consulter aussi **R** [1], **R** [2] .

I.2.4.3.1. Forces et moments longitudinales :

L'angle d'incidence provoque une force longitudinale ; un moment de tangage. les forces et les moments aérodynamiques longitudinaux qui s'exercent sur un avion dans l'état de vol stabilisé. Dans le repère stabilité, sont écrite comme suit :

$$\begin{aligned} F_{A_{x_{1s}}} &= -D \\ F_{A_{z_{1s}}} &= -L \\ M_{A_{1s}} &= M_A \end{aligned} \quad (I.12)$$

Dans le développement des modèles pour la traînée, la portance et le moment de tangage, les indices 1 et s seront abandonnés. Ceci peut être fait sans ambiguïté parce qu'on traite seulement des effets d'état de vol d'équilibre en un système d'axe de stabilité.

➤ Les forces longitudinales :

1- La composante de la force aérodynamique sur l'axe longitudinale :

$$F_{A_{x_{1s}}} = -L = -C_L \bar{q} S = - \left(C_{L_u} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \right) \bar{q} S \quad (I.13)$$

2- La composante de la force de poussée sur l'axe longitudinale :

$$F_{T_{x_{1s}}} = -T \sin(\phi_T + \alpha_1) \quad (I.14)$$

➤ Le moment de tangage :

Le moment de tangage de l'avion est :

$$M_A = C_m \bar{q} S \bar{c} \quad (I.15)$$

On peut rassembler toutes les expressions des forces et des moments longitudinaux dans la matrice suivante, pour un vol non perturbé :

$$\begin{Bmatrix} F_{A_{x_1}} \\ F_{A_{z_1}} \\ M_{A_1} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -D \\ -L \\ M_A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -C_D \bar{q} S \\ -C_L \bar{q} S \\ C_m \bar{q} S \bar{c} \end{Bmatrix} \quad (\text{I. 16})$$

$$\begin{Bmatrix} F_{T_{x_1}} \\ F_{T_{z_1}} \\ M_{T_1} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} T \cos(\phi_T + \alpha) \\ -T \sin(\phi_T + \alpha) \\ -T d_T \end{Bmatrix} \quad (\text{I. 17})$$

Pour l'état de vol perturbé on le système precedent devient :

$$\begin{Bmatrix} \frac{f_{A_x}}{\bar{q}_1 S} \\ \frac{f_{A_z}}{\bar{q}_1 S} \\ \frac{m_A}{\bar{q}_1 S \bar{c}} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} -(C_{D_u} + 2C_{L_1})(-C_{D_\alpha} + C_{L_1}) & -C_{D_{\dot{\alpha}}} \approx 0 & -C_{D_q} \approx 0 & -C_{D_{\delta_e}} \approx 0 \\ -(C_{L_u} + 2C_{L_1})(-C_{L_\alpha} - C_{D_1}) & -C_{L_{\dot{\alpha}}} & -C_{L_q} & -C_{L_{\delta_e}} \\ (C_{m_u} + 2C_{m_1}) & C_{m_\alpha} & C_{m_{\dot{\alpha}}} & C_{m_q} & C_{m_{\delta_e}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u}{U_1} \\ \alpha \\ \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2U_1} \\ \frac{q \bar{c}}{2U_1} \\ \delta_e \end{Bmatrix} \quad (\text{I. 18})$$

$$\begin{Bmatrix} \frac{f_{T_x}}{\bar{q}_1 S} \\ \frac{f_{T_z}}{\bar{q}_1 S} \\ \frac{m_T}{\bar{q}_1 S \bar{c}} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} (C_{T_{x_u}} + 2C_{T_{x_1}}) & 0 \\ 0 & 0 \\ (C_{m_{T_u}} + 2C_{m_{T_1}}) & C_{m_{T_\alpha}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u}{U_1} \\ \alpha \end{Bmatrix} \quad (\text{I. 19})$$

Voir **R** [4].

I.2.4.3.2. Forces et moments latérales-directionnelles :

Dans le vol stabilisé $V_i \neq 0$, l'avion sera dérapant. L'angle de dérapage (l'équivalent latéral-directionnel de l'angle d'incidence longitudinal) provoque une force latérale $F_{A_{y_1}}$, un moment de roulis L_{A_1} et un moment de lacet N_{A_1} .

➤ **La force latérale totale de l'avion** : Elle est exprimée par :

$$F_{Ay} = c_y \bar{q} s \quad (I. 20)$$

Où C_y est le coefficient total de la force latérale. Il est donnée par :

$$c_y = c_{y0} + c_{yS} S + c_{yUR} u_R + c_{yUA} u_A \quad (I. 21)$$

➤ **Le moment de roulis total de l'Avion** : Il est exprimé par :

$$L_A = c_l \bar{q} s b \quad (I. 22)$$

Avec C_l est le coefficient de moment de roulis total exprimé par :

$$c_l = c_{l0} + c_{lS} S + c_{lUA} u_A + c_{lUR} u_R \quad (I. 23)$$

➤ **Le moment de lacet total de l'avion** : Il est exprimé par :

$$N_A = c_n \bar{q} s b \quad (I. 24)$$

Où C_n est le coefficient de moment de lacet total. Il est donnée par :

$$c_n = c_{n0} + c_{nS} S + c_{nUR} u_R + c_{nUA} u_A \quad (I. 25)$$

On peut rassembler toutes les expressions des forces et des moments latéraux-directionnels pour le vol non perturbé dans la matrice suivante :

$$\begin{Bmatrix} F_{Ay} \\ L_A \\ N_A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} c_y \bar{q} s \\ c_l \bar{q} s b \\ c_n \bar{q} s b \end{Bmatrix} \quad \text{Avec : } \begin{Bmatrix} c_y \\ c_l \\ c_n \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{y0} & c_{yS} & c_{yUA} & c_{yUR} \\ c_{l0} & c_{lS} & c_{lUA} & c_{lUR} \\ c_{n0} & c_{nS} & c_{nUA} & c_{nUR} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 1 \\ S \\ u_A \\ u_R \end{Bmatrix} \quad (I. 26)$$

Pour l'état de vol perturbé le système précédent devient :

$$\begin{Bmatrix} \frac{f_{Ay}}{\bar{q} s} \\ \frac{l_A}{\bar{q} s b} \\ \frac{n_A}{\bar{q} s b} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{yS} & c_{y\dot{S}} \approx 0 & c_{yp} & c_{yr} & c_{yUA} & c_{yUR} \\ c_{lS} & c_{l\dot{S}} \approx 0 & c_{lp} & c_{lr} & c_{lUA} & c_{lUR} \\ c_{nS} & c_{n\dot{S}} & c_{np} & c_{nr} & c_{nUA} & c_{nUR} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S \\ \dot{S} b \\ \frac{2U_1}{pb} \\ \frac{2U_1}{rb} \\ \frac{2U_1}{2U_1} \\ u_A \\ u_R \end{Bmatrix} \quad (I. 27)$$

Voir **R** [5].

II.1. INTRODUCTION :

La stabilité statique est la tendance d'un véhicule à développer des forces ou des moments opposés à la perturbation instantanée du mouvement, afin de revenir à son état d'équilibre.

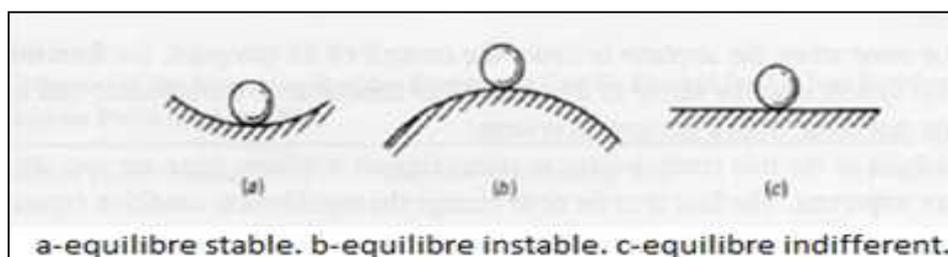


Fig II.1 : Différents états d'équilibre statique.

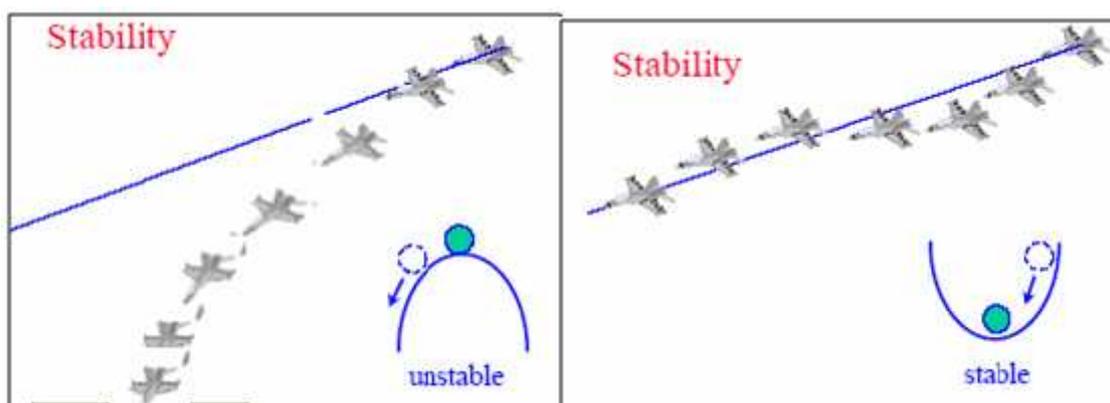


Fig II.2 : L'équilibre stable et l'équilibre instable.

Pour l'étude de la stabilité statique, on découple le problème complexe en deux :

- Stabilité statique longitudinale.
- Stabilité statique latérale-directionnelle.

II.2. LES CRITERES DE STABILITE :

Le critère de stabilité est définie comme étant la règle pour la quelle en peut séparer les différents états d'équilibre : stable, instable et indifférent.

Le mouvement équilibré d'un avion est le mouvement pour lequel la vitesse de translation \vec{V}_p et la vitesse de rotation $\vec{\omega}$ demeurent constantes avec le temps dans un repère fixe XYZ. En langage plus commun, l'état d'équilibre d'un avion est défini en tant qu'une vitesse de translation constante, vitesses de rotation constante et un facteur de

charge constant. Ce type de vol est fréquemment rencontré en palier et aux virages stabilisés.

Pour la détermination de la stabilité statique, il suffit donc de considérer seulement les composants de \vec{V} et de $\vec{\omega}$ (dans l'état de vol stabilisé) qui sont respectivement : U_1, V_1, W_1 et P_1, Q_1, R_1 . Les perturbations relatives à ces variables stabilisées du mouvement stabilisé sont : u, v, w et p, q, r , « ils sont tous nuls ».

La définition de la stabilité statique sera maintenant appliquée en utilisant les forces et les moments instantanés. En déterminant quelles combinaisons des forces, des moments et des perturbations doivent être choisies, ces règles arbitraires sont :

1. Des perturbations des vitesses linéaires sont initialement créées par des forces.
2. Des perturbations des vitesses angulaires sont initialement induites seulement par des moments.
3. Les perturbations des angles d'incidence et de dérapage obtenues en interprétant les perturbations de vitesse v et w en tant que $\alpha = v/U_1$ et $\beta = w/U_1$ sont initialement représentés par des moments.

Appliquant uniformément ces règles et la définition de la stabilité statique au comportement des forces et de moments instantanés d'un avion, il se découle une série de critères de stabilité statique. Un avion sera considéré statiquement stable dans un mouvement variable s'il satisfait les critères correspondant du tableau II.1.

II.2.1. Les critères de stabilité statiques pour les perturbations de vitesse linéaires :

II.2.1.1. Vitesse de perturbation de translation longitudinale u :

Du tableau II.1 un avion est statiquement stable pour une perturbation de vitesse de translation longitudinale u , si :

$$\frac{\partial(F_{A_X} + F_{T_X})}{\partial u} < 0 \quad (\text{II. 1})$$

La signification physique de ce critère est : lors d'une augmentation de vitesse vers l'avant u , (le long de l'axe des abscisses), une force doit être produite qui tend à s'opposer à l'augmentation de la vitesse.

La signification de ce critère sera maintenant examinée par rapport aux axes de stabilité:

$$F_{A_X} + F_{T_X} = (-C_D + C_{T_X})\bar{q}S \quad (\text{II. 2})$$

L'application du critère (II.1) donne:

$$(C_{T_{x_u}} - C_{D_u}) + (C_{T_{x_1}} - C_{D_1}) \frac{2}{U_1} < 0 \quad (\text{II. 3})$$

Pour l'état de vol stabilisé, l'expression suivante doit être satisfaite :

$$C_{T_{x_1}} - C_{D_1} = 0 \quad (\text{II. 4})$$

Dans ce cas, le critère de stabilité statique de vitesse se réduit à:

$$(C_{T_{x_u}} - C_{D_u}) < 0 \quad (\text{II. 5})$$

L'avion qui répond au critère (II.1) ou (II.5) a la tendance de retourner à sa vitesse d'équilibre une fois perturbé dans l'une ou l'autre direction.

II.2.1.2. Vitesse de perturbation latérale v :

Du tableau II.1, l'avion est statiquement stable pour une perturbation de la vitesse latérale v , si :

$$\frac{\partial (F_{A_y} + F_{T_y})}{\partial v} < 0 \quad (\text{II. 6})$$

Par rapport aux axes de stabilité:

$$F_{A_y} + F_{T_y} = (-C_y + C_{T_y}) \bar{q} S \quad (\text{II. 7})$$

Appliquant les critères (II.6) et (II.7) ; négligeant l'effet de perturbation de la vitesse latérale sur la pression dynamique, on aura par conséquent :

$$C_{y_\beta} + C_{T_{y_\beta}} < 0 \quad (\text{II. 8})$$

Et tenant compte l'approximation $C_{T_{y_\beta}} \approx 0$, l'équation (II.8) deviendra :

$$C_{y_\beta} < 0 \quad (\text{II. 9})$$

II.2.1.3. Vitesse de perturbation verticale w :

Du tableau II.1, l'avion est statiquement stable pour une perturbation de la vitesse verticale w , si :

$$\frac{\partial(F_{AZ} + F_{TZ})}{\partial w} < 0 \quad (\text{II.10})$$

La signification physique de ce critère est : lors d'une perturbation de vitesse positive w (le long de l'axe z), une force est produite qui tend à s'opposer à w . L'approximation $w = \alpha U_1$ sera utilisée dans l'analyse supplémentaire du critère (II.10). Dans les axes de stabilité :

$$F_{AZ} + F_{TZ} = (-C_L + C_{TZ})\bar{q}S \quad (\text{II.11})$$

L'application du critère (II.10) et l'utilisation de $w = U_1 \alpha$, tout en négligeant l'effet de w sur la pression dynamique, on trouve:

$$\frac{1}{U_1} (-C_{L\alpha} + C_{TZ\alpha}) \bar{q}_1 S < 0 \quad (\text{II.12})$$

Pour beaucoup d'avions et conditions de vol, il est acceptable de supposer $C_{TZ} \ll C_{L\alpha}$ de sorte que la condition (II.12) puisse habituellement être écrite comme:

$$C_{L\alpha} > 0 \quad (\text{II.13})$$

Cette condition montre que la pente de la courbe portance d'un avion doit être positive pour s'opposer aux perturbations de vitesse verticale. Tant que l'incidence d'avion est au-dessous de l'incidence de décrochage, la condition (II.13) est toujours satisfaite.

La discussion du coefficient $C_{L\alpha}$ est indiquée dans **R** [6], et dans le chapitre VII du **R** [4].

II.2.2. Critères de stabilité statique pour les perturbations d'angle d'attaque et l'angle de dérapage :

II.2.2.1. Perturbation de l'angle d'attaque :

D'après le tableau II.1, la stabilité statique pour une perturbation d'angle d'attaque α , si :

$$\frac{\partial(M_A + M_T)}{\partial \alpha} < 0 \quad (\text{II.14})$$

La signification physique de ce critère est : lors d'une perturbation d'angle d'attaque α , l'avion sera orienter par effet girouette dans la nouvelle vitesse relative. Dans les axes de stabilité :

$$M_A + M_T = (C_m + C_{m_T})\bar{q}S\bar{c} \quad (\text{II. 15})$$

On appliquant le critère (II.14) dans l'équation au dessus on obtient :

$$C_{m_\alpha} + C_{m_{T_\alpha}} < 0 \quad (\text{II. 16})$$

Dans les cas où le $C_{m_{T_\alpha}} \ll C_{m_\alpha}$ a condition de stabilité statique (II.16) réduit à :

$$C_{m_\alpha} < 0 \quad (\text{II. 17})$$

II.2.2.2. Perturbation de l'angle de dérapage :

D'après le tableau II.1, la stabilité statique pour une perturbation d'angle d'attaque , si:

$$\frac{\partial(N_A + N_T)}{\partial} > 0 \quad (\text{II. 18})$$

La signification physique de ce critère est lors d'une perturbation d'angle de dérapage , l'avion sera orienter par effet girouette dans la nouvelle vitesse relative.

Dans les axes de stabilité :

$$N_A + N_T = (C_n + C_{T_n})\bar{q}S \quad (\text{II. 19})$$

Appliquant l'équation (II.19) dans le critère (II.18) :

$$C_{n_\beta} + C_{n_{T_\beta}} > 0 \quad (\text{II. 20})$$

Dans les cas où le $C_{n_{T_\beta}} \ll C_{n_\beta}$ la condition de stabilité statique (II.20) réduit à :

$$C_{n_\beta} > 0 \quad (\text{II. 21})$$

Consulter **R** [6], **R** [7].

II.2.3. Critères de stabilité statique pour des perturbations de vitesses angulaires :

Les critères de stabilité statique sont appliqués pour les trois vitesses de perturbation : vitesse de rotation p, vitesse de rotation q, vitesse de rotation r.

II.2.3.1. Critère de Perturbation de la vitesse de tangage q :

Du tableau II.1, l'avion est statiquement stable pour une perturbation du taux de tangage q , si :

$$\frac{\partial(M_A + M_T)}{\partial} < 0 \quad (II.22)$$

La signification physique de ce critère est lors d'une augmentation du taux de tangage q , qui produit un moment tend à s'opposer à cette augmentation. Dans les axes de stabilité :

$$M_A + M_T = (C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\dot{\alpha}_T})\bar{q}S c \quad (II.23)$$

On négligeant le terme de poussée dans l'équation (II.23), le critère (II.22) implique :

$$C_{m\dot{\alpha}} < 0 \quad (II.24)$$

La dérivée $C_{m\dot{\alpha}}$ est appelée l'amortissement en tangage.

II.2.3.2. Critère de Perturbation de la vitesse de roulis p :

Du tableau II.1, l'avion est statiquement stable pour une perturbation du taux de roulis p , si :

$$\frac{\partial(L_A + L_T)}{\partial} < 0 \quad (II.25)$$

La signification physique de ce critère est lors d'une augmentation du taux de roulis p , qui produit un moment tend à s'opposer à cette augmentation. Dans les axes de stabilité :

$$L_A + L_T = (C_{l\dot{\alpha}} + C_{l\dot{\alpha}_T})\bar{q}S \quad (II.26)$$

On négligeant le terme de poussée dans l'équation (II.26), le critère (II.25) implique :

$$C_{l\dot{\alpha}} < 0 \quad (II.27)$$

La dérivée $C_{l\dot{\alpha}}$ est appelée l'amortissement en roulis.

II.2.3.3. Critère de perturbation de la vitesse de lacet r:

Du tableau II.1, l'avion est statiquement stable pour une perturbation du taux de lacet r , si :

$$\frac{\partial(N_A + N_T)}{\partial r} < 0 \quad (II.28)$$

La signification physique de ce critère est lors d'une augmentation du taux de lacet r , qui produit un moment tend à s'opposer à cette augmentation. Dans les axes de stabilité :

$$N_A + N_T = (C_n + C_{n_r})\bar{q}S \quad (II.29)$$

On négligeant le terme de poussée, le critère (II.28) implique :

$$C_{n_r} < 0 \quad (II.30)$$

La dérivée C_{n_r} est appelée l'amortissement en lacet.

II.2.4. L'effet de la vitesse longitudinale sur le Moment de tangage :

Selon le tableau II.1 le comportement désiré d'un avion une fois perturbé par la vitesse de translation longitudinale u , est:

$$\frac{\partial(M_A + M_T)}{\partial u} > 0 \quad (II.31)$$

L'application de cette condition est qu'une augmentation de vitesse longitudinale, relativement à sa vitesse d'équilibrée U_1 , elle devrait réagir avec une augmentation positive (c.-à-d. nez vers le haut) dans le moment de tangage.

Dans le système d'axe de stabilité :

$$M_A + M_T = (C_m + C_{m_r})\bar{q}S c \quad (II.32)$$

L'application du critère (II.31) à l'équation (II.32) donne:

$$(C_{m_u} + C_{m_{T_u}}) + (C_{m_1} + C_{m_{T_1}})\frac{2}{U_1} > 0 \quad (II.33)$$

En conditions de vol d'état stabilisé :

$$(C_{m_1} + C_{m_{T_1}}) = 0$$

De sorte que ceci réduise à :

$$(C_{m_u} + C_{m_{T_u}}) > 0 \quad (II.34)$$

Dans les plupart d'avions l'effet de la poussée peut être négligé, par conséquent :

$$C_{m_u} > 0 \quad (II.35)$$

D'une part, le signe et le module de C_{m_u} dépendent essentiellement de la forme en plan de l'avion ainsi que du nombre de Mach. D'autre part, des effets aérodynamiques peuvent être très importants.

Lorsque la dérivée du coefficient de moment par rapport à la vitesse de translation longitudinal est négative, l'avion a tendance à piquer. Par conséquent, il y a une perte de l'efficacité du contrôle longitudinal de l'avion. Le même effet se déroule lorsque le nombre de mach est très élevé ou l'apparition des effets aéroélastique par la suite, le pilote rencontrera des difficultés pour redresser son avion.

Les bonnes qualités de vol en tangage pour un avion ne dépendent pas essentiellement du critère (II.34) parce qu'il peut y avoir une interaction importante par rapport à la vitesse de la translation longitudinal (C_{D_u}). c'est le cas d'un avion qui présente une instabilité en terme du coefficient C_{m_u} , mais il est acceptable par l'effet contraire du coefficient C_{D_u} . Ce dernier engendre une forte augmentation de traînée qui tendrait à amortir les perturbations de la vitesse longitudinale.

II.2.5. L'effet de l'angle de dérapage sur le moment de roulis :

Du tableau II.1, pour que l'avion retrouve son état d'équilibre, il doit satisfaire au critère suivant :

$$\frac{\partial(L_A + L_T)}{\partial \delta} < 0 \quad (II.36)$$

La signification physique est : pour un angle de dérapage positif « le nez de l'appareil est à gauche de vecteur vitesse non perturbée », l'avion a tendance de faire un mouvement de roulis dans le sens de la perturbation « roulis vers la gauche », consultez **R [6] e R [8]**.

