

---

# 6 Σχεδιασμός Σταθεροποιητών και Συστήματος Προσγείωσης

---

## Περιεχόμενα

|                                                                  |     |
|------------------------------------------------------------------|-----|
| 6.1 Διαδικασία Προσδιορισμού του Κέντρου Βάρους .....            | 180 |
| 6.2 Κατανομή Βάρους και Θέση Κέντρου Βάρους .....                | 182 |
| 6.2.1 Εκτίμηση βάρους τμημάτων αεροσκάφους .....                 | 182 |
| 6.2.2 Εκτίμηση θέσης κέντρου βάρους.....                         | 185 |
| 6.2.3 Διάγραμμα μετατόπισης κέντρου βάρους.....                  | 188 |
| 6.3 Σχεδιασμός για Ισορροπία Αεροσκάφους σε Πτήση.....           | 190 |
| 6.3.1 Διαμήκης ευστάθεια.....                                    | 190 |
| 6.3.2 Πορεία ευστάθεια .....                                     | 197 |
| 6.3.3 Εγκάρσια ευστάθεια.....                                    | 203 |
| 6.3.4 Διαστασιολόγηση σταθεροποιητών .....                       | 205 |
| 6.3.5 Μερικές παρατηρήσεις στη σχεδίαση των σταθεροποιητών ..... | 211 |
| 6.4 Σχεδιασμός για Ισορροπία Αεροσκάφους στο Έδαφος .....        | 212 |
| 6.4.1 Επιλογή θέσης σκελών συστήματος προσγείωσης.....           | 212 |

*Απαγορεύεται η αναπαραγωγή ή η μετάφραση όλου ή οποιουδήποτε τμήματος του βιβλίου και με οποιοδήποτε τρόπο χωρίς την γραπτή άδεια του συγγραφέα.*

Η διαδικασία σχεδιασμού που προηγήθηκε στα προηγούμενα κεφάλαια είχε σαν αποτέλεσμα τον προκαταρκτικό σχεδιασμό του αεροσκάφους στις περιοχές της γενικής διάταξης, της ατράκτου με τον θάλαμο διακυβέρνησης, του προωστικού συστήματος και της πτέρυγας. Ο σχεδιασμός των σταθεροποιητών και του συστήματος προσγείωσης που έχει απομείνει, είναι μια διαδικασία η οποία απαιτεί τη γνώση της θέσης του κέντρου βάρους του αεροσκάφους. Με τα στοιχεία που έχουν προσδιοριστεί έως και αυτό το σημείο, υπάρχουν αρκετά δεδομένα για να εκτιμηθεί η θέση του κέντρου βάρους όπως και η κατανομή βάρους του αεροσκάφους. Όπως θα φανεί παρακάτω σε αυτό βοηθούν τα διαθέσιμα στατιστικά στοιχεία από παλαιότερες σχεδιάσεις. Με την ολοκλήρωση της σχεδίασης των σταθεροποιητών η διαδικασία συνεχίζεται με την σχεδίαση των επιφανειών ελέγχου που φέρουν, δηλαδή των πηδαλίων ύψους-βάθους (“elevators”) και του πηδαλίου εκτροπής (“rudder”). Το κύριο κριτήριο για τη σχεδίαση του ουραίου τμήματος είναι η επαρκής ευστάθεια και έλεγχος του αεροσκάφους. Τεχνικώς αυτό σημαίνει την ανάλυση των ροπών ως προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Ο επιθυμητός βαθμός ευστάθειας και ελέγχου εξαρτάται από τις επιχειρησιακές απαιτήσεις του αεροσκάφους. Ένα μεγάλο επιβατηγό αεροσκάφος πρέπει να είναι ευσταθές κάτω από διάφορες συνθήκες φόρτωσης αλλά και να παρέχει αρκετό έλεγχο για τον ομαλό χειρισμό του, την πτήση σε συνθήκες ανάγκης (απώλεια κινητήρα) και σε πτήση με ισχυρούς πλάγιους ανέμους. Ένα ελαφρύ ιδιωτικό αεροσκάφος θα χρειάζεται γρήγορη απόκριση των πηδαλίων ελέγχου που πιθανώς διατάσει τεχνητή ευστάθεια από άλλα συστήματα του αεροσκάφους, παράλληλα με τις κινήσεις του πιλότου.

