

7: ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΠΤΗΣΗΣ ΚΑΙ ΕΥΚΟΛΙΑΣ ΧΕΙΡΙΣΜΟΥ

Σύνοψη

Σκοπός του κεφαλαίου είναι να κατατοπίσει τους τρόπους με τους οποίους γίνονται μετρήσιμες οι κατά βάση υποκειμενικές έννοιες των χαρακτηριστικών πτήσης και ευκολίας χειρισμού. Περιγράφονται οι διάφορες μέθοδοι, παράμετροι και κλίμακες που έχουν καθιερωθεί ανά τα έτη μέσω της εμπειρίας των μηχανικών ώστε να επικοινωνήσουν τις απόψεις των πιλότων με τα δυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους.

Προαπαιτούμενη γνώση

Απαιτείται η κατανόηση της σημασίας των μορφών ευστάθειας και των χαρακτηριστικών τους (προσεγγίσεις, απόσβεση, φυσική συχνότητα και χρονικές σταθερές) όπως αναπτύχθηκαν στα κεφάλαια 4 και 5, της φυσικής των ελιγμών του αεροσκάφους και των βασικών εννοιών περί ευστάθειας που παρουσιάστηκαν στο 2ο κεφάλαιο.

1. Εισαγωγή

Ένα σημαντικό πεδίο της δυναμικής πτήσης, στενά συνυφασμένο με την ευστάθεια και τη δυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους, είναι η μελέτη των χαρακτηριστικών πτήσης και ευκολίας χειρισμού (flying and handling qualities).

Τα χαρακτηριστικά αυτά του αεροσκάφους, ορίζονται ως οι ιδιότητες που περιγράφουν την ευκολία και την ακρίβεια με την οποία το αεροσκάφος ανταποκρίνεται στις εντολές του πιλότου κατά την εκτέλεση κάποιου συγκεκριμένου ελιγμού. Δηλαδή, συνδέονται με τον φόρτο εργασίας που απαιτείται από τον πιλότο για την εκτέλεση του ελιγμού, με το πως αποκρίνεται το αεροσκάφος σε αυτούς τους χειρισμούς και το πως οι αποκρίσεις αυτές γίνονται αντιληπτές από τον πιλότο ή και τους επιβάτες στην περίπτωση πολιτικών αεροσκαφών.

Γενικά, οι ιδιότητες αυτές βασίζονται στις απόψεις των πιλότων, οι οποίες προκύπτουν μετά από πτητικές δοκιμές. Αυτό συνεπάγεται ένα βαθμό υποκειμενικότητας και μια ταξινόμηση κυρίως με ποιοτικά χαρακτηριστικά. Σκοπός αυτού του κεφαλαίου είναι η εύρεση μεθόδων, οι οποίες να συνδέουν την ποιότητα των χαρακτηριστικών πτήσης και ευκολίας χειρισμών, όπως αυτή προκύπτει από τις υποκειμενικές απόψεις των πιλότων, με αντικειμενικές παραμέτρους, οι οποίες χαρακτηρίζουν τη δυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους, όπως φυσικές συχνότητες και λόγοι απόσβεσης, παράγωγοι ευστάθειας κτλ.

Τα χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού του αεροσκάφους, πηγάζουν τόσο από τη βραχυπρόθεσμη ή μεταβατική απόκριση όσο και από τη μακροπρόθεσμη (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 εξαρτάται 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 φυγοειδές. Αυτά τα φαινόμενα εξελίσσονται αργά και οι συχνότητες τους είναι χαμηλές, εντός του εύρους ζώνης και της ικανότητας του μέσου πιλότου, ακόμη και όταν οι σχετικές μορφές είναι οριακά ασταθείς. Δηλαδή οι

απαιτήσεις για την ευστάθεια της δυναμικής χαμηλών συχνοτήτων είναι λιγότερο αυστηρές.

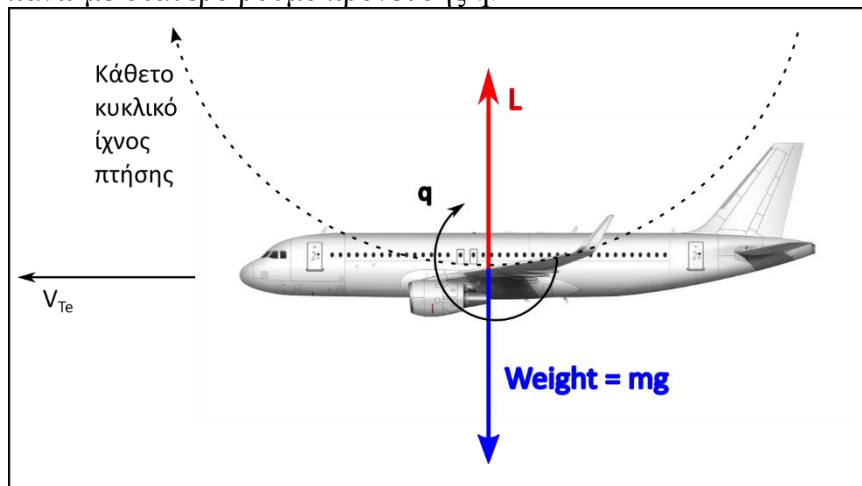
Κατά συνέπεια, πρώτιστης σημασίας είναι οι προδιαγραφές ικανοποιητικών βραχυπρόθεσμων χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού, το οποίο αποτελεί και το κύριο αντικείμενο μελέτης του παρόντος πεδίου. Έτσι, απαιτείται ο αυστηρός καθορισμός του στατικού περιθωρίου ευστάθειας και του αντίστοιχου περιθωρίου ελιγμών.

2. Ελιγμοί και ευστάθεια

Οι δράσεις ελέγχου που εφαρμόζει ο πιλότος προκαλούν μεταβολές στο ίχνος πτήσης του αεροσκάφους. Στη περίπτωση της εκτέλεσης ενός ελιγμού περί ενός συγκεκριμένου ίχνους πτήσης, αυτές οι μεταβολές είναι προσωρινές, καθώς το αεροσκάφος επιστρέφει στην αρχική του κατάσταση. Από την άλλη πλευρά, για να επιτευχθεί μια νέα κατάσταση αντιστάθμισης, ο χειρισμός αντιστοιχεί σε μόνιμη μεταβολή της διεύθυνσης του ίχνους πτήσης συγκριτικά με την αρχική κατάσταση.

Γενικά οι παρεμβάσεις του πιλότου έχουν ως αντίκτυπο την απόκριση του αεροσκάφους, όπως αυτή εκφράζεται ως περιστροφή περί τους άξονες πρόνευσης, περιστροφής ή διεύθυνσης, ώστε το διάνυσμα της άνωσης να στραφεί προς την επιθυμητή διεύθυνση. Με επιπλέον χειρισμό του πηδαλίου ανόδου-καθόδου, ο πιλότος ρυθμίζει τη γωνία πρόσπτωσης ώστε να δημιουργηθεί η απαιτούμενη άνωση που θα προκαλέσει την επιθυμητή επιτάχυνση για να ελιχθεί το αεροσκάφος.

Ο απλούστερος αλλά και ένας από τους βασικότερους ελιγμούς είναι η συμμετρική, ανοδική ή καθοδική κίνηση του αεροσκάφους. Κατά τον ελιγμό αυτό, όπως φαίνεται και στο σχ. 7.1, ένα αεροσκάφος, το οποίο πετά αρχικά οριζόντια και συμμετρικά με σταθερή ταχύτητα U_e , υπόκειται σε μία μικρή εκτροπή δ_e του πηδαλίου ανόδου-καθόδου, γεγονός το οποίο προκαλεί μια περιστροφή του ρύγχους προς τα πάνω με σταθερό ρυθμό πρόνευσης q .



