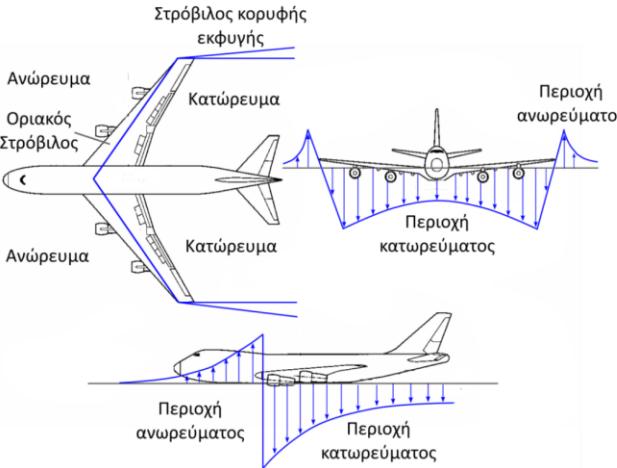


Το αεροδυναμικό κέντρο ας, ορίζεται ως το σημείο ως προς το οποίο η ροπή M , είναι ανεξάρτητη της γωνίας πρόσπτωσης. Για χαμηλούς αριθμούς Mach βρίσκεται στο 25% της χορδής ($c/4$) ή πολύ κοντά σε αυτό.

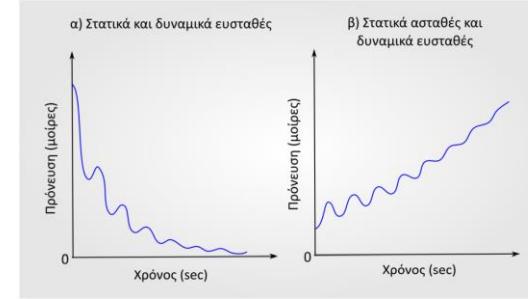
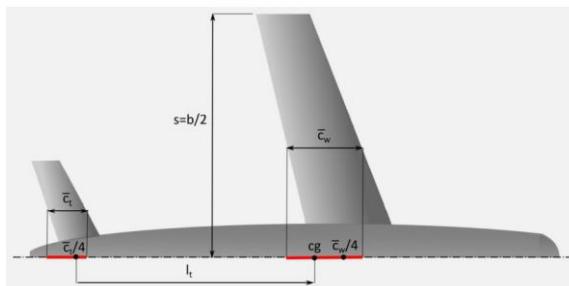
$$F = F_a + F_c \quad (1.10)$$

Η δύναμη λόγω καμπύλωτης F_c είναι σταθερή και εφαρμόζεται στο μέσο της χορδής, ενώ για συμμετρική αεροτομή, μηδενίζεται. Η δύναμη λόγω της γωνίας πρόσπτωσης F_a , εφαρμόζεται στο $\frac{1}{4}$ της χορδής.

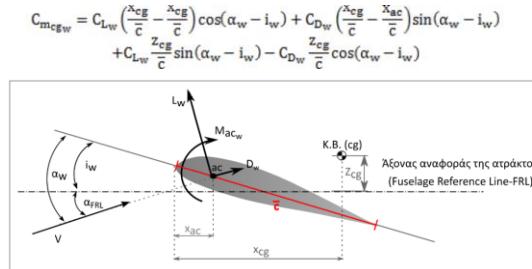
Το κέντρο πίεσης c_p , είναι το σημείο εφαρμογής της συνισταμένης δύναμης F και επομένως το σημείο στο οποίο μηδενίζεται η ροπή. Κινείται μεταξύ του αεροδυναμικού κέντρου και του μέσου της χορδής ανάλογα με την γωνία πρόσπτωσης, με την ταχύτητα του ρεύματος του αέρα και με τη γεωμετρία της αεροτομής. Είναι για χαμηλές ταχύτητες και μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης, το κέντρο πίεσης βρίσκεται πολύ κοντά στο αεροδυναμικό κέντρο, ενώ για μεγάλες ταχύτητες και μικρές γωνίες πρόσπτωσης βρίσκεται πολύ κοντά στο μέσο της χορδής. Ή θέση του δηλαδή, εξαρτάται από την αναλογία των F_c και F_a .



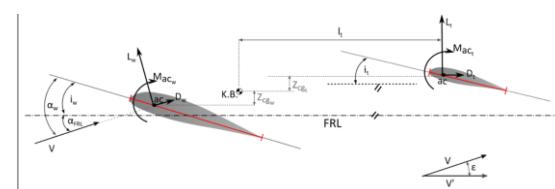
• **h < 1/4:** Θέση του κέντρου βάρους cg : (centre of gravity location) συναρτήσεις του \bar{c} ή του \bar{c} , μετρούμενη από την ακμή προσβολής της χορδής αναφοράς. Συνήθως ισχύει $0.1 \leq h \leq 0.4$.



$$\sum P_{\text{opow}} = M_{c_{\text{cg}}} \\ M_{c_{\text{cg}}} = L_w \cos(\alpha_w - i_w) [x_{cg} - x_{ac}] + D_w \sin(\alpha_w - i_w) [x_{cg} - x_{ac}] \\ + L_w \sin(\alpha_w - i_w) z_{cg} - D_w \cos(\alpha_w - i_w) z_{cg} + M_{ac}$$



Διαφορά είναι ότι το canard επηρεάζεται από το ανώρευμα της κύριας πτέρυγας ενώ στην περίπτωση του οριζόντιου ουραίου πτέρυγου (tailplane) από το κατώρευμα.

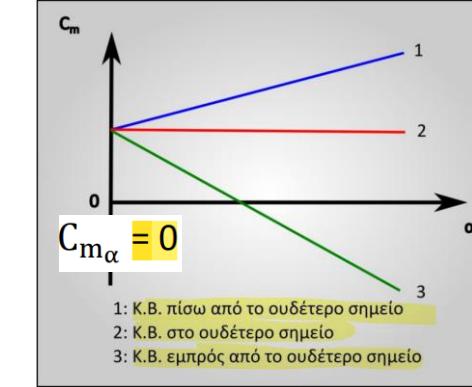


$$M_t = -l_t [L_t \cos(\alpha_{FRL} - \varepsilon) + D_t \sin(\alpha_{FRL} - \varepsilon)] - z_{cg_t} [D_t \cos(\alpha_{FRL} - \varepsilon) - L_t \sin(\alpha_{FRL} - \varepsilon)] + M_{ac_t}$$

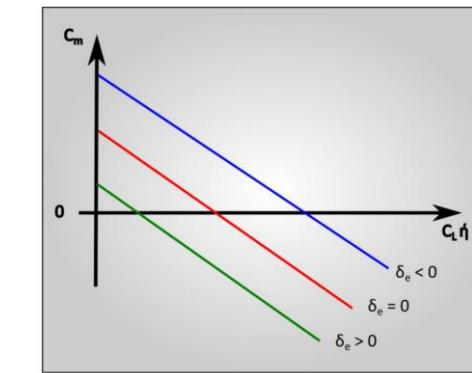
Εξετάζοντας την διαμήκη στατική ευστάθεια μόνο για την πέρυγα, η εισαγωγή της συνθήκης στατικής ευστάθειας γίνεται παραγωγόντας την εξισώση (2.8) ως προς τον συντελεστή άνωσης ή την γωνία πρόσπτωσης:

$$\frac{dC_{m_{cgw}}}{dC_{Lw}} = \left(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c} \right) < 0 \quad \text{ή} \quad \frac{dC_{m_{cgw}}}{d\alpha} = C_{L_{acw}} \left(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c} \right) < 0 \quad (2.27)$$

$$C_{m_0} = C_{mac_w} + C_{L_{ow}} \left(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c} \right) > 0$$