Dans le système d'axe de stabilité :

$$L_A + L_T = (C_l + C_{l_T}) \bar{q} S \quad (II.37)$$

Négligeant l'effet de la poussée, et appliquant le critère (II.36) on aura :

$$C_{t\beta} < 0 \quad (II.38)$$

II.3. ETUDE DE STABILITE POUR LE CAS D'UN VOL STATIONNAIRE RECTILIGNE :

Appiquant le bilan des forces et des moments pour le cas d'un vol stationnaire uniforme on aboutira aux équations suivantes :

$$m \cos \gamma = -(C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{i_h}} i_h + C_{D_{\delta_e}} \delta_e) \bar{q} S + T \cos(\gamma + \alpha) \quad (II.39a)$$

$$-m \sin \gamma = -(C_{y_\beta} \beta + C_{y_{\delta_a}} \delta_a + C_{y_{\delta_r}} \delta_r) \bar{q} S + F_{y_T} \quad (II.39b)$$

$$m \cos \gamma = (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) \bar{q} S + T \sin(\gamma + \alpha) \quad (II.39c)$$

$$0 = (C_{t_\beta} \beta + C_{t_{\delta_a}} \delta_a + C_{t_{\delta_r}} \delta_r) \bar{q} S + L_T \quad (II.39d)$$

$$0 = (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) \bar{q} S + T d_T \quad (II.39e)$$

$$0 = (C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r) \bar{q} S + N_T \quad (II.39f)$$

Ces équations sont écrites dans le système des axes de stabilité. Six équations à neuf inconnus; connaissant : T , γ , i_h . On peut résoudre le système de six équations à six inconnus, découplant d'abord ce système en deux sous systèmes suivant les directions longitudinale et latérale-directionnelle.

II.3.1. La stabilité longitudinale :

En supposant que l'angle $\gamma = 0$, la poussée T et l'angle i_h sont sélectionnés au préalable $\mathbf{R} = [\mathbf{1}]$, le système {(II.39a), (II.39c), (II.39e)} peut être écrit sous forme matricielle suivante :

$$\begin{bmatrix} C_{L_\alpha} & C_{L_{\delta_e}} \\ C_{m_\alpha} & C_{m_{\delta_e}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ \delta_e \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_L - C_{L_0} - C_{L_{i_h}} i_h \\ -C_{m_0} - C_{m_{i_h}} i_h \end{Bmatrix} \quad (II.40)$$

Les solutions sont :

$$\alpha = \frac{(C_{L_\alpha} - C_{L_{\alpha_0}} - C_{L_{i_h}} i_h) C_{m_{\delta_e}} + (C_{m_0} + C_{m_{i_h}} i_h) C_{L_{\delta_e}}}{(C_{L_{\alpha}} C_{m_{\delta_e}} - C_{m_{\alpha}} C_{L_{\delta_e}})} \quad (II.41)$$

$$\delta_e = \frac{-C_{L_{\alpha}} (C_{m_0} + C_{m_{i_h}} i_h) - C_{m_{\alpha}} (C_{L_\alpha} - C_{L_{\alpha_0}} - C_{L_{i_h}} i_h)}{(C_{L_{\alpha}} C_{m_{\delta_e}} - C_{m_{\alpha}} C_{L_{\delta_e}})} \quad (II.42)$$

II.3.2. Le diagramme d'équilibre longitudinal d'un avion :

La figure (II.3) montre un exemple d'un diagramme d'équilibre pour le cas de la limitation du degré de déflexion des empennages entre (+20 et -10deg).

Notant que les points (A, B, C, D) représentent les points d'équilibre de l'avion ($C_m = 0$).

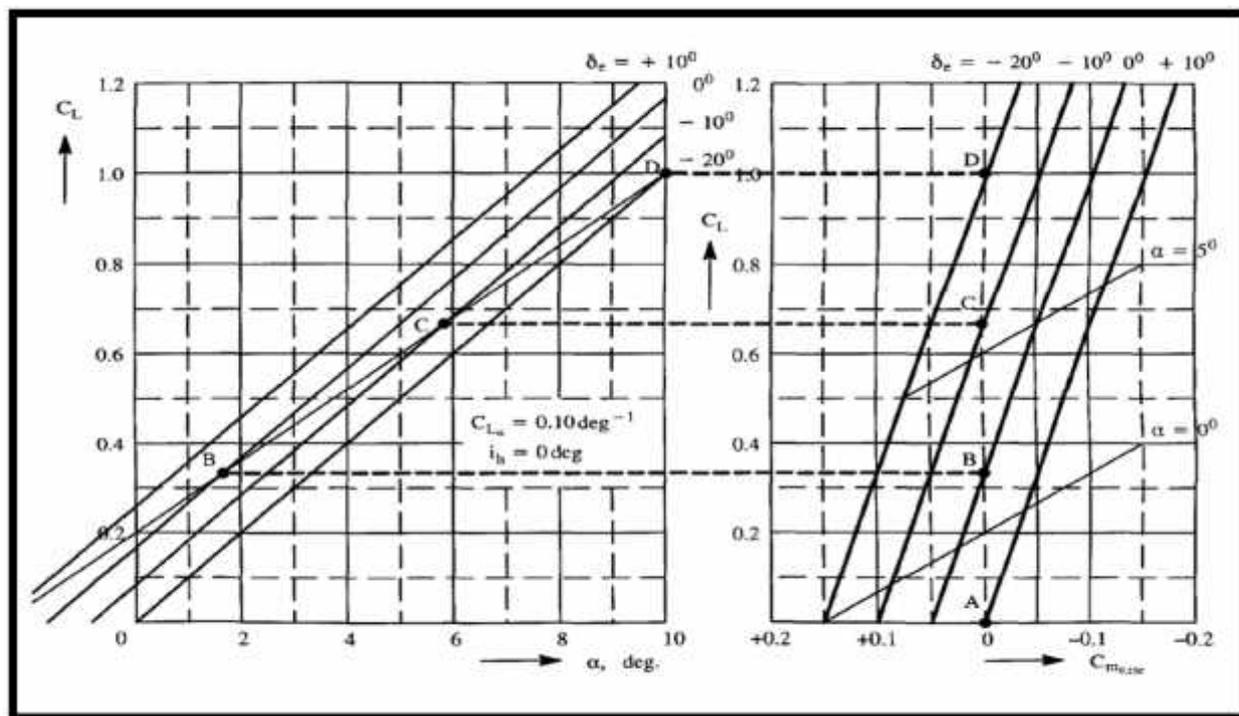


Fig II.3: Exemple d'un diagramme d'équilibre.

II.3.3. La stabilité latérale-directionnelle :

Séparant les équations latérale-directionnelle du système (II.39), on aura :

$$-m \sin \cos y = -(C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_a}\delta_a + C_{y\delta_r}\delta_r)\bar{q}S + F_{yT} \quad (II.43a)$$

$$0 = (C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r)\bar{q}S + L_T \quad (II.43b)$$

$$0 = (C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r)\bar{q}S + N_T \quad (II.43c)$$

Connaissant l'angle , on aura le système suivant :

$$\begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\left(\frac{m \sin \cos y + F_{yT}}{\bar{q}S}\right) \\ \frac{-L_T}{\bar{q}S} \\ \frac{-N_T - N_D}{\bar{q}S} \end{Bmatrix} \quad (II.44)$$

Tel que :

N_D : représente le moment de lacet additionnel due à l'augmentation de la trainée causée par la défaillance d'un moteur.

Calculant le déterminant qui doit être différent de zéro, on peut trouver les valeurs des variables: $\beta, \delta_a, \delta_r$.

II.4. COMPARAISON D'EQUILIBRE POUR LA CONFIGURATION CONVENTIONNELLE, CANARD ET TROIS SURFACES :

Une question fréquemment posée est : Pour équilibrer un avion, la portance sur l'empennage (ou le canard) est dans quelle direction? La réponse à cette question peut être obtenue à partir des calculs simples d'équilibre.

II.4.1. L'équilibre de configuration conventionnelle :

La figure (II.4) montre une combinaison aile-empennage pour un avion conventionnel. Le fuselage a été omis pour la clarté. L'effet de fuselage est exprimé en

plaçant le vecteur de portance aile-fuselage dans le centre aérodynamique aile-fuselage. ces hypothèses sont données :

$$C_{m_{a_w}} < 0 \quad e \quad C_{m_{a_h}} = 0 \quad (II.45)$$

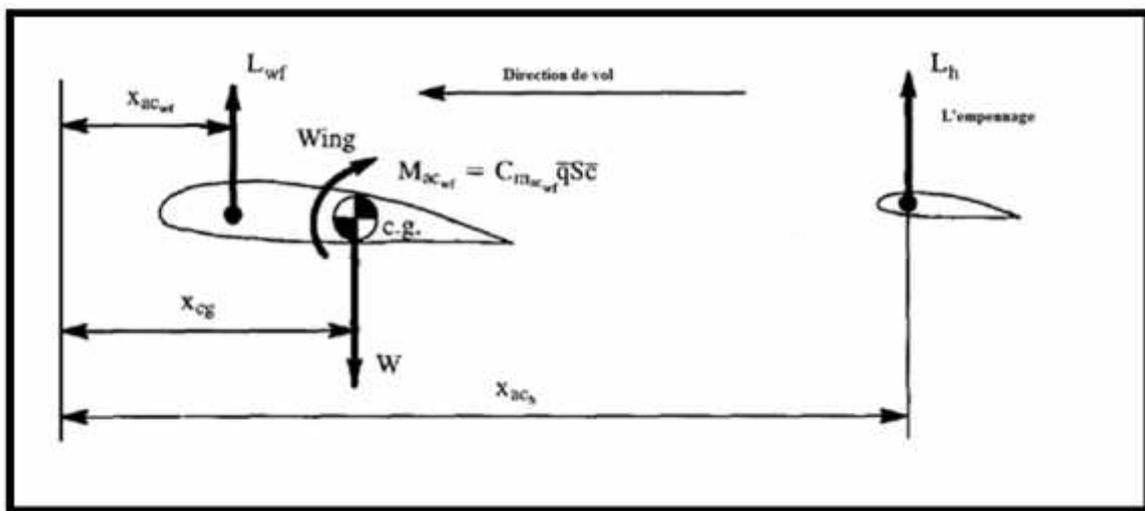


Fig II.4 : Combinaison aile-empennage pour un avion conventionnel.

Pour le moment d'équilibre autour le centre de gravité, cette condition doit s'appliquer :

$$L_w (x_c - x_{a_w}) + M_{a_w} - L_h (x_{a_h} - x_c) = 0 \quad (II.46)$$

De cette équation, la charge d'empennage pour l'équilibre est :

$$L_h = \frac{L_w (x_c - x_{a_w}) + M_{a_w}}{(x_{a_h} - x_c)} \quad (II.47)$$

On observe que pour un avion conventionnel ces inégalités valables :

$$(x_{a_h} - x_c) > 0 \quad , \quad M_{a_w} < 0 \quad , \quad L_w > 0 \quad (II.48)$$

Par conséquent, les conclusions suivantes pour le « signe » de la portance d'empennage (la charge), peuvent être tirées, selon l'emplacement du centre de la gravité :

1^{er} cas :

$x_c > x_{a_w}$ (Combinaison aile-fuselage instable) conduit à :

$L_h > 0$ Ou $L_h < 0$ La charge vers le haut ou vers le bas,

Dépend de grandeur négative de M_{a_w} .

2eme cas :

$x_c = x_{a_w}$ (Combinaison aile-fuselage neutre) conduit a :

$$L_h < 0 \quad \text{La charge vers le bas.}$$

3eme cas :

$x_c < x_{a_w}$ (Combinaison aile-fuselage stable) conduit a :

$$L_h < 0 \quad \text{La charge vers le bas.}$$

Conclusion : la charge d'empennage pour l'équilibre sera généralement vers le bas, sinon l'aile-fuselage lui-même soit instable et satisfait :

$$|M_{a_w}| < L_w (x_c - x_{a_w})$$

II.4.2. L'équilibre de la configuration canard :

La figure (II.5) montre une combinaison canard-aile pour un avion canard. Le fuselage a été omis pour simplifier le calcul. L'effet de fuselage est exprimé en plaçant le vecteur de portance aile-fuselage dans le centre aérodynamique aile-fuselage. ces hypothèses sont données :

$$C_{m_{a_w}} < 0 \quad e \quad C_{m_{a_c}} = 0 \quad (II.49)$$

Pour le moment d'équilibre autour du centre de gravité, cette condition doit s'appliquer :

$$L_c (x_c - x_{a_c}) + M_{a_w} - L_w (x_{a_w} - x_c) = 0 \quad (II.50)$$

De cette équation, la charge de canard pour l'équilibre est :

$$L_c = \frac{L_w (x_{a_w} - x_c) - M_{a_w}}{(x_c - x_{a_c})} \quad (II.51)$$

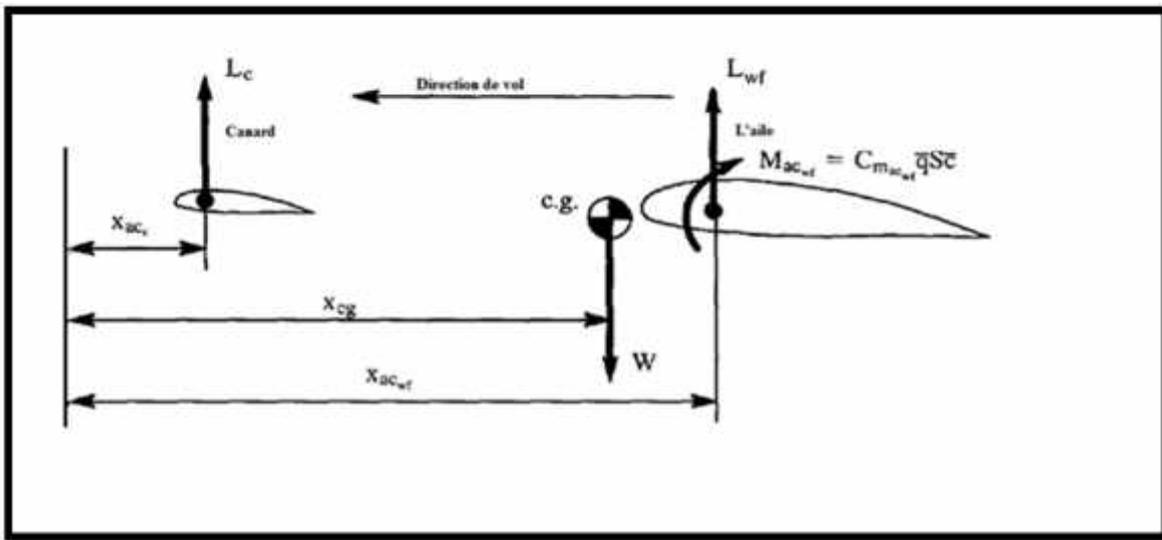


Fig II.5 : Combinaison aile-canard pour un avion canard.

On observe que pour un avion canard ces inégalités valables :

$$(x_c - x_{a_c}) > 0 \quad M_{a_w} < 0 \quad L_w > 0 \quad (II.52)$$

Par conséquent, les conclusions suivantes pour le « signe » de la portance de canard (la charge), peuvent être tirées, selon l'emplacement du centre de gravité :

1^{er} cas :

$x_c > x_{a_w}$ (Combinaison aile-fuselage instable) conduit à :

$L_c > 0$ Ou $L_c < 0$ La charge vers le haut ou vers le bas, dépend de grandeur négative de M_{a_w} .

2^{eme} cas :

$x_c = x_{a_w}$ (Combinaison aile-fuselage neutre) conduit à :

$L_c > 0$ La charge vers le haut.

3^{eme} cas :

$x_c < x_{a_w}$ (Combinaison aile-fuselage stable) conduit à :

$L_c > 0$ La charge vers le haut.

Conclusion : la charge canard pour l'équilibre sera généralement vers le haut, sinon l'aile-fuselage lui même soit instable et satisfait :

$$|M_{a_w}| < L_w (x_c - x_{a_w})$$

II.4.3. L'équilibre de configuration a trois surfaces :

La figure (II.6) montre une combinaison canard-aile-empennage pour un avion à trois surfaces. Le fuselage a été négligé pour la clarté. L'effet de fuselage est exprimé en plaçant le vecteur de portance aile-fuselage dans le centre aérodynamique aile-fuselage. Ces hypothèses sont données :

$$C_{m_{a_w}} < 0 \quad , \quad C_{m_{a_h}} = 0 \quad e \quad C_{m_{a_c}} = 0 \quad (II.53)$$

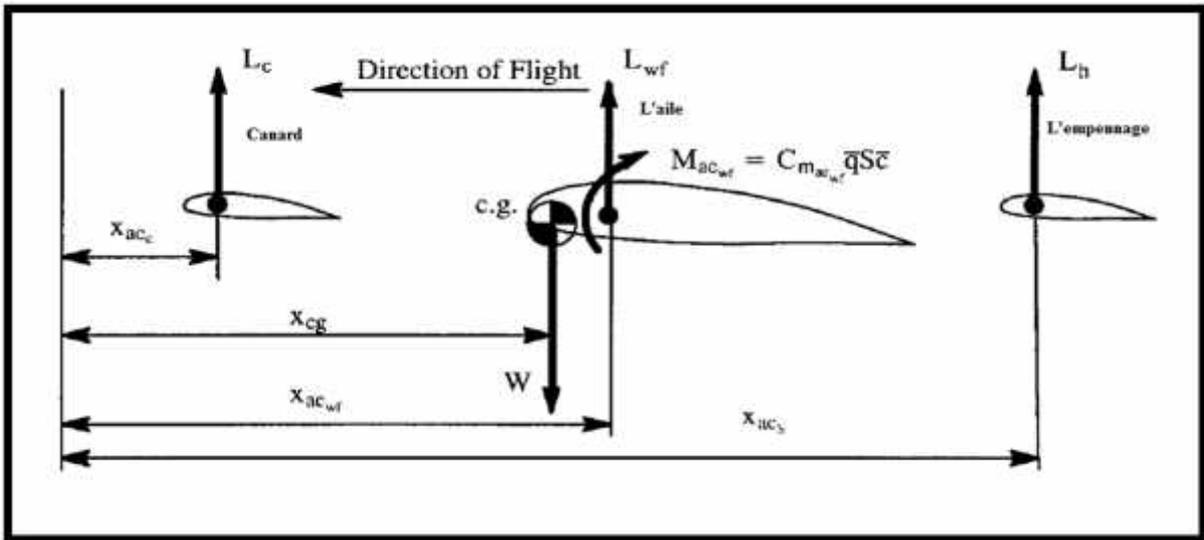


Fig II.6 : Combinaison canard-aile-empennage pour un avion a trois surfaces.

Pour le moment d'équilibre autour du centre de gravité, cette condition doit s'appliquer :

$$L_c(x_c - x_{a_c}) - L_w (x_{a_w} - x_c) + M_{a_w} - L_h(x_{a_h} - x_c) = 0 \quad (II.54)$$

Dans le cas d'avion à trois surfaces ces inégalités sont satisfaites :

$$(x_c - x_{a_c}) > 0 \quad , \quad M_{a_w} < 0 \quad , \quad L_w > 0 \quad , \quad (x_{a_h} - x_c) > 0 \quad (II.55)$$

En plus $x_{a_w} - x_c > 0$ est toujours satisfait dans le cas des avions à trois surfaces.

Maintenant nous avons deux charges d'équilibre, une des deux doit être sélectionnée. On ressolve la charge d'équilibre de canard :

$$L_c = \frac{-M_{a_w} + L_w (x_{a_w} - x_c) + L_n (x_{a_n} - x_c)}{(x_c - x_{a_v})} \quad (11.56)$$

D'après l'équation (11.56) on peut conclure que tant que L_n est positif (c.-à-d. vers le haut), L_c sera également positif (c.-à-d vers le haut).

		Les variables de mouvement					
Forces et moments		v	w	$\theta = \frac{v}{r}$	p	q	r
$r_n + r_d$	$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} > 0$						
$r_n + r_d$		$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} < 0$					
$r_n + r_d$			$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} > 0$				
$r_n + r_d$				$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} < 0$	$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} < 0$		
$r_n + r_d$	$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} > 0$					$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} < 0$	
$r_n + r_d$							$\frac{d(r_n + r_d)}{dt} < 0$ $\omega_{r_n} < 0$

Tableau II.1 : Les critères de stabilité statique.

III.1. DEFINITIONS :

III.1.1. Définition de la stabilité dynamique :

La stabilité dynamique est définie comme étant la tendance des amplitudes d'un mouvement perturbé d'un avion à s'annuler ou à prendre des valeurs correspondantes à un état d'équilibre après la disparition de la perturbation.

Autrement dit :

La stabilité dynamique est l'étude de l'évolution du mouvement de l'avion au cours du temps après qu'une perturbation a eu lieu.

III.1.2. La réponse de l'avion :

La réponse de l'avion est définie comme étant le changement en fonction du temps des variables du mouvement relativement à des conditions d'un état de vol stabilisé lorsqu'une perturbation interne ou externe est générée.

III.2. LES CRITERES DE STABILITE DYNAMIQUE :

Ils sont définis comme étant les règles sur lesquelles on distingue les trois catégories des mouvements perturbés :

- Stable.
- Instable.
- Neutre.

Selon ces trois critères ci-dessus, on peut juger que le système est stable ou instable :

- Un système linéaire est stable si et seulement si les parties réelles de l'équation caractéristique sont négatives.
- Un système linéaire est convergent (stable) si les racines de l'équation caractéristique sont réelles et négatives.
- Un système linéaire est divergent (instable) si les racines de l'équation caractéristique sont réelles et positives.

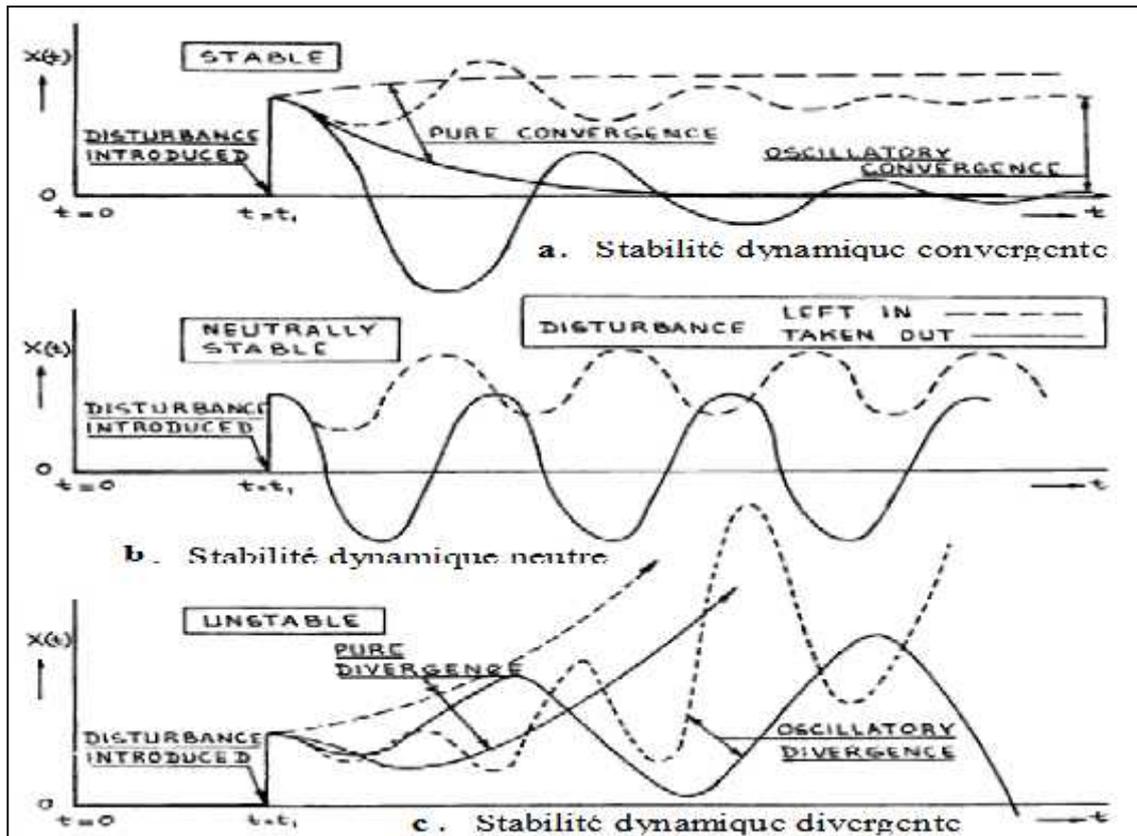


Fig III.1 : Exemples de la stabilité dynamique : Convergente, neutre et divergente.