Σχήμα 7.1 Ανοδικός ελιγμός αεροσκάφους

Για να μπορεί το αεροσκάφος να εκτελεί ανοδική κίνηση, πρέπει η δύναμη άνωσης $L_w = (1/2)\rho S U_e^2 C_{Lw}$ να εξισορροπεί όχι μόνο το βάρος, αλλά και τις κατακόρυφες αδρανειακές δυνάμεις:

$$L_w - mg = m \cdot a_z \quad (7.1)$$

όπου a_z η κατακόρυφη επιτάχυνση. Όμως, με βάση την εξίσωση (3.34), από την έκφραση της κάθετης δύναμης Z , προκύπτει:

$$a_z = \dot{w} - q U_e \quad (7.2)$$

Υποθέτοντας ότι ο ελιγμός είναι σταθερός, τότε $\dot{w} = 0$, και επομένως το αεροσκάφος πρέπει να διατηρεί ένα σταθερό ρυθμό πρόνευσης q , ο οποίος προκύπτει αντικαθιστώντας την (7.2) στην (7.1):

$$q = \frac{L_w - mg}{mU_e} \quad (7.3)$$

Όπως φαίνεται και στο σχ. 6.3, ο σταθερός ρυθμός πρόνευσης q προκαλεί μια σταθερή μεταβολή α_{tq} στη γωνία πρόσπτωσης του ουραίου οριζόντιου σταθερού, ίσης με:

$$\alpha_{tq} = q \frac{l_t}{U_e} \quad (7.4)$$

Αντικαθιστώντας την (7.3) στην (7.4), η μεταβολή α_{tq} της γωνίας πρόσπτωσης προκύπτει:

$$\alpha_{tq} = \frac{C_{L_w} l_t}{\mu \bar{c}} - \frac{gl_t}{U_e^2} \quad (7.5)$$

όπου

$$\mu = \frac{m}{\frac{1}{2} \rho S \bar{c}} \quad (7.6)$$

Η μεταβολή α_{tq} της γωνίας πρόσπτωσης, προκαλεί μια μεταβολή στη δύναμη άνωσης του ουραίου οριζόντιου σταθερού, ίσης με:

$$L_{tq} = \frac{1}{2} \rho V_t^2 S_t C_{L_{\alpha t}} \alpha_{tq} \quad (7.7)$$

Αυτή η μεταβολή της δύναμης άνωσης προκαλεί μια μεταβολή στη ροπή που ασκεί το ουραίο οριζόντιο σταθερό, ίση με:

$$C_{m_{tq}} = -V_H \eta C_{L_{\alpha t}} \alpha_{tq} \quad (7.8)$$

Και η οποία πρέπει να υπερτεθεί στη ροπή C_{m_t} , όπως αυτή προκύπτει από τη σχέση (2.13).

Ακολουθώντας τα αντίστοιχα βήματα ανάλυσης, όπως στο υποκεφάλαιο 2.4, του κεφ. 2, η επίδραση του ελιγμού οδηγεί στη μεταβολή της θέσης του ουδέτερου σημείου ως εξής:

$$\begin{aligned} \frac{x_{NPnew}}{\bar{c}} &= \frac{x_{ac}}{\bar{c}} + \eta V_H \frac{C_{L_{\alpha t}}}{C_{L_{\alpha w}}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \eta V_H C_{L_{\alpha t}} \frac{l_t}{\mu \bar{c}} \\ &\Rightarrow \frac{x_{NPnew}}{\bar{c}} = \frac{x_{NP}}{\bar{c}} + \eta V_H C_{L_{\alpha t}} \frac{l_t}{\mu \bar{c}} \end{aligned} \quad (7.9)$$

Η σύγκριση της σχέσης (7.9) με την (2.33) οδηγεί στο συμπέρασμα ότι ο ελιγμός οδηγεί στην αύξηση του περιθωρίου H_m στατικής ευστάθειας:

$$H_m = \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{NPnew}}{\bar{c}} \quad (7.10)$$

Το περιθώριο H_m στατικής ευστάθειας σε ελιγμούς, είναι στενά συνδεδεμένο με τη φυσική συχνότητα μικρής περιόδου. Πράγματι, με αντικατάσταση των εκφράσεων των παραγώγων ευστάθειας στη σχέση (4.21) για τη φυσική συχνότητα μικρής περιόδου, οδηγεί στην έκφραση:

$$\omega_s^2 = \frac{1}{2} \frac{\rho U_e^2 S \bar{c} C_{L_{\alpha w}}}{I_{yy}} \left[\frac{1}{2} \frac{\rho S_t l_t^2 C_{L_{\alpha t}}}{m \bar{c}} - \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{NP}}{\bar{c}} \right) \right] \quad (7.11)$$

Υποθέτοντας ότι το η από τη σχέση (2.11), είναι της τάξης της μονάδας (δηλαδή η ταχύτητα του αέρα είναι περίπου ίδια στην κύρια πτέρυγα και το ουραίο οριζόντιο

σταθερό πτερύγιο) και χρησιμοποιώντας τις σχέσεις (7.6) και (7.9), η προσεγγιστική εκτίμηση της φυσικής συχνότητας μικρής περιόδου γίνεται:

$$\omega_s^2 = \frac{1}{2} \frac{\rho U_e^2 S \bar{C}_{L_{\alpha_w}}}{I_{yy}} H_m \quad (7.12)$$

3. Φυσικές παράμετροι αποτύπωσης χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμών

3.1. Παράμετροι απόκρισης βραχυπρόθεσμης δυναμικής μικρής περιόδου

Ένα πολύ σημαντικό κομμάτι στον καθορισμό των απαιτήσεων για τα χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού σχετίζεται με τον τρόπο που ο πιλότος αντιλαμβάνεται την επίδραση στην απόκριση του αεροσκάφους των εντολών ελέγχου που δίνει.

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 χειρισμού, ενώ βέβαια μοντελοποιείται σχετικά εύκολα μέσω των ελαττωμένων εξισώσεων κίνησης.

Η μεταβολή του ίχνους πτήσης, γίνεται αντιληπτή ως κάποια μεταβολή στην κάθετη επιτάχυνση στην οποία είναι εξαιρετικά ευαίσθητος ο ανθρώπινος οργανισμός. Σε μικρότερο βαθμό, δύναται επίσης να αντιληφθεί μεταβολές στη 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.

Το μοντέλο μειωμένης τάξης που περιγράφει τη βραχυπρόθεσμη διαμήκη δυναμική αντιστοιχεί στην προσέγγιση της μικρής περιόδου και διατυπώθηκε στην εξίσωση (4.13):

$$\begin{Bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} z_w & z_q \\ m_w & m_q \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} w \\ q \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} z_{\delta_e} \\ m_{\delta_e} \end{Bmatrix} \delta_e$$

Υπό την προϋπόθεση βέβαια ότι το αεροσκάφος πετά σε μόνιμη οριζόντια πτήση και η αναφορά γίνεται στους άξονες ανέμου. Εφόσον ισχύει $z_q \approx U_e$ και αντικαθιστώντας την κάθετη ταχύτητα w με τη γωνία πρόσπτωσης α από τη σχέση $\alpha = w/V_{Te}$, προκύπτει:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} z_w & 1 \\ m_w & m_q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} z_{\delta_e} \\ m_{\delta_e} \end{Bmatrix} \delta_e \quad (7.13)$$

Οι συναρτήσεις μεταφοράς που προκύπτουν από την επίλυση του συστήματος (7.13) είναι:

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\frac{z_{\delta_e}}{U_e} (s + U_e \frac{m_{\delta_e}}{z_{\delta_e}})}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e} \quad (7.14)$$

$$\equiv \frac{k_\alpha (s + 1/T_\alpha)}{(s^2 + 2\zeta_s \omega_s s + \omega_s^2)}$$

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{m_{\delta_e} (s - z_w)}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e} \quad (7.15)$$

$$\equiv \frac{k_q (s + 1/T_{\theta_2})}{(s^2 + 2\zeta_s \omega_s s + \omega_s^2)}$$

Η συνάρτηση μεταφοράς που περιγράφει τη βραχυπρόθεσμη απόκριση της θέσης πρόνευσης σε σχέση με τη μεταβολή του πηδαλίου ανόδου-καθόδου, προκύπτει

$$\text{ως } \theta(s) = \frac{1}{s} \frac{q(s)}{\delta_e(s)}:$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \equiv \frac{k_q(s + 1/T_{\theta_2})}{s(s^2 + 2\zeta_s\omega_s s + \omega_s^2)} \quad (7.16)$$

Η απόκριση της κάθετης επιτάχυνσης a_z ως προς το πηδάλιο ανόδου-καθόδου προκύπτει από την αντικατάσταση των εξισώσεων (7.14), (7.15), (3.29) στην εξίσωση (7.2):

$$\begin{aligned} \frac{a_z(s)}{\delta_e(s)} &= \frac{m_{\delta_e} z_w U_e}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e} \\ &\equiv \frac{k_{a_z}}{(s^2 + 2\zeta_s\omega_s s + \omega_s^2)} \end{aligned} \quad (7.17)$$

Για να προκύψει η πιο πάνω εξίσωση υποτέθηκε ότι ο λόγος z_{δ_e}/U_e είναι τόσο μικρός ώστε να μπορεί να αμεληθεί.