- 1: Κ.Β. πίσω από το ουδέτερο σημείο
- 2: Κ.Β. στο ουδέτερο σημείο
- 3: Κ.Β. εμπρός από το ουδέτερο σημείο



Συνεπώς η γωνία πρόσπτωσης αντιστάθμισης προκύπτει ως:

$$\alpha_{trim} = \frac{C_{L_{trim}} - C_{L_{de}} \delta_{trim}}{C_{L_{de}}} \quad (2.47)$$

με τη συνεχή ρύθμιση του αντισταθμιστικού πηδαλίου, έως ότου το αεροσάκος αντισταθμιστεί πλήρως. Ετοι η ευστάθεια με τα χειριστήρια ελεύθερα αφορά το αντισταθμιστικό πηδάλιο και τα χαρακτηριστικά άλεγχου του.

$$C_{he} = \frac{H_e}{1/2 \rho V^2 S_e C_e}$$

S_e = Εμβαδό περιοχής πίσω από τη γραμμή αρθρωσης



$$C_{he} = C_{ha_t} + C_{hb_t} \alpha_t + C_{hd_e} \delta_e + C_{hd_{tab}} \delta_{tab}$$

Τότε εφόσον τα χειριστήρια είναι ελεύθερα ισχύει:

$$C_{he} = C_{ha_t} \alpha_t + C_{hd_e} \delta_e = 0$$

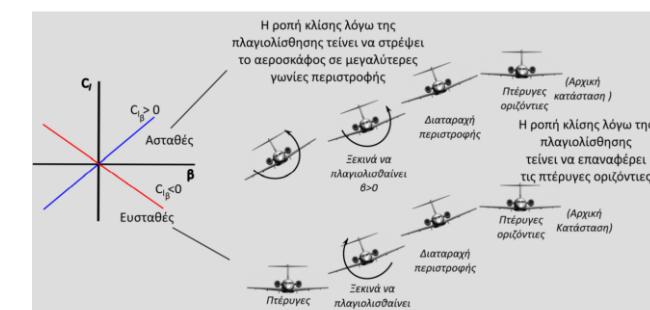
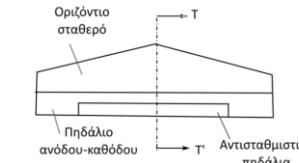
$$\frac{x'_{NP}}{c} \equiv \frac{x_{cg}}{c} = \frac{x_{ac}}{c} + \eta V_H \frac{f C_{L_{act}}}{C_{L_{acw}}} \left(1 - \frac{ds}{da} \right)$$

- x'_{NP} : Ουδέτερο σημείο με τα χειριστήρια ελεύθερα

$$F = G C_{h_0} \frac{1}{2} \rho V^2 S_e c_e \quad (2.63)$$

Από αυτή τη σχέση παρατηρείται ότι το πλάτος της δύναμης αυξάνεται σε αναλογία με:

- Το μέγεθος του αεροσάκου (επιφάνεια S_e)
- Το τετράγωνο της ταχύτητας πτήσης.



Η ροπή κλίσης λόγω της πλαγιολισθησης τείνει να στρέψει το αεροσάκος σε μεγαλύτερες γωνίες περιστροφής. Εάντονται πλαγιολισθανεί θ>0, η πλαγιολισθηση τείνει να επαναφέρει τις πτέρυγες οριζόντιες. Διαταραχή περιστροφής ζεκτίνει να πλαγιολισθανεί θ<0, η πλαγιολισθηση τείνει να επαναφέρει τις πτέρυγες οριζόντιες.

Η ροπή κλίσης λόγω της πλαγιολισθησης τείνει να στρέψει το αεροσάκος σε μεγαλύτερες γωνίες περιστροφής.

Εάν το θέτουμε στην άνωση της πτέρυγας, η πλαγιολισθηση τείνει να επαναφέρει την θέση της πτέρυγας στην άπρακτο θέση.

αρχίζουν να κυριαρχούν προκαλώντας αστάθεια εκτροπής. Ο κύριος αποταμεμοπικός παράγοντας πρόσφεται από την άπρακτο, η οποία δεν φαίνεται ότι επηρέαζε τη στατική ευστάθεια για μικρές εκτροπής, καθώς καλύπτεται από τις ισχυρές σταθεροποιητικές επιδράσεις του ίδιου του κάθετου σταθερού.

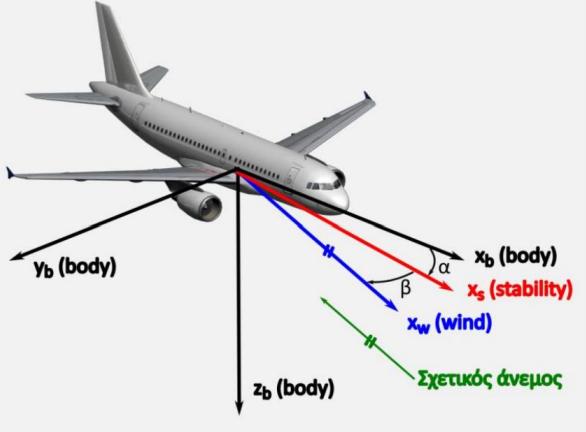
στο σχήμα 2.21 (καμπύλη 1). Η αποτελεσματικότητα του κάθετου σταθερού μειώνεται επίσης με την αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης της ατράκτου καθώς η βάση του κάθετου σταθερού βυθίζεται όλο και περισσότερο στη διαταραγμένη ροή

Οι γήινοι άξονες απεικονίζονται στο σχήμα 3.1.Το επίπεδο (Ορθογ.) ορίζεται το τοπικό οριζόντιο επίπεδο το οποίο είναι εφαπτόμενο στην επιφάνεια της γης.

1.2. Σωματόδετοι άξονες του αεροσκάφους

Το σωματόδετο σύστημα άξονων ($Oxyz_b$) που προαναφέρθηκε, είναι ένα δεξιόστροφο ορθογώνιο σύστημα άξονων, το οποίο είναι προσδέμενό στο αεροσκάφος (σχ. 3.2) και κινείται μαζί με αυτό. Έτσι, όταν η κατάσταση του αεροσκάφους διαταράσσεται από τις αρχικές συνθήκες πτήσης, οι άξονές του κινούνται μαζί με το αεροσκάφος. Ο πολυ συνηθισμένος τρόπος ορισμού του συστήματος ($Oxyz_b$) έχει σαν βάση τη γεωμετρία της ατράκτου και ορίζεται

Σωματόδετοι άξονες συντεταγμένων



διάνυσμα της ολικής ταχύτητας πτήσης. Επιπλέον, επειδή υπάρχει μια και μοναδική ίματη της γωνίας πρόσπτωσης α_e που αντιστοιχεί σε κάθε συνθήκη πτήσης, ο προσανατολισμός των άξονών του ανέμου (ή ευστάθειας αντίστοιχα) στην άτρακτο είναι διαφορετικός για κάθε συνθήκη πτήσης. Όμως για κάθε μια δεδομένη

Παράλληλα με τα παραπάνω δύο συστήματα συντεταγμένων, χρησιμοποιούνται και οι άξονες ευστάθειας, (stability axis, Ox_syz_b). Η διαφορά των άξονών ευστάθειας με τους άξονες ανέμου είναι ότι ο άξονας Ox_s έχει διεύθυνση παραλλήλη με την προβολή της σχετικής ταχύτητας του ανέμου στο επίπεδο (Oxz). Ετοι ορίζεται και η γωνία πλαγιολισθησης β όπως φαίνεται στο σχήμα 3.2.