III.3. STABILITE DYNAMIQUE LONGITUDINALE ET REPONSE DE L'AVION :

III.3.1. Les équations de mouvement longitudinales et les fonctions de transferts :

Les équations simplifiées du mouvement sont données par :

$$\dot{u} = -g \cos \theta_1 + X_u u + X_{T_u} u + X_\alpha \alpha + X_{\delta_e} \delta_e \quad (III. 1a)$$

$$U_1 \dot{\alpha} - U_1 \dot{\theta} = -g \sin \theta_1 + Z_u u + Z_\alpha \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + Z_q \dot{\theta} + Z_{\delta_e} \delta_e \quad (III. 1b)$$

$$\ddot{\theta} = M_u u + M_{T_u} u + M_\alpha \alpha + M_{T_\alpha} \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + Z_q \dot{\theta} + M_{\delta_e} \delta_e \quad (III. 1c)$$

En utilisant les substitutions suivantes les équations peuvent être ajustées en termes de vitesse, angle d'incidence et l'assiette longitudinale.

$$q = \dot{\theta}, \text{ et } w = U_1 \alpha$$

Les variables dimensionnelles sont données par le tableau III.1.

$X_u = \frac{-\bar{q}_1 s (C_{D_u} + 2C_{D_1})}{m U_1}$	(S^{-1})	$M_u = \frac{\bar{q}_1 s \bar{c} (C_{m_u} + 2C_{m_1})}{I_y U_1}$	$\left(\frac{r_1}{f} / S\right)$
$X_{T_u} = \frac{\bar{q}_1 s (C_{T_{x_u}} + 2C_{T_{x_1}})}{m U_1}$	(S^{-1})	$M_{T_u} = \frac{\bar{q}_1 s \bar{c} (C_{m_{T_u}} + 2C_{m_{T_1}})}{I_y U_1}$	$\left(\frac{r_1}{f} / S\right)$
$X_\alpha = \frac{-\bar{q}_1 s (C_{D_\alpha} - C_{L_1})}{m}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S^2\right)$	$M_\alpha = \frac{\bar{q}_1 s \bar{c} C_{m_\alpha}}{I_y}$	(S^{-2})
$X_{\delta_e} = \frac{-\bar{q}_1 s C_{D_{\delta_e}}}{m}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S^2\right)$	$M_{T_\alpha} = \frac{\bar{q}_1 s \bar{c} C_{m_{T_\alpha}}}{I_y}$	(S^{-2})
$Z_u = \frac{-\bar{q}_1 s (C_{L_u} + 2C_{L_1})}{m U_1}$	(S^{-1})	$M_{\dot{\alpha}} = \frac{\bar{q}_1 s \bar{c}^2 C_{m_{\dot{\alpha}}}}{2 I_y U_1}$	(S^{-1})
$Z_\alpha = \frac{-\bar{q}_1 s (C_{L_\alpha} + C_{D_1})}{m}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S^2\right)$	$M_q = \frac{\bar{q}_1 s \bar{c}^2 C_{m_q}}{2 I_y U_1}$	(S^{-1})
$Z_{\dot{\alpha}} = \frac{-\bar{q}_1 s \bar{c} C_{L_{\dot{\alpha}}}}{2 m U_1}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S\right)$	$M_{\delta_e} = \frac{\bar{q}_1 s \bar{c} C_{m_{\delta_e}}}{I_y}$	(S^{-2})
$Z_q = \frac{-\bar{q}_1 s \bar{c} C_{L_q}}{2 m U_1}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S\right)$		
$Z_{\delta_e} = \frac{-\bar{q}_1 s C_{L_{\delta_e}}}{m}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S^2\right)$		

Tableau III.1: Dérivées longitudinales dimensionnelle.

A cause de l'apparition des termes des accélérations dans les équations précédentes on a besoin de se remettre vers le domaine fréquentiel. Les références **R** [9], **R** [1] contiennent plus de détails sur ces transformations.

Les équations de mouvement après l'utilisation du transformée de Laplace sont écrites sous forme matricielle suivante :

$$\begin{bmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & -X_\alpha & g \cos \theta_1 \\ -Z_u & \{s(U_1 - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha\} & \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \\ -(M_u + M_{T_u}) & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha + M_{T_\alpha}) & (s^2 - M_q s) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{Bmatrix} \quad (\text{III.2})$$

On écrit les rapports des variables $u(s)$, $\alpha(s)$ et $\theta(s)$ par rapport à $\delta_e(s)$ ce dernier représente l'angle de la gouverne de profondeur.

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)}, \frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} \text{ e } \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)}$$

Elles sont appelés les fonctions de transfert longitudinales de l'avion.

La résolution des équations est donnée comme suit:

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} X_{\delta_e} & -X_u & g \cos \theta_1 \\ Z_{\delta_e} & \{s(U_1 - Z_{\dot{u}}) - Z_u\} & \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \\ M_{\delta_e} & -\{M_{\dot{u}s} + M_u + M_{T_u}\} & (s^2 - M_q s) \end{vmatrix}}{\bar{D}} = \frac{N_u}{\bar{D}_1} \quad (\text{III. 3})$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & X_{\delta_e} & g \cos \theta_1 \\ -Z_u & Z_{\delta_e} & \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \\ -(M_u + M_{T_u}) & M_{\delta_e} & (s^2 - M_q s) \end{vmatrix}}{\bar{D}_1} = \frac{N_\alpha}{\bar{D}_1} \quad (\text{III. 4})$$

Et enfin :

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & -X_u & X_{\delta_e} \\ -Z_u & \{s(U_1 - Z_{\dot{u}}) - Z_u\} & Z_{\delta_e} \\ -(M_u + M_{T_u}) & -\{M_{\dot{u}s} + M_u + M_{T_u}\} & M_{\delta_e} \end{vmatrix}}{\bar{D}_1} = \frac{N_\theta}{\bar{D}_1} \quad (\text{III. 5})$$

Tel que :

$$\bar{D}_1 = \begin{vmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & -X_u & g \cos \theta_1 \\ -Z_u & \{s(U_1 - Z_{\dot{u}}) - Z_u\} & \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \\ -(M_u + M_{T_u}) & -\{M_{\dot{u}s} + M_u + M_{T_u}\} & (s^2 - M_q s) \end{vmatrix} \quad (\text{III. 6})$$

On peut aussi montrer le concept de la fonction du transfert avec le diagramme suivant.

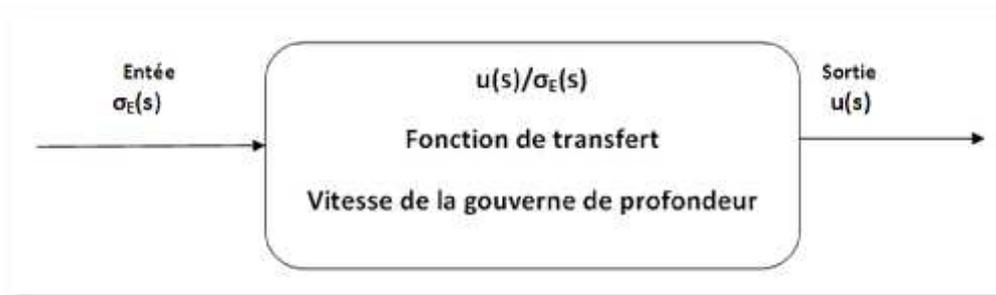


Fig III.2: Concept de la fonction de transfert.

L'étude de la stabilité dynamique dépend entièrement des racines de la fonction caractéristique

$$\bar{D}_1 = 0 \Leftrightarrow A_1 s^4 + B_1 s^3 + C_1 s^2 + D_1 s + E_1 = 0 \quad (\text{III. 7})$$

Cette équation caractéristique possède quatre racines et après la détermination des valeurs numériques de ces racines, on peut étudier la stabilité de l'avion à travers les six critères de stabilité mentionnés précédemment. Pour plus de détail sur l'équation caractéristique et ces racines; voir **r** [1] .

III.3.2. Traitement des racines de l'équation caractéristique :

La stabilité du mouvement libre exige que les parties réelles des valeurs propres soient négatives. Or, il n'est pas nécessaire de calculer les valeurs propres pour déterminer si certaines ont une partie réelle négative, on peut utiliser à cette fin le critère de Routh-Hurwitz « Voir **R** [1] , **R** [1] »: qui impose qu'un certain ensemble d'expressions soient toutes positives. Dans le cas particulier des racines d'une équation du quatrième ordre que constituent les équations caractéristiques des mouvements longitudinaux les conditions nécessaires et suffisantes pour que toutes les parties réelles des racines soient négatives sont :

$$\left\{ \begin{array}{l} A_1, B_1, C_1, D_1, E_1 > 0 \\ e \\ R = D_1(B_1C_1 - A_1D_1) - B_1^2E_1 > 0 \end{array} \right. \quad (\text{III.8})$$

De plus, on peut montrer que l'annulation de E et de R correspondent à des cas critiques particuliers.

- Le changement de signe de E correspond au changement de signe d'une racine réelle. Par conséquent, lorsque E devient négatif, cela correspond à l'apparition d'une divergence. $E > 0$ constitue donc le critère de stabilité statique au sens général.

- Le changement de signe de R correspond au changement de signe de la partie réelle d'une paire de racines complexes conjuguées, et donc R devenant négatif marque l'apparition d'une oscillation divergente.

III.3.3. Raccordement entre la stabilité longitudinale statique et dynamique :

Selon les critères de stabilité du système (III.2), une racine de l'équation caractéristique change du module stable à l'instable quand le coefficient E_T change du signe. Vu que l'assiette longitudinale de l'état de vol stabilisé est suffisamment petite pour négliger le sinus de cet angle, la condition de stabilité peut être approximée par:

$$(M_{\alpha} + M_{T_{\alpha}})Z_u - Z_{\alpha}(M_u + M_{T_u}) > 0 \quad (\text{III.9})$$

En négligeant la contribution de la poussée, et divisant par $Z_a Z_u$:

$$\frac{M}{Z} > \frac{M_u}{Z_u} \quad (III. 10)$$

A l'aide des dérivées de stabilité dimensionnelles, on peut écrire :

$$\frac{C_{m_{\dot{\alpha}}}}{C_{L_{\dot{\alpha}}} + C_{D_{\dot{\alpha}}}} > \frac{C_{m_u}}{C_{L_u} + 2C_{L_{\dot{u}}}} \quad (III. 11)$$

On observe que les grandeurs typiques de la pente du coefficient de portance varient de 3 à 6 par radian tandis que les grandeurs typiques du coefficient de trainée de l'état de vol stabilisé varient de 0.015 à 0.050. Par conséquent :

$$\frac{C_{m_{\dot{\alpha}}}}{C_{L_{\dot{\alpha}}}} = (\bar{x}_c - \bar{x}_{a_A}) > \frac{C_{m_u}}{C_{L_u} + 2C_{L_{\dot{u}}}} \quad (III. 12)$$

Dans le cas subsonique faible, la dérivée C_{m_u} est négligeable. Donc, l'avion n'aura pas une racine réelle instable tant que :

$$\bar{x}_c < \bar{x}_{a_A} \quad (III. 13a)$$

Ceci sera identifié en tant que la condition de la stabilité statique de l'avion.

Dans le cas subsonique fort, la dérivée C_{m_u} ne peut pas être négligée à cause de la variation du centre aérodynamique. On obtiendra :

$$\bar{x}_c < \bar{x}_{a_A} - 0.10 \quad (III. 13b)$$

III.3.4. Les différents modes de stabilité longitudinale :

III.3.4.1. Stabilité dynamique longitudinal Mode courtes périodes vitesse cte :

Le fait que pour les avions entièrement stable, il est fréquemment acceptable d'assumer que le mode courte période a lieu à une vitesse approximativement constante. Donc le système précédent (III.2) devient:

$$\begin{bmatrix} \{s(U_1 - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_u\} & \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \\ -(M_{\dot{\alpha}}s + M_{\alpha} + M_{T_{\alpha}}) & (s^2 - M_q s) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} \\ \theta(s) \\ \frac{\delta_e(s)}{\delta_e(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{Bmatrix} \quad (III. 14)$$

Dans la plupart des cas, il est acceptable d'introduire les approximations suivantes :

$Z_{\dot{\alpha}} \ll U_1, Z_q \ll U_1, \theta_1 \approx 0$, et $M_{\alpha} \mapsto M_{\alpha} + M_{T_{\alpha}}$

Il est possible d'écrire le système (3.15) comme :

$$\begin{bmatrix} (\bar{s} - Z_{\alpha}) & -U_1 s \\ -(M_{\dot{\alpha}} s + M_{\alpha}) & (s^2 - M_q s) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{Bmatrix} \quad (\text{III. 15})$$

La résolution en domaine fréquentiel permet d'obtenir:

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\{Z_{\delta_e} s + (M_{\delta_e} U_1 - M_q Z_{\delta_e})\}}{U_1 \left\{ s^2 - \left(M_q + \frac{Z_{\alpha}}{U_1} + M_{\dot{\alpha}} \right) s + \left(\frac{Z_{\alpha} M_q}{U_1} - M_{\alpha} \right) \right\}} \quad (\text{III. 16})$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\{(U_1 M_{\dot{\alpha}} + Z_{\dot{\alpha}} M_{\cdot}) s + (M Z_{\dot{\alpha}} - Z M_{\dot{\alpha}})\}}{s U_1 \left\{ s^2 - \left(M_q + \frac{Z}{U_1} + M_{\cdot} \right) s + \left(\frac{Z M_q}{U_1} - M \right) \right\}} \quad (\text{III. 17})$$

Le terme 's' dans le dénominateur de la fonction de transfert de l'assiette longitudinale est une indication de la stabilité neutre par rapport à la variation de l'assiette. Ceci est prévu, car il n'y a pas de rétablissement de forces qui agissent sur un avion à la suite de variations de l'assiette longitudinale.

Le dénominateur du second degré des équations (III. 17) et (III. 18) est en fait une approximation du mode courte période :

$$s^2 + 2\xi_s \omega_{n_s} s + \omega_{n_s}^2 = 0$$

On peut maintenant écrire les approximations suivantes pour la fréquence naturelle non amortie et le taux d'amortissement :

$$\omega_{n_s} \approx \sqrt{\frac{Z_{\alpha} M_q}{U_1} - M_{\alpha}} \cong \sqrt{-M_{\alpha}} = \sqrt{\frac{-C_{m1} \bar{q}_1 S \bar{c}}{I_y}} \quad (\text{III. 18})$$

$$\xi_s \approx \frac{-\left(M_q + \frac{Z_{\alpha}}{U_1} + M_{\dot{\alpha}} \right)}{2\omega_{n_s}} \quad (\text{III. 19})$$

Ce résultat indique que la première approximation des courtes périodes donne les informations suivantes:

✓ La stabilité statique longitudinale et par conséquent de la position du centre de gravité par rapport au centre aérodynamique de l'avion. La fréquence sera élevée à un centre de gravité avancé.

✓ La pression dynamique de l'état de vol stabilisé. La fréquence à une altitude donnée sera élevée pour des grandes vitesses que pour des faibles vitesses.

✓ Le moment d'inertie de tangage. La fréquence sera élevée pour des avions avec un faible moment d'inertie de tangage. Aussi pour les avions avec des moteurs montés en arrière du fuselage tend d'avoir une fréquence faible que ceux avec des moteurs montés sous l'aile.

Il est utile d'examiner le cas où le dernier terme du dénominateur de l'équation (III.17) est :

$$\left(\frac{Z_{\alpha} M_q}{U_1} - M_{\alpha} \right) = 0$$

Multipliant les deux cotés de l'équation (III.17) par 's' :

$$\frac{s \delta_e(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\dot{\theta}(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\{(U_1 M_{\delta_e} + Z_{\delta_e} M_{\dot{\alpha}})s + (M_{\alpha} Z_{\delta_e} - Z_{\alpha} M_{\delta_e})\}}{U_1 \left\{ s^2 - \left(M_q + \frac{Z_{\alpha}}{U_1} + M_{\dot{\alpha}} \right) s \right\}} \quad (\text{III. 20})$$

Ceci représente la fonction de transfert du taux de l'assiette longitudinale de l'avion pour ce cas. Les racines de l'équation caractéristique sont :

$$s = 0 \text{ et } s = \left(M_q + \frac{Z_{\alpha}}{U_1} + M_{\dot{\alpha}} \right).$$

L'une des racines de l'équation caractéristique est réelle stable qui conduit à la convergence et l'autre est neutre ce qui implique que la réponse du taux de tangage au braquage de la gouverne sera constante. Ce qui montre aussi que l'avion est en manœuvre de ressource.

En utilisant les définitions des dérivées dimensionnelles, on trouve que la solution constante du taux de tangage correspond à la position du centre de gravité suivante :

$$\bar{x}_C = \bar{x}_{aA} - \frac{C_{m_q} \rho \bar{c}}{4W} \quad (\text{III. 21})$$

Cette position du centre de gravité sera reconnue comme le point de manœuvre d'avion (manche fixe), M_f . Ce résultat établit une nouvelle relation entre la stabilité statique et dynamique.

III.3.4.2. Stabilité dynamique longitudinal Mode Phugoïde angle d'incidence cte :

Le fait que pour les avions entièrement stable, il est fréquemment acceptable d'assumer que le mode Phugoïde a lieu à un angle d'incidence approximativement constant. Dans ce cas, le moment de tangage dans le système (III.2) doit être supprimé, en plus les termes de l'angle d'incidence doivent être négligés. Les équations longitudinales perturbées prennent la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & g \cos \theta_1 \\ -Z_u & \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \end{Bmatrix} \quad (\text{III. 22})$$

Dans la plupart des cas, il est acceptable d'introduire les approximations suivantes : $Z_q \ll U_1, \theta_1 \approx 0$.

En outre, on considère que la contribution de la poussée à la dérivée dimensionnelle de la vitesse d'amortissement fait partie de l'effet de la vitesse d'amortissement totale de l'avion et par la substitution de : $X_u + X_{T_u}$ par X_u

Il est possible d'écrire le système (III.22) comme :

$$\begin{bmatrix} (s - X_u) & +g \\ -Z_u & -U_1 s \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \end{Bmatrix} \quad (\text{III. 23})$$

Les fonctions de transferts approximées de la vitesse et de l'assiette longitudinale sont données par :

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = \frac{(X_{\delta_e} U_1 s + g Z_{\delta_e})}{U_1 (s^2 - X_u s - \frac{g Z_u}{U_1})} \quad (\text{III. 24})$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{(Z_{\delta_e}s - X_u Z_{\delta_e} + gX_{\delta_e}Z_u)}{U_1 \left(s^2 - X_u s - \frac{gZ_u}{U_1} \right)} \quad (\text{III. 25})$$

Le dénominateur quadratique des équations (III. 25) et (III. 26) est en fait une approximation à la forme polynomiale du deuxième degré du mode Phugoïde :

$$s^2 + 2\xi_{ph}\omega_{n_{ph}}s + \omega_{n_{ph}}^2 = 0$$

Il est maintenant possible d'écrire les approximations suivantes pour la fréquence naturelle non amortie et le taux d'amortissement suivants :

$$\omega_{n_{ph}} \approx \sqrt{\frac{-gZ_u}{U_1}} \quad (\text{III. 26})$$

$$\xi_{ph} \approx \frac{-X_u}{2\omega_{n_{ph}}} \quad (\text{III. 27})$$

Pour mieux comprendre, on remplaçant les dérivées dimensionnelles par leurs définitions dans les équations (III. 27) et (III. 28) :

$$\omega_{n_{ph}} \approx \sqrt{\frac{g}{2m} (C_{L_u} + 2C_{L_1})} \quad (\text{III. 28})$$

Pour des vitesses subsoniques faibles, la condition suivante est satisfaite :

$$C_{L_u} \ll C_{L_1} \text{ Sachant que } C_{L_1} = \frac{W}{\bar{q}S}.$$

On peut simplifier l'équation (III.29) à :

$$\omega_{n_{ph}} \approx \frac{g}{U_1} \sqrt{2} \quad (\text{III. 29})$$

D'après l'équation (III. 30), la fréquence naturelle non amortie du mode Phugoïde est indépendante de la conception de l'avion, elle dépend seulement de la vitesse du vol stabilisé. De même, la détermination du taux d'amortissement se fait en remplaçant : X_u par $X_u + X_{T_u}$ ce qui donne :

$$\xi_{ph} \approx \frac{-(X_u + X_{T_u})}{2\omega_{n_{ph}}} \approx \frac{\sqrt{2} (C_{D_u} - C_{T_{X_u}})}{4C_{L_1}} \quad (\text{III. 30})$$

La dérivée de la poussée par rapport à la vitesse perturbée dépend du système propulsif (cinq cas différents sont discutés dans le chapitre quatre). Pour le cas d'avion

propulsé par un réacteur à une vitesse subsonique faible, on peut simplifier l'équation (III. 31) à :

$$\xi_{ph} \approx \frac{\sqrt{2}}{2(C_{L_1}/C_{D_1})} \quad (\text{III. 31})$$

Ceci indique que le taux d'amortissement du mode Phugoïde est inversement proportionnel à la finesse. Par conséquent, un avion avec une finesse importante devrait avoir un faible amortissement en mode Phugoïde. Ce qui rend le contrôle de la vitesse difficile.

III.3.5. Réponse longitudinale due à la commande du braquage des gouvernes :

La réponse de l'avion pour une valeur donnée de braquage de la gouverne peut être obtenue suivant le processus de la fonction de transfert. Le théorème de valeurs finis (voir transformé de Laplace) sera utilisé pour trouver la valeur de perturbation finale de la vitesse, d'angle d'incidence et de l'assiette longitudinale. Supposant que : $X_{\delta_e} \approx 0$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} u(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \left\{ s \frac{\delta_e N_u}{s \bar{D}_1} \right\} = \frac{\delta_e D_u}{E_1} \approx \frac{\delta_e (Z_{\delta_e} M_u + M_{\delta_e} Z_u)}{(M_u Z_u - Z_u M_u)} \quad (\text{III. 32})$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \alpha(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \left\{ s \frac{\delta_e N_\alpha}{s \bar{D}_1} \right\} = \frac{\delta_e D_\alpha}{E_1} \approx \frac{\delta_e (Z_{\delta_e} M_\alpha - M_{\delta_e} Z_\alpha)}{(M_\alpha Z_\alpha - Z_\alpha M_\alpha)} \quad (\text{III. 33})$$

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \theta(t) &= \lim_{s \rightarrow 0} \left\{ s \frac{\delta_e N_\theta}{s \bar{D}_1} \right\} = \frac{\delta_e C_\theta}{E_1} \\ &\approx \frac{\delta_e \{ Z_{\delta_e} (-M_\alpha X_u + X_\alpha M_u) + M_{\delta_e} (Z_\alpha X_u - X_\alpha Z_u) \}}{(M_u Z_u - Z_u M_u)} \end{aligned} \quad (\text{III. 34})$$

Les quantités présentés dans les équations (III. 33),(III. 35), ajoutées à leurs état stabilisé représentent un nouveau état d'équilibre pour la vitesse, l'angle d'incidence et l'assiette a une valeur donnée de braquage de gouverne.