Η συνάρτηση μεταφοράς που περιγράφει τη βραχυπρόθεσμη απόκριση της γωνίας του ίχνους πτήσης ως προς το πηδάλιο ανόδου-καθόδου προκύπτει άμεσα από την αντικατάσταση στη σχέση (3.32) των εξισώσεων (7.16) και (7.14):

$$\begin{aligned} \frac{\gamma(s)}{\delta_e(s)} &= \frac{-m_{\delta_e} z_w}{s[s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e]} \\ &\equiv \frac{k_\gamma}{s(s^2 + 2\zeta_s\omega_s s + \omega_s^2)} \end{aligned} \quad (7.18)$$

Και εδώ υποτίθεται ότι ο λόγος z_{δ_e}/U_e είναι τόσο μικρός, ώστε να μπορεί να αμεληθεί. Με τη διαίρεση της σχέσης (7.18) με την (7.16) μπορεί ναδειχθεί ότι:

$$\frac{\gamma(s)}{\theta(s)} = \frac{1}{1 + sT_{\theta_2}} \quad (7.19)$$

Η (7.19) παρέχει τη σημαντική πληροφορία ότι κατά τη βραχυπρόθεσμη κίνηση, η απόκριση της γωνίας του ίχνους πτήσης καθυστερεί σε σχέση με τη γωνία πρόνευσης κατά τη χρονική σταθερά T_{θ_2} κάτι που μερικές φορές αναφέρεται και ως καθυστέρηση της γωνίας πρόσπτωσης (incident lag).

Για την T_{θ_2} κατά προσέγγιση ισχύει :

$$T_{\theta_2} = -\frac{1}{Z_w} = -\frac{m}{\bar{Z}_w} = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho U_e S C_{L\alpha_w}} \text{ [sec]} \quad (7.20)$$

Οι συναρτήσεις μεταφοράς που δίνονται από τις παραπάνω εξισώσεις (7.14) έως (7.19) περιγράφουν την κλασική διαμήκη βραχυπρόθεσμη απόκριση ως προς το πηδάλιο ανόδου-καθόδου και αντιπροσωπεύουν τη βάση επί της οποίας στηρίζονται οι περισσότερες σύγχρονες αντιλήψεις για τα χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για το κλασικό αεροσκάφος, τα χαρακτηριστικά απόκρισης καθορίζονται από τις αεροδυναμικές ιδιότητες του σκάφους που συνήθως είναι γραμμικές, αυστηρά προσδιορισμένες και προκαθορισμένες.

Είναι επίσης ξεκάθαρο, ότι η βραχυπρόθεσμη δυναμική αντιστοιχεί με εκείνη ενός γραμμικού συστήματος δεύτερης τάξης ενώ εκείνα τα αεροσκάφη τα οποία επιδεικνύουν ανάλογη δυναμική συμπεριφορά λέγεται ότι έχουν χαρακτηριστικά απόκρισης που ομοιάζουν με χαρακτηριστικά συστήματος δεύτερης τάξης (second order-like).

Βέβαια τα χαρακτηριστικά απόκρισης όλων των πραγματικών αεροσκαφών αποκλίνουν κατά ένα βαθμό από αυτά τα απλοποιημένα και μάλλον ιδεατά μοντέλα. Η πραγματική απόκριση, χρωματίζεται (coloured) από τη μακροπρόθεσμη δυναμική, τα μη γραμμικά χαρακτηριστικά του σκάφους και φυσικά από τις επιδράσεις του συστήματος επαύξησης της ευστάθειας, όταν βέβαια είναι εγκατεστημένο ένα τέτοιο σύστημα. Από την άλλη πλευρά, όσο περίπλοκο και να είναι το αεροσκάφος και οι

συνθήκες λειτουργίας του, παραμένει ο αντικειμενικός σκοπός της επίτευξης χαρακτηριστικών δυναμικής απόκρισης που ομοιάζουν με σύστημα δεύτερης τάξης.

3.2. Ανηγμένος συντελεστής φόρτισης

Με σκοπό την ανάλυση των διαμήκων βραχυπρόθεσμων χαρακτηριστικών χειρισμού του αεροσκάφους, η ικανότητα απόκρισης (responsiveness) ή διαφορετικά η ικανότητα ελιγμών του αεροσκάφους ποσοτικοποιούνται από ένα παράγωγο μέγεθος, το οποίο ορίζεται ως ο ανηγμένος συντελεστής φόρτισης ανά μονάδα γωνίας πρόσπτωσης (normal load factor) και συμβολίζεται με n_α .

Αυτή η παράμετρος συνδέεται με την αεροδυναμική άνωση που παράγεται ανά μονάδα γωνίας πρόσπτωσης σε δεδομένες συνθήκες πτήσης και επομένως είναι ανάλογη με την κλίση της καμπύλης της άνωσης και το τετράγωνο της ταχύτητας.

Μία έκφραση για τον n_α προκύπτει από τις βραχυπρόθεσμες συναρτήσεις μεταφοράς, οι οποίες υπολογίστηκαν στο υποκεφάλαιο 3.1 του παρόντος κεφαλαίου. Με την υπόθεση ότι η είσοδος στο πηδάλιο ανόδου-καθόδου είναι η μοναδιαία συνάρτηση βαθμίδας $\delta_e(s) = 1/s$, ο μετασχηματισμός Laplace της απόκρισης της γωνίας πρόσπτωσης προκύπτει από την εξίσωση (7.14) ως:

$$\alpha(s) = \frac{\frac{z_{\delta_e}}{U_e} (s + U_e \frac{m_{\delta_e}}{z_{\delta_e}})}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e} \cdot \frac{1}{s} \quad (7.21)$$

Με την εφαρμογή του θεωρήματος τελικής τιμής στην εξίσωση (7.21) προκύπτει η μόνιμη τιμή της γωνίας πρόσπτωσης για $s = 0$:

$$\alpha(t)|_{ss} = \frac{m_{\delta_e}}{m_q z_w - m_w U_e} \quad (7.22)$$

Με όμοιο τρόπο μπορεί να προκύψει από τη σχέση (7.17) η αντίστοιχη μόνιμη τιμή της κάθετης επιτάχυνσης :

$$a_z(t)|_{ss} = \frac{m_{\delta_e} z_w U_e}{m_q z_w - m_w U_e} \quad (7.23)$$

Ο κάθετος ανηγμένος συντελεστής φόρτισης ανά μονάδα γωνίας πρόσπτωσης θα δίνεται:

$$n_\alpha = \frac{n_z(t)}{\alpha(t)} \Big|_{ss} \equiv -\frac{1}{g} \cdot \frac{\alpha_z(t)}{\alpha(t)} \Big|_{ss} \quad (7.24)$$

Έτσι, με αντικατάσταση των εξισώσεων (7.22), (7.23), (7.20) στην εξίσωση (7.24) προκύπτει η πολύ σημαντική σχέση :

$$n_\alpha = -\frac{z_w U_e}{g} \equiv \frac{U_e}{g T_{\theta_2}} \quad (7.25)$$

3.3. Παράμετρος αναμενόμενου ελέγχου (Control Anticipation Parameter - CAP)

Όπως σημειώνει ο Cook [3], έχει αναφερθεί από τον Birlhle (1966) ότι: «Με στόχο τις ακριβείς ρυθμίσεις στο ίχνος πτήσης, ο πιλότος πρέπει να μπορεί να προβλέπει την τελική απόκριση του αεροσκάφους και για αυτό το σκοπό χρησιμοποιείται η γωνιακή επιτάχυνση πρόνευσης».

Αεροσκάφη τα οποία διαθέτουν καλές διαμήκεις βραχυπρόθεσμες ιδιότητες απόκρισης που ομοιάζουν με σύστημα δεύτερη τάξης, γενικά προσφέρουν στον πιλότο καλές ενδείξεις για την πρόβλεψη των χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού. Αυτό ειδικότερα εξαρτάται από την απόσβεση και τη συχνότητα της ταλάντωσης μικρής περιόδου. Ο Birlhle αναφέρει επίσης, τις παρατηρήσεις των πιλότων ότι: «Για εκείνα τα αεροσκάφη που διαθέτουν υψηλή αδράνεια ή χαμηλή στατική ευστάθεια, η γωνιακή

επιτάχυνση πρόνευσης, που συνοδεύει τις μικρές ρυθμίσεις στο ίχνος πτήσης, μπορεί να βρίσκεται κάτω από το κατώφλι αντίληψης του ανθρώπου».

Με άλλα λόγια, η χρήση των ενδείξεων πρόβλεψης της κίνησης από τον πιλότο ουσιαστικά είναι αδύνατη, γεγονός που με τη σειρά του οδηγεί σε φτωχά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για να αντιμετωπιστούν τέτοιες καταστάσεις, ο Birlhle όρισε μια ποσότητα μέτρησης της ικανότητας «πρόβλεψης» της απόκρισης που ονόμασε Παράμετρο Αναμενόμενου Ελέγχου (CAP).