Είναι προφανές βέβαια ότι οι άξονες ευστάθειας και οι άξονες ανέμου ταυτίζονται σε κάποιες συνθήκες πτήσης, όταν η γωνία πλαγιολισθησης είναι μηδενική, όταν δηλαδή ο σχετικός άνεμος χτυπά μετωπικά το αεροσκάφος, το οποίο είναι και η συνηθέστερη κατάσταση.

γωνίες Euler Ψ, Θ, Φ

γωνιακές ταχύτητες P,Q,R στο σωματόδετο

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}$$

Η δύναμη του βάρους $F_g = mg$

$$\begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \Theta \\ mg \cos \Theta \sin \Phi \\ mg \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix}$$

$$\text{ματαράχη στις γωνίες πρόσπτωσης: } \alpha = \arctan \frac{w}{U_e + u} \equiv \frac{w}{U_e} \quad (\alpha \text{ σε rad}) \quad (3.29)$$

προσεγγιστούν από τις σχέσεις :

$$p = \dot{\phi}$$

$$q = \dot{\theta}$$

$$r = \dot{\psi}$$

χρησιμοποιείται εδώ είναι αυτή που εισάγθηκε πρώτα από τον Bryan (1911), ή μέθοδος αυτή έχει περιορισμένη εμπέδεια ενώ δύνει πολύ καλά αποτελέσματα στα κλασικά αεροσκάφη καθώς και εκεί όπου η διαταραγμένη κίνηση είναι μικρού έρους.

Η συνηθισμένη διαδικασία στηρίζεται στην υπόθεση ότι οι άροι των αεροδυναμικών δυνάμεων και ροπών στις εξισώσεις (3.23) εξαρτώνται μόνο από τις μεταβλητές κίνησης και από τις παραγώγους αυτών. Αυτή η πρόταση εκφράζεται

θα έχουν σημαντικό μέγεθος. Οι μόνες αδιοσμείωτες σειρές που περιλαμβάνουν παραγώγους μεγαλύτερης τάξης και που συχνά λαμβάνονται υπόψη, είναι αυτές της ποσότητας w . Ετοι η πιο πάνω εξισώση μπορεί να καταληφθεί στην:

$$X_a = X_{ae} + \frac{\partial X_a}{\partial u} u + \frac{\partial X_a}{\partial v} v + \frac{\partial X_a}{\partial w} w + \frac{\partial X_a}{\partial p} p + \frac{\partial X_a}{\partial q} q + \frac{\partial X_a}{\partial r} r + \frac{\partial X_a}{\partial \dot{w}} \dot{w} \quad (3.38)$$

Οι άροι $\bar{X}_u = \frac{\partial X}{\partial u}$, $\bar{X}_v = \frac{\partial X}{\partial v}$, $\bar{X}_w = \frac{\partial X}{\partial w}$ κλπ, ονομάζονται «αεροδυναμικές παράγωγοι ευστάθειας» οι θα αναλυθούν εκτεταμένα στο Κεφ. 6. Το σύμβολο «~»

Επιπλέον, επειδή η αρχή του σωματόδετου συστήματος ταυτίζεται με το κέντρο βάρους, όταν φιλοτεί ποτη λόγω κάποιας συνιστώσας του βάρους, ως προς οποιουδήποτε άξονα. Επομένως, έξακολουθεί να ισχύει η σχέση (3.25):

$$L_g = M_g = N_g = 0$$

παραγώγων ευστάθειας του αεροδυναμικού ελέγχου. Ετοι οι υποθέσεις που εφαρμόζονται στους αεροδυναμικούς όρους εφερμόζονται επίσης και στους όρους αεροδυναμικού ελέγχου. Για παράδειγμα η ροτή πρόνευσης λόγω του αεροδυναμικού ελέγχου προκύπτει:

$$M_c = \frac{\partial M}{\partial \dot{a}_a} \dot{a}_a + \frac{\partial M}{\partial \dot{d}_e} \dot{d}_e + \frac{\partial M}{\partial \dot{d}_r} \dot{d}_r \quad (3.45)$$

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι η προσέγγιση μικρών διαταραχών ισχύει υσιαστικά σε ατμόσφαιρα σταθερής πυκνότητας και κατά συνέπεια ύψους. Ο ίδιος είναι το γεγονός ότι οι αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές είναι όλες ινδιλογες της δυναμικής πίεσης. Καθώς οι διαταραχές περιλαμβάνουν και φάσεις

Για τα περισσότερα αεροσκάφη όμως κατά τη μεταβατική κίνηση των μικρών διαταραχών όπως εδώ, η σύζευξη των διαμηκών-εγκάρασων εξισώσεων είναι μελέτα. Αξιοποιώντας το γεγονός αυτό, είναι δυνατή η αποσύνεξη του συστήματος (3.51) σε δύο επί μέρους συστήματα εξισώσεων, τα οποία αφορούν ξεχωριστά την κίνηση σε διάμηκες και εγκάριο επίπεδο, μέσω κάποιων πρόσθετων παραδοχών.

Ένα κύριο χαρακτηριστικό του φυγοειδούς είναι ότι η γωνία πρόσπτωσης αω παραμένει ουσιαστικά σταθερή κατά τη διάρκεια της διαταραχής.

Τυπικές για τη φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση του φυγοειδούς είναι της τάξης του $\omega \sim 0.1 : 1 \text{ rad/sec}$ ενώ ο λόγος απόσβεσης είναι πολύ μικρός.

ορίζοντα πτήση. Καθώς ο επιδράσεις της αδράνειας και της ορμής είναι μεγάλες το φαινόμενο είναι αργό, οι γωνιακές επιταχύνσεις ό και ώ είναι μικρές και μπορούν να αγνοθούν για τη συνέχεια των υπολογισμών. Κατά συνέπεια η φυσική συχνότητα του φυγοειδούς είναι χαμηλή και καθώς η οπισθέλκουσα προβλέπεται εξ αρχής χαμηλή, έτσι και η απόσβεση είναι χαμηλή. Τυπικά από την έναρξη της

Ορίσης \bar{Z}_h προκύπτει από την κατακόρυφη αεροδυναμική δύναμη (άνωση) με τη σχέση:

$$\bar{Z}_h = \frac{\partial Z_a}{\partial h} = \frac{\partial Z_a}{\partial U} \frac{\partial U}{\partial h} = \frac{\partial}{\partial U} \left(\frac{1}{2} \rho S C_L U^2 \right) \frac{\partial U}{\partial h} = (\rho S C_L U) \frac{\partial U}{\partial h} \quad (P3.3)$$

όπου U είναι το μέτρο της ταχύτητας του αεροσκάφους μετά τη διαταραχή. Η ποσότητα $(\rho S C_L)$ προκύπτει από την εξισώση (P3.1) ως:

$$(\rho S C_L) = 2mg/U_e^2 \quad (P3.4)$$

Θεωρώντας ότι κατά τη διαταραχή της πτήσης η συνολική ενέργεια του αεροσκάφους διατηρείται:

$$\frac{1}{2} m U^2 - \frac{1}{2} m U_e^2 = mgh \quad (P3.5)$$

Παραγωγίζοντας τη σχέση (P3.5) ως προς h , προκύπτει:

$$\frac{U}{\partial h} = -g \quad (P3.6)$$

Αντικαθιστώντας τις (P3.4),(P3.6) στην εξισώση (P3.2), η κίνηση του αεροσκάφους διέπεται από τη σχέση:

$$\ddot{h} + \omega_0^2 h = (1/m) \bar{Z}_{\delta_e} \delta_e \quad (P3.6)$$

Όπου:

$$\omega_0 = \frac{g\sqrt{2}}{U_e} \quad (P3.7)$$

Θα πρέπει να σημειωθεί, ότι η εκτίμηση της συχνότητας ω_0 στη σχέση (P3.7) εξαρτάται μόνο από την ταχύτητα του αεροσκάφους, ενώ είναι ανεξάρτητη από τα υπόλιπα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Δηλαδή αυτή η εκτίμηση είναι ίδια για όλα τα τυπικά αεροσκάφη. Αυτό υποδεικνύει ότι η ταλαντώση του φυγοειδούς είναι σύμφωνο χαρακτηριστικό της πτήσης.