III.3.6. La forme standard pour les fonctions de transfert longitudinale:

La forme standard de la fonction de transfert d'une boucle ouverte pour les avions stables est donnée par :

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = \frac{K_{u\delta_e} (T_{u_1} s + 1) (T_{u_2} s + 1)}{\left(\frac{s^2}{\omega_{n_s}^2} + \frac{2\xi_s s}{\omega_{n_s}} + 1 \right) \left(\frac{s^2}{\omega_{n_p}^2} + \frac{2\xi_p s}{\omega_{n_s}} + 1 \right)} \quad (\text{III. 35a})$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{K_{\alpha\delta_e} (T_{\alpha_1}s + 1) \left(\frac{s^2}{\omega_{n\alpha}^2} + \frac{2\xi_\alpha}{\omega_{n\alpha}} + 1 \right)}{\left(\frac{s^2}{\omega_{n_s}^2} + \frac{2\xi_s}{\omega_{n_s}} + 1 \right) \left(\frac{s^2}{\omega_{n_p}^2} + \frac{2\xi_p}{\omega_{n_s}} + 1 \right)} \quad (\text{III. 35b})$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{K_{\theta\delta_e} (T_{\theta_1}s + 1)(T_{\theta_2}s + 1)}{\left(\frac{s^2}{\omega_{n_s}^2} + \frac{2\xi_s}{\omega_{n_s}} + 1 \right) \left(\frac{s^2}{\omega_{n_p}^2} + \frac{2\xi_p}{\omega_{n_s}} + 1 \right)} \quad (\text{III. 35c})$$

On note que pour la valeur de s nulle, toutes les composantes de la fonction de transfert qui dépend de la variable de Laplace s prennent une valeur de l'unité. Chaque fonction de transfert à $s = 0$ prend la valeur du rapport de coefficient libre au numérateur sur le coefficient libre au dénominateur. Ces valeurs sont désignées par les gains à fréquence nulle de la fonction de transfert. Dans le cas longitudinal, ces gains sont trouvés comme :

$$K_{u\delta_e} = \frac{D_u}{E_1}, K_{\alpha\delta_e} = \frac{D_\alpha}{E_1}, K_{\theta\delta_e} = \frac{D_\theta}{E_1}.$$

III.3.7. Les formes de mode longitudinal :

Pour une valeur d'entrée de braquage de gouverne, la réponse d'avion est considérée comme la combinaison des réponses de : la vitesse, l'angle d'incidence et l'assiette. La forme du mode longitudinal décrit par deux quantités, le premier est la grandeur relative de l'amplitude de u , α et θ . La deuxième est le déphasage des angles pour ces variables. Les analyses suivantes expriment comment peut on obtenir la forme des modes ? Et comment peut on l'utilisés pour justifier nos approximations ?

On considère les équations de mouvement perturbé et on assume le terme de gouverne comme nul. Donc, ces équations expriment la dynamique du système non perturbé.

$$(s - X_u - X_{T_u})u(s) - X_\alpha\alpha(s) + g \cos \theta_1 \theta(s) = 0 \quad (\text{III. 36a})$$

$$-Z_u u(s) + \{s(U_1 - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha\}\alpha(s) + \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\}\theta(s) = 0 \quad (\text{III. 36b})$$

$$-(M_u + M_{T_u})u(s) - (M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha + M_{T_\alpha})\alpha(s) + (s^2 - M_q s)\theta(s) = 0 \quad (\text{III. 36c})$$

On choisi arbitrairement l'assiette comme variable d'entrée, les autres variable sont trouvées par comparaison à l'assiette.

Les équations (III.37) sont maintenant écrites en termes des formes du mode $u(s)/\theta(s)$ et $\alpha(s)/\theta(s)$ de la manière suivante :

$$(s - X_u - X_{T_u}) \frac{u(s)}{\theta(s)} - X_u \frac{\alpha(s)}{\theta(s)} = -g \cos \theta_1 \quad (\text{III. 37a})$$

$$-Z_u \frac{u(s)}{\theta(s)} + \{s(U_1 - Z_u) - Z_u\} \frac{\alpha(s)}{\theta(s)} = -\{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \quad (\text{III. 37b})$$

$$-(M_u + M_{T_u}) \frac{u(s)}{\theta(s)} - (M_{\dot{u}}s + M_u + M_{T_u}) \frac{\alpha(s)}{\theta(s)} = -(s^2 - M_q s) \quad (\text{III. 37c})$$

Pour résoudre les formes du mode, deux équations peuvent être utilisées. En utilisant la première et la dernière équation, les solutions sont données par :

$$\frac{u(s)}{\theta(s)} = \frac{\begin{vmatrix} -g \cos \theta_1 & -X_u \\ -(s^2 - M_q s) & -(M_{\dot{u}}s + M_u) \end{vmatrix}}{\bar{\nabla}_1} = \frac{a_1 s^2 + b_1 s + c_1}{as^2 + b + c} \quad (\text{III. 38})$$

Et

$$\frac{\alpha(s)}{\theta(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (s - X_u) & -g \cos \theta_1 \\ -M_u & -(s^2 - M_q s) \end{vmatrix}}{\bar{\nabla}_1} = \frac{a_2 s^3 + b_2 s^2 + c_2 s + d_2}{as^2 + b + c} \quad (\text{III. 39})$$

Avec :

$$\bar{\nabla}_1 = \begin{vmatrix} (s - X_u) & -X_u \\ -(M_u) & -(M_{\dot{u}}s + M_u) \end{vmatrix}$$

Les solutions des formes du mode sont des rapports polynomiaux. La variable s sera considéré comme un nombre complexe, donc chaque forme de mode peut être représentée par un rapport de deux nombre complexe qui donne un nombre complexe. Un nombre complexe X peut être écrit comme : $X = X_0 e^{jT}$.

X_0 est l'amplitude du nombre complexe. T Est l'angle de déphasage.

En écrivant les formes de mode comme un rapport de deux nombres complexe :

$$\frac{u(s)}{\theta(s)} \text{ ou } \frac{\alpha(s)}{\theta(s)} = \frac{n_m + j\omega_m}{n_d + j\omega_d} \quad (\text{III. 40})$$

L'amplitude d'un nombre complexe :

$$X_0 = \sqrt{\frac{n_{ni}^2 + \omega_{ni}^2}{n_d^2 + \omega_d^2}} \quad (\text{III. 41})$$

L'angle de déphasage est :

$$T = a \frac{\omega_{ni}}{n_{ni}} - a \frac{\omega_d}{n_d} \quad (\text{III. 42})$$

Pour trouver le module et la phase de chaque mode correspondant aux équations (III.39) et (III.40), il suffit de remplacer les valeurs de s du mode Phugoïde et courte période qui annulent l'équation caractéristique.

On constate que la Phugoïde se caractérise par des variations d'incidence et une rotation de tangage négligeables avec des variations de vitesse et d'angle d'assiette importantes et de même ordre de grandeur. Au contraire, pour l'oscillation d'incidence, les variations de vitesse sont négligeables alors que les variations d'incidence sont importantes et ont le même ordre de grandeur que les variations d'angle d'assiette.

III.4. STABILITE DYNAMIQUE LATERALE-DIRECTIONNELLE ET REPONSE DE L'AVION :

III.4.1. Les équations de mouvement et les fonctions de transfert :

Les équations du mouvement de la stabilité dynamique latérale-directionnelle sont données par :

$$m(\dot{v} + U_1 r) = \bar{m} \cos \theta + \bar{q}_1 S (c_{y\beta} \beta + c_{y_p} \frac{p}{2U_1} + c_{y_r} \frac{r}{2U_1} + c_{y_{\delta_A}} \delta_A + c_{y_{\delta_R}} \delta_R) \quad (\text{III. 43})$$

$$I_X \dot{p} - I_X \dot{r} = \bar{q}_1 S \left(c_{l_\beta} \beta + c_{l_p} \frac{p}{2U_1} + c_{l_r} \frac{r}{2U_1} + c_{l_{\delta_A}} \delta_A + c_{l_{\delta_R}} \delta_R \right) \quad (\text{III. 44})$$

$$I_Z \dot{r} - I_X \dot{p} = \bar{q}_1 S \left(c_{n_\beta} \beta + c_{n_T \beta} \beta + c_{n_p} \frac{p}{2U_1} + c_{n_r} \frac{r}{2U_1} + c_{n_{\delta_A}} \delta_A + c_{n_{\delta_R}} \delta_R \right) \quad (\text{III. 45})$$

Devisant par les termes m, I_{xx} et I_{zz} et faisant la transformait de Laplace on aura sous forme matricielle:

$$\begin{bmatrix} (sU_1 - Y_\beta) & -(s p + g \cos \theta_1) & s(U_1 - Y_r) \\ -L_\beta & (s^2 - L_p s) & -(s^2 A_1 + sL_r) \\ -(N_\beta + N_{T_\beta}) & -(s^2 B_1 + sN_p) & (s^2 - sN_r) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\beta(s)}{\delta(s)} \\ \frac{\phi(s)}{\delta(s)} \\ \frac{\psi(s)}{\delta(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\delta \\ L_\delta \\ N_\delta \end{bmatrix} \quad (\text{III. 46})$$

Tel que les coefficients dimensionnels sont données dans le tableau III.2.

Les rapports suivants : $\frac{S(s)}{u(s)}, \frac{w(s)}{u(s)}$ et $\frac{\xi(s)}{u(s)}$ sont appelés les fonctions de transfert de la stabilité dynamique latérale-directionnelle.

Pour la réponse des ailerons : $u = u_A$

Pour la réponse des gouvernes de direction : $u = u_R$

$Y_\beta = \frac{\bar{q}_1 s C_{y\beta}}{m}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S^2\right)$	$L_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_1 s C_{l_{\delta_r}}}{I_x}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$
$Y_p = \frac{\bar{q}_1 s C_{y_p}}{2mU_1}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S\right)$	$N_\beta = \frac{\bar{q}_1 s C_{n_\beta}}{I_z}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$
$Y_r = \frac{\bar{q}_1 s C_{y_r}}{2mU_1}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S\right)$	$N_{T_\beta} = \frac{\bar{q}_1 s C_{n_{T_\beta}}}{I_z}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$
$Y_{\delta_u} = \frac{\bar{q}_1 s C_{y_{\delta_u}}}{m}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S^2\right)$	$N_p = \frac{\bar{q}_1 s b^2 C_{n_p}}{2I_z U_1}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$
$Y_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_1 s C_{y_{\delta_r}}}{m}$	$\left(\frac{f}{r_1} / S^2\right)$	$N_r = \frac{\bar{q}_1 s b^2 C_{n_r}}{2I_z U_1}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$
$L_\beta = \frac{I_x}{\bar{q}_1 s C_{l_\beta}}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$	$N_{\delta_u} = \frac{\bar{q}_1 s C_{n_{\delta_u}}}{I_z}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$
$L_p = \frac{\bar{q}_1 s b^2 C_{l_p}}{2I_x U_1}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$	$N_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_1 s C_{n_{\delta_r}}}{I_z}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$
$L_r = \frac{\bar{q}_1 s b^2 C_{l_r}}{2I_x U_1}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$		
$L_{\delta_u} = \frac{\bar{q}_1 s C_{l_{\delta_u}}}{I_x}$	$\left(\frac{r_1}{r_1} / S^2\right)$		

Tableau III.2: dérivées latérales-directionnelles dimensionnelle.

La résolution de ce système d'équations (III.47) donne les solutions suivantes :

$$\frac{\beta(s)}{\delta(s)} = \frac{\begin{vmatrix} Y_\delta & -(s p + g \cos \theta_1) & s(U_1 - Y_r) \\ L_\delta & (s^2 - L_p s) & -(s^2 A_1 + s L_r) \\ N_\delta & -(s^2 B_1 + s N_p) & (s^2 - s N_r) \end{vmatrix}}{\bar{D}_2} = \frac{N_\beta}{\bar{D}_2} \quad (\text{III.47})$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (s U_1 - Y_\beta) & Y_\delta & s(U_1 - Y_r) \\ -L_\beta & L_\delta & -(s^2 A_1 + s L_r) \\ -(N_\beta + N_{T_\beta}) & N_\delta & (s^2 - s N_r) \end{vmatrix}}{\bar{D}_2} = \frac{N_\phi}{\bar{D}_2} \quad (\text{III.48})$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (s U_1 - Y_\beta) & -(s p + g \cos \theta_1) & Y_\delta \\ -L_\beta & (s^2 - L_p s) & L_\delta \\ -(N_\beta + N_{T_\beta}) & -(s^2 B_1 + s N_p) & N_\delta \end{vmatrix}}{\bar{D}_2} = \frac{N_\psi}{\bar{D}_2} \quad (\text{III.49})$$

Avec :

$$\bar{D}_2 = \begin{vmatrix} (s U_1 - Y_\beta) & -(s p + g \cos \theta_1) & s(U_1 - Y_r) \\ -L_\beta & (s^2 - L_p s) & -(s^2 A_1 + s L_r) \\ -(N_\beta + N_{T_\beta}) & -(s^2 B_1 + s N_p) & (s^2 - s N_r) \end{vmatrix} \quad (\text{III.50})$$

III.4.2. Différents cas de stabilité dynamique latérale-directionnelle:

L'étude de la stabilité dynamique dépend entièrement des racines de l'équation caractéristique pour le cas latéral-directionnel qui est donnée par :

$$\bar{D}_2 = 0 \Leftrightarrow A_2 s^4 + B_2 s^3 + C_2 s^2 + D_2 s + E_2 = 0 \quad (\text{III.51})$$

Il est possible de déterminer le comportement de la stabilité de l'avion sans calculer les racines de l'équation caractéristique. Ceci a été fait par l'utilisation du critère de stabilité de *Routh* (voir le critère III.8).

En général, dans le cas de la stabilité latérale-directionnelle, la réponse transitoire de l'avion contient les trois termes suivants :

- Terme de convergence lente : mode spiral
- Terme de convergence rapide : mode de roulis
- Terme amortis lentement : mode roulis hollandais.

III.4.2.1. Approximation du mode spiral :

Le mode spiral est l'évolution dans le temps de l'angle de roulis de l'avion après que les commandes (ailerons) soient retournées à la position neutre ; on désire que la stabilité du mode spiral soit neutre ou légèrement stable. Cependant, une spirale légèrement instable est possible sur les avions de hautes performances.

$$\begin{bmatrix} -L_\beta & -(s^2 A_1 + sL_r) \\ -N_\beta & (s^2 - sN_r) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\beta(s)}{\delta(s)} \\ \frac{\psi(s)}{\delta(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L_\delta \\ N_\delta \end{Bmatrix} \quad (\text{III. 52})$$

Donc :

$$\frac{\beta(s)}{\delta(s)} = \frac{s\{s(L_\delta - N_\delta A_1) - (L_\delta N_r - N_\delta L_r)\}}{s\{-s(L_\beta + N_\beta A_1) + (L_\beta N_r - N_\beta L_r)\}} \quad (\text{III. 53})$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta(s)} = \frac{(-L_\beta N_\delta + L_\delta N_\beta)}{s\{-s(L_\beta + N_\beta A_1) + (L_\beta N_r - N_\beta L_r)\}} \quad (\text{III. 54})$$

Pour la fonction de transfert de l'angle de cap $s=0$ est une racine de l'équation caractéristique implique la stabilité neutre.

La deuxième racine est :

$$s = \frac{(L_\beta N_r - N_\beta L_r)}{(L_\beta + N_\beta A_1)} \quad (\text{III. 55})$$

Pour la plupart des avions, ils vérifient la relation : $N_\beta A_1 \ll L_\beta$

Ce qui donne:

$$s = \frac{(L_\beta N_r - N_\beta L_r)}{L_\beta} \quad (\text{III. 56})$$

Lorsque $L < 0$, cette racine est négative (stable) puisque :

$$(L_\beta N_r - N_\beta L_r) > 0 \quad (\text{III. 57})$$

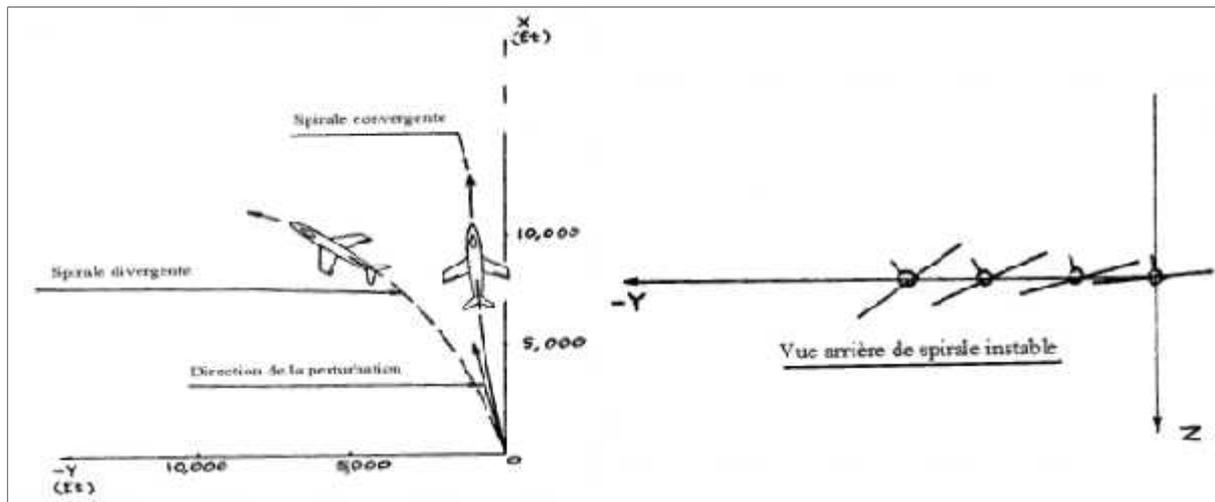


Fig III.3: Mode spirale.

III.4.2.2. Approximation du mode roulis:

Le mouvement de roulis est caractérisé seulement par l'angle ϕ négligeant tous les autres variables. Le mode de roulis suite au braquage asymétrique des ailerons ; l'équation de mouvement devient :

$$\frac{\phi(s)}{\delta(s)} = \frac{L_{\delta_A}}{s(s - L_p)} \tag{III. 58}$$

On constate que l'équation caractéristique admet deux racines : $s=0$ et $s=L_p$

La première racine indique qu'il existe une instabilité selon l'angle de roulis, alors que la deuxième racine est toujours négative puisque $L_p < 0$.

L'équation qui décrit la réponse de l'avion en fonction du temps est obtenue en utilisant la transformée inverse de Laplace ce qui donne :

$$\phi(t) = -\frac{L_{\delta_A} \delta_A}{L_p} t + \frac{L_{\delta_A} \delta_A}{L_p^2} (e^{L_p t} - 1) \tag{III. 59}$$

Elle est tracée sous forme de courbe (figure III.4).

Le taux de roulis est obtenu en dérivant l'équation (III.60) donné par :

$$p(t) = \dot{\phi}(t) = \frac{L_{\delta_A} \delta_A}{L_p} (e^{L_p t} - 1) \tag{III. 60}$$

Lorsque le temps tend vers l'infini:

$$p(t = \infty) = p_{si} = -\frac{L_{\delta_A} \delta_A}{L_p} \tag{III. 61}$$

Ce qui représente le taux de roulis en état de vol stabilisé.

De même, lorsque la constante du temps de roulis T_R :

$$t = -\frac{1}{L_p} = T_R \tag{III. 62}$$

Le taux de roulis est donné par :

$$p(T_R) = \frac{L_{\delta_A} \delta_A}{L_p} (e^{-1} - 1) = 0.63 p_{si} \tag{III. 63}$$

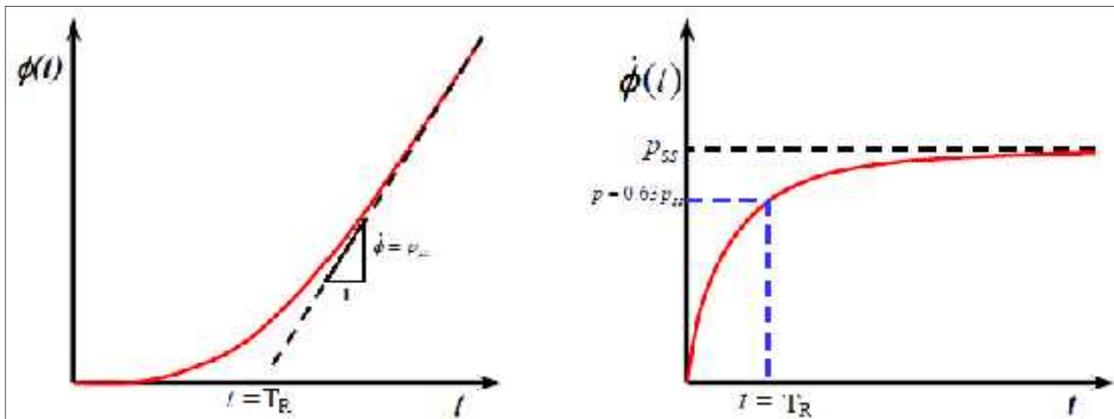


Fig III.4: Exemple de l'évolution du mode de roulis en fonction du temps.

III.4.2.3. Approximation de roulis hollandais:

Le roulis hollandais est un mouvement transversal oscillatoire faiblement amorti avec une courte période à basse vitesse affectant un couplage lacet-roulis et le dérapage. Pour des avions avec un effet dièdre faible, le mode consiste principalement en dérapage et en lacet. Les équations de mouvement simplifiées sont données par :

$$\begin{bmatrix} (sU_1 - Y_{\beta}) & s(U_1 - Y_r) \\ -N_{\beta} & (s^2 - sN_r) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\beta(s)}{\delta(s)} \\ \frac{(s)}{\delta(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Y_{\delta} \\ N_{\delta} \end{Bmatrix} \tag{III. 64}$$

L'équation caractéristique est peut se mettre sous la forme suivante :

$$s \left\{ s^2 - s \left(N_r + \frac{Y_\beta}{U_1} \right) + \left(\frac{Y_\beta N_r}{U_1} + N_\beta - \frac{N_\beta Y_r}{U_1} \right) \right\} = 0 \quad (\text{III. 65})$$

La première racine nulle rend compte de la stabilité neutre de lacet. En comparant le deuxième terme qui reste avec l'équation polynomiale du second degré qui représente le mode du roulis hollandais :

$$(s^2 + 2'_{D} \omega_{n_D} s + \omega_{n_D}^2) = 0$$

Par conséquent:

$$\omega_{n_D} = \sqrt{\frac{1}{U_1} (Y_\beta N_r + N_\beta U_1 - N_\beta Y_r)} \quad (\text{III. 66})$$

Et:

$$\xi_D = \frac{-1}{2\omega_{n_D}} \left(N_r + \frac{Y_\beta}{U_1} \right) \quad (\text{III. 67})$$

La plupart des avions de transport modernes présentant des ailes en flèche ont des valeurs très grandes concernant la dérivée du coefficient de moment de roulis C_l ainsi que le moment d'inertie I_{xz} . Ces restrictions rendent l'approximation de roulis hollandais très loin de la réalité.

III.4.3. Réponse latérale-directionnelle de la commande du braquage des gouvernes :

La réponse de l'avion pour un braquage arbitraire des ailerons et de la gouverne de direction est déterminée à l'aide du théorème des valeurs finales. Il est utilisé pour déterminer les valeurs finales des perturbations des angles : β, ψ, ϕ .