Ο ακριβής ορισμός της CAP, είναι ως η ποσότητα της στιγμιαίας γωνιακής επιτάχυνσης πρόνευσης, ανά μονάδα κάθετης επιτάχυνσης της μόνιμης κατάστασης. Η μόνιμη απόκριση της κάθετης επιτάχυνσης, για μια είσοδο στο χειριστήριο ως προς την πρόνευση καθορίζεται από τις αεροδυναμικές ιδιότητες του αεροσκάφους, την πτέρυγα και το οριζόντιο ουραίο πτερύγιο. Όμως, το μέγεθος του μεταβατικού μέγιστου (transient peak) της γωνιακής επιτάχυνσης πρόνευσης που εμφανίζεται αμέσως μετά από το χειρισμό, καθορίζεται κατά μεγάλο βαθμό από τη δυναμική της μικρής περιόδου, η οποία με τη σειρά της εξαρτάται από τη διαμήκη στατική ευστάθεια και τη ροπή αδράνειας πρόνευσης. Έτσι, η CAP περιγράφει με αποδοτικό ποσοτικά τρόπο εκείνα τα χαρακτηριστικά της μικρής περιόδου που αντιστοιχούν στις αεροδυναμικές ιδιότητες και στις συνθήκες λειτουργίας του αεροσκάφους. Μία απλή έκφραση για την CAP, προκύπτει εύκολα από τη διαμήκη βραχυπρόθεσμη συνάρτηση μεταφοράς. Η συνάρτηση μεταφοράς της γωνιακής επιτάχυνσης πρόνευσης προκύπτει από την εξίσωση (7.15) ως:

$$\frac{\dot{q}(s)}{\delta_e(s)} = \frac{m_{\delta_e} s(s - z_w)}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e} \quad (7.26)$$

Η αρχική επιτάχυνση ως προς την πρόνευση, μπορεί να προκύψει υποθέτοντας μία μοναδιαία είσοδο βαθμίδας ως προς το πηδάλιο ανόδου-καθόδου και εφαρμόζοντας το θεώρημα αρχικής τιμής στην εξίσωση (7.26):

$$\begin{aligned} \dot{q}(0) &= \lim_{s \rightarrow \infty} s \cdot \frac{m_{\delta_e} s(s - z_w)}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e} \cdot \frac{1}{s} \\ &= m_{\delta_e} \end{aligned} \quad (7.27)$$

Με όμοιο τρόπο η κάθετη επιτάχυνση της μόνιμης κατάστασης μπορεί να προκύψει υποθέτοντας μία μοναδιαία είσοδο βαθμίδας στο πηδάλιο ανόδου-καθόδου και εφαρμόζοντας το θεώρημα τελικής τιμής στην εξίσωση (7.17):

$$\begin{aligned} a_z(\infty) &= \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \frac{m_{\delta_e} z_w U_e}{s^2 - (m_q + z_w)s + m_q z_w - m_w U_e} \cdot \frac{1}{s} \\ &= \frac{m_{\delta_e} z_w U_e}{\omega_s^2} \end{aligned} \quad (7.28)$$

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

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

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

$$CAP = \frac{\dot{q}(0)}{n_z(\infty)} = -\frac{g \omega_s^2}{z_w U_e} = \frac{g \omega_s^2 T_{\theta_2}}{U_e} \quad (7.30)$$

Επειδή κατά προσέγγιση ισχύει $T_{\theta_2} = -1/z_w$, χρησιμοποιώντας την (7.25) προκύπτει μία εναλλακτική και εύχρηστη έκφραση για την CAP:

$$CAP = \frac{\omega_s^2}{n_\alpha} \quad (7.31)$$

Αντικαθιστώντας στην (7.31) τις σχέσεις (7.12) και (7.25) προκύπτει ότι :

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

όπου το k περιγράφει τη διαμήκη ακτίνα της περιστροφής (longitudinal radius of rotation). Επομένως αποδείχθηκε ότι η CAP είναι άμεσα ανάλογη του στατικού περιθωρίου ευστάθειας ελιγμών H_m με τα χειριστήρια σταθεροποιημένα και ότι η σταθερά της αναλογίας εξαρτάται από τη γεωμετρία του αεροσκάφους και την κατανομή της μάζας του.

4. Κανονισμοί και προδιαγραφές χαρακτηριστικών πτήσης

Οι περισσότερες χώρες που ασχολούνται ενεργά με την αεροπορία, διαθέτουν Εθνικές Υπηρεσίες οι οποίες επιβλέπουν τις αεροναυτικές δραστηριότητες που πραγματοποιούνται στο έδαφος τους.

Όπως καταγράφεται στο [13], στην Ελλάδα π.χ. αλλά και αλλού (Ηνωμένο Βασίλειο κ.ά.), η Υπηρεσία Πολιτικής Αεροπορίας (Civil Aviation Authority-CAA) ρυθμίζει τους κανονισμούς που αφορούν θέματα πολιτικής αεροπορίας και το Υπουργείο Άμυνας (Ministry of Defence-MoD) επιβλέπει όλες τις στρατιωτικές αεροναυτικές δραστηριότητες. Επιπλέον ένα σύνολο από Ευρωπαϊκές χώρες (στις οποίες ανήκει και η Ελλάδα) έχουν συμφωνήσει να συνεργαστούν για την εξέλιξη κοινών απαιτήσεων για την αεροπορία (Joint Aviation Requirements-JAR), οι οποίες θα έχουν προτεραιότητα σε σχέση με τις αντίστοιχες εθνικές απαιτήσεις. Φυσικά κάθε φορά η επιβλέπουσα αρχή, για όλες τις ενέργειες που αφορούν τους JAR, θα είναι η αντίστοιχη Υπηρεσία Πολιτικής Αεροπορίας της κάθε χώρας. Έτσι, για παράδειγμα στην Ελλάδα οι κανονισμοί JAR εκδίδονται από την Υπηρεσία Πολιτικής Αεροπορίας (ΥΠΑ). Στις Ηνωμένες Πολιτείες οι αντίστοιχες υπηρεσίες είναι η Federal Aviation Administration (FAA) και το Υπουργείο Άμυνας αντίστοιχα (Department of Defence-DoD).

Όλες αυτές οι Υπηρεσίες εκδίδουν ένα μεγάλο αριθμό από έγγραφα που καθορίζουν τα ελάχιστα αποδεκτά όρια για την κατασκευή, τις επιδόσεις και την ασφάλεια όλων των ιπτάμενων κατασκευών που επιχειρούν στο έδαφος τους. Κατά τα τελευταία χρόνια το βάρος έχει δοθεί στην υιοθέτηση κοινών κανονισμών και από τις δύο πλευρές του Ατλαντικού για προφανείς λόγους. Οι περισσότερες χώρες, καθώς δεν διαθέτουν ανάλογη εμπειρία υιοθετούν τους κανονισμούς των ΗΠΑ ή της κοινής Ευρωπαϊκής Υπηρεσίας.

Όλες λοιπόν οι πιο πάνω υπηρεσίες εκδίδουν έγγραφα που καθορίζουν με ικανοποιητική λεπτομέρεια μεταξύ άλλων και τα ελάχιστα αποδεκτά πρότυπα των χαρακτηριστικών πτήσης τα οποία είναι περισσότερο γνωστά ως απαιτήσεις χαρακτηριστικών πτήσης (flying qualities requirements). Κάποια παραδείγματα των σχετικών εγγράφων μπορούν να βρεθούν εύκολα στο διαδίκτυο. Πολύ γενικά οι απαιτήσεις χαρακτηριστικών πτήσης που εκδίδονται τόσο από την CAA όσο και από την FAA έχουν ως κύριο αντικείμενο την ασφάλεια των πτήσεων ενώ οι απαιτήσεις που αφορούν στην ευστάθεια, τον έλεγχο και την ευκολία χειρισμού συνήθως έρχονται σε δεύτερη μοίρα όντας πιο «χαλαροί».

Από την άλλη πλευρά, οι απαιτήσεις χαρακτηριστικών πτήσης που εκδίδονται από τις αντίστοιχες στρατιωτικές υπηρεσίες των δύο κρατών είναι από κάθε άποψη πολύ πιο συγκεκριμένες, απαιτητικές και πολύπλοκες. Είναι ευθύνη του κάθε κατασκευαστή ή προμηθευτή να αποδείξει ότι το αεροσκάφος του συμμορφώνεται (complies) με τις ανάλογες προδιαγραφές πριν αυτό να μπορεί να γίνει αποδεκτό από τον χρήστη.

Έτσι λοιπόν, η επίδειξη συμμόρφωσης (demonstration of compliance) με τις προδιαγραφές είναι το κύριο αντικείμενο ενδιαφέροντος των Υπηρεσιών που

αναφέραμε. Πιο συγκεκριμένα, οι στρατιωτικές απαιτήσεις για τα χαρακτηριστικά πτήσης είναι σχετικά πολύπλοκες, με αποτέλεσμα η σωστή εφαρμογή τους να μην είναι, όπως θα περίμενε κανείς, προφανής. Για να επιλυθεί αυτό το πρόβλημα, τα συγκεκριμένα έγγραφα περιλαμβάνουν επίσης πληροφορίες για τους αποδεκτούς τρόπους συμμόρφωσης (acceptable means of compliance), ώστε να βοηθηθεί ο κατασκευαστής κατά την εφαρμογή των κανονισμών στο δικό του αεροσκάφος.