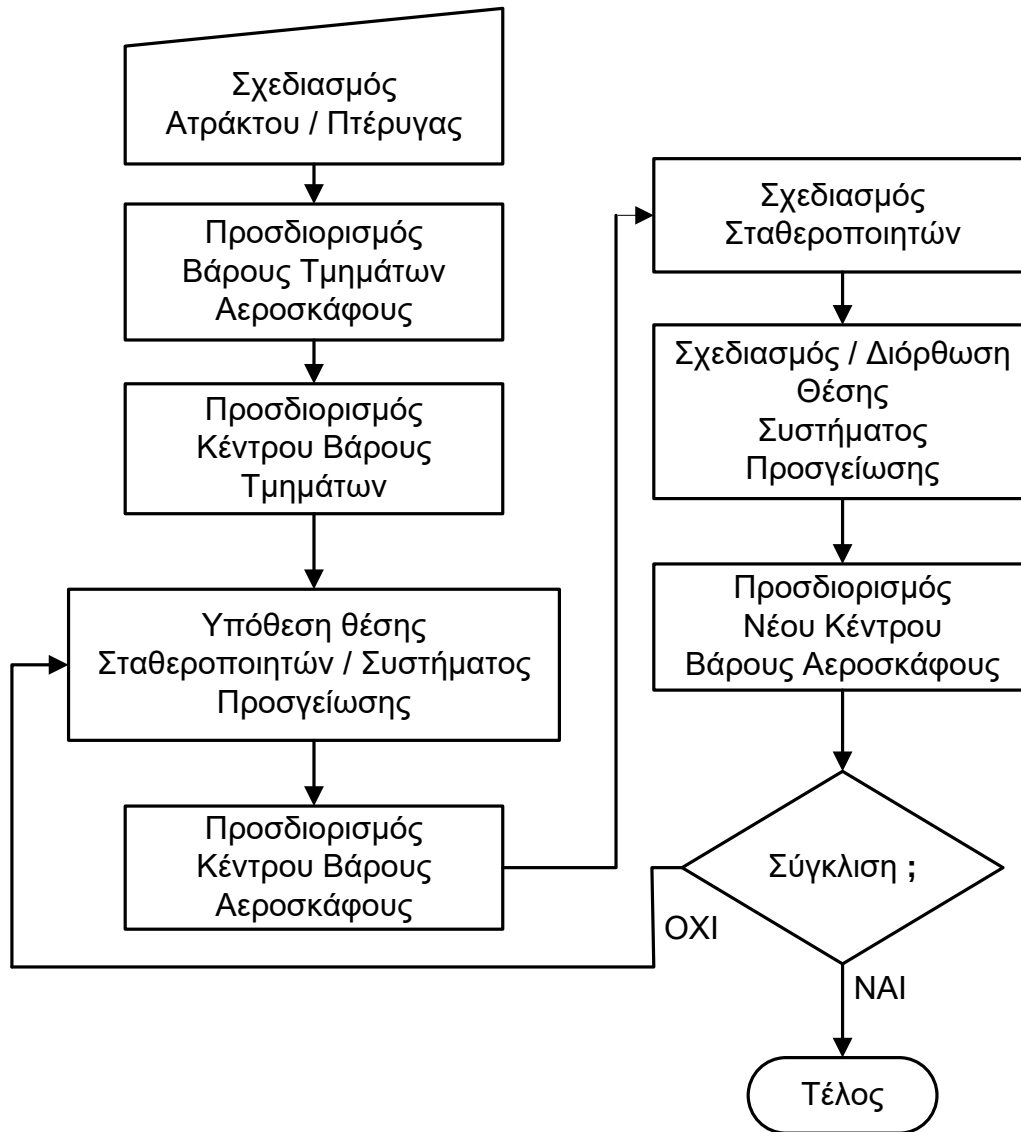
Η ευστάθεια του αεροσκάφους και οι απαιτήσεις ελέγχου μελετώνται σε τρεις πτητικές καταστάσεις. Η απόκριση σε *διατοιχισμό* (κίνηση γύρω από το διαμήκη άξονα) παρέχεται συμβατικά από τα πηδάκια κλίσης (“ailerons”) και ορίζεται ως *εγκάρσια* ευστάθεια. Η απόκριση σε *πρόνευση* που συνήθως ορίζεται ως *διαμήκης* ευστάθεια (κίνηση γύρω από τον εγκάρσιο άξονα) καθορίζει το μέγεθος των οριζόντιων σταθεροποιητών (συμβατική ουρά, “canard” ή και τα δυο). Η απόκριση σε *εκτροπή* που ορίζεται ως *πορεία* ευστάθεια (κίνηση γύρω από τον κατακόρυφο άξονα) καθορίζει τους κατακόρυφους σταθεροποιητές. Κάθε μια από τις τρεις κινήσεις δεν είναι ανεξάρτητη καθώς η κίνηση γύρω από έναν άξονα επηρεάζει τις υπόλοιπες κινήσεις, άλλα για

απλοποίηση στην αρχική αυτή φάση θεωρούμε τις τρεις κινήσεις ανεξάρτητες μεταξύ τους.