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \beta(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \left\{ s \frac{\delta_u N_\beta}{s \overline{D}_2} \right\} = \frac{\delta_u D_\beta}{E_2} \approx \frac{\delta_u g (N_{\delta_u} L_r - L_{\delta_u} N_r)}{(L_\beta N_r - N_\beta L_r - N_{T_\beta} L_r)} \quad (\text{III. 68})$$

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \phi(t) &= \lim_{s \rightarrow 0} \left\{ s \frac{\delta_u N_\phi}{s \overline{D}_2} \right\} = \frac{\delta_u C_\phi}{E_2} \\ &\approx \frac{\delta_u \{-Y_\beta (N_{\delta_u} L_r - L_{\delta_u} N_r) + (U_1 - Y_r) (N_\beta L_{\delta_u} + L_{\delta_u} N_{\delta_u} - N_{\delta_u} L_\beta)\}}{g \cos \theta_1 (L_\beta N_r - N_\beta L_r - N_{T_\beta} L_r)} \end{aligned} \quad (\text{III. 69})$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \psi(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \left\{ s \frac{\delta_a N_\psi}{s D_2} \right\} = \infty \quad (\text{III.70})$$

Ce résultat pour l'angle de cap implique la stabilité neutre due au (s) du dénominateur de la fonction de transfert.

III.4.4. Forme des modes latérales-directionnelles :

En considérant les équations de mouvement (non conduit par la gouverne de direction, l'aileron ou la rafale) de l'avion avec manche libre et se rapportant au système (III.47), on obtient les solutions suivantes :

$$\frac{\varphi(s)}{\beta(s)} = \frac{\begin{vmatrix} L\beta & -(s2A1 + s r) \\ N\beta & (s2 - s r) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (s2 - Lps) & -(s2A1 + s r) \\ -(s2B1 + Nps) & (s2 - s r) \end{vmatrix}} = \frac{a_1 s + b_1}{s(a^2 + b + c)} \quad (\text{III.71})$$

$$\frac{\psi(s)}{\beta(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (s2 - Lps) & L\beta \\ -(s2B1 + Nps) & N\beta \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (s2 - Lps) & -(s2A1 + s r) \\ -(s2B1 + Nps) & (s2 - s r) \end{vmatrix}} = \frac{a_2 s + b_2}{s(a^2 + b + c)} \quad (\text{III.72})$$

III.4.5. Analyse de sensibilité :

Il a été signalé précédemment que la stabilité dynamique de l'avion dépend des racines des équations caractéristiques des fonctions de transfert, Tandis que le changement de ces racines est lié aux conditions de vol tel que la répartition de la masse d'avion (position du centre de gravité par rapport au centre aérodynamique); alors, un changement dans la configuration de l'avion modifie immédiatement la grandeur et même le signe de quelques racines.

Pour bien métriser ces variations, il est nécessaire de tracer les courbes des paramètres de mouvement en fonction de la variation de ces racines pour quelques dérivées des coefficients de stabilité jugés importantes.

Cette technique est appelée 'analyse de sensibilité' à travers la variation des racines, elle est utilisée pour :

- La détermination des dérivées des coefficients de stabilité les plus importantes.

- Aide aux ingénieurs de la conception de l'avion d'obtenir les meilleurs caractéristiques d'amortissement de stabilité et de commande en cas des modifications désirées.

IV.1. INTRODUCTION :

Le but de ce chapitre est de présenter une brève discussion sur la définition et la réglementation des qualités de vol pour les avions civils et militaires. Les relations entre les qualités de vol, les qualités du pilote et l'état de défaillance des commandes de vol sont également définies.

IV.2. QUALITES DE VOL ET NOTATIONS PILOTE :

Dans le cas des avions qui sont pilotés par l'homme l'interaction entre les entrées de commande du pilote dans le poste de pilotage et la réponse de l'avion doit être telle que le pilote peut atteindre les objectifs de la mission avec les efforts physiques et mentaux raisonnables. En d'autres termes l'appareil doit avoir nécessairement des qualités de vol acceptables à l'intérieur de l'enveloppe d'exploitation. La figure IV.1 montre des exemples typiques des enveloppes de vol d'exploitation pour un avion civil et militaire.

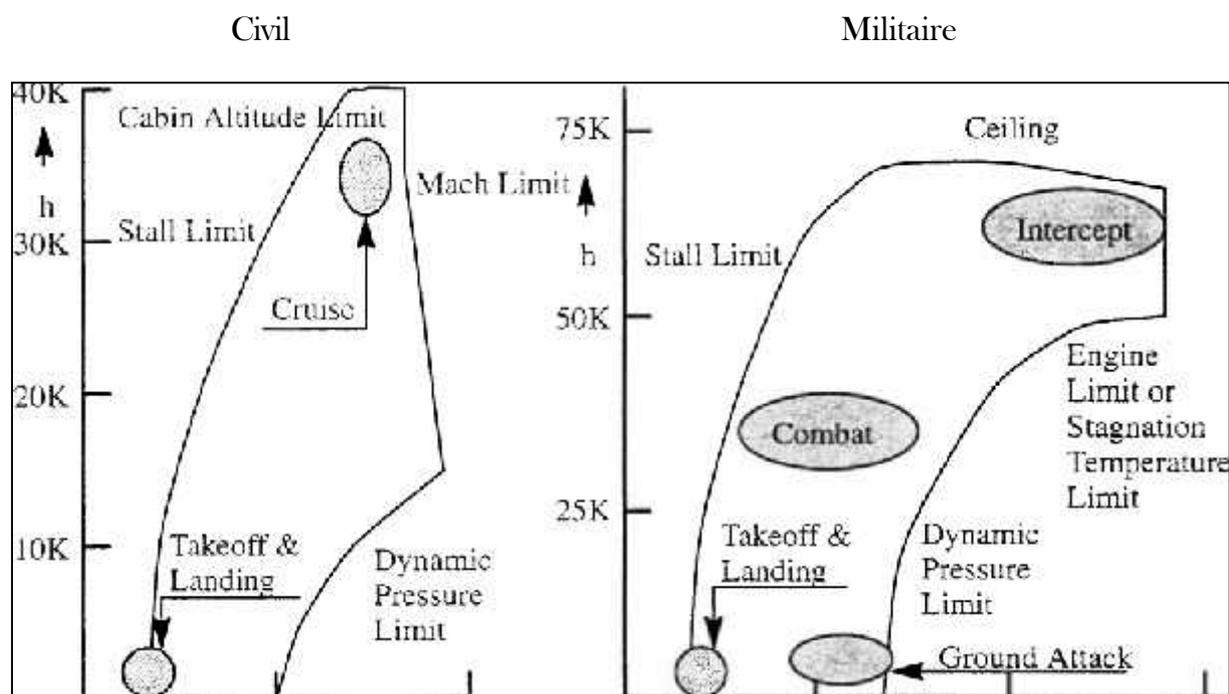


Fig IV.1 : Exemples des enveloppes de vol pour un avion civil et militaire.

Les qualités de vol d'un avion doivent vérifier les caractéristiques suivantes dans l'enveloppe de vol d'exploitation:

- L'avion doit être équipé de commande de puissance suffisante pour maintenir l'état d'équilibre pour un vol en ligne droite ainsi que dans le vol stabilisé.

- L'avion doit être maniable en passant d'un état de vol stable à un autre.

- L'avion doit être contrôlable pour réaliser les transitions suivantes:

* Transition des opérations au sol pour les opérations aéroportées (course au décollage, décollage et montée initiale en état d'équilibre).

* Les opérations aéroportées de transition sous forme d'opérations sur le terrain (approche l'état d'équilibre, de toucher des roues et à l'atterrissage).

Ces trois caractéristiques doivent être présentées si le moteur est en exploitation ou non. Cela inclut certaines conditions d'asymétries. C'est transféré à la condition vitesse minimale de contrôle. Dans le cas des avions militaires, ces trois caractéristiques doivent être présentées avec une arme asymétrique certains avec ou des charges magasin ainsi que dans certaines conditions de blessures de combat.

Ces efforts physiques nécessaires pour piloter un avion, tout en respectant ses objectifs de mission, elles sont exprimées en termes d'activité de contrôle du poste de pilotage. Les grandeurs cockpit contrôlent la force et de leur variation en fonction des paramètres de mouvement qui sont importantes pour les pilotes. Les efforts mentaux nécessaires pour piloter un avion tout en répondant aux objectifs de sa mission sont généralement désignés à titre de compensation pilote. Si un avion réagit trop lent ou trop vite à une commande de pilote, il doit compenser ce problème en «ajustant son propre profit» ou par le commandant de l'avion.

De toute évidence, un pilote ne devrait pas avoir à trop de plomb dans un avion, il ne devrait pas avoir à fournir trop ou trop peu à gagner au cours de n'importe quel segment de mission donnée.

Afin de dire qu'un avion ou non a des qualités de vol acceptables, les trois critères suivants sont nécessaires:

- 1- Une échelle de notation dont les pilotes peuvent utiliser pour évaluer les qualités de vol d'un avion donné dans un segment de mission donnée. À cette fin, l'échelle de Cooper-Harper a été développée. Cette échelle est utilisée par les ingénieurs et les pilotes d'essai d'ingénierie afin d'évaluer et de prédire les qualités de vole d'un avion.
- 2- Relations entre les caractéristiques du mouvement prévisible de l'avion, les forces du poste de pilotage et le contrôle des mouvements du poste de pilotage d'un côté et des qualités de vol exprimée par l'échelle de Cooper-

Harper de l'autre côté. Ces relations sont définies dans les exigences militaires et civiles des qualités de vol. Ces exigences sont mentionnées par les règlements. Un modèle mathématique de l'avion à partir du quel les caractéristiques de qualité peuvent être prédits.

- 3- Un modèle mathématique de l'exploitation pilote dans une boucle fermée avec l'avion.

IV.2.1. Définitions des qualités de vol dans le domaine civil et militaire :

Les exigences militaires des références **R [1]** et **R [1]** contiennent des lignes directrices de conception numérique qui se traduisent par les qualités de vol qui sont appropriés pour la mission prévue. La plupart, mais pas tous, des besoins civils de références **R [1]** sont rédigés en termes assez généraux, sans fournir des directives de conception numérique défini. Toutefois, dans le processus de certification civile de l'avion aux autorités civil de certification souvent suit les lignes directrices de références **R [1]**. L'intention du règlement est d'assurer les qualités de vol qui se traduisent par des performances et une sécurité adéquates de la mission de vol indépendamment de la mise en œuvre de conception détaillée du système de contrôle de vol, pour tout type d'avion et dans toute phase de vol de la mission. Les avions varient énormément en taille dans la mission et des capacités de performance, les règlements militaires exigent des qualités qui sont appropriés pour chaque combinaison. Les besoins civils n'entrent pas dans ce détail. Au lieu de cela, une division basée sur le poids et l'application de mission est utilisé.

Il est important de comprendre les définitions de classe d'avion, les catégories de la mission phase de vol, les niveaux de qualité de vol et les probabilités de défaillance admissible du système de commande de vol.

IV.3. DEFINITION DES CLASSES D'AVION :

Dans ce qui suit on présentera une classification des avions selon la norme MIL-F-8785C **R [1]** avec des applications suggérés aux avions civils, on présentera par ailleurs des exemples concrets. Les classes selon cette norme sont :

IV.3.1. Classe I : Les avions petits et léger.

➤ *Dans le domaine militaire :*

- Utilitaires légers. Exemple : Cessna T-41.
- Trainée primaire. Exemple : Beech T-34C
- Léger pour observation. Exemple : Rockwell OV-10A.

➤ *Equivalent en civil :*

- Les aéronefs ultras léger. Ils entrent dans les catégories d'avion VLA classé par FAR 23.

Exemples : Cessna 210, Piper Tomahawk, Edgely Optica.

IV.3.2. Classe II : Poids moyen, faible à moyen manoeuvrabilité de l'aéronef.

➤ *Dans le domaine militaire :*

- Utilitaire lourds, recherche et sauvetage. Exemple : Fairchild C-26A/B.
- Transport léger ou moyen, cargo, citerne. Exemple : Fairchild C-123.
- Anti sous-marin. Exemple : Lockheed S-3A.
- Transport d'assaut. Exemple : Lockheed C-130.
- Reconnaissance. Exemple : Fairchild OA-10.
- Bombe tactique. Exemple : Douglas B-60.
- Attaque lourd. Exemple : Grumman A-6.
- Trainé pour classe II. Exemple : Beech T-1A.

➤ *Equivalent en civil :*

- Classé selon la catégorie FAR 25. Exemples : Boeing 737, Airbus A 320, McDD MD-80.

IV.3.3. Classe III : Grand, lourd, faible à moyen manoeuvrabilité de l'aéronef.

➤ *Dans le domaine militaire :*

- Transport lourd, cargo, citerne. Exemple : McDD C-17.
- Bombes lourd. Exemple : Boeing B-52H.
- Trainé pour classe III. Exemple : Boeing tc-135.

➤ *Equivalent en civil :*

- Classé selon la catégorie FAR 25. Exemples : Boeing 747, Airbus A 340, McDD MD-11.

IV.3.4. Classe IV : Haute manoeuvrabilité de l'aéronef.

➤ *Dans le domaine militaire :*

- Chasse et interception. Exemple : Lockheed F-22.
- Attaque. Exemple : McDD F-15E.
- Reconnaissance tactique. Exemple : McDD RF-4.
- Observation. Exemple : Lockheed SR-71.
- Trainé pour classe IV. Exemple : Northrop T-38.

➤ *Equivalent en civil :*

- Classé selon la catégorie FAR 23. Exemples : Navette spécial, Sukhoi SU-26.

IV.4. DEFINITION DES PHASES DE VOL D'UNE MISSION :

Chaque mission d'avion peut être décomposée en un certain nombre de phases de vol séquentiel. Car chaque phase de vol nécessite différents types d'actions et attention du pilote, on peut s'attendre à ce que les exigences de qualité de vol diffèrent d'une phase de vol à une autre. Figure IV.2 et figure IV.3 montre deux profils de mission, un pour un avion militaire et l'autre pour un avion civil.

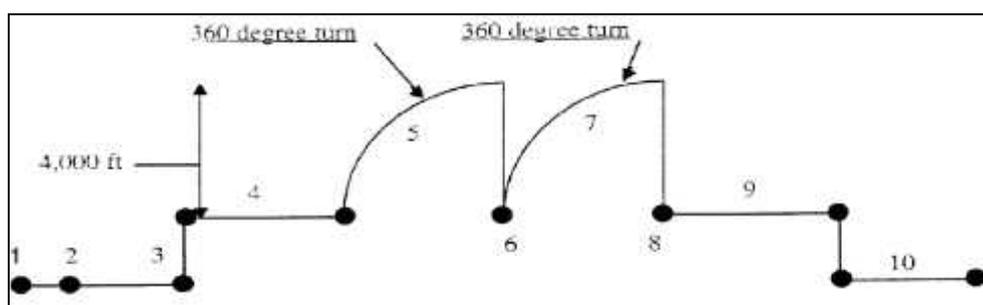


Fig IV.2 : Pour un avion militaire.

- 1) Moteur allumé et échauffement.
- 2) Taxi.
- 3) Décollage et accélération à 350kts au niveau de la mer.

- 4) Tire 200nm à 350kts.
- 5) 360 degrés, soutenue, 4.5 tour y compris 4000ft en altitude gagné.
- 6) Largage de 2 bombes et feux de la moitié des munitions.
- 7) 360 degrés, soutenue, 4.5 tour y compris 4000ft en altitude gagné.
- 8) Largage de 2 bombes et feux de la moitié des munitions.
- 9) Tire 200nm à 350kts.
- 10) Atterrissage, taxi, arrêts.

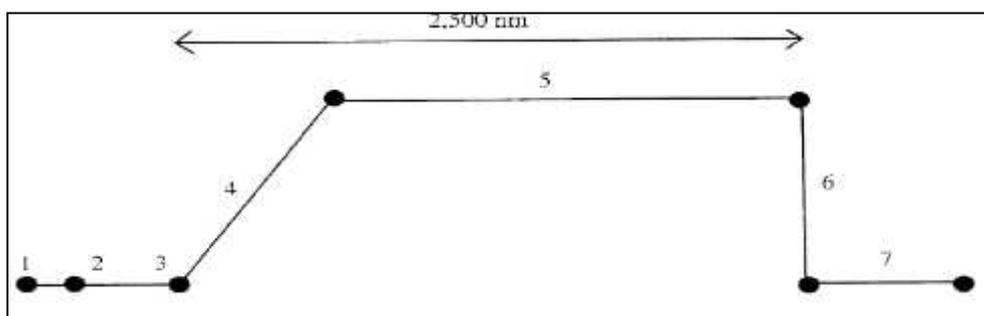


Fig IV.3 : Pour un avion civil.

- 1) Moteur allumé et échauffement.
- 2) Taxi.
- 3) Décollage.
- 4) Montée à 45000ft.
- 5) Croisière.
- 6) Décente
- 7) Atterrissage, taxi, arrêts.

Les qualités de vol requises d'un avion varient d'une phase de vol à une autre. Dans les règlements militaires de la qualité de vol toutes les phases de vol sont regroupées en trois catégories. Ils sont détaillés comme suite :

- Aucune phase de vol terminal :

IV.4.1. Catégorie A :

Les phases de vol non terminal qui exigent des manœuvres rapides, suivi de précision ou un contrôle précis de la trajectoire de vol ceux qui entrent dans cette catégorie sont:

Dans le domaine militaire : Selon la norme MIL-F-8785C

- 1- Combat air-air (CO).
- 2- Attaque au sol (GA).
- 3- La livraison d'armes et lancement (DEO).
- 4- Le recouvrement par voie aérienne (AR).
- 5- Reconnaissance (RC).
- 6- Le ravitaillement en vol (récepteur) (RR).
- 7- Terrain ci-après (TF).
- 8- La recherche anti-sous-marine (AS).
- 9- Fermer la formation de vol (1, F).

Dans le domaine civil : Selon la norme VLA, FAR 23 et FAR 25

- 1- Aucun.
- 2- Aucun.
- 3- Aucun.
- 4- Aucun.
- 5- Observation et le suivi.
- 6- Aucun.
- 7- Aucun.
- 8- Repérage maritime.
- 9- Démonstrations aérienne.

IV.4.2. Catégorie B :

Les phases de vol non terminal qui sont accompli en utilisant des manœuvres progressive et sans suivi de précision, même si un contrôle précis de trajectoire peut être nécessaire, ceux qui entrent dans cette catégorie sont:

Dans le domaine militaire : Selon la norme MIL-F-8785C

- 1- Montée (CL).
- 2- Croisière (CR).
- 3- Flâner (LO).
- 4- Le ravitaillement en vol (Avion-citerne) (RT).
- 5- Descente.

- 6- Descente en urgence (ED).
- 7- Descente en décélération (DE).
- 8- la prestation aérienne (AD).

Dans le domaine civil : Selon la norme VLA, FAR 23 et FAR 25

- 1- Segments de monté variant.
- 2- Segments de croisière variant.
- 3- Vol dans l'attente.
- 4- Aucun.
- 5- Segments de décente variant.
- 6- Descente en urgence.
- 7- Aucun.
- 8- Parachutage.

- Phases de vol Terminal :

IV.4.3. Catégorie C :

Les phases de vol Terminal sont habituellement effectuées en utilisant des manœuvres progressives et nécessitent généralement un contrôle précis de la trajectoire de vol, ceux qui entrent dans cette catégorie sont :

Dans le domaine militaire : Selon la norme MIL-F-8785C

- 1- Décollage (TO).
- 2- Le décollage Catapulte (CT).
- 3- Approche (PA).
- 4- Atterrissage (L).

Dans le domaine civil : Selon la norme VLA, FAR 23 et FAR 25

- 1- Segment de décollage variant.
- 2- Aucun.
- 3- Segment d'approche variant.
- 4- Segment d'atterrissage variant.

IV.5. DEFINITION DES NIVEAUX DE QUALITE DE VOL ET PROBABILITES DE DEFAILLANCE ADMISSIBLES :

Les exigences de la qualité de vol de la norme MIL-F-8785C **R** [1] et MIL-STD-1797A **R** [1] sont présentés pour trois niveaux de qualités de vol. Ces trois

niveaux de qualité de vol dans l'ordre décroissant de désirabilité sont définis comme suit:

IV.5.1. Niveau 1:

Les qualités de vol sont bien suffisantes pour la phase de vol de la mission.

IV.5.2. Niveau 2:

Les qualités de vol sont adéquates pour atteindre la phase de vol de la mission, mais une certaine augmentation de la charge du pilote ou de la dégradation de l'efficacité de la mission ou les deux existent.

IV.5.3. Niveau 3:

Les qualités de vol sont tels que l'avion peut être contrôlé en toute sécurité, mais le travail du pilote est excessive ou l'efficacité de la mission est inadéquate ou les deux. Catégorie A phases de vol peuvent être atteinte en toute sécurité et la catégorie B et C phases de vol peut être complété.

Les avions doivent être conçus pour satisfaire les exigences de qualité de niveau 1 travaillant avec tous les systèmes dans leur état normal de fonctionnement. La probabilité de rencontrer une dégradation des qualités de vol au niveau 2 ou de niveau 3 est lié à la probabilité de défaillance de ces systèmes considérés comme cruciaux pour la sécurité des vols au niveau 1 de la qualité de vol. Le tableau IV.1 montre comment les trois niveaux de qualité de vol sont liés à des probabilités d'échec. Les chiffres pour les civils équivalents sont basés sur une interprétation du code de navigabilité civile.

Le terme enveloppe opérationnel de vol employé dans le Tableau IV.1 indique les limites de vitesse, l'altitude et le facteur de charge au sein de l'avion qui doit être capable de fonctionner et à accomplir sa mission. Exemples de domaines de vol opérationnels ont été donnés à la figure IV.1.

Le terme «enveloppe de vol de service» renvoie aux limites de vitesse, l'altitude et le facteur de charge qui correspondent aux limites de l'avion. Les limites de l'enveloppe de vol peuvent coïncider avec ceux de l'enveloppe de vol d'exploitation. En aucun cas les limites de l'enveloppe de vol chutent les limites de l'enveloppe opérationnelle.ref
R [1]et **R [1]**

Probabilité de rencontrer des	Dans l'enveloppe de vol opérationnel MIL-F-8785C	Dans l'enveloppe de vol de service MIL-F-8785C	Domaine civil équivalent au sein de l'enveloppe de vol exploitation
Niveau 2: Après défaillance.	$< 10^{-2}$ par vol		$< 10^{-4}$ par vol
Niveau 3: Après défaillance.	$< 10^{-4}$ par vol	$< 10^{-2}$ par vol	$< 10^{-6}$ par vol

Table IV.1 : Niveaux de la qualité de vol associés à un État défaillant d'un Avion.

V.1. DESCRIPTION DU LOGICIEL D'ANALYSE AVANCE DES AERONEFS AAA :

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 :

V.1.1. 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. Pour les avions militaires, l'effet des armes chute peut être pris en compte. La sensibilité de la masse au décollage à l'égard des divers paramètres de la mission, d'aérodynamique et de propulsion peut être déterminée. Il est composé de :

V.1.1.1. 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 se trouve dans la fourchette souhaitable pour des scénarios de chargement et déchargement différent. Ce module contient également le calcul des moments d'inertie, option permet à l'utilisateur d'estimer les moments d'inertie de l'avion avec la méthode des rayons de giration. Ils peuvent être calculés à partir des données inertielles. En sélectionnant une catégorie, un choix peut être fait entre plusieurs avions disponibles dans un tableau. Parce que l'estimation de l'inertie de classe I est basée sur l'avion sélectionné, l'utilisateur doit choisir les appareils les plus comparables.