Το εκτεταμένο πρόγραμμα πτητικών δοκιμών από το οποίο περνούν τα περισσότερα αεροσκάφη πριν ενταχθούν σε υπηρεσία αφορά κατά ένα μεγάλο μέρος την επίδειξη συμμόρφωσης με τους κανονισμούς των χαρακτηριστικών πτήσης. Όμως είναι μάλλον απίθανο ένα αεροσκάφος να ικανοποιεί πλήρως τις απαιτήσεις αυτές, εκτός και εάν έχει σχεδιαστεί εξ αρχής με τρόπο ώστε να τις ικανοποιεί. Επομένως τα έγγραφα που αναφέρθηκαν έχουν ζωτική σημασία για τον σχεδιαστή του αεροσκάφους. Σε αυτό το πλαίσιο μπορεί να ειπωθεί ότι οι προδιαγραφές καθορίζουν τους κανόνες σύμφωνα με τους οποίους πρέπει να σχεδιαστεί και να αξιολογηθεί η ευστάθεια, ο έλεγχος και η ευκολία χειρισμού του αεροσκάφους.

Ο τυπικός (formal) ορισμός προδιαγραφών των χαρακτηριστικών πτήσης και ευκολίας χειρισμού του αεροσκάφους [3], έχει ως σκοπό να: «βεβαιώσει τα πτητικά χαρακτηριστικά που θα παρέχουν ικανοποιητικές επιδόσεις για την εκπλήρωση της αποστολής, ταυτόχρονα με ικανοποιητικό επίπεδο ασφάλειας».

Οι περισσότερες από τις απαιτήσεις των προδιαγραφών που αναφέραμε, περιγράφονται ποσοτικά από τις μεταβλητές ευστάθειας και ελέγχου. Ο αντικειμενικός σκοπός λοιπόν όσων θα ακολουθήσουν είναι να δοθεί μια περίληψη των απαιτήσεων χαρακτηριστικών πτήσης όπως αυτές τίθενται στα έγγραφα των σχετικών προδιαγραφών.

5. Ο ρόλος του αεροσκάφους

Είναι πρωταρχικής σημασίας τα χαρακτηριστικά ενός δυναμικού συστήματος που υπόκειται στον άμεσο έλεγχο του ανθρώπου να είναι οριοθετημένα. Εκτός αυτών των ορίων το σύστημα δεν θα πρέπει να επιτρέπει τον έλεγχο από τον άνθρωπο. Οι μεταβολές στα αποδεκτά δυναμικά χαρακτηριστικά, μέσα στα όρια επιδόσεων του αεροσκάφους μπορούν να είναι αρκετά μεγάλες, δεδομένου ότι ο άνθρωπος είναι πολύ ευπροσάρμοστος. Είναι επίσης πολύ σημαντικό, τα χαρακτηριστικά πτήσης να είναι κατάλληλα σε σχέση με τον τύπο και την αποστολή του αεροσκάφους που εξετάζεται.

Έτσι, τα χαρακτηριστικά ευστάθειας και ελέγχου, που αποτελούν ουσιαστικά τις απαιτήσεις χαρακτηριστικών πτήσης ενός αεροσκάφους, οριοθετούνται μεν από τους περιορισμούς του ανθρώπου-πιλότου, όπως περιγράφονται από τους Etkin & Reid [6], αλλά μέσα σε αυτά τα όρια τα χαρακτηριστικά καθορίζονται κατά τρόπο που ταιριάζουν στις επικρατούσες συνθήκες πτήσης. Έτσι, οι απαιτήσεις των λοιπών χαρακτηριστικών πτήσης διαμορφώνονται για τον συγκεκριμένο τύπο ή κλάση του αεροσκάφους (aircraft class) και για τη συγκεκριμένη αποστολή ή φάση της πτήσης (flight phase) που εξετάζεται, όπως τις καταγράφει ο McLean [7]. Επιπλέον, ο βαθμός επάρκειας των χαρακτηριστικών πτήσης ορίζεται με τον όρο «επίπεδο των χαρακτηριστικών πτήσης» (level of flying qualities).

Έτσι, πριν αναφερθούν οι κατάλληλες απαιτήσεις χαρακτηριστικών πτήσης, το αεροσκάφος πρέπει να ταξινομηθεί σε μία κλάση και να οριστεί η φάση της πτήσης που ενδιαφέρει. Στη συνέχεια ο μηχανικός πρέπει να επιτύχει το υψηλότερο επίπεδο χαρακτηριστικών πτήσης για όλες τις αναμενόμενες συνθήκες πτήσης.

5.1. Ταξινόμηση κλάσης των αεροσκαφών

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

- κλάση I: μικρά ελαφρά αεροσκάφη,
- κλάση II: μεσαίου βάρους, μικρής έως μεσαίας ευελιξίας αεροσκάφη,
- κλάση III: μεγάλα, βαριά, μικρής έως μεσαίας ευελιξίας αεροσκάφη,
- κλάση IV: αεροσκάφη υψηλής ευελιξίας.

5.2. Φάση της πτήσης

Μια πτητική έξοδος ή αποστολή (mission) μπορεί να καθοριστεί πλήρως από μια αλληλουχία συγκεκριμένων ελιγμών (piloting tasks). Δηλαδή μια αποστολή μπορεί να περιγραφεί ως μια διαδοχή πτητικών φάσεων οι οποίες περιλαμβάνουν διάφορους ελιγμούς. Οι φάσεις της πτήσης ομαδοποιούνται σε τρεις κατηγορίες οι οποίες περιλαμβάνουν μια ποικιλία από ελιγμούς που απαιτούν παρόμοια χαρακτηριστικά πτήσης για την επιτυχή τους εκτέλεση. Οι ελιγμοί προσδιορίζονται ξεχωριστά ως προς τους φακέλους πτήσης. Οι κατηγορίες των φάσεων της πτήσης ορίζονται ως ακολούθως:

- Κατηγορία A: μη τερματικές φάσεις που απαιτούν ταχείς ελιγμούς, ακρίβεια στη διόρθωση (precision tracking) ή ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.
- Κατηγορία B: μη τερματικές φάσεις που απαιτούν βαθμιαίους ελιγμούς, λιγότερη ακρίβεια στη διόρθωση και ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.
- Κατηγορία C: τερματική φάση που απαιτεί βαθμιαίους ελιγμούς και ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.

5.3. Επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης

Τα επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης, περιγράφουν ποσοτικά τον βαθμό που είναι αποδεκτό ένα αεροσκάφος, σε σχέση με την ικανότητά του να εκτελεί με επιτυχία την αποστολή που του έχει ανατεθεί. Τα τρία επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης, διερευνούν τον φόρτο πτήσης του πιλότου (pilot work load) κατά την εκτέλεση της φάσης της αποστολής και ορίζονται ως ακολούθως:

- 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 στον φόρτο του πιλότου ή/και υποβάθμιση στην αποτελεσματικότητα της αποστολής
- Επίπεδο 3: υποβαθμισμένα 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.

Τα χαρακτηριστικά πτήσης του επιπέδου 1, υπονοούν ένα πλήρως λειτουργικό αεροσκάφος το οποίο είναι 100% ικανό να επιτύχει στην αποστολή του, με αποδεκτό πάντοτε φόρτο για τον πιλότο. Επομένως, κάθε λάθος ή βλάβη που θα συμβεί στο σκάφος, τους κινητήρες ή σε κάποιο σύστημα υποβαθμίζει το επίπεδο των χαρακτηριστικών πτήσης. Κατά συνέπεια η πιθανότητα να συμβεί μια τέτοια κατάσταση κατά τη διάρκεια μιας αποστολής καθίσταται ένα σημαντικό θέμα προς επίλυση. Έτσι, τα επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης εξαρτώνται κατά ένα μεγάλο βαθμό από την αξιοπιστία των κρίσιμων εξαρτημάτων του αεροσκάφους.

5.4. Φάκελοι πτήσης

Το επιχειρησιακά όρια που αφορούν στο ύψος, τον αριθμό Mach και τον κάθετο συντελεστή φόρτισης προσδιορίζουν τον φάκελο πτήσης του αεροσκάφους. Οι φάκελοι πτήσης χρησιμοποιούνται, ώστε να περιγράψουν τα απόλυτα 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 (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 επίδειξη εξαιρετικών ικανοτήτων από πλευράς του πιλότου (exceptional pilot skill).
- 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 κίνδυνο να ξεπεράσει τον επιτρεπόμενο φάκελο πτήσης.
- Επιχειρησιακός φάκελος πτήσης (operational flight envelope): βρίσκεται εντός του υπηρεσιακού φακέλου πτήσης και ορίζει τα όρια του ύψους, αριθμού Mach και κάθετου συντελεστή φόρτισης για κάθε φάση της πτήσης. Είναι απαραίτητο ότι το αεροσκάφος πρέπει να είναι ικανό για λειτουργία στα όρια του κατάλληλου επιχειρησιακού φακέλου πτήσης κατά την εκτέλεση της αποστολής του.