Θέση ισορροπίας καθώς η ώση διατηρείται σταθερή. Το σύστημα των διάμηκών εξισώσεων μπορεί τότε να γραφεί:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u \\ Z_w \\ Z_q \\ Z_\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_a \\ Z_w \\ Z_q \\ Z_\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

$$\Delta(s) = (s^2 + 2\zeta_p \omega_p s + \omega_p^2)(s^2 + 2\zeta_s \omega_s s + \omega_s^2) = 0$$

Δηλαδή η απόκριση του αεροσκάφους είναι υπέρθεση δύο μορφών ταλαντώσεων, της μικρής περιόδου και του φυγοειδούς οι οποίες εξετάζονται στην

4.1 στο τέλος του κεφαλαίου, μέσω της ιδιοδιανυσμάτων ως εξής:

προς την στάση πρόνευσης. Η ακαμψία του ελατηρίου έχει ω ρίζα της τη φυσική «αερομυριακή» (weathercock) τάση του αεροσκάφους δηλαδή την τάση της κεφαλής ή της ουράς του αεροσκάφους να ευθυγραμμίζεται με το σχετικό άνεμο.

Διαπιστώνεται ότι η κυριαρχη μορφή στη μεταβλητή ο είναι το φυγοειδές αφού $0.99933 > 0.03613$. Η μικρή περίοδος κυριαρχεί στην κάθετη ταχύτητα w αφού $0.99935 > 0.03639$, όμως και στην q αφού $0.00152 > 0.00003$ ενώ η μικρή περίοδος και το φυγοειδές έχουν τσορποπημένη συμμετοχή στην θ . Τα ίδια διαδικασίες επιτρέπουν παρατηρώντας τις αποκρίσεις στο σχήμα 4.1.

διαμήκη δυναμική, ένα μεγάλο πλεονέκτημα είναι ότι η εγκάρσια-διεύθυνση δυναμική δεν μεταβάλλεται σημαντικά σε σχέση με τις συνθήκες πτήσης, λόγω της

$V_{magn} = \begin{bmatrix} 0.03613 & 0.03613 & 0.99933 & 0.99931 \\ 0.99935 & 0.99935 & 0.03639 & 0.03639 \\ 0.00152 & 0.00152 & 0.00003 & 0.00003 \\ 0.00108 & 0.00108 & 0.00101 & 0.00101 \end{bmatrix}$ θ

υν μιγαδικών ριζών.

$$\left(s + \frac{1}{T_s}\right) \left(s + \frac{1}{T_r}\right) (s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2) = 0$$

- Μορφή του σπειροειδούς (spiral mode): Μη ταλαντωτική μορφή που περιγράφεται από την πρώτη πραγματική ρίζα της χαρακτηριστικής εξίσωσης (5.12)

Μορφή υποχώρησης της περιστροφής (roll subsidence): Μη ταλαντωτική μορφή που περιγράφεται από τη δεύτερη πραγματική ρίζα της χαρακτηριστικής εξίσωσης (5.12)

Μορφή της ολλανδικής περιστροφής (dutch roll): Ταλαντωτική μορφή που περιγράφεται από το ζεύγος των μιγαδικών ριζών της χαρακτηριστικής εξίσωσης (5.12)

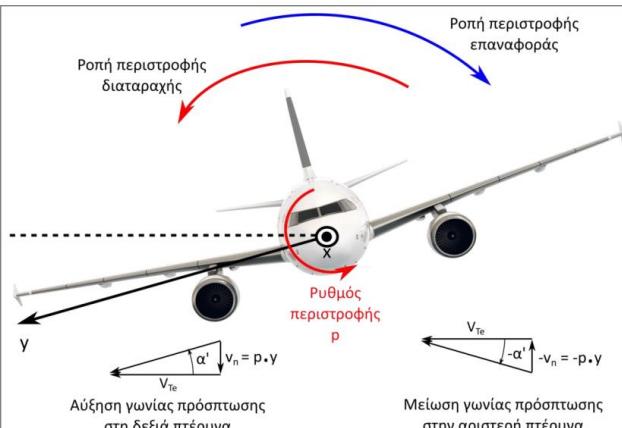
Όταν οι εξίσωσεις κίνησης αναφέρονται στο σωματόδετο σύστημα αναφοράς η είσιση κατάστασης (5.2) είναι Σης τάξης και η χαρακτηριστική εξίσωση είναι επίσης πέμπτης τάξης και το χαρακτηριστικό πολυώνυμο αναλύεται στους ακόλουθους παράγοντες:

$$s \left(1 + \frac{1}{T_s}\right) \left(1 + \frac{1}{T_r}\right) (s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2) = 0 \quad (5.13)$$

Διαφορά είναι η προσήκη της μηδενικής ρίζας που **υποδεικνύει ουδέτερη ευστάθεια** ως προς την εκτροπή ή αλλιώς ως προς την πορεία (heading) που

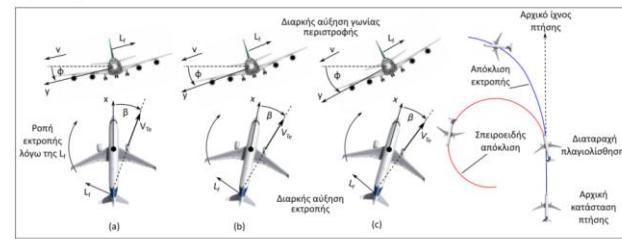
Η σύνδεση ανάμεσα στη δυναμική συμπειριφόρα του αεροσκάφους και τα αεροδυναμικά του χαρακτηριστικά πραγματοποιείται, όπως προαναφέρθηκε, μέσω των παραγώγων ευστάθειας οι οποίες εμφανίζονται αντικαθιστώντας τις

Ι μορφή υποχώρησης της περιστροφής (roll subsidence mode), είναι ένα μη αλαντωτικό εγκάριο χαρακτηριστικό το οποίο συνήθως είναι ομηρικά πουσυευγένειο από τη μορφή του σπειροειδούς και της ολλανδικής περιστροφής.



3.2. Η μορφή του σπειροειδούς

Το σπειροειδές (spiral mode) είναι επίσης μη ταλαντωτικό και καθορίζεται από την άλλη πραγματική ρίζα στη χαρακτηριστικό πολυώνυμο. Η διέγερση αυτής της μορφής, έχει συνήθως αργή εξέλιξη, ενώ εμπλέκονται περίπλοκες συζευγμένες κινήσεις ως προς την εκτροπή, την κλίση και την πλαγιολίσθηση. Οι κυριαρχείς αρχές της μηχανικής της πτήσης που προσδιορίζουν τη δυναμική αυτού του τύπου απεικονίζονται στο σχήμα 5.2. Τα χαρακτηριστικά αυτής της μορφής εξαρτώνται σε μεγάλο βαθμό από την εγκάρια στατική ευστάθεια καθώς και από τη στατική ευστάθεια διεύθυνσης του αεροσκάφους, όπως παρουσιάστηκαν στο υποκεφαλαίο 4 του κεφαλαίου 2.