V.1.1.2. Poids class II :

Le but de ce module est de présenter une méthode pour évaluer la pondération des composantes de l'avion. Cette méthode emploie des équations empiriques qui portent sur le poids des composantes et sur les caractéristiques de conception d'avion. Dans cette classe.

Les méthodes d'estimation de poids sont identifiées comme suit:

- méthode de Cessna.
- Méthode USAF.

- La méthode de la dynamique générale (DG).
- Méthode Torenbeek.

V.1.1.3. 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. Les tables sont disponibles pour les poids de la structure, le poids des équipements fixes, le poids du groupe motopropulseur et le poids total. 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.

V.1.2. Module aérodynamique :

V.1.2.1. 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. Il permet aussi de déterminer les hypersustentateurs pour répondre aux exigences maximales de portance dans le décollage et l'atterrissage.

V.1.2.2. Trainée class I :

Il peut être utilisé comme une première estimation de la trainée elle est composé de sept options :

- volets en configuration de décollage, train sorti.
- Volets en configuration de décollage avec un train entré.
- Pas de braquage des volets et train entré.
- Volets en configuration d'atterrissage avec un train entré.
- Volets en configuration d'atterrissage avec un train sorti.
- Configuration de moteur en panne.
- Conditions actuelles de vol d'avion.

V.1.2.3. 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. Le logiciel prend en compte le changement du fuselage de base en fonction des moteurs en panne. Les modifications de trainée sur la nacelle sont aussi prises en compte en raison du moteur en panne.

V.1.2.4. Moment :

Il calcul la distribution des moments sur l'aile, l'empennage horizontal, vertical et la queue en canard. Les effets de sol sur le moment d'avion sont également déterminés.

V.1.2.5. Centre aérodynamique :

Il est utilisé pour calculer et localisé le centre aérodynamique de l'avion, mais aussi son décollage due aux composants de l'avion. Il peut être calculé pour les éléments suivants :

Le fuselage, les ailes, les empennages horizontales, verticale empennage en V, canard, nacelle, volets et pour l'avion entiers.

V.1.2.6. Effet de puissance :

Permet de calculé les effets aérodynamique de l'hélice ou du moteur sur les propriétés de l'avion, ils sont calculé à partir des paramètres suivants :

- L'angle de rabatement de l'empennage horizontal.
- L'angle de rabatement de l'empennage en V.
- Le rapport de la pression dynamique.
- Le coefficient de moment de tangage et de portance.
- Trainée due à la puissance.

V.1.2.7. 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.

V.1.2.8. 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.

V.1.3. Module performance :

V.1.3.1. Dimensionnement des performances :

Permet une estimation rapide des paramètres de conception de l'avion qui ont un impact majeur sur ses performances. Ils sont nécessaire pour répondre aux objectifs de la mission, qui se traduit par la détermination de :

- Charge de l'aile.
- Chargement de poussée ou puissance de chargement.
- Coefficient de portance maximale.

V.1.3.2. 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.

V.1.4. 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.

V.1.5. Module propulsion :

Dans ce module, la puissance installée et la poussée des avions peut être calculée. Il fournit également des options pour l'entrée et l'estimation de la pression d'entrée, L'extraction de puissance est également représentée. Les méthodes sont valables pour les moteurs à pistons, turboréacteurs, turbopropulseurs et les turbo fans.

V.1.6. Module stabilité et contrôle :

V.1.6.1. 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.

V.1.6.2. 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 protégé.

V.1.7. Module dynamique :

V.1.7.1. 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 diverses dérivés de contrôle sur les qualités de vol sont également établies.

V.1.7.2. 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).

V.1.8. Module de charges :

V.1.8.1. 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).

V.1.8.2. Charges structurelles :

Des charges totales internes pour chaque composante structurelle peuvent être calculées avec divers combinaisons désirées. Les options suivantes sont disponibles pour calculer les charges agissantes sur un élément structurel:

- Charges structurelles sur le fuselage.
- Charges structurelles sur l'aile.
- Charges structurelles sur l'empennage horizontal.
- Charges structurelles sur le canard.
- Charges structurelles sur l'empennage vertical.

V.1.9. Module de structure :

V.1.9.1. Dimensionnement class I :

Permet d'estimer la taille et le poids des composants structurels. Ceci est fait en utilisant les propriétés des matériaux et les résultats du calcul des charges totales internes pour la composante du module de charge.

V.1.9.2. Matériaux :

Les propriétés des matériaux qui ne sont pas répertoriés dans le tableau des matériaux disponibles peuvent être ajoutées avec leurs caractéristiques définies. Ces matériaux seront ajoutés à la catégorie définie par l'utilisateur de la table disponible.

V.1.10. Module d'analyse des coûts :

Les estimations pour l'avion RDTE (recherche de développement de la technologie et de l'évaluation), 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.

V.1.11. Module de l'atmosphère standard :

Permet de calculer les propriétés de l'atmosphère standard à une altitude donnée. Densité de l'air, pression, température, vitesse du son et l'accélération de la pesanteur sont calculés en fonction de l'altitude. Pour une vitesse donnée, le nombre de Mach est calculé.

V.1.12. Module de condition de vol :

Permet de définir chaque condition de vol et l'inclure dans l'analyse. Un projet d'avion peut avoir une ou plusieurs conditions de vol définies. Tous les paramètres en fonction de la vitesse, le poids et le centre de gravité peuvent être stockés séparément pour les conditions de vol. Ils peuvent être édités, déplacés, copiés et supprimés du projet.

V.1.13. Capacités de stabilité et de contrôle du programme AAA :

Une partie importante des efforts de conception et d'analyse est passé en assurant que les caractéristiques de stabilité et de control 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 permet au concepteur de déterminer la stabilité et les propriétés suivantes de contrôle:

- 1- Calcul de la stabilité, le contrôle et dérivés des moments charnières.
- 2- Calcul des caractéristiques de l'avion en équilibre.
- 3- Les déformations des surfaces de contrôle.
- 4- Direction latéral, calcul impératif des :
 - * Des forces nécessaires dans l'aileron en vigueur, roues et palonnier.
 - * Aileron et la gouverne de direction requise.

- 5- Calcul de moments d'inertie.
- 6- Le calcul des fonctions de transfert en boucle ouverte et la fréquence correspondante, le facteur d'amortissement et les caractéristiques constantes de temps.
- 7- 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.
- 8- Le traçage des études de sensibilité qui montrent comment différents paramètres de stabilité dynamique varient en fonction de tout autre dérivée de la stabilité ou de moment d'inertie.
- 9- 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.
- 10- Tous les coefficients de stabilité et de contrôle et dérivées sont basées sur la la géométrie de l'aile comme référence.

Le programme AAA a été jugé très utile dans un environnement d'enseignement: les étudiants peuvent découvrir rapidement les paramètres de conception qui ont le plus d'effet.

Voir **R** [1].

V.2. LA METHODE VLM :

V.2.1. Définition :

La méthode VLM, est une méthode numérique qui sert au calcul dans la dynamique des fluides, méthode utilisée principalement dans les premiers stades de la conception des aéronefs. Les surfaces portantes des modèles VLM, comme une aile, d'un aéronef comme une feuille infiniment mince de tourbillons discrets pour calculer la portance et la traînée induite, l'influence de l'épaisseur et la viscosité seront négligé.

La méthode VLM peut calculer l'écoulement autour d'une aile après la définition de la géométrie. Pour une aile rectangulaire, il suffit de connaître la corde. De même, elle permet de décrire l'écoulement autour d'une géométrie de l'avion assez complexe (avec de multiples surfaces portantes, de déformation et de nombreuses autres caractéristiques géométriques).

En simulant le champ d'écoulement, on peut déterminer la distribution de pression ou comme dans le cas de la méthode VLM, la répartition de la force autour du corps simulé. Cette connaissance est ensuite utilisée pour calculer les coefficients

aérodynamiques et de leurs dérivées qui sont importantes pour évaluer la stabilité de l'avion dans la phase de conception. Avec une estimation initiale de la distribution de pression sur l'aile, les concepteurs structurels peuvent commencer à concevoir les ailes, la dérive et l'empennage horizontal et les autres surfaces portantes. En outre, alors que la méthode VLM ne peut pas calculer la traînée visqueuse, la traînée induite résultant de la génération de la sustentation peut être estimée. Ainsi que la traînée doit être équilibrée par la poussée de la configuration de croisière, le groupe de propulsion peut également obtenir des données importantes de la simulation de la méthode VLM.

V.2.2. Historique de la méthode VLM :

La méthode VLM est l'extension de la théorie de Prandtl de la ligne portante **R [1]**, où l'aile d'un avion est modélisée comme un tourbillon en fer à cheval. Le nom a été inventé par V.M. Falkner dans son document de recherche aéronautique du Conseil de 1946 **R [1]**. La méthode a depuis été développée et affinée par le GT Jones, H. Schlichting, G.N. Ward et d'autres.

Bien que les calculs nécessaires puissent être réalisés à la main, la VLM a bénéficié de l'avènement des ordinateurs pour des calculs long et complexes.

Au lieu d'un seul tourbillon en fer à cheval par aile, comme dans la théorie des lignes de portance, la méthode VLM utilise un réseau de tourbillons en fer à cheval, comme décrit par Falkner dans son premier article sur ce sujet en 1943 **R [1]**. Le nombre de tourbillons utilisés varie en fonction de la répartition de pression nécessaire à la résolution, et avec la précision requise dans les coefficients de calcul aérodynamique. Un certain nombre typique de tourbillons serait d'environ 100 pour toute une aile d'avion, une recherche aéronautique du rapport de conseil de Falkner paru en 1949 mentionne l'utilisation d'un "réseau 84-vortex avant la normalisation de la 126réseau» **R [2]**.

La méthode est décrite de manière compréhensible dans tous les manuels principaux aérodynamique, comme Katz & Plotkin **R [2]**, Anderson **R [2]**, Bertin & Smith **R [2]**, ou Houghton & Carpenter **R [2]**.

V.2.3. Théorie:

Les méthodes VLM sont construites sur la théorie de l'écoulement parfait, aussi connu sous le nom de flux potentiels. L'écoulement optimal est une simplification de la

circulation réelle dans la nature, mais pour de nombreuses applications d'ingénieur de cette représentation simplifiée à toutes les propriétés qui sont importantes du point de vue technique. Cette méthode néglige les effets visqueux. La dissipation aux couches de turbulence et aux limites ne sont pas du tout résolues. Toutefois, la traînée induite peut être évaluée et en prenant un soin particulier, certains phénomènes de décrochage peuvent être modélisés **R** [1].

V.2.4. Hypothèses :

Les hypothèses suivantes ont été formulées en ce qui concerne le problème de la méthode VLM :

- Le champ d'écoulement est incompressible, non visqueux et irrotationnel.
- Les surfaces portantes sont minces. L'influence de l'épaisseur sur les forces aérodynamiques est négligée.
- L'angle d'attaque est faible, l'approximation se fait aux petits angles.

V.2.5. Méthode :

Par les hypothèses ci-dessus le champ d'écoulement est conservateur, ce qui signifie qu'il existe un potentiel de vitesse :

$$\mathbf{v} = \nabla\phi \quad V.1$$

L'équation de Laplace est une équation linéaire du second ordre donc elle est soumise au principe de superposition. Un modèle d'écoulement complexe pour un écoulement irrotationnel, incompressible peuvent être synthétisés par l'addition d'un certain nombre de flux élémentaires, qui sont également irrotationnel et incompressible. Ces flux élémentaires sont la source ponctuelle, chacune étant une solution de l'équation de Laplace. Ceux-ci peuvent être superposés pour créer la formation de sources en ligne.

V.2.6. Modèle d'avion :

Les surfaces portantes d'un avion sont divisées en plusieurs panneaux. Un tourbillon en fer à cheval est appliqué sur chacun de ces panneaux et le vecteur vitesse généré par le vortex au niveau des points d'application de chaque panneau est calculé. Le vortex est placé au point $\frac{1}{4}$ de la corde de chaque panneau, et le point de d'application à $\frac{3}{4}$ de la corde. Pour un problème avec N panneaux, la vitesse induite par chaque vortex sur chaque panneau est recueillie dans la matrice d'influence.

$$W = \begin{bmatrix} w_{11} & \dots & w_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ w_n & \dots & w_n \end{bmatrix} \quad \text{V.2}$$

La condition de Neumann est appliquée, elle stipule que la vitesse normale est nulle. Il est également connu comme la condition de tangence d'écoulement, ou aucune condition à flux transversal. Cela signifie qu'à la frontière (par exemple la surface d'une aile), le débit doit être parallèle à la surface. Le système d'équations peut être mis en place. La partie droite est formée par l'écoulement non perturbé et l'angle d'attaque de telle sorte que : $b = V_\infty \sin(\alpha)$

$$\begin{bmatrix} w_{11} & \dots & w_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ w_n & \dots & w_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \vdots \\ \Gamma_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ \vdots \\ b \end{bmatrix} \quad \text{V.3}$$

A partir de ce système d'équations, l'intensité des tourbillons peut être résolue et les forces agissantes sur les panneaux doivent être calculées avec :

$$F = \rho_\alpha \Gamma (V_\infty + V_{th}) l \quad \text{V.4}$$

VI.1. INTRODUCTION :

L'estimation des coefficients de stabilité soit statique ou bien dynamique, est faite à l'aide des méthodes définies au préalable sur la base du linéarisation des systèmes d'équations et aussi le découplage de ces systèmes en deux sous systèmes: « longitudinale, Latérale-directionnelle ».

Vue la nouveauté et la confidentialité du thème, l'indisponibilité des données pour les applications, c'est la raison pour la quelle on est limité a un seul type de drones: le **Yak-54** .

VI.2. LE YAK-54 :



Fig VI.1 : Yak-54 UAV.

Le Yak-54 est un UAV de configuration conventionnelle: Fuselage-aile-empennages « vertical et horizontal », classé dans la catégorie des **Mini Drones**. Il évolue à une altitude de croisière de 12000 ft, et a un nombre de Mach de 0.106, il pèse 28.12 pound «environ 13kg », ses paramètres géométriques sont données dans le tableau VI.1.

<i>Aile :</i>		
Surface d'aile (S_w)	10.90	ft ²
Envergure (b_w)	7.90	ft
Corde principale (\bar{c})	1.45	ft
Corde principale des ailerons (\bar{c}_a)	4.90	in
Angle de flèche ($\alpha/4$)	-2.00	deg
Allongement (AR_w)	5.77	-
Profil d'emplanture	NACA 0016	-
Profil d'extrémité	NACA 0017	-
<i>Empennage horizontal :</i>		
Surface (S_H)	2.30	ft ²
Envergure (b_H)	3.00	ft
Corde principale (\bar{c}_{HL})	9.20	in
Corde principale de l'élévateur (\bar{c}_e)	4.20	in
Allongement (AR_H)	3.91	-
<i>Empennage vertical :</i>		
Surface (S_V)	1.60	ft ²
Envergure (b_V)	1.42	ft
Corde principale (\bar{c}_V)	14.56	in
Corde principale du gouverne de direction (\bar{c}_r)	8.50	in
Allongement (AR_V)	1.25	-
<i>L'avion complet :</i>		
Poids (W)	28.12	lbs
Moment d'inertie/X: I_x	1.0886	Slug ft ²
Moment d'inertie/Y: I_y	2.1068	Slug ft ²
Moment d'inertie/Z: I_z	3.0382	Slug ft ²

Tableau VI.1: Caractéristiques Géométriques du Yak-54.

VI.3. APPLICATION :

On suivra la démarche suivante pour pouvoir estimé la stabilité de ce drone :

1. Faisant entrer les données citées au préalable « conditions du vol et les caractéristiques géométrique», dans le logiciel AAA « Advanced Aircraft Analysis » pour le calcul des coefficients de stabilité statique et dynamique.
2. Exécutant le logiciel AAA pour calculer les coefficients dimensionnels et adimensionnels de stabilité.

3. L'élaboration d'un programme en Matlab pour visualisé la réponse de l'appareil suite aux perturbations, pour le cas statique et dynamique.
4. Comparant les résultats du logiciel avec celles du AAA et estimant l'erreur relative.
5. Traçant les courbes qui montrent la réponse de l'appareil aux perturbations.
6. Validation et interprétation des résultats.

VI.3.1. Pour la stabilité statique :

VI.3.1.1. Les résultats du programme AAA :

Les résultats obtenus par le logiciel AAA sont données dans le tableau VI.2, et le tableau VI.3 si dessus.

<i>Coefficients De Stabilité Statique</i>	
C_{L_1}	0.1470
C_{D_1}	0.0422
$C_{T_{x_1}}$	0.0515
C_{x_1}	0.0001
C_{m_1}	0.0009

Tableau VI.2: Les Coefficients De Stabilité Statique Par Le Programme AAA.

<i>Les dérivées Longitudinales (r^{-1})</i>		<i>Les dérivées latérales-directionnelles (r^{-1})</i>	
C_{D_u}	0.0011	$C_{y_{\dot{\beta}}}$	-0.3602
$C_{D_{\dot{u}}}$	0.0863	C_{y_p}	0.0085
C_{T_u}	-0.1546	C_{y_r}	0.2507
C_{L_u}	0.0017	$C_{l_{\dot{\beta}}}$	-0.0266
$C_{L_{\dot{u}}}$	4.5465	C_{l_p}	-0.3819
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	1.8918	C_{l_r}	0.0514
$C_{L_{\dot{u}}}$	5.5046	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0.1022
C_{m_u}	0.0002	$C_{n_{T_{\dot{\beta}}}}$	-0.0045
$C_{m_{\dot{u}}}$	-0.3937	C_{n_p}	-0.0173
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-4.3787	C_{n_r}	0.1270
$C_{m_{\dot{u}}}$	-8.0532	$C_{y_{\delta}}$	0.0000
$C_{m_{T_u}}$	0.0000	$C_{y_{\delta}}$	0.1929
$C_{m_{T_{\dot{\alpha}}}}$	0.0275	$C_{l_{\delta}}$	0.3490
$C_{D_{\delta}}$	0.0000	$C_{l_{\delta}}$	0.0154
$C_{L_{\delta}}$	0.3792	$C_{n_{\delta}}$	-0.0088
$C_{m_{\delta}}$	-0.8778	$C_{n_{\delta}}$	-0.0996

Tableau VI.3: Les dérivées de stabilité par le logiciel AAA.

VI.3.1.2. Résultats des programmes de stabilité statique :

VI.3.1.2.1. Cas longitudinale:

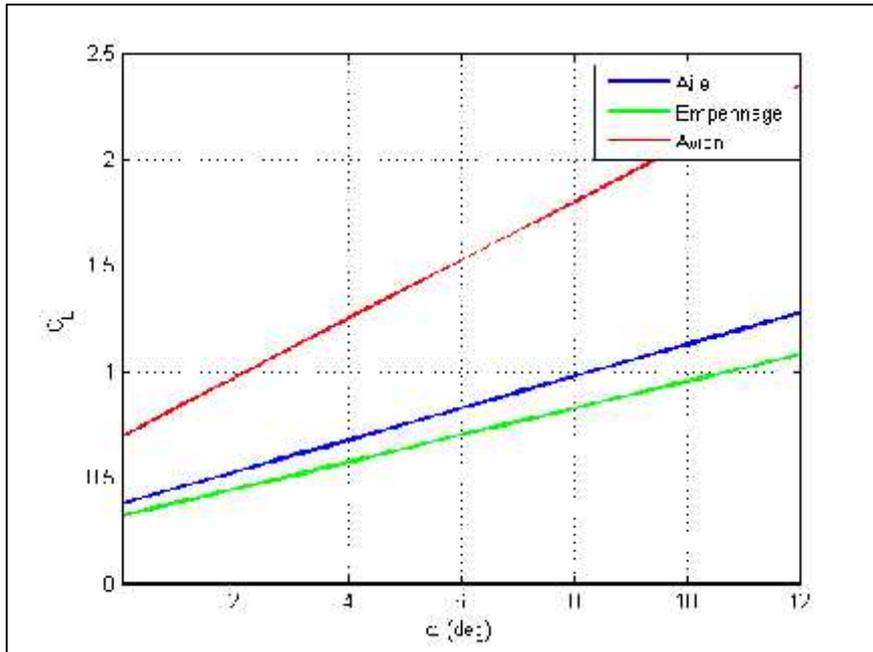


Fig VI.2: Variation de C_l en fonction de α .

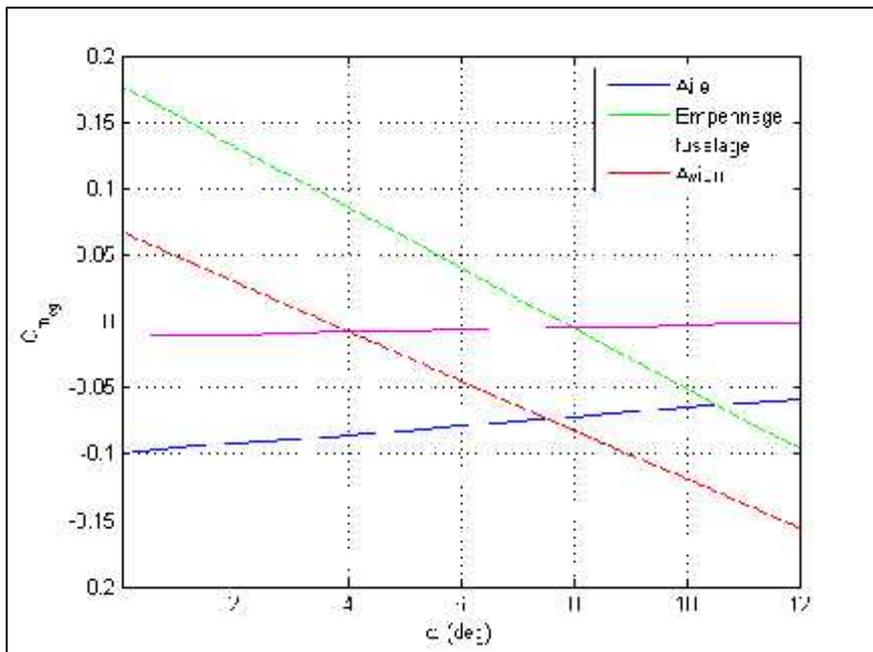
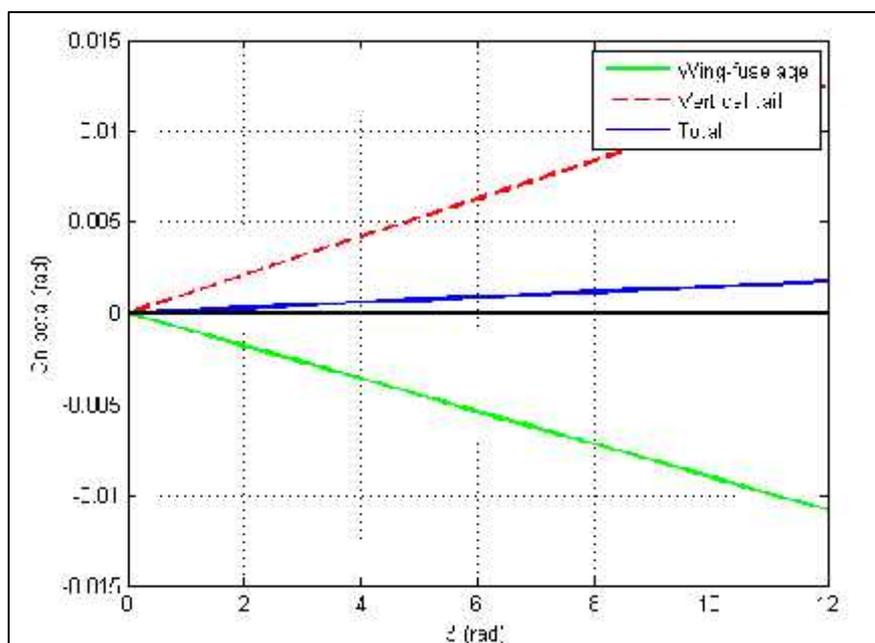


Fig VI.3: Variation de C_m en fonction de α .