6. Βαθμολόγηση των απόψεων του πιλότου

Οι κλίμακες που χρησιμοποιούνται για τη βαθμολόγηση των απόψεων του πιλότου (pilot opinion ratings) χρησιμοποιούνται ήδη μεγάλο χρονικό διάστημα και παράλληλα παρέχουν μια επίσημη διαδικασία για την αξιολόγηση των χαρακτηριστικών πτήσης ενός αεροσκάφους με πειραματικά μέσα. Επειδή το θέμα είναι πολύ υποκειμενικό, οι προσπάθειες για την εύρεση και την εξέλιξη μιας μεθόδου που θα ερμηνεύει την άποψη του πιλότου για ένα συγκεκριμένο αεροσκάφος, έχουν ουσιαστικά μετατρέψει με επιτυχία μια «ανακριβή τέχνη» σε ένα χρήσιμο εργαλείο με άμεση εφαρμογή στα προγράμματα πτητικών δοκιμών.

Η κλίμακα που χρησιμοποιείται σήμερα εξελίχθηκε από τους Cooper και Harper το 1969, όπως αναφέρεται στο [3] και είναι περισσότερο γνωστή ως κλίμακα Cooper-Harper (Cooper-Harper rating scale). Η κλίμακα βαθμολόγησης Cooper-Harper, χρησιμοποιείται για την εκτίμηση των χαρακτηριστικών πτήσης ή ειδικότερα των χαρακτηριστικών πτήσης ενός αεροσκάφους σε μια δεδομένη φάση. Οι διαδικασίες που ακολουθούνται για τη διενέργεια των πτητικών δοκιμών, καθώς και η μέθοδος για τη μετά την πτήση καταγραφή και ερμηνεία των απόψεων του δοκιμαστή είναι καταγεγραμμένες στην ίδια επίσης κλίμακα. Το αποτέλεσμα της αξιολόγησης είναι ένας βαθμός 1-10, όπου το 1 αντιστοιχεί σε εξαιρετικά χαρακτηριστικά πτήσης και χαμηλό φόρτο για τον πιλότο ενώ το 10 υπονοεί ένα αεροσκάφος με πολλά προβλήματα που αφορούν σε αυτά τα χαρακτηριστικά. Η υιοθέτηση λοιπόν μιας κοινής διαδικασίας για την αξιολόγηση των χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού επιτρέπει στους πιλότους να δηλώνουν ξεκάθαρα την εκτίμησή τους χωρίς παρερμηνείες.

Στον πίνακα 7.1 φαίνεται μια περίληψη της κλίμακας βαθμολόγησης Cooper-Harper. Είναι επίσης σύνηθες και ταυτόχρονα χρήσιμος, ο ορισμός μιας ισοδυναμίας μεταξύ της κλίμακας βαθμολόγησης Cooper-Harper, η οποία ουσιαστικά είναι μία κλίμακα ποιοτικής περιγραφής, με τα επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης που περιγράφουν ποσοτικά τα χαρακτηριστικά πτήσης. Αυτό, επιτρέπει την εύκολη

αντιστοίχιση των χαρακτηριστικών πτήσης μεταξύ του τομέα που καλύπτουν οι πιλότοι δοκιμών και του αναλυτικού τομέα που καλύπτουν οι μηχανικοί. Η ισοδυναμία συνοψίζεται στον πίνακα 7.2.

Επάρκεια για το επιλεγμένο έργο	Χαρακτηριστικά αεροσκάφους	Απαιτήσεις πιλότου (φόρτος)	Βαθμός πιλότου
Ικανοποιητική	Εξαιρετικά	Πολύ χαμηλές	1
Ικανοποιητική	Καλά	Χαμηλές	2
Ικανοποιητική	Αρκετά	Ελάχιστη συμμετοχή	3
Μη ικανοποιητική-Επιδέχεται βελτίωσης	Ελάχιστες δυσλειτουργίες	Μέτρια συμμετοχή	4
Μη ικανοποιητική-Επιδέχεται βελτίωσης	Μέτριες δυσλειτουργίες	Υπολογίσιμη συμμετοχή	5
Μη ικανοποιητική-Επιδέχεται βελτίωσης	Ανεκτές δυσλειτουργίες	Εκτεταμένη συμμετοχή	6
Μη ικανοποιητική-Απαιτείται βελτίωση	Μεγάλες δυσλειτουργίες	Ανέφικτη η επαρκής συμπεριφορά	7
Μη ικανοποιητική-Απαιτείται βελτίωση	Μεγάλες δυσλειτουργίες	Υπολογίσιμη συμμετοχή για τον έλεγχο	8
Μη ικανοποιητική-Απαιτείται βελτίωση	Μεγάλες δυσλειτουργίες	Έντονη συμμετοχή για τον έλεγχο	9
Καταστροφική-Υποχρεωτική βελτίωση	Μεγάλες δυσλειτουργίες	Πιθανή απώλεια ελέγχου	10

Πίνακας 7.1 Κλίμακα βαθμολόγησης Cooper -Harper

Επίπεδο χαρακτηριστικών πτήσης	Επίπεδο 1			Επίπεδο 2			Επίπεδο 3		Κάτω από Επίπεδο 3	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Κλίμακα βαθμολόγησης Cooper-Harper										

Πίνακας 7.2 Αντιστοιχία των επιπέδων χαρακτηριστικών πτήσης με την κλίμακα βαθμολόγησης Cooper-Harper

7. Απαιτήσεις διαμήκων χαρακτηριστικών

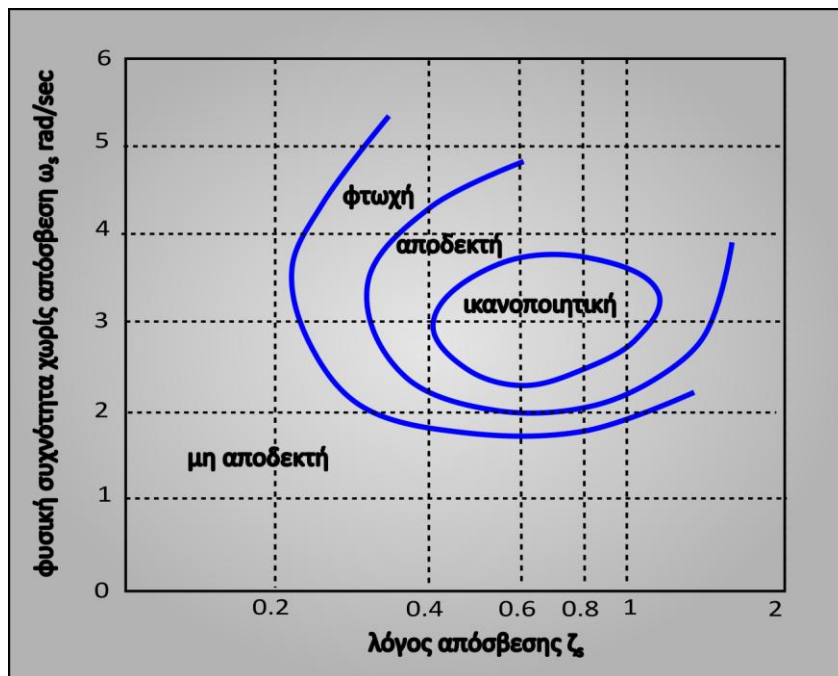
7.1. Το κριτήριο «αποτυπώματος του αντίχειρα»

Όπως αναλύθηκε και προηγουμένως, οι παραδοσιακοί δείκτες των διαμήκων βραχυπρόθεσμων χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού του αεροσκάφους έχουν συνδεθεί με τον λόγο απόσβεσης και τη φυσική συχνότητα της μικρής περιόδου. Η μακροχρόνια εμπειρία των μηχανικών έχει βοηθήσει ώστε να καθοριστούν σε σημαντικό βαθμό εκείνα τα δυναμικά χαρακτηριστικά της μικρής περιόδου που οδηγούν σε αντίστοιχα ικανοποιητικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού.