διαταραχή πλαγιολίσθησης β . Υποθέτοντας ότι το αεροσκάφος πετά αντισταθμισμένο σε οριζόντια πτήση:

- Η ροπή διαταραχής L , προκαλεί την εμφάνιση μια μικρής κλίσης γωνίας ϕ .
- Εφόσον δεν υπάρχει κάποια διορθωτική ενέργεια από τον πυλότο η κλίση προκαλεί πλαγιολίσθηση με ταχύτητα στην οποία φαίνεται στην εικόνα (a) του σχήματος 5.2.
- Η πλαγιολίσθηση θέτει το κάθετο σταθερό (fin) σε γωνία πρόσπτωσης β που έτοιμος είναι να παράγει άνωση και συνεπώς μια ροπή εκτροπής N_r , η οποία τείνει να επαναφέρει την κεφαλή του αεροσκάφους προς τη διεύθυνση της πλαγιολίσθησης.
- Η εκτροπή παράγει διαφορική άνωση κατά μήκος του εκπετάσματος των πτερύγων που με τη σειρά της προκαλεί ανάλογη ροπή διατοιχισμού L και έτσι η δεξιά πτέρυγα κατέρχεται περαιτέρω επιδεινώνοντας το φαινόμενο. Αυτή η εξέλιξη φαίνεται στις εικόνες (b) και (c).
- Η επίδραση της διεδρης γωνίας, λειτουργεί διορθωτικά με την δημιουργία αντίθετης ροπής διατοιχισμού λόγω της πλαγιολίσθησης.
- Η άνωση στο κάθετο σταθερό, που συνήθως έχει σημείο εφαρμογής λίγο πάνω από τον άξονα Ox προκαλεί επίσης μια μικρή διορθωτική ροπή.

Αυτό που μας κινεί περισσότερο την προσοχή για προφανείς λόγους είναι φυσικά η ασταθής κατάσταση. Όταν εμφανιστεί το σπειροειδές το αεροσκάφος πετά με ένα ελαφρά αποκλίνοντας πτήση τόσο ως προς την κλίση όσο και ως προς την εκτροπή ενώ ταυτόχρονα, καθώς οι κατακόρυφες δυνάμεις δεν βρίσκονται σε ισορροπία, το αεροσκάφος χάνει και ύψος. Έτσι το ασταθές όχημα πτήσης είναι μια σπειροειδής βύθιση η οποία εφόσον δεν ελεγχθεί θα σταματήσει όταν το αεροσκάφος χτυπήσει το έδαφος! Όμως επειδή ο ρυθμός απόστασης είναι πολύ αργός, οι περισσότεροι πιλότοι εύκολα αντιμετωπίζουν το σπειροειδές.

Πιλότος για να αντιληφθεί την κατάσταση. Πρέπει έδω να τονιστεί ότι η σπειροειδής βύθιση, δεν είναι το ίδιο με την περιβύση. Η κίνηση του αεροσκάφους στην περιβύση, πραγματοποιείται με το αεροσκάφος σε πλήρως ανεπτυγμένη απώλεια στρίμπεις (stall), ενώ στη σπειροειδή βύθιση η πτέρυγα συνεχίζει να πετά κατά τη συνθησισμένη έννοια.

πιλοτισμό (5.14).

Ουσιαστικά η ολλανδική περιστροφή, είναι το ισοδύναμο της εγκάριας διεύθυνσης δυναμικής, με τη μορφή της μικρής περιόδου της διαμήκους δυναμικής.

Επειδή οι ροπές αδρανείας πρόνευσης και εκτροπής έχουν παρόμοιο μέγεθος οι συχνότητες της ολλανδικής περιστροφής και της μικρής περιόδου είναι παρόμοιες.

4.3. Η προσέγγιση της ολλανδικής περιστροφής
Σε σκοπό την κατάστρωση ενός μοντέλου μειωμένης τάξης για την περιγραφή της μορφής αυτής, είναι σύνθησης η χονδρική παραδοχή ότι η κίνηση δεν εμπλέκει καμία ανάλογη κίνηση του αεροσκάφους ως προς την κλίση. Είναι σαφές ότι αυτό αντιφέσει με ότι ειπώθηκε έως τώρα αλλά στηρίζεται στο γεγονός ότι η μορφή αυτή είναι κατά κύριο λόγο μια ταλαντωτική πρόνευση από την εκτροπή, ενώ η κίνηση διατοιχισμού προκαλείται, ως δευτερεύων φαινόμενο, από την αεροδυναμική σύζευξη.

- Στην γωνία πλαγιολίσθησης β και επομένως στην ταχύτητα ν προφανώς κυριαρχεί η μορφή της ολλανδικής περιστροφής.
- Η μορφή της υποχώρησης της περιστροφής κυριαρχεί στον ρυθμό περιστροφής r σε σύζευξη με την ολλανδική περιστροφή.
- Στην απόκριση της περιστροφής ϕ το σπειροειδές είναι μεν η κυριαρχη μορφή αλλά η επίδραση των άλλων μορφών είναι της ίδιας τάξης μεγέθους.

Κατά συνέπεια της κίνησης υποδηλώνεται από το ίχνος που σημειώνουν τα ακροπτερύγια ως προς τον ορίζοντα το οποίο είναι σύνθηση ελλεπιτικό κάτι που

κτροπή, αν και η ταχύτητα της πλαγιολίσθησης είναι γενικά μικρή. Οι εροδυναμικές ιδιότητες του κάθετου σταθερού καθορίζουν σε μεγάλο βαθμό τόσο η απόσβεση όσο και την ακαμψία στην εκτροπή, που με τη σειρά τους ορίζουν τα

χαρακτηριστικά αυτής της μορφής της ευστάθειας. Έτσι για ευσταθή ολλανδική περιστροφή, απαιτείται η υπάρξη ενός μεγάλου κάθετου σταθερού στο αεροσκάφος. Δυστυχώς αυτό αντιθέται στην απαίτηση για ευσταθές σπειροειδές όπως έγινε εμφανές προηγουμένως.