VI.3.1.2.2. Cas latéral-directionnel:

Fig VI.4: Variation de $C_{n\beta}$ en fonction de β .

VI.3.2. Pour la stabilité dynamique :

VI.3.2.1. Les résultats du programme AAA:

Les résultats du logiciel AAA qui représentent les coefficients dimensionnels de stabilité sont donnés dans les deux tableaux VI.4 et VI.5; pour les deux cas longitudinal et latéral-directionnel.

X_u	-0.1481	(S^{-1})	Z_{δ_e}	-77.5853	$(\frac{f}{r} / S^2)$
X_{T_u}	-0.0894	(S^{-1})	M_u	0.0004	$(\frac{r_1}{r} / S)$
$X_{\dot{u}}$	12.4194	$(\frac{f}{r} / S^2)$	M_{T_u}	0.0019	$(\frac{r_1}{r} / S)$
X_{δ_e}	0.0	$(\frac{f}{r} / S^2)$	$M_{\dot{u}}$	-48.2908	(S^{-2})
Z_u	-0.5121	(S^{-1})	$M_{T_{\dot{u}}}$	3.3731	(S^{-2})
$Z_{\dot{u}}$	-938.8597	$(\frac{f}{r} / S^2)$	$M_{\ddot{u}}$	-3.2870	(S^{-1})
$Z_{\dot{\alpha}}$	-2.3689	$(\frac{f}{r} / S)$	M_q	-6.0454	(S^{-1})
Z_q	-6.8927	$(\frac{f}{r} / S)$	M_{δ_e}	-107.6699	(S^{-2})

Tableau VI.4: les coefficients dimensionnels de stabilité longitudinale.

Y_{β}	-73.6978	$(\frac{f}{r} / S^2)$	L_{δ_u}	453.1837	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$
Y_p	0.0583	$(\frac{f}{r_1} / S^2)$	L_{δ_r}	19.9972	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$
Y_r	1.7208	$(\frac{f}{r_1} / S)$	N_{β}	47.6850	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$
Y_{δ_u}	0.0	$(\frac{f}{r} / S^2)$	$N_{T_{\beta}}$	-2.0996	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$
Y_{δ_r}	39.4678	$(\frac{f}{r} / S^2)$	N_p	-0.2708	$(\frac{r_1}{r} / S)$
L_{β}	-34.5407	$(\frac{f}{r} / S^2)$	N_r	-1.9879	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$
L_p	-16.6364	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$	N_{δ_u}	-4.1060	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$
L_r	2.2391	$(\frac{r_1}{r} / S)$	N_{δ_r}	-46.4719	$(\frac{r_1}{r} / S^2)$

Tableau VI.5: Les coefficients dimensionnels de stabilité latérale-directionnel.

VI.3.2.2. Résultats des programmes de stabilité dynamique:

VI.3.2.2.1. Cas longitudinal:

Valeurs Propres	Coeff d'amortissement	Fréquence (r / S)	Période (S)	Mode
-0.114±0.248i	0.42	0.27	23.27	Phugoïde
-8.440±4.18i	0.90	9.42	0.67	Courte période

Tableau VI.6: Analyse des modes de stabilité longitudinale pour le Yak-54.

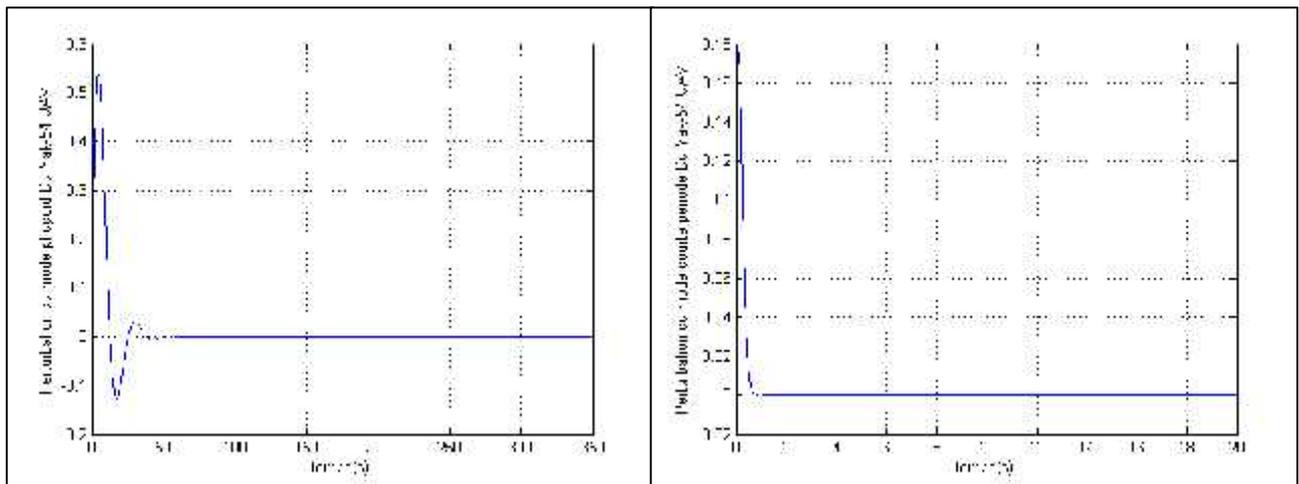


Fig VI.5.a : Evolution de la perturbation du mode Phugoïde.

Fig VI.5.b : Evolution de la perturbation du mode courte période.

Fig VI.5: Evolution des perturbations dans le temps.

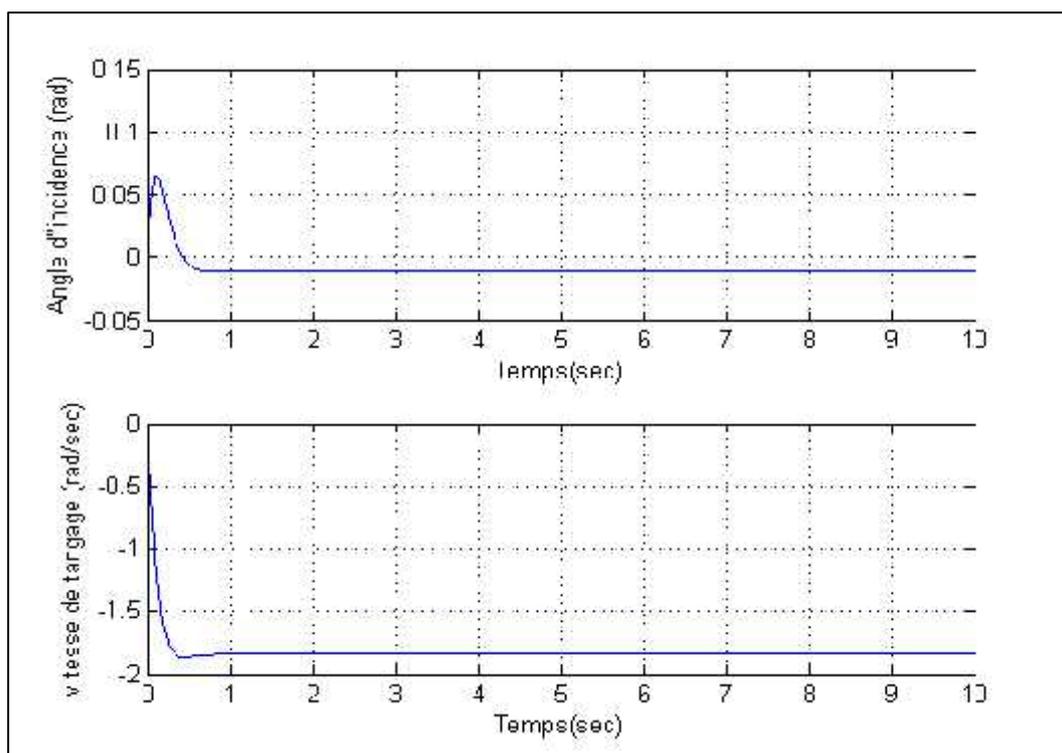


Fig VI.6: Approximation du mode courte période « vitesse constante ».

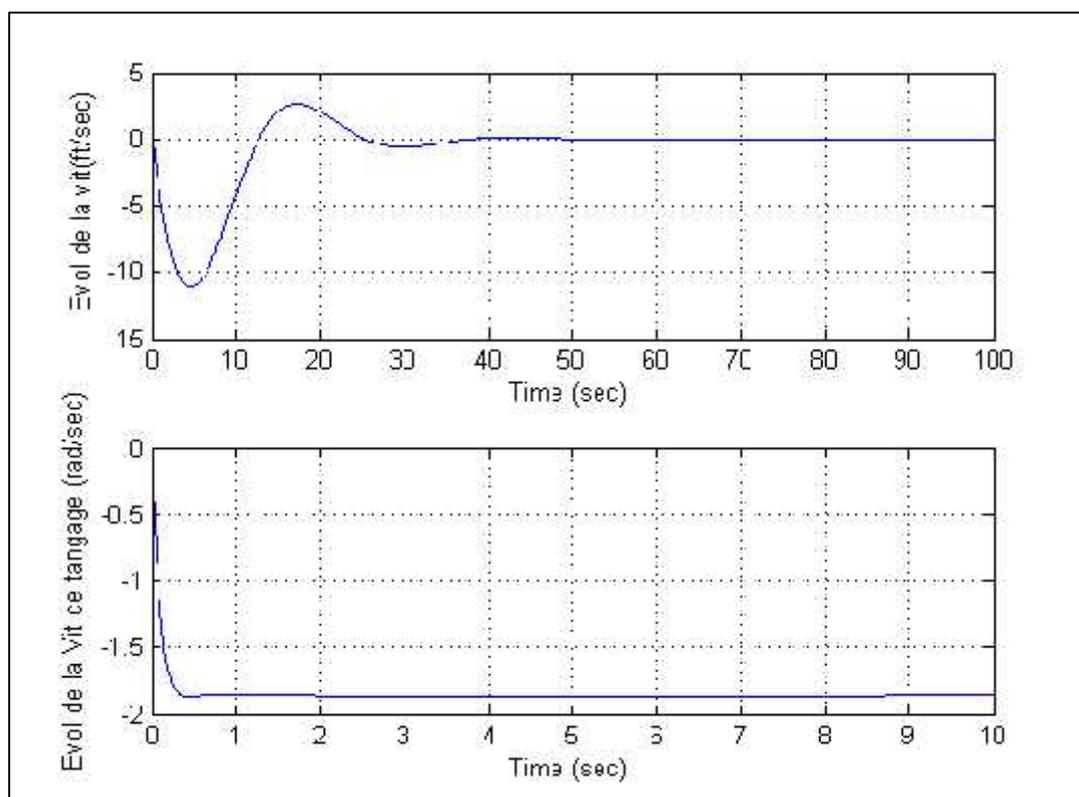


Fig VI.7: Approximation du mode Phugoïde « incidence constante ».

VI.3.2.2.2. Cas latéral-directionnel :

Valeurs Propres	Coeff d'amortissement	Fréquence (r/s)	Période (S)	Cte du temps (S)	Mode
0.0115	—	—	—	86.96	Spirale
-16.7	—	—	—	0.06	Roulis
-1.32±6.75i	0.19	6..88	0.91	—	Roulis hollandais

Tableau VI.7: Analyse des modes de stabilité latérale pour le Yak-54.

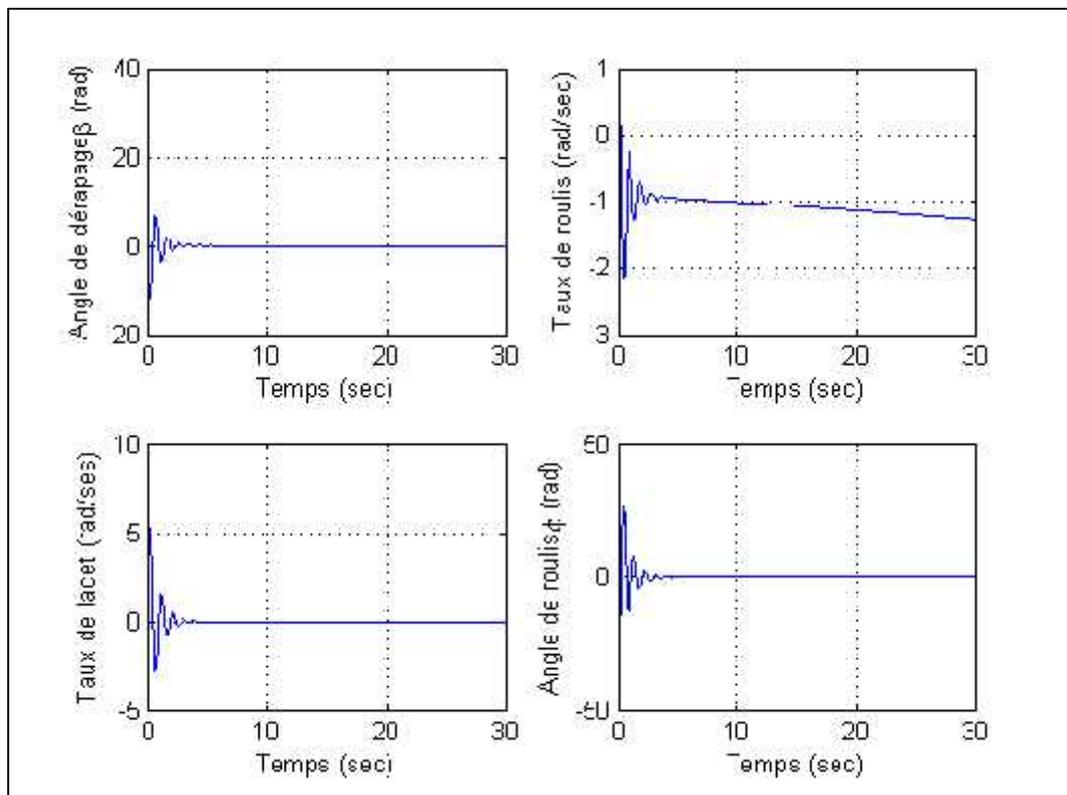


Fig VI.8: Réponses latérale aux ailerons.

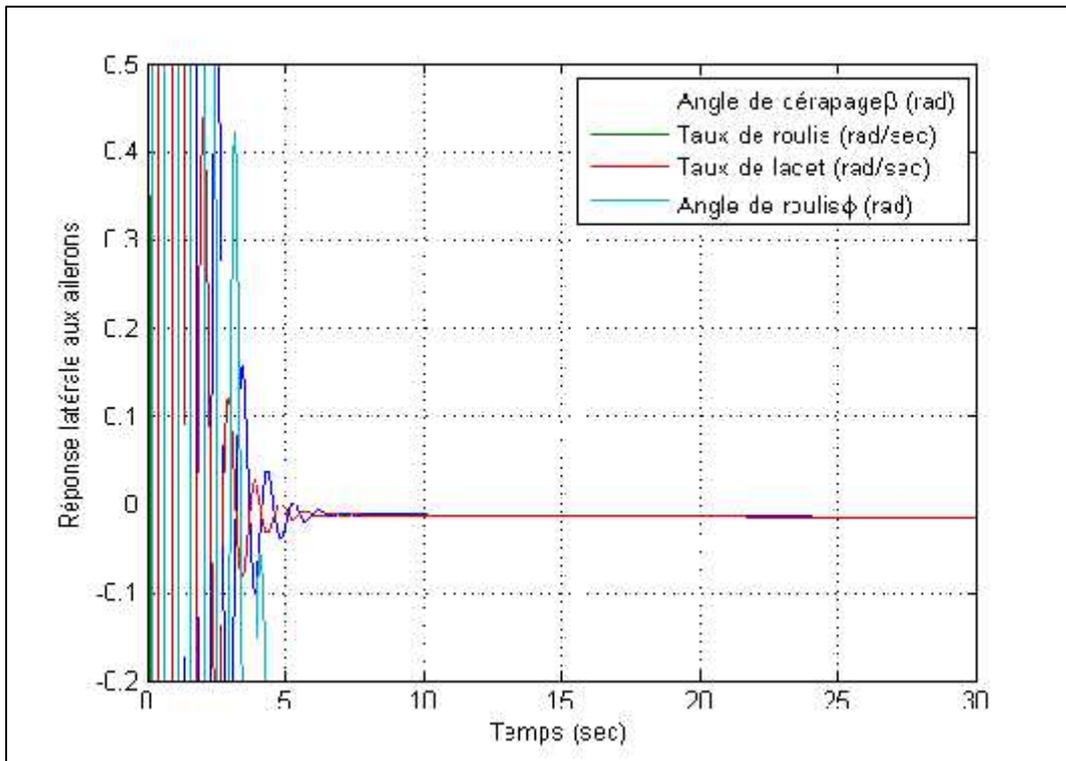


Fig VI.9: Réponse latérale totale aux ailerons.

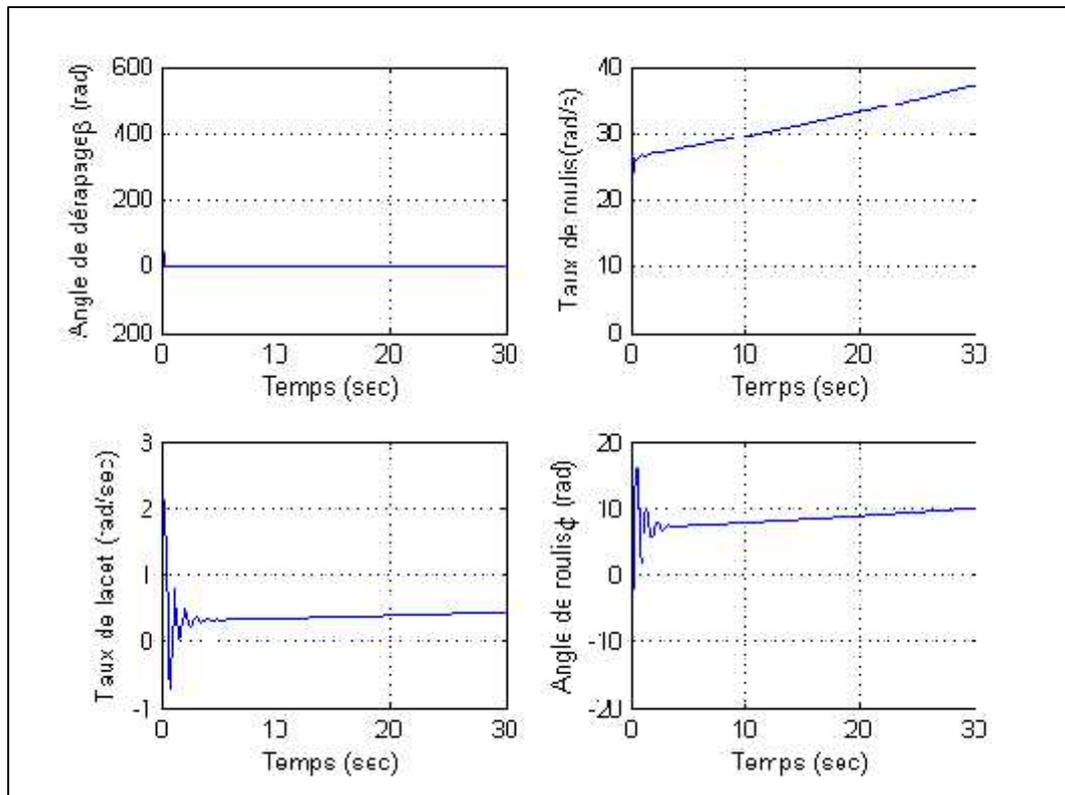


Fig VI.10: Réponses latérale à la gouverne de direction.

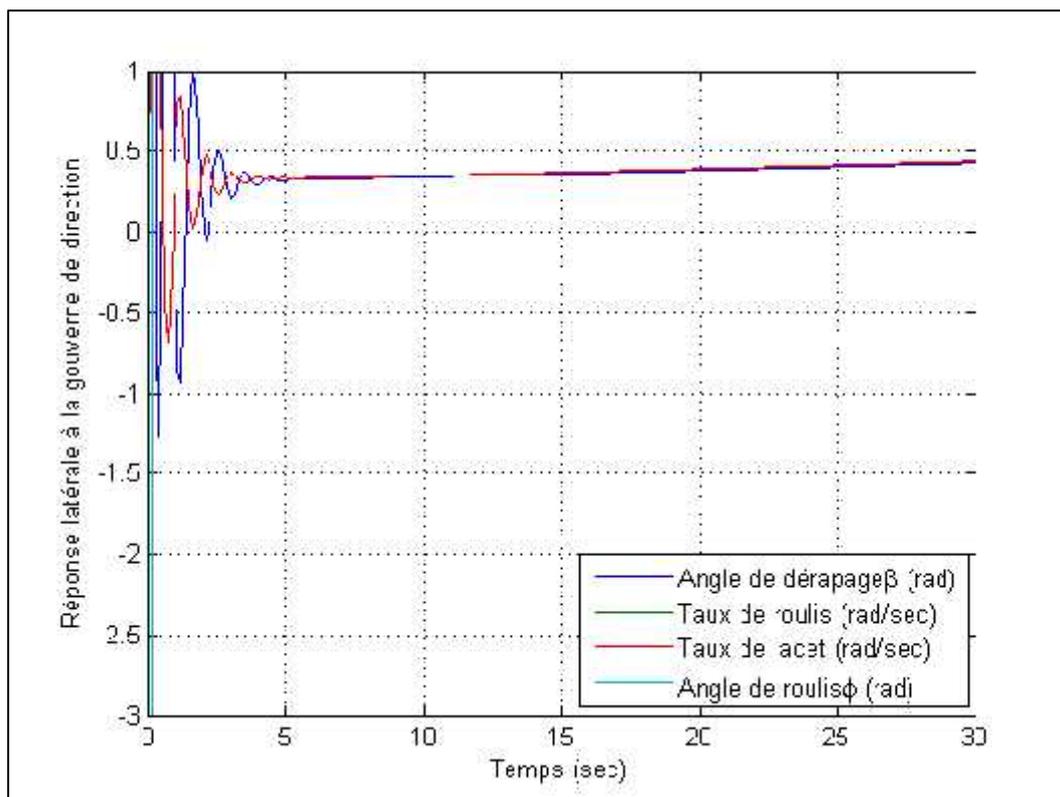


Fig VI.11: Réponse latérale totale à la gouverne de direction.

VI.4. INTERPRETATION DES RESULTATS :

VI.4.1. Pour la stabilité statique :

a. Cas longitudinale :

➤ La courbe de la figure VI.2 montre la variation du C_l en fonction de l'angle d'incidence ; il apparait bien dans cette figure que la variation C_l globale avec α est proportionnelle, aussi il apparait que la portance globale est générée en grande partie par l'aile, aussi par les empennages horizontaux, par contre on conclut que l'effet de fuselage peu être négligeable.