## **6.1 Διαδικασία Προσδιορισμού του Κέντρου Βάρους**

Η διαδικασία σχεδίασης των σταθεροποιητών και του συστήματος προσγείωσης σχετίζεται άμεσα με την γνώση της θέσης του κέντρου βάρους του αεροσκάφους. Η θέση όμως αυτή δεν έχει ακόμα προσδιοριστεί καθώς το αεροσκάφος δεν έχει σχεδιαστεί πλήρως σε αυτό το στάδιο. Για την σχεδίαση λοιπόν, μπορούν να γίνουν διάφορες προσεγγίσεις. Μια απλή επαναληπτική διαδικασία που προτείνεται στην συνέχεια του παρόντος κεφαλαίου είναι αυτή που απεικονίζει το Σχήμα 6.1.

Τα πρώτα βήματα σε αυτήν την διαδικασία είναι να προσδιοριστούν τα βάρη των διαφόρων τμημάτων που συγκροτούν το σχεδιαζόμενο αεροσκάφος. Στην συνέχεια προσδιορίζεται το κέντρο βάρους. Για να γίνει ο υπολογισμός αυτός απαιτείται και η γνώση της θέσης του κέντρου βάρους των σταθεροποιητών και του συστήματος προσγείωσης. Το πρόβλημα σε αυτό το σημείο ξεπερνιέται με την υποθετική τιμή της θέσης τους. Στην συνέχεια η διαδικασία συνεχίζεται με δεδομένη την θέση του κέντρου βάρους και προσδιορίζεται το μέγεθος και η θέση των σταθεροποιητών και του συστήματος προσγείωσης. Με τα νέα αυτά στοιχεία είναι εφικτό να προσδιοριστεί ξανά η θέση του κέντρου βάρους του συνολικού αεροσκάφους. Έτσι εξελίσσεται μια επαναληπτική διαδικασία μέχρι την ικανοποιητική σύγκλιση της θέσης του κέντρου βάρους του αεροσκάφους.



**Σχήμα 6.1:** Διαδικασία σχεδιασμού σταθεροποιητών / συστήματος προσγείωσης.

Στην περίπτωση που δημιουργούνται σοβαρά προβλήματα στον σχεδιασμό για την ισορροπία του αεροσκάφους τόσο στον αέρα όσο και στο έδαφος, πολλά από αυτά ξεπερνιούνται με την αλλαγή της θέσης της πτέρυγας. Το μέτρο αυτό γίνεται εξαιρετικά αποτελεσματικό στην περίπτωση που στην πτέρυγα είναι τοποθετημένα και άλλα κύρια συγκροτήματα του αεροσκάφους όπως το σύστημα προσγείωσης και οι κινητήρες.

## 6.2 Κατανομή Βάρους και Θέση Κέντρου Βάρους

Η διαδικασία σχεδιασμού του αεροσκάφους ξεκίνησε από την αρχική εκτίμηση βάρους καθώς αυτή είναι η πιο σημαντική παράμετρος. Καθώς όμως ο σχεδιασμός του αεροσκάφους καλείται να αντιμετωπίσει το πρόβλημα της ισορροπίας του τόσο στον αέρα όσο και στο έδαφος, είναι απαραίτητα περισσότερα δεδομένα στο θέμα αυτό από την απλή τιμή του βάρους απογείωσης ή της τιμής του σε οποιαδήποτε άλλη στιγμή της σχεδιαστικής αποστολής. Εδώ απαιτείται η γνώση του βάρους των επιμέρους στοιχείων του αεροσκάφους, καθώς και η θέση του κέντρου του.