με την προϋποθέση στην διαταραχή είναι μικρή, παραπέμπεται στη η μορφή της υποχώρησης της περιστροφής, εμπλέκει μόνο κίνηση διατοιχισμού με πολύ μικρή σύζευξη ως προς την πλαγιολίσθηση β την εκτροπή. Ετσι το μοντέλο της μειωμένης τάξης προκύπτει μηδενίζοντας τις παραγώγους ευστάθειας της πλάγιας δύναμης και της ροπής εκτροπής από την εγκάρια-διεύθυνσης εξίσωση κατάστασης (5.2):

4.2. Η προσέγγιση του σπειροειδούς

Επειδή το σπειροειδές είναι πολύ αργή ως προς την εξέλιξη του μετά από την εφαρμογή της διαταραχής, είναι σύνθησης να υποτίθεται ότι οι μεταβλητές κίνησης v , p και r είναι φευδοστατικές σε σχέση με την κλίμακα χρόνου της μορφής αυτής. Επομένως:

$$\dot{v} = \dot{p} = \dot{r} = 0 \quad (5.26)$$

Η συνήθη ώστε το σπειροειδές να είναι ευσταθές μπορεί να απλοποιηθεί στην κατά προσέγγιση κλασική απαίτηση:

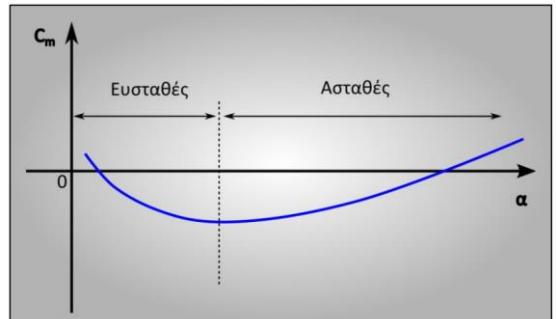
$$L_v N_r > L_r N_v \quad (5.27)$$

Αυτό σημαίνει ότι η επίδραση της διεδρης γωνίας β , και η απόσβεση ως προς την εκτροπή N_r , πρέπει να είναι μεγάλες ενώ η ακαμψία ως προς την εκτροπή N_v , πρέπει να είναι μικρή. Η ροπή διατοιχισμού λόγω του ρυθμού εκτροπής L_r , είναι συνήθως θετική και βέβαια σημαντική σε μέγεθος. Με απλά λόγια αεροσκάφη με μικρά κάθετα σταθερά και εύλογα μεγάλη διεδρη γωνία είναι πιθανότερο να έχουν σταθερό σπειροειδές.

ελέγχου (ρυθμιστές/controllers), δομούνται σε δύο επίπεδα βρόχων ανάδρασης. Ο εσωτερικός βρόχος αφορά τα συστήματα επαύξησης της ευστάθειας και ο εξωτερικός αφορά τις διάφορες μορφές των αυτόματων πιλότων. Οι ρυθμιστές

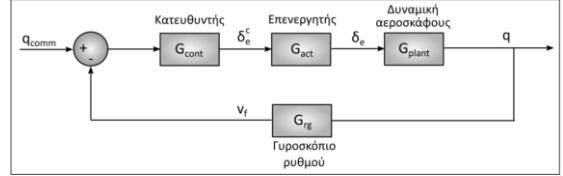
χειριστήριο. Το σύστημα μπορεί να προσαρμοσθεί έτσι ώστε το επίπεδο δύναμης που ασκεί ο χειριστής ανά μονάδα στην επιτάχυνση να είναι στα επιθυμητά όρα, τα οποία επιβάλλουν οι απαιτήσεις της ποιότητας πτήσης και ευκολίας χειρισμών, όπως αυτές αναλύθηκαν στο κεφάλαιο 7 και εκφράζονται με τον ανηγμένο συντελεστή φόρτισης και την παράμετρο αναμενομένου ελέγχου (CAP).

Για την περίπτωση της διαμήκους ευστάθειας αυτή τη στιγμή πολλά αεροσκάφη σχέδιάνται με αρνητικά στατικά περιθώρια. Με σκοπό τα αεροσκάφη αυτά να δίνουν την αίσθηση στον πιλότο ότι αποκρίνονται σαν κλασικά αεροσκάφη, απαιτείται κάποιου είδους επαύξηση της ευστάθειας.



3.1.1. Ανάδραση ρυθμού πρόνευσης

Συνήθως, η αύξηση της διαμήκους ευστάθειας και της απόδεσης μικρής περιόδου επιτυγχάνεται με την ανάδραση του ρυθμού πρόνευσης στο πηδάλιο ανόδου καθόδου όπως παρουσιάζεται στο δομικό διαγράμμα του σχήματος 8.5.



Σχήμα 8.5 Απόδεση πρόνευσης με ανάδραση του ρυθμού πρόνευσης στο πηδάλιο ανόδου-καθόδου

καλά καθορισμένη δυναμική περιγραφή, γενικά η ευαισθησία των αισθητήρων περιγράφεται από προσεγγιστικές Σ.Μ. της μορφής:

$$\frac{y}{y} = K \quad (8.1)$$

Για τους επενεργητές, μεσολαβεί μια χρονική καθυστέρηση μεταξύ της εντολής εισόδου και της απόκρισης, λόγω της αδράνειας των μηχανικών και των υδραυλικών μελών του. Για μικρά αεροσκάφη, αυτή μπορεί να αμελθεί. Στις πλεύσεις όμως περιπτώσεις και ειδικά για μεγάλα αεροσκάφη, όπου οι απαιτούμενες ροές για την οδήγηση των επιφανεών ελέγχου είναι μεγάλες, η χρονική καθυστέρηση δεν μπορεί να αμελθεί, όποτε η πιο κοινή περιγραφή της δυναμικής του επενεργητή, δίνεται από την παρακάτω συνάρτηση μεταφοράς ως:

$$\frac{\delta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{K \cdot \lambda}{s + \lambda} \quad (8.2)$$

Όπου $\lambda = \frac{1}{T} = 5 + 10 \left[\frac{1}{s} \right]$ είναι η αντίστροφη χρονική σταθερά του

Με στόχο την περαιτέρω αύξηση της απόδεσης της μικρής περιόδου ζ_s , μπορούν να χρησιμοποιηθούν αντισταθμιστές προπορευμένης/υποπορευμένης φάσης, τυπικά διαγράμματα των οποίων παρουσιάζονται στο σχήμα 8.6.

Για να υπερκεραστούν οι επιδράσεις της μεταβολής της αποτελεσματικότητας του ελέγχου κατά το εύρος του φακέλου πτήσης, απαιτείται ένα πιο πολύπλοκο σύστημα επαύξησης της ευστάθειας που ονομάζεται σύστημα ελέγχου προσαντολισμού της πρόνευσης (pitch orientation control system). Το

(long term) απόκριση. Η βραχυπρόθεσμη ευκολία χειρισμού ασχολείται με την επίδραση της μικρής περιόδου και τον κρίσιμο τρόπο που αυτή επηρεάζει την ικανότητα ελιγμών (manoeuvrability) του αεροσκάφους. Η ικανότητα του πιλότου να αντιμετωπίζει αποτελεσματικά τη βραχυπρόθεσμη δυναμική του αεροσκάφους έχαρτα από την ταχύτητα και την ευστάθεια της απόκρισης. Απαιτείται λοιπόν συμβατότητα του εύρους δυνατοτήτων του πιλότου και του εύρους ζώνης (bandwidth) του αεροσκάφους. Επίσης τα περιθώρια ευστάθειας των μορφών της δυναμικής ευστάθειας πρέπει να είναι επαρκή.

Τα μακροπρόθεσμα χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού, αφορούν την επίτευξη και τη διατήρηση αντισταθμισμένης ισορροπίας και καθορίζονται κυρίως από τη στατική ευστάθεια και το φυγοεδέ. Αυτά τα φαινόμενα εξελίσσονται αργά

Το περιθώριο H_m στατικής ευστάθειας σε ελιγμούς είναι στενά συνδεδέμενό με τη φυσική συνχόνωτη μικρής περιόδου. Πράγματι, με αντικατάσταση των

προσεγγιστική εκτίμηση της φυσικής συνχόνωτας μικρής περιόδου γίνεται:

$$\omega_s^2 = \frac{1}{2} \frac{\mu g \bar{c}}{I_y} \zeta_{\text{cap}} H_m \quad (7.12)$$

Όπως αναφέρθηκε στην εισαγωγή, η βραχυπρόθεσμη δυναμική απόκριση του αεροσκάφους υπό την επίδραση της μικρής περιόδου και οι φυσικές παράμετροι που τη χαρακτηρίζουν, επηρεάζει με κρίσιμο τρόπο την ικανότητα ελιγμών, και παρέχει κρίσιμες πληροφορίες για τα χαρακτηριστικά ευκολίας

θέση του αεροσκάφους και τις γωνιακές επιταχύνσεις. Η μελέτη της κάθετης επιτάχυνσης προσφέρει λοιπόν, με τον πιο σαφή τρόπο, μια ζωτική ένδειξη για τα χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού.