➤ La courbe dans la figure VI.3 montre la variation du C_m en fonction de l'angle d'incidence . Il est montré dans le chapitre II que la condition de stabilité longitudinale est $C_{m_\alpha} < 0$, ce qui est vérifié ici. Aussi on peut voir clairement que l'aile et le fuselage contribuent au déséquilibre de l'appareil, seul l'empennage sert à ramener l'appareil à son état d'équilibre.

Le point d'intersection de la courbe du C_m globale avec l'axe des abscisses, représente le point neutre pour cet UAV.

b. Cas latéral-directionnel :

➤ Dans le cas latéral-directionnel la perturbation due à l'angle de dérapage sera équilibré par la gouverne de direction comme il est mentionné dans le chapitre II par le critère $C_{n\beta} > 0$, ce critère est nommé 'l'effet girouette'. On peut aussi remarqué que l'aile et le fuselage ont un effet négatif pour la stabilité latérale.

VI.4.2. Pour la stabilité dynamique :

a. Cas longitudinale :

➤ Le tableau VI.6 montre que les deux modes sont stables « la partie réelle de chaque racine est négative » ; le mode Phugoïde a une fréquence faible et une période importante, par contre le mode courte période est caractérisé par une forte fréquence et une période faible, ce qui explique les approximations « courte période et Phugoïde ».

➤ La figure VI.5 montre l'évolution de la perturbation pour les deux modes d'approximation dans temps, elle démontre que pour les deux modes la perturbation sera équilibrée est l'appareil reviens à son état d'équilibre plus rapidement pour le mode courte période que pour le mode Phugoïde.

➤ La figure VI.6 montre la réponse de l'angle d'incidence et la vitesse de tangage q suite à la perturbation de l'angle de déflexion des gouvernes de profondeurs; ils reviennent à leurs états d'équilibre en une période très courte d'où le nom mode courte période; notant que pour ce mode la variation de vitesse est négligeable comme il a été expliqué précédemment dans le chapitre III.

➤ La figure VI.7 montre la réponse de la vitesse linéaire et la vitesse de tangage q suite à la perturbation de l'angle de déflexion des gouvernes de profondeurs; la vitesse linéaire reviens à son état d'équilibre après une longue période, notant que pour ce mode la variation de l'angle d'incidence est négligeable comme il a été expliqué précédemment dans le chapitre III.

b. Cas latéral-directionnel :

On distingue deux réponses différentes suivantes les perturbations posées: une réponse pour les ailerons, l'autre pour la perturbation de la gouverne de direction. Les

deux perturbations reviennent à l'état d'équilibre après environ 5 secondes; mais la perturbation aux ailerons est plus forte que la perturbation à la gouverne de direction «l'amplitude de la perturbation aux ailerons est la plus importante ».

Pour l'approximation en mode de roulis dans la figure VI.10 la constante: taux de roulis maximum $\dot{\phi}_s \approx 38 \text{ } r_1 \text{ /s}$.

La vitesse angulaire de lacet (Δr) et l'angle de roulis (Δw) qui caractérisent le mode de roulis hollandais varie rapidement dans le même sens avant le retour au point d'équilibre (point de stabilité 4 secondes pour (Δr) et (Δw)), voir figures VI.8 et VI.10.

Le mode spiral est légèrement stable, la variation est dans le même sens pour les angles de roulis et de dérapage.

VI.5. VALIDATION DES RESULTATS :

Enfin pour pouvoir juger ces programmes de calcul, on compare les résultats obtenues du programmes avec ceux des testes expérimentales disponibles.

Ces testes sont réalisées dans les labos de recherche de l'université de Kansas, et ils sont publiés dans la référence **R [2]**.

VI.5.1. Résultats expérimentaux :

VI.5.1.1. Mode Roulis Hollandais:

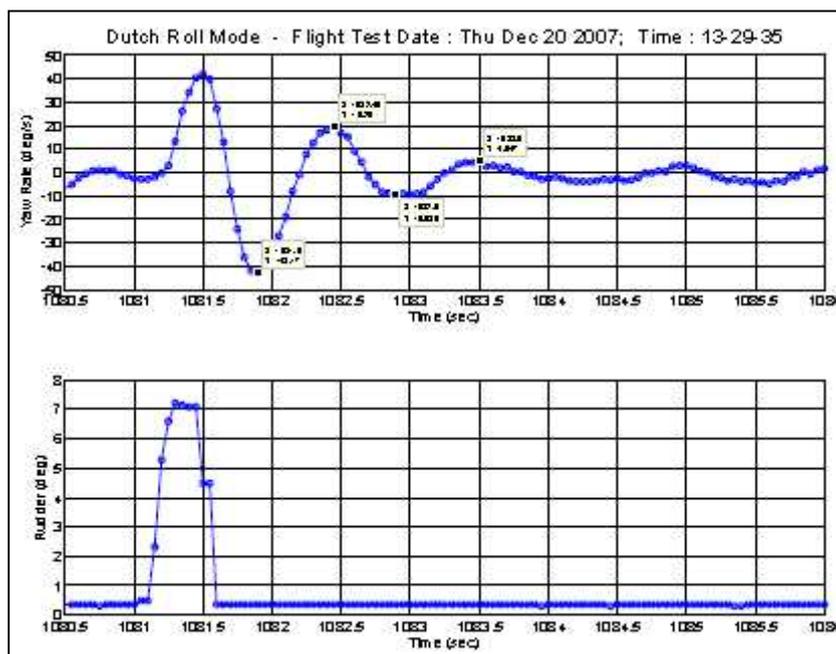


Fig VI.12: Réponse en mode roulis hollandais Test I.

	Test I	Test II	Test III	Moyen
Coeff D'amortissement ξ	0.22	0.28	0.32	0.27
Fréquence naturelle ω_n	6.04	5.95	5.10	5.70

Tableau VI.8: Analyse des tests du mode roulis hollandais.

VI.5.1.2. Mode roulis:

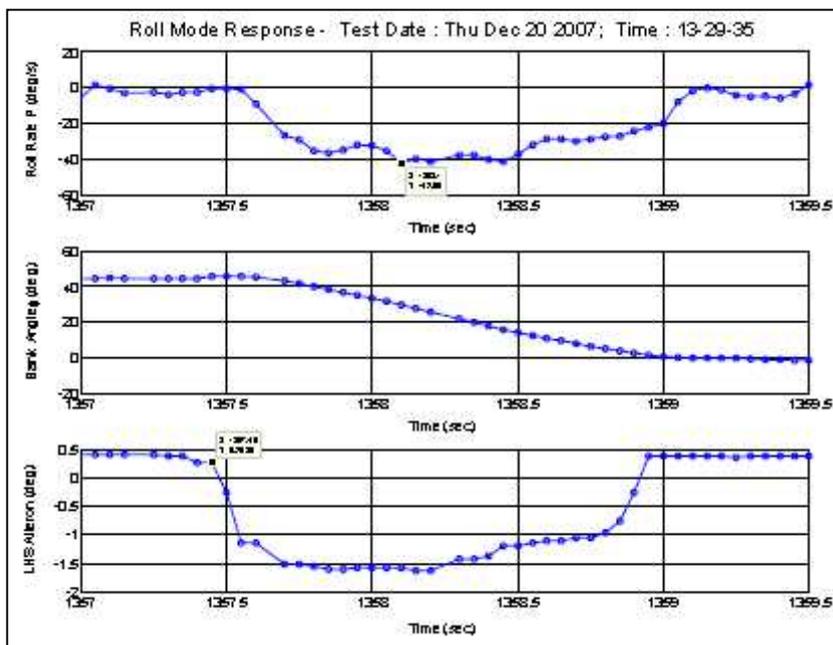


Fig VI.13: Réponse en mode roulis Test II.

VI.5.1.3. Mode Courte Période:

	Test I	Test II	Test III	Moyen
Coeff D'amortissement ξ	0.97	1.00	1.03	1.00
Fréquence naturelle ω_n	13.47	19.96	16.44	16.62

Tableau VI.9: Analyse des tests du mode Courte Période.

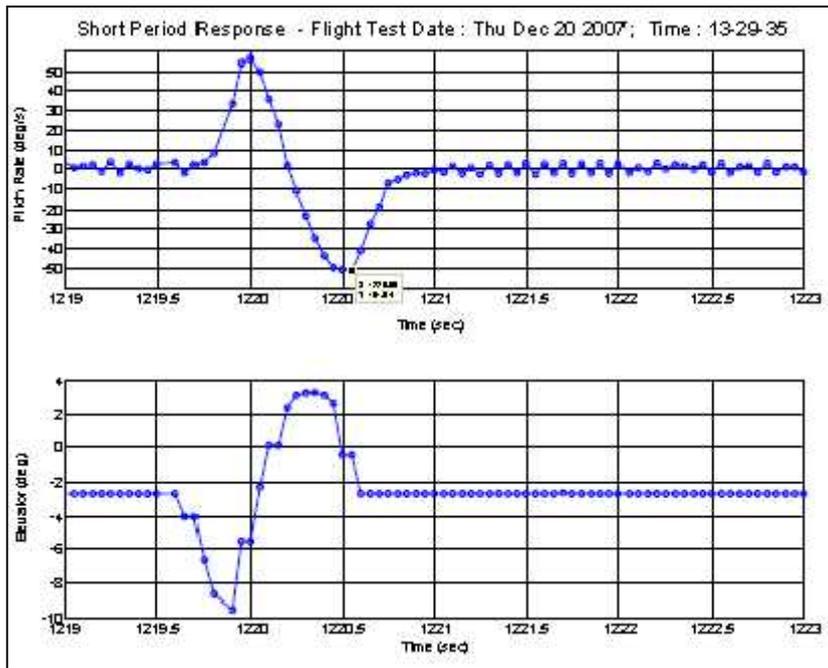


Fig VI.14: Réponse en mode courte période test III.

VI.5.1.4. Mode Phugoïde:

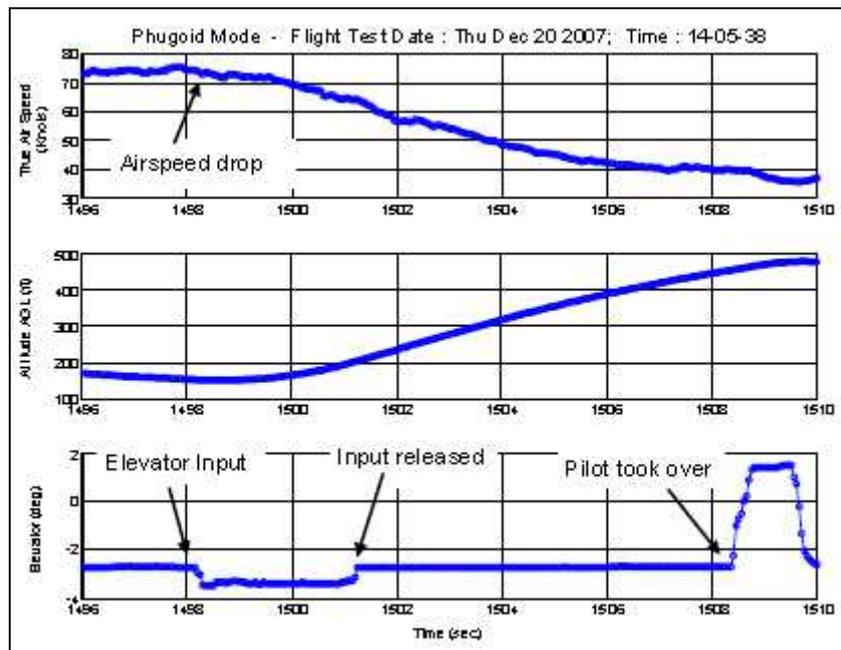


Fig VI.15: Réponse en mode Phugoïde test III.

VI.5.2. Comparaison avec les résultats de calculs :

La comparaison est récapitulée dans le tableau VI.10.

Modèles & Méthodes D'analyse	Dynamique: laterale-directionnelle				Dynamique: longitudinale			
	spiral $\tau (s)$	role $\tau (s)$	Roulis hollandais		Courte periode		Phugoïde	
			ξ	ω_n	ξ	ω_n	ξ	ω_n
Simulation	86.96	0.06	0.19	6.88	0.90	9.42	0.42	0.27
Test	----	0.45	0.27	5.70	1.00	16.62	-----	< 0.19
Erreur relative %	----	86.66	29.6	17.15	10	43.3	-----	29.6

Tableau VI.10: Comparaison entre les résultats expérimentaux avec les résultats de simulation.

VI.5.2.1. Comparaison du mode roulis hollandais :

Pour ce mode la comparaison révèle que le calcul est sous estimé, à cause du grand écart dans la fréquence propre et le coefficient d'amortissement entre le calcul et l'expérimentale.

VI.5.2.2. Comparaison du mode courte période :

Pour ce mode le tableau VI.10 indique que le coefficient d'amortissement est identique entre l'expérimental et la simulation, par contre une divergence dans la fréquence propre.

VI.5.2.3. Comparaison du mode Phugoïde :

Le coefficient d'amortissement ne peut pas être comparable à cause du manque des testes expérimentaux. Pour la fréquence naturelle; il est montré que la valeur du modèle d'estimation est sous estimée; cependant pour l'expérimental la tendance à l'erreur est majeur à cause de l'extrapolation de ces résultats pour seulement $\frac{1}{4}$ de cycle d'oscillation.

VI.5.2.4. Comparaison du mode Phugoïde :

La comparaison de la constante du temps ne peut pas être faite directement, parce que pour le cas du modèle mathématique l'impulsion d'entrée des ailerons est instantanée et la durée de cette impulsion n'est pas détaillée, par contre dans le test le temps de repense des ailerons à l'action du pilote prend quelque secondes « environ 0.5 seconde ». La seule méthode pour pouvoir évaluer les résultats est de faire une comparaison entre les signales de réponse parallèlement pour le même signal d'entrée, figure VI.16.

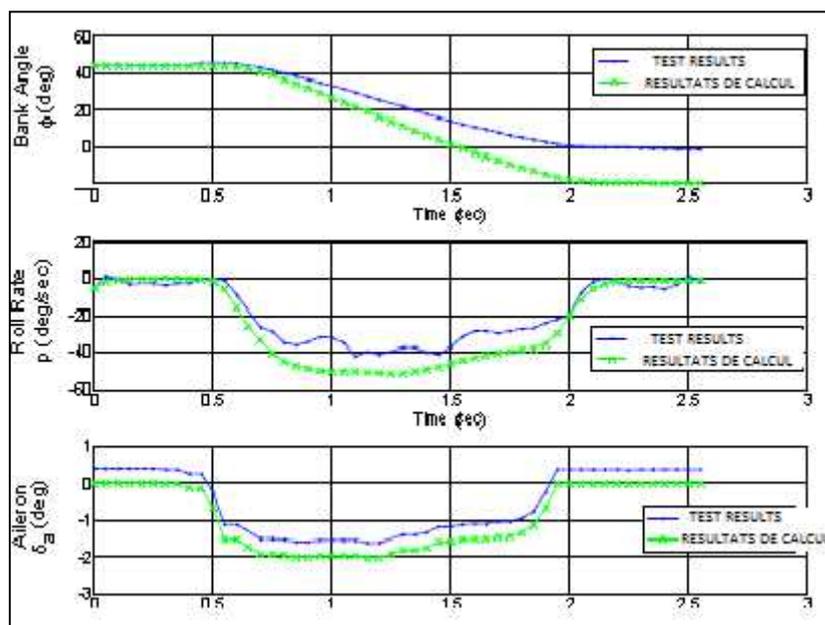


fig VI.16 : Comparaison entre les résultats expérimentaux et le modèle de calcul en mode Phugoïde.

Il est clairement vu que les résultats du modèle sont sous estimés; seulement s'il s'agit de la constante du temps, les résultats sont semblable. L'amplitude du taux de roulis est aussi sous estimée, pour le même modèle de simulation, cela est le résultat du grand écart de l'angle de roulis ϕ . Voir **R [2]**.

CONCLUSION

Notre travail entre dans le cadre d'étude de la stabilité statique et dynamique d'un drone, voyons l'intérêt grandissant porté à ce type d'aéronef qui constitue l'avenir de l'aéronautique.

Pour notre cas, on a choisit le drone YAK-54. Après avoir introduit les caractéristiques de ce drone dans le logiciel AAA, on obtient les coefficients adimensionnels et dimensionnels de la stabilité puis on les importe dans nos programmes élaborés en Matlab et cela pour le cas statique et dynamique.

Ensuite pour pouvoir juger les résultats obtenus, on les a comparés avec ceux des tests en soufflerie.

Notre simulation et les résultats expérimentaux se rapprochent dans plusieurs cas, ce qui confirme la validité du modèle utilisé.

Nous aurions voulu faire l'application de nos programmes sur différents types de drones, mais cela n'a pas put être le cas, ceci pour les raisons suivantes :

- Le manque important des données caractéristiques des drones.
- La confidentialité qui entour ce secteurs, vue sa nouveauté.
- Le domaine d'application des drones est quasi totale militaire.
- Notre pays ne dispose pas de ce type de technologie.

Tous cela à rendu la tache de la collecte des données des plus ardues, mais malgré tous ces obstacles on a put réaliser se travail tout en espérant qu'il servira comme référence pour d'autres étudiants qui veulent poursuivre ce travail, car les drones constituent un avenir incontournables dans le secteur aéronautique.

REFERENCES

- [1] Jan Roskam; Airplane flight dynamics and automatic flight controls; Part I.
- [2] A. Boisson; L'aérodynamique du vol de l'avion; Edition DUNOD Paris 1969.
- [3] D.Cauvin; Aérodynamique Mécanique du Vol; Institut Aéronautique: Jean Mermoz, Volume-1.
- [4] Thèse: Etude De La Stabilité Longitudinale D'un Avion Et Applications Sur Sept Modèles; par: Mlle Megatli & Mlle Boukhit ; Institut d'Aéronautique de Blida.
- [5] Thèse: Etude De La Stabilité Latérale D'un Avion Et Applications Sur Sept Modèles; Institut d'Aéronautique de Blida.
- [6] Anon.; MIL-F-8785C, Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes; Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Dayton, Ohio.
- [7] Anon.; Code of Federal Regulations (CFR), Title 14, Parts 1 to 59, US Government Printing Office, Superintendent of Documents, Mail Stop SSOP, Washington DC. (Note: FAR 35 and FAR 25 are components of CFR, Title 14)
- [8] Anon.; Joint Aviation Requirements, JAR-VLA Very Light Airplanes; Civil Aviation Authority; Printing and Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham, Glos. GL50 2BN, United Kingdom.
- [9] Spiegel, M.R; Theory And Problems Of Laplace Transforms; Schaum Publishing Co., N.Y.; 1965.
- [10] Nixon, F.L.; Handbook Of Laplace Transforms; Prentice Hall Inc, Englewood Cliffs, N.J.; 1961.
- [11] Kreyszig, E.; Advanced Engineering Mathematics; John Wiley & Sons, Inc., N.Y.; 1972.
- [12] Etkin, B.; Dynamics of Flight; John Wiley & Sons., N.Y.; 1959.
- [13] Anon.; MIL-F-8785C, Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes. November 5, 1980; Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Dayton, Ohio.
- [14] Anon.; NIEL-STD-1797A, Flying Qualities of Piloted Aircraft; January 30, 1990; Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Dayton, Ohio.
- [15] Anon.; Code of Federal Regulations (CFR), Title 14, Parts 1 to 59, January 1, 1992; US Government Printing Office, Superintendent of Documents, Mail Stop SSOP, Washington DC. (Note: FAR 35 and FAR 25 are components of CFR, Title 14).

- [16] Môme référence [8]; pages: 68, 96.
- [17] Advanced Aircraft Analysis 3.2 module description.
- [18] Prandtl. L, *Applications of modern hydrodynamics to aeronautics*, NACA-TR-116, NASA, 1923.
- [19] Falkner. V.M., *The Accuracy of Calculations Based on Vortex Lattice Theory*, Rep. No. 9621, British A.R.C., 1946.
- [20] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics, 2nd ed., Cambridge University Press*, Cambridge, 2001.
- [21] J.D. Anderson Jr, *Fundamentals of aerodynamics*, 2nd ed., McGraw-Hill Inc, 1991.
- [22] J.J. Bertin, M.L. Smith, *Aerodynamics for Engineers*, 3rd ed., Prentice Hall, New Jersey, 1998.
- [23] E.L. Houghton, P.W. Carpenter, *Aerodynamics for Engineering Students*, 4th ed., Edward Arnold, London, 1993.
- [24] Lamar, J. E., Herbert, H. E., *Production version of the extended NASA-Langley vortex lattice FORTRAN computer program. Volume 1: User's guide*, NASA-TM-83303, NASA, 1982
- [25] Melin, Thomas, *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*, Royal Institute of Technology (KTH), Sweden, December, 2000
- [26] Jager, R., "Test and Evaluation of the Piccolo II Autopilot System on a One-Third Scale Yak-54," Master's Thesis, Department of Aerospace Engineering, The University of Kansas, Lawrence, KS, 30 April 2008.
- [27] These; Development of a 6DOF Nonlinear Simulation Model Enhanced with Fine Tuning Procedures; BY Hou In (Edmond) Leong Submitted to the graduate degree program in Aerospace Engineering and the Graduate Faculty of the University of Kansas in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science.

CHAPITRE

I

GENERALITES

SOMMAIRE

PAGE

I.1.GENERALITES SUR LES DRONES.....	3
I.2.GENERALITE SUR AERODYNAMIQUE ET MECANIQUE DE VOL.....	8

CHAPITRE

II

STABILITE
STATIQUE

SOMMAIRE

PAGE

II.1.INTRODUCTION	20
II.2.LES CRITERES DE STABILITE	20
II.3.ETUDE DE STABILITE POUR LE CAS D'UN VOL STATIONNAIRE RECTILIGNE.....	28
II.4.COMPARAISON D'EQUILIBRE POUR LA CONFIGURATION CONVENTIONNELLE CANARD ET TROIS SURFACES,	31

CHAPITRE

III

STABILITE
DYNAMIQUE

SOMMAIRE

PAGE

III.1.DEFINITIONS	37
III.2.LES CRITERES DE STABILITE DYNAMIQUE	37
III.3.STABILITE DYNAMIQUE LONGITUDINALE ET REPOSE DE L'AVION.....	38
III.4.STABILITE DYNAMIQUE LATERALE-DIRECTIONNELLE ET REPOSE DE L'AVION	50

CHAPITRE

IV

QUALITES

DE

PILOTAGE

SOMMAIRE

PAGE

IV.1.INTRODUCTION	59
IV.2.QUALITES DE VOL ET NOTATIONS PILOTE.....	59
IV.3.DEFINITION DES CLASSES D'AVION	60
IV.4.DEFINITION DES PHASES DE VOL D'UNE MISSION	62
IV.5.DEFINITION DES NIVEAUX DE QUALITE DE VOL ET PROBABILITES DE DEFAILLANCE ADMISSIBLES.....	66

CHAPITRE

V

**METHODES DE
PREDICTION
DE STABILITE**

SOMMAIRE

PAGE

V.1.DESCRPTION DU LOGICIEL D'ANALYSE AVANCE DES AERONEFS AAA	69
V.2.LA METHODE VLM	76

CHAPITRE

VI

APPLICATION ET
INTERPRETATION
DES RESULTATS

SOMMAIRE	PAGE
VI.1.INTRODUCTION	80
VI.2.LE YAK-54.....	80
VI.3.APPLICATION.....	81
VI.4.INTERPRETATION DES RESULTATS.....	91
VI.5.VALIDATION DES RESULTATS.....	93