### 6.2.1 Εκτίμηση βάρους τμημάτων αεροσκάφους

Η εκτίμηση του βάρους των διαφόρων τμημάτων του αεροσκάφους γίνεται και πάλι με βάση στατιστικά δεδομένα. Για να υπάρξει μια τέτοια βάση στατιστικών δεδομένων βάρους θα πρέπει το αεροσκάφος να διαιρεθεί σε ξεχωριστά συγκροτήματα. Τα βασικά τμήματα στα οποία διαιρούμε τα αεροσκάφη για τον σκοπό αυτό είναι:

- α) *Συγκρότημα ατράκτου*: Πρόκειται για το σύνολο της κατασκευής της ατράκτου χωρίς τον οποιοδήποτε εξοπλισμό.
- β) *Συγκρότημα πτέρυγας*: Το συγκρότημα αυτό αφορά την κατασκευή της πτέρυγας μαζί με τις επιφάνειες ελέγχου, τις υπεραντωτικές διατάξεις και τον εξοπλισμό που υποστηρίζει την κίνησή τους και όλα τα υπόλοιπα στοιχεία εκτός από το σύστημα προσγείωσης ή το προωστικό σύστημα για την περίπτωση που αυτά συνδέονται με την κατασκευή της.
- γ) *Συγκρότημα σταθεροποιητικών επιφανειών*: Αυτές είναι οι επιφάνειες της διάταξης οριζόντιου / καθέτου σταθεροποιητή μαζί με τις αντίστοιχες επιφάνειες ελέγχου, καθώς και του "Canard" στην περίπτωση που υπάρχει, με το σύνολο του εξοπλισμού που φέρουν.
- δ) *Συγκρότημα κινητήρων*: Στην περίπτωση εξωτερικά αναρτημένων κινητήρων (πτέρυγας ή ατράκτου) το βάρος του αφορά τον ίδιο τον κινητήρα, το ατρακτίδιο

του μαζί με τα συστήματα που περιέχει και την διάταξη ανάρτησής του. Στην περίπτωση εσωτερικής τοποθέτησης κινητήρα σαν βάρος του συγκροτήματός του λαμβάνεται συνήθως ο ίδιος ο κινητήρας με το ακροφύσιο του αλλά χωρίς τον αεραγωγό στην εισαγωγή του ο οποίος θεωρείται τμήμα της ατράκτου.

- ε) *Συγκρότημα συστήματος προσγείωσης*: Πρόκειται για τους τροχούς μαζί με τα σκέλη τους και τα συστήματα ανάρτησής τους.
- στ) *Συγκρότημα σταθερού εξοπλισμού*: Αποτελείται από τον εξοπλισμό του αεροσκάφους που δεν μεταβάλλεται από πτήση σε πτήση και περιλαμβάνει από ηλεκτρονικά και υδραυλικά συστήματα μέχρι καθίσματα και άλλα στοιχεία εσωτερικής διαμόρφωσης καμπίνας.
- ζ) *Καύσιμο αποστολής* : Είναι το απαραίτητο καύσιμο που χρειάζεται το αεροσκάφος για να εκτελέσει την αποστολή του.
- η) *Πλήρωμα και Επιβάτες*.
- θ) *Αποσκευές και Φορτίο*.

Στο σημείο αυτό το πρώτο βήμα είναι να καθοριστούν τα συγκροτήματα που υφίστανται στην σχεδίαση. Ήδη έχει προσδιοριστεί το βάρος καυσίμου και το βάρος του κενού αεροσκάφους (“empty weight”). Τα βάρη των υπόλοιπων τμημάτων του αεροσκάφους μπορούν να εκτιμηθούν με την βοήθεια δεδομένων όπως αυτών του Πίνακα 6.1 [2]. Σε τέτοιους πίνακες, ομαδοποιημένα ανάλογα με την κατηγορία του αεροσκάφους, δίνονται τα τυπικά εύρη των λόγων του βάρους των συγκροτημάτων από τα οποία αποτελείται προς το μέγιστο σχεδιαστικό του βάρος. Ο Πίνακας 6.1 δίνει τα κλάσματα βάρους για την δομή του αεροσκάφους, το προωστικό σύστημα, τον σταθερό εξοπλισμό, το κενό βάρος, το συγκρότημα της πτέρυγας, το συγκρότημα των σταθεροποιητών, το συγκρότημα της ατράκτου, το συγκρότημα των ατρακτιδίων του κινητήρα και το συγκρότημα του συστήματος προσγείωσης. Σαν *δομή* εννοείται το σύνολο των δομικών στοιχείων που απαρτίζουν όλο το αεροσκάφος.