Κατά τα πρώτα χρόνια μετά τον Β' παγκόσμιο πόλεμο, διεξήχθησαν πολλές πτήσης δοκιμής με πειραματικά αεροσκάφη μεταβλητής ευστάθειας, με αποκλειστικό στόχο τη διερεύνηση των χαρακτηριστικών πτήσης και ευκολίας χειρισμού. Ειδικότερα, το μεγαλύτερο μέρος της σχετικής πειραματικής εργασίας είχε ως αντικείμενο τη διαμήκη βραχυπρόθεσμη ευκολία χειρισμού. Αυτή η έρευνα κατέληξε στον προσδιορισμό πολλών κριτηρίων ευκολίας χειρισμού και στη σύνταξη προδιαγραφών για τα επιθυμητά χαρακτηριστικά πτήσης. Ένα από τα αυτά τα παλαιότερα κριτήρια χαρακτηριστικών πτήσης, το λεγόμενο κριτήριο αποτυπώματος του αντίχειρα (thumb print criterion) της μικρής περιόδου [5], κατέστη ένα από τα κύρια εργαλεία των μηχανικών ήδη από τη δεκαετία του 50'. Το κριτήριο αυτό

προσφέρει στους σχεδιαστές ένα οδηγό που αφορά τον καλύτερο συνδυασμό της συχνότητας και της απόσβεσης της διαμήκουσ μικρής περιόδου, ώστε να επιτευχθούν ικανοποιητικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού.

Πρέπει όμως πάντοτε να λαμβάνεται υπόψη ότι το πιο πάνω κριτήριο αφορά εμπειρικές πληροφορίες και βασίζεται στην άποψη που σχηματίζει ο πιλότος για το αεροσκάφος (pilot opinion). Η κοινή μορφή στην οποία παρουσιάζεται το κριτήριο αυτό απεικονίζεται στο σχήμα 7.2 ενώ η συγκεκριμένη απεικόνιση αφορά τα τυπικά κλασσικά αεροσκάφη. Όπως προκύπτει από το σχ. 7.2, η βέλτιστη φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση της μικρής περιόδου είναι $\omega_s \approx 3$ rad/sec με αντίστοιχο λόγο απόσβεσης $\zeta_s = 0.6:0.8$. Αν και το κριτήριο εφαρμόζεται ακόμη και σήμερα στα σύγχρονα αεροσκάφη, η επίτευξη εξαιρετικών χαρακτηριστικών για τη δυναμική της μικρής περιόδου δεν εγγυάται απαραίτητα και εξαιρετικά χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού. Για την ακρίβεια πολλοί είναι οι παράγοντες οι οποίοι διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο στη διαμόρφωση των χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού, κάποιου από τους οποίους θα αναπτυχθούν στη συνέχεια.



Σχήμα 7.2 Κριτήριο αντίχειρα για τη σχέση της ποιότητας της ευκολίας χειρισμών με τη συχνότητα και την απόσβεση της μικρής περιόδου.

7.2 Χρονική καθυστέρηση της γωνίας πρόσπτωσης

Η χρονική καθυστέρηση της γωνίας πρόσπτωσης $T_{\theta 2}$ παίζει ένα κρίσιμο και πολύ σημαντικό ρόλο στον καθορισμό των διαμήκων χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού του αεροσκάφους.

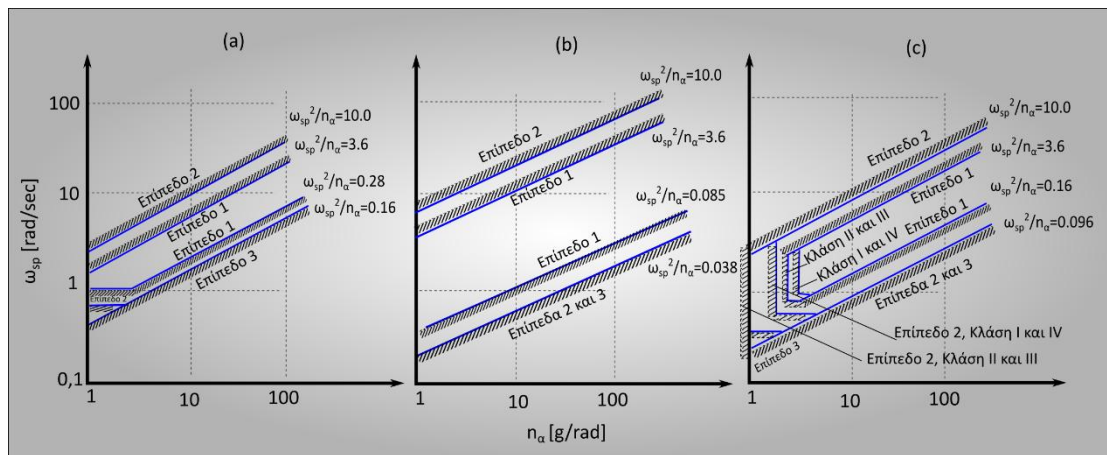
Για τα κλασσικά υποηχητικά αεροσκάφη, η $T_{\theta 2}$ διατηρείται σταθερή σε όλο το εύρος του φακέλου πτήσης και τον λόγο αυτό, η καθυστέρηση της γωνίας πρόσπτωσης δεν είχε λάβει την απαραίτητη προσοχή. Όμως, καθώς τα αεροσκάφη έχουν γίνει μεγαλύτερα, ενώ συγχρόνως τα ύψη και οι ταχύτητες που επιχειρούν έχουν αυξηθεί δραστικά, οι μεταβολές της καθυστέρησης της γωνίας πρόσπτωσης $T_{\theta 2}$ σε όλο στο εύρος του φακέλου πτήσης των τυπικών σύγχρονων αεροσκαφών υψηλών επιδόσεων είναι σημαντική και δεν μπορεί να αγνοηθεί.

Η καθυστέρηση της γωνίας πρόσπτωσης έχει καταστεί το ίδιο σημαντική για τον καθορισμό των διαμήκων βραχυπρόθεσμων χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού,

όσο η απόσβεση και η συχνότητα της μικρής περιόδου. Ο Gibson (1995) προτείνει ότι η $T_{\theta 2}$ τυπικά μπορεί να κυμαίνεται από λιγότερο από 0.5 sec για υψηλές ταχύτητες στο επίπεδο της θάλασσας, σε περισσότερο από 4.0 sec σε χαμηλές ταχύτητες σε μεγάλα ύψη.

7.3. Προδιαγραφές παραμέτρων διαμήκους δυναμικής ευστάθειας

Όπως αναλύθηκε προηγουμένως, η κατακόρυφη συνιστώσα της επιτάχυνσης, όπως αυτή εκφράζεται στην (7.24) μέσω του ανηγμένου συντελεστή φόρτισης η_α , αποτελεί βασική παράμετρο των χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμών, όπως και η παράμετρος αναμενόμενου ελέγχου CAP. Οι απαιτήσεις ποιότητας που αφορούν αυτά τα δύο μεγέθη, απεικονίζονται σε διαγράμματα [7], παραδείγματα των οποίων φαίνονται στο σχήμα 7.3.



Σχήμα 7.3 Απαιτήσεις συχνότητας μικρής περιόδου σαν συνάρτηση του ανηγμένου συντελεστή φόρτισης (a) CAT A. (b) CAT B. (c) CAT. C.

Συνήθως χρησιμοποιούνται τρεις παρόμοιες απεικονίσεις, μία για κάθε κατηγορία φάσης πτήσης. Τα όρια που διακρίνονται στο σχήμα αυτό ισοδυναμούν με καμπύλες σταθερής CAP, η οποία, με βάση τη σχέση (7.31), εξαρτάται από τη συχνότητα μικρής περιόδου και από τον ανηγμένο συντελεστή φόρτισης η_α . Επίσης, με βάση τη σχέση (7.32) είναι ανάλογη με το περιθώριο στατικής ευστάθειας H_m σε ελιγμούς.

Παράλληλα, ο ανηγμένος συντελεστής φόρτισης η_α , όπως φαίνεται και από τη σχέση (7.25), αυξάνεται με την ταχύτητα του αεροσκάφους. Κατά συνέπεια, οι πιο χαμηλές τιμές της n_α συσχετίζονται με τα χαρακτηριστικά χαμηλής ταχύτητας του αεροσκάφους και το αντίστροφο. Όσο η ταχύτητα αυξάνεται, η αεροδυναμική ακαμψία πρόνενυσης του αεροσκάφους επίσης αυξάνεται, γεγονός που προκαλεί αύξηση της συχνότητας της μικρής περιόδου. Αυτό το φυσικό φαινόμενο αντικατοπτρίζεται στις απαιτήσεις του σχ. 7.3, καθώς τα καθορισμένα όρια επιτρέπουν αύξηση της συχνότητας με την αύξηση της n_α .

Τα αποδεκτά όρια στην ευστάθεια της μικρής περιόδου περιγράφονται ποσοτικά ως προς τις μέγιστες και τις ελάχιστες τιμές του λόγου απόσβεσης, σε σχέση με τις μεταβολές στη κατηγορία της φάσης και στο επίπεδο των χαρακτηριστικών πτήσης, όπως αναλύεται στον πίνακα 7.3. Οι μεγαλύτερες της μονάδας τιμές του λόγου απόσβεσης της μικρής περιόδου προφανώς υπονοούν ότι είναι αποδεκτή μια ευσταθής μη ταλαντωτική μορφή.