κίνηση, η απόκριση της γωνίας του ίχνους πτήσης καθυστερεί σε σχέση με τη γωνία πρόνευσης κατά τη χρονική σταθερά T_{02} κάτιο που μερικές φορές αναφέρεται και ως καθυστέρηση της γωνίας πρόσπτωσης (incident lag).

είναι το αεροσκάφος και οι συνήθειες λειτουργίας του, παραμένει ο αντικεμενικός σκοπός της επίτευξης χαρακτηριστικών δυναμικής απόκρισης που ομοιάζουν με σύστημα δεύτερης τάξης.

παραγώγο μέγεθος, το οποίο ορίζεται ως ο ανηγμένος συντελεστής φόρτισης ανά μονάδα γωνίας πρόσπτωσης (normal load factor) και συμβολίζεται με λ .

Αυτή η παραμέτρος συνδέεται με την αεροδυναμική άνωση που παράγεται ανά μονάδα γωνίας πρόσπτωσης σε δεδομένες συνήθειες πτήσης και επομένως είναι ανάλογη με την κλίση της καμπύλης της άνωσης και το τετράγωνο της δυναμικής του επενεργητή, δίνεται από την παρακάτω συνάρτηση μεταφοράς ως:

$$\frac{\delta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{K \cdot \lambda}{s + \lambda} \quad (8.2)$$

Έχει αναφερθεί από τον Birble (1966) ότι « με στόχο τις ακριβείς ρυθμίσεις στο ίχνος πτήσης ο πιλότος πρέπει να μπορεί να προβλέψει την τελική απόκριση του αεροσκάφους και για αυτό το σκοπό χρησιμοποιείται η γωνιακή επιτάχυνση πρόνευσης».

Ο ακριβής ορισμός της CAP είναι ως η ποσότητα της στιγμιαίας γωνιακής επιτάχυνσης πρόνευσης, ανά μονάδα κάθετης επιτάχυνσης της μόνωσης

$$\alpha_z(\infty) = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \frac{m_{\delta_e} z_w U_e}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_u U_e} = \frac{i}{\omega_s^2} \quad (7.28)$$

Η αδιάστατη κάθετη επιτάχυνση ή παράγοντας φόρτισης (load factor) θα δίνεται από:

$$n_z(\infty) = -\frac{\alpha_z(\infty)}{g} = -\frac{m_{\delta_e} z_w U_e}{g \omega_s^2} \quad (7.29)$$

και λόγω της (7.20) η CAP θα δίνεται από την:

$$CAP = \frac{\dot{q}(0)}{n_z(\infty)} = -\frac{g \omega_s^2}{z_w U_e} = \frac{g \omega_s^2 T_{02}}{U_e} \quad (7.30)$$

$$CAP = \frac{m g \bar{c}}{I_y} H_m = \frac{g \bar{c}}{k^2} H_m \quad (7.32)$$

όπου το k περιγράφει τη διαμήκη ακίνητης της περιτροφής (longitudinal radius of rotation). Επομένως αποδειχθεί ότι η CAP είναι άμεσα ανάλογη του στατικού περιθώριου ευστάθειας ελιγμών H_m με τη στατική σταθεροποιημένη και ότι η σταθερά της αναλογίας εξαρτάται από τη γεωμετρία του αεροσκάφους και την κατανομή της μάσας του.

5.1. Τιμήσιμη κλίσης των αεροσκαφών

Οι τύποι των αεροσκαφών ταξινομούνται ανάλογα με το μέγεθος και το βάρος τους ως ακολούθως:

- Κλάση I: Μικρά ελαφρά αεροσκάφη
- Κλάση II: Μεσαία Βαριά, μικρής έως μεσαίας ευελιξίας αεροσκάφη
- Κλάση III: Μεγάλα Βαριά, μικρής έως μεσαίας ευελιξίας αεροσκάφη
- Κλάση IV: Αεροσκάφη υψηλής ευελιξίας

• Κατηγορία A: Μη τερματικές φάσεις που απαιτούν ταχέες ελιγμούς, ακριβεία στη διόρθωση (precision tracking) ή ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.

• Κατηγορία B: Μη τερματικές φάσεις που απαιτούν βαθμαίους ελιγμούς, λιγότερη ακριβεία στη διόρθωση και ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.

• Κατηγορία C: Τερματική φάση που απαιτεί βαθμαίους ελιγμούς και ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.

• Επίπεδο 1: Χαρακτηριστικά πτήσης που είναι επαρκή για τη φάση της αποστολής.

• Επίπεδο 2: Χαρακτηριστικά πτήσης που είναι επαρκή για τη φάση της αποστολής αλλά με αύξηση στο φόρτο του πιλότου ή/και υποβάθμιση στην αποτελεσματικότητα της αποστολής

• Επίπεδο 3: Υποβάθμισμένα χαρακτηριστικά πτήσης αλλά τέτοια ώστε το αεροσκάφος να μπορεί να ελεγχθεί, αλλά με μη επαρκές επίπεδο εκπλήρωσης της αποστολής και υψηλό ή οριακό φόρτο για τον πιλότο.

5.4. Φάκελοι πτήσης

Το επιχειρησιακό όριο που αφορούν στο ύψος, το αριθμό Mach και τον κάθετο συντελεστή φόρτισης προσδιορίζουν το φάκελο πτήσης του αεροσκάφους. Οι φάκελοι πτήσης χρησιμοποιούνται ώστε να περιγράψουν τα απόλιτα όρια του σκάφους (never exceed limits) και επίσης για να περιγράψουν τα λειτουργικά όρια για την εκτέλεση μιας συγκεκριμένης αποστολής ή φάσης της πτήσης.

• Επιτρεπόμενος φάκελος πτήσης

Ο επιτρεπόμενος φάκελος πτήσης (permissible flight envelope), αφορά στα όρια των συνθηκών πτήσης εντός των οποίων ένα αεροσκάφος μπορεί να πετάξει και να ανακτήσει την κανονική του πτητική λειτουργία χωρίς επιδεικτικών ικανοτήτων από πλευράς του πιλότου (exceptional pilot skill).

• Υπηρεσιακός φάκελος πτήσης

Ο υπηρεσιακός φάκελος πτήσης (service flight envelope) καθορίζει τα όρια ύψους, αριθμού Mach και κάθετου συντελεστή φόρτισης που συμπεριλαμβάνει όλες τις απαιτήσεις της αποστολής. Αυτός ο φάκελος ορίζει τα όρια εντός των οποίων ένα αεροσκάφος μπορεί να πετάξει κανονικά χωρίς ξέπερναν το επιτρέπομένο φάκελο πτήσης.

• Επιχειρησιακός φάκελος πτήσης

Ο επιχειρησιακός φάκελος πτήσης (operational flight envelope) βρίσκεται εντός του υπηρεσιακού φάκελου πτήσης και ορίζει τα όρια του ύψους, αριθμού Mach και κάθετου συντελεστή φόρτισης για κάθε φάση της πτήσης. Είναι απαίτηση ότι το αεροσκάφος πρέπει να είναι ικανό για λειτουργία στα όρια της επικειμενικής πτήσης.

τα παλαιότερα κριτήρια χαρακτηριστικών πτήσης, το λεγόμενο κριτήριο αποτυπώματος του αντίχειρα (thumb print criterion) της μικρής περιόδου, κατέστη ένα από τα κύρια εργαλεία των μηχανικών ήδη από τη δεκαετία του 1950. Το κριτήριο αυτό προσφέρει στους σχεδιαστές ένα οδηγό που αφορά τον καλύτερο σχεδιασμό της πτήσης της αποστολής, λόγω της επιτύχησης της αεροσκάφους στα επιθυμητά περιθώρια πτήσης.

λόγο απόδεσης $\zeta_s = 0.6-0.8$. Αν και το κριτήριο εφαρμόζεται ακόμη και σήμερα στα σύγχρονα αεροσκάφη, όπως αναλύθηκε και στο υποκεφάλιο 7.3, η επίτευξη εξαιρετικών χαρακτηριστικών για τη δυναμική της μικρής περιόδου δεν εγγάρισε απαραίτητα και εξαιρετικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για την ακρίβεια

λόγο απόδεσης $\zeta_s = 0.6-0.8$. Αν και το κριτήριο εφαρμόζεται ακόμη και σήμερα στα σύγχρονα αεροσκάφη, όπως αναλύθηκε και στο υποκεφάλιο 7.3, η επίτευξη εξαιρετικών χαρακτηριστικών για τη δυναμική της μικρής περιόδου δεν εγγάρισε απαραίτητα και εξαιρετικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για την ακρίβεια

λόγο απόδεσης $\zeta_s = 0.6-0.8$. Αν και το κριτήριο εφαρμόζεται ακόμη και σήμερα στα σύγχρονα αεροσκάφη, όπως αναλύθηκε και στο υποκεφάλιο 7.3, η επίτευξη εξαιρετικών χαρακτηριστικών για τη δυναμική της μικρής περιόδου δεν εγγάρισε απαραίτητα και εξαιρετικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για την ακρίβεια

λόγο απόδεσης $\zeta_s = 0.6-0.8$. Αν και το κριτήριο εφαρμόζεται ακόμη και σήμερα στα σύγχρονα αεροσκάφη, όπως αναλύθηκε και στο υποκεφάλιο 7.3, η επίτευξη εξαιρετικών χαρακτηριστικών για τη δυναμική της μικρής περιόδου δεν εγγάρισε απαραίτητα και εξαιρετικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για την ακρίβεια

λόγο απόδεσης $\zeta_s = 0.6-0.8$. Αν και το κριτήριο εφαρμόζεται ακόμη και σήμερα στα σύγχρονα αεροσκάφη, όπως αναλύθηκε και στο υποκεφάλιο 7.3, η επίτευξη εξαιρετικών χαρακτηριστικών για τη δυναμική της μικρής περιόδου δεν εγγάρισε απαραίτητα και εξαιρετικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για την ακρίβεια

λόγο απόδεσης $\zeta_s = 0.6-0.8$. Αν και το κριτήριο εφαρμόζεται ακόμη και σήμερα στα σύγχρονα αεροσκάφη, όπως αναλύθηκε και στο υποκεφάλιο 7.3, η επίτευξη εξαιρετικών χ

Παράλληλα, ο ανημένος συντελεστής φόρτισης η_a , όπως φαίνεται και από τη σχέση (7.25), αυξάνεται με την ταχύτητα του αεροσκάφους. Κατά συνέπεια, οι πιο χαμηλές τιμές της η_a συσχετίζονται με τα χαρακτηριστικά χαμηλής ταχύτητας του αεροσκάφους και το αντίστροφο. Όσο η ταχύτητα αυξάνεται τόσο η

Φάση πτήσης	Επίπεδο 1		Επίπεδο 2		Επίπεδο 3	
	ζ_{min}	ζ_{max}	ζ_{min}	ζ_{max}	ζ_{min}	
CAT A	0.35	1.30	0.25	2.00	0.1	
CAT B	0.30	2.00	0.20	2.00	0.1	
CAT C	0.50	1.30	0.35	2.00	0.25	

Πίνακας 7.3 Αποδεκτές οριακές τιμές του λόγου απόσβεσης μικρής περιόδου

Οι μέγιστες και οι ελάχιστες τιμές για τη συχνότητα του φυγοειδούς δεν μπορούν να περιγραφούν ποσοτικά. Όμως συνίσταται οι συχνότητες του φυγοειδούς και της μικρής περιόδου να είναι επαρκώς διαχωρισμένες. Έχει προταθεί ότι οι δυσκολίες στο χειρισμό μπορεί να γίνουν ενοχλητικές εφόσον ο λόγος φυσικής συχνότητας των δύο μορφών γίνεται $\omega_p/\omega_s > 0.1$. Γενικά η δυναμική του φυγοειδούς είναι αποδεκτή, με την προϋπόθεση ότι η μορφή αυτή είναι

ευσταθής και ότι ο λόγος απόσβεσης βρίσκεται μέσα στα όρια που φαίνονται στον πίνακα 7.4.

Επίπεδο χαρακτηριστικών πτήσης	Ελάχιστο ζ_p
1	0.04
2	0
3	Ασταθές, περίοδος $T_p > 55$ sec

Πίνακας 7.4 Αποδεκτές οριακές τιμές του λόγου απόσβεσης του φυγοειδούς

τον ίδιο τρόπο. Γενικά η στατική ευστάθεια στην εγκάρσια διεύθυνση είναι ανεξάρτητη από τη θέση του κέντρου βάρους και τις συνθήκες πτήσης, ενώ εφόσον

καθοριστεί από τον αεροδυναμικό σχεδιασμό του αεροσκάφους, δεν μεταβάλλεται σημαντικά.

8.1. Απαιτήσεις υποχώρησης περιστροφής

Επειδή αυτή η μορφή περιγράφει τη βραχυπρόθεσμη εγκάρσια δυναμική, αποτελεί παράγοντα κρίσιμης σημασίας στον καθορισμό των εγκάρσιων χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού. Για αυτό το λόγο, οι αποδεκτές οριακές τιμές της χρονικής σταθεράς T_r της υποχώρησης περιστροφής, όπως αυτή ορίζεται στη σχέση (5.23), φαίνεται στον πίνακα 7.5.

Κλάση αεροσκάφους	Φάση Πτήσης	Μέγιστη τιμή T_r (s)		
		Επίπεδο 1	Επίπεδο 2	Επίπεδο 3
I,IV	A,C	1.0	1.4	-
II,III	A,C	1.4	3.0	-
I,II,III,IV	B	1.4	3.0	-

8.2. Απαιτήσεις σπειροειδούς

Το ευσταθές σπειροειδές είναι αποδεκτό, ανεξάρτητα από τη χρονική σταθερά. Επειδή η μορφή αυτή προκαλεί μια πολύ αργή δυναμική συμπειριφορά, δεν αποτελεί τόσο κρίσιμο παράγοντα για την ευκολία χειρισμού εκτός και εάν είναι

8.3. Απαιτήσεις ολλανδικής περιστροφής

Επειδή η ολλανδική περιστροφή είναι βραχυπρόθεσμη μορφή, επηρεάζει σημαντικά τα χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού και συνεπώς οι απαιτήσεις στην απόσβεση και στη συχνότητα καθορίζονται με αρκετή λεπτομέρεια. Η ολλανδική