	Επίπεδο 1		Επίπεδο 2		Επίπεδο 3
Φάση πτήσης	$\zeta_s \min$	$\zeta_s \max$	$\zeta_s \min$	$\zeta_s \max$	$\zeta_s \min$

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 στον χειρισμό μπορεί να γίνουν ενοχλητικές εφόσον ο λόγος φυσικής συχνότητας των δύο μορφών γίνει $\omega_p/\omega_s > 0,1$. 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

8. Απαιτήσεις των εγκάρσιων χαρακτηριστικών

Αντίθετα με τις απαιτήσεις των χαρακτηριστικών διαμήκους δυναμικής οι απαιτήσεις στην εγκάρσια διεύθυνση δεν αναφέρονται στη στατική ευστάθεια με 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.

Οι περισσότερες αμφιβολίες επικεντρώνονται στην πρόβλεψη της ύπαρξης επαρκούς ισχύος ελέγχου, ειδικά σε μόνιμες ασύμμετρες συνθήκες πτήσης, ή σε κάποιες άλλες, ενδεχομένως οριακές συνθήκες κατά τη συμμετρική πτήση. Είναι δε ουσιαστικής σημασίας οι δυνάμεις ελέγχου που απαιτούνται για να αντιμετωπιστούν τέτοιες συνθήκες να μην ξεπεράσουν τις φυσικές ικανότητες του μέσου όρου των πιλότων.

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 αυτόν τον 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	-

Πίνακας 7.5 Αποδεκτές οριακές τιμές της χρονικής σταθεράς T_r της υποχώρησης περιστροφής

Φαίνεται ότι δεν υφίσταται αποδεκτή συμφωνία για τη μέγιστη τιμή της χρονικής σταθεράς για το επίπεδο 3 των χαρακτηριστικών πτήσης. Τυπικές εκτιμήσεις αναφέρουν ως όριο τιμές 6-8 sec, ενώ εναλλακτικές προτάσεις έχουν ως όριο τα 10sec.

Εναλλακτικά, είναι επίσης συνηθισμένο να προδιαγράφεται η απόδοση της υποχώρησης περιστροφής με όρους μεταβολής της γωνίας περιστροφής σε συγκεκριμένο χρονικό διάστημα, σαν απόκριση σε μια εντολή μεταβολής περιστροφής

μοναδιαίας βαθμίδας. Οι σχετικές γωνίες περιστροφής και οι απαιτούμενοι χρόνοι φαίνονται στον πίνακα 7.6.

Κλάση	Κατηγορία φάσης πτήσης	Γωνία κλίσης σε δεδομένο χρόνο		
		Επίπεδο 1	Επίπεδο 2	Επίπεδο 3
I	A	60° σε 1.3 sec	60° σε 1.7 sec	60° σε 2.6 sec
	B	60° σε 1.7 sec	60° σε 2.5 sec	60° σε 3.4 sec
	C	30° σε 1.3 sec	30° σε 1.8 sec	30° σε 2.6 sec
II	A	45° σε 1.4 sec	45° σε 1.9 sec	45° σε 2.8 sec
	B	45° σε 1.9 sec	45° σε 2.8 sec	45° σε 3.0 sec
	C	30° σε 2.5 sec	30° σε 3.5 sec	30° σε 5.0 sec
III	A	30° σε 1.5 sec	30° σε 1.3 sec	30° σε 3.0 sec
	B	30° σε 2.0 sec	30° σε 2.0 sec	30° σε 4.0 sec
	C	30° σε 3.0 sec	30° σε 3.0 sec	30° σε 6.0 sec
IV	A	90° σε 1.3 sec	90° σε 1.7 sec	90° σε 2.6 sec
	B	60° σε 1.7 sec	60° σε 2.5 sec	60° σε 3.4 sec
	C	30° σε 1.0 sec	30° σε 1.3 sec	30° σε 2.0 sec

Πίνακας 7.6 Τιμές και αντίστοιχοι μέγιστοι χρόνοι γωνίας περιστροφής

8.2. Απαιτήσεις σπειροειδούς

Το ευσταθές σπειροειδές είναι αποδεκτό, ανεξάρτητα από τη χρονική σταθερά. Επειδή η μορφή αυτή προκαλεί μια πολύ αργή δυναμική συμπεριφορά, δεν αποτελεί τόσο κρίσιμο παράγοντα για την ευκολία χειρισμού εκτός και εάν είναι πολύ ασταθής. Για αυτόν τον λόγο, ο ελάχιστος αποδεκτός βαθμός της αστάθειας ποσοτικοποιείται ως προς τον απαιτούμενο χρόνο T_2 διπλασιασμού της γωνίας περιστροφής, σε μια αρχική διαταραχή της γωνίας περιστροφής έως 20^0 . Οι σχετικές οριακές τιμές φαίνονται στον πίνακα 7.7.

Φάση Πτήσης	Μέγιστη τιμή T_2		
	Επίπεδο 1	Επίπεδο 2	Επίπεδο 3
A,C	12	8	5
B	20	8	5

Πίνακας 7.7 Τιμές και αντίστοιχοι μέγιστοι χρόνοι γωνίας περιστροφής σε σπειροειδή απόκλιση

Για τη χρήση των πινάκων, πολλές φορές εξυπηρετεί περισσότερο η έκφραση των απαιτήσεων του σπειροειδούς να γίνει ως προς τη χρονική σταθερά T_s του σπειροειδούς, όπως αυτή εκφράζεται από τη σχέση (5.34), παρά ως προς τον απαιτούμενο χρόνο T_2 διπλασιασμού της γωνίας περιστροφής. Εάν υποθεθεί ότι τα χαρακτηριστικά της ασταθούς μορφής προκαλούν καθαρά εκθετική απόκλιση στην περιστροφή, μπορεί να αποδειχθεί ότι η χρονική σταθερά T_s και ο απαιτούμενος χρόνος διπλασιασμού της γωνίας κλίσης T_2 σχετίζονται με την ακόλουθη έκφραση :

$$T_s = \frac{T_2}{\log_e 2} \quad (7.33)$$

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 περιστροφή είναι το ανάλογο της διαμήκου μορφής ταλάντωσης της μικρής περιόδου στην εγκάρσια διεύθυνση και έχει συχνότητα της ίδιας τάξης μεγέθους. Όμως, σε αντίθεση με την ταλάντωση της μικρής περιόδου, η ολλανδική περιστροφή δεν είναι τόσο κρίσιμη για την ευκολία χειρισμού. Για την ακρίβεια, η περίπτωση ολλανδικής περιστροφής με χαμηλή απόσβεση γίνεται αντιληπτή ουσιαστικά ως κάτι ενοχλητικό στον χειρισμό του αεροσκάφους, παρά ως ένα σοβαρό πρόβλημα ευστάθειας.

Τα αποδεκτά ελάχιστα όρια για το λόγο απόσβεσης, τη φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση και το γινόμενο του λόγου απόσβεσης με τη συχνότητα καθορίζονται για διαφορετικούς συνδυασμούς κλάσης του αεροσκάφους και κατηγορία φάσης της πτήσης όπως φαίνεται στον πίνακα 7.8.

Κλάση Αεροσκάφους	Φάση πτήσης	Επίπεδο 1			Επίπεδο 2			Επίπεδο 3	
		ζ_d	$\zeta_d \omega_d$	ω_d	ζ_d	$\zeta_d \omega_d$	ω_d	ζ_d	ω_d
I,IV	CAT A	0.19	0.35	1.0	0.02	0.05	0.5	0	0.4
II,III	CAT A	0.19	0.35	0.5	0.02	0.05	0.5	0	0.4
Όλες	CAT B	0.08	0.15	0.5	0.02	0.05	0.5	0	0.4
I,IV	CAT C	0.08	0.15	1.0	0.02	0.05	0.5	0	0.4
II,III	CAT C	0.08	0.15	0.5	0.02	0.05	0.5	0	0.4

Πίνακας 7.8 Ελάχιστα όρια λόγου απόσβεσης και συχνότητας Ολλανδικής περιστροφής

Βιβλιογραφία/Αναφορές

- [3] Michael V. Cook, *Flight Dynamics Principles - A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*, 2nd ed. Oxford, UK: Elsevier Ltd, 2007.
- [5] Robert C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, 2nd ed. Singapore: WCB/McGraw-Hill, 1998.
- [6] Bernard Etkin & Lloyd D. Reid, *Dynamics of Flight: Stability and Control*, 3rd ed. Toronto, Canada: John Wiley & Sons, Inc., 1996.
- [7] Donald McLean, *Automatic Flight Control Systems*. Hertfordshire, UK: Prentice Hall International (UK) Ltd, 1990.
- [13] Δ. Ροζής, "Επισκόπηση δυναμικών χαρακτηριστικών και χαρακτηριστικών ελέγχου πτήσης αεροσκαφών", ΕΜΠ, Αθήνα, MSc Thesis 2006.