*Κατανομή Βάρους και Θέση Κέντρου Βάρους*

| <b>Κλάσμα βάρους</b><br>(Βάρος τμήματος<br>/ $W_{TO}$ ) | <b>Κατηγορία</b>                        |                                       |                             |                                                   |
|---------------------------------------------------------|-----------------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------|---------------------------------------------------|
|                                                         | Μονοκινητήρια<br>ελικοφόρα<br>αεροσκάφη | Δικινητήρια<br>ελικοφόρα<br>αεροσκάφη | Επιχειρηματικά<br>αεροσκάφη | Στροβιλοελικοφόρα<br>περιφερειακών<br>αερογραμμών |
| Δομή                                                    | 0.310 – 0.360                           | 0.260 – 0.290                         | 0.025 – 0.028               | 0.300 – 0.350                                     |
| Προωστικό<br>σύστημα                                    | 0.170 – 0.220                           | 0.200 – 0.250                         | 0.080 – 0.100               | 0.100 – 0.130                                     |
| Σταθερός<br>εξοπλισμός                                  | 0.070 – 0.110                           | 0.120 – 0.170                         | 0.160 – 0.170               | 0.090 – 0.170                                     |
| Κενό βάρος                                              | 0.580 – 0.640                           | 0.620 – 0.640                         | 0.530 – 0.570               | 0.550 – 0.620                                     |
| Συγκρότημα<br>πτέρυγας                                  | 0.090 – 0.110                           | 0.090 – 0.100                         | 0.090 – 0.120               | 0.100 – 0.120                                     |
| Συγκρότημα<br>σταθεροποιητών                            | 0.020 – 0.030                           | 0.020 – 0.024                         | 0.020 – 0.030               | 0.025 – 0.035                                     |
| Συγκρότημα<br>ατράκτου                                  | 0.120 – 0.150                           | 0.080 – 0.120                         | 0.080 – 0.110               | 0.100 – 0.120                                     |
| Συγκρότημα<br>ατρακτιδίων<br>κινητήρα                   | 0.010 – 0.015                           | 0.020 – 0.040                         | 0.015 – 0.020               | 0.015 – 0.030                                     |
| Συγκρότημα<br>συστήματος<br>προσγείωσης                 | 0.045 – 0.055                           | 0.040 – 0.060                         | 0.030 – 0.040               | 0.035 – 0.040                                     |

***Πίνακας 6.1:** Εύρη τιμών κλασμάτων βάρους διαφόρων κατηγοριών αεροσκαφών.*

| Κλάσμα βάρους<br>(Βάρος τμήματος<br>/ $W_{TO}$ ) | Κατηγορία                             |                                          |                       |                                                             |                                                        |
|--------------------------------------------------|---------------------------------------|------------------------------------------|-----------------------|-------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|
|                                                  | Αεριοθούμενα<br>πολιτικά<br>επιβατηγά | Εκπαιδευτικά<br>στρατιωτικά<br>αεροσκάφη | Μαχητικά<br>αεροσκάφη | Στρατιωτικά<br>στροβιλοελικοφόρα<br>μεταγωγικά<br>αεροσκάφη | Στρατιωτικά<br>αεριοθούμενα<br>μεταγωγικά<br>αεροσκάφη |
| Δομή                                             | 0.270 – 0.350                         | 0.310 – 0.390                            | 0.33 – 0.35           | 0.250 – 0.330                                               | 0.210 – 0.360                                          |
| Προωστικό<br>σύστημα                             | 0.065 – 0.075                         | 0.140 – 0.190                            | 0.20 – 0.30           | 0.070 – 0.110                                               | 0.050 – 0.080                                          |
| Σταθερός<br>εξοπλισμός                           | 0.090 – 0.130                         | 0.150 – 0.180                            | 0.12 – 0.18           | 0.060 – 0.100                                               | 0.040 – 0.070                                          |
| Κενό βάρος                                       | 0.500 – 0.550                         | 0.570 – 0.750                            | 0.56 – 0.73           | 0.410 – 0.560                                               | 0.320 – 0.470                                          |
| Συγκρότημα<br>πτέρυγας                           | 0.090 – 0.140                         | 0.070 – 0.110                            | 0.13 – 0.17           | 0.070 – 0.130                                               | 0.090 – 0.130                                          |
| Συγκρότημα<br>σταθεροποιητών                     | 0.017 – 0.025                         | 0.018 – 0.026                            | 0.09 – 0.13           | 0.016 – 0.024                                               | 0.017 – 0.019                                          |
| Συγκρότημα<br>ατράκτου                           | 0.090 – 0.120                         | 0.090 – 0.170                            | 0.13 – 0.16           | 0.100 – 0.130                                               | 0.060 – 0.150                                          |
| Συγκρότημα<br>ατρακτιδίων<br>κινητήρα            | 0.012 – 0.020                         | --                                       | --                    | 0.013 – 0.018                                               | 0.009 – 0.016                                          |
| Συγκρότημα<br>συστήματος<br>προσγείωσης          | 0.038 – 0.045                         | 0.040 – 0.070                            | 0.04 – 0.06           | 0.035 – 0.045                                               | 0.035 – 0.050                                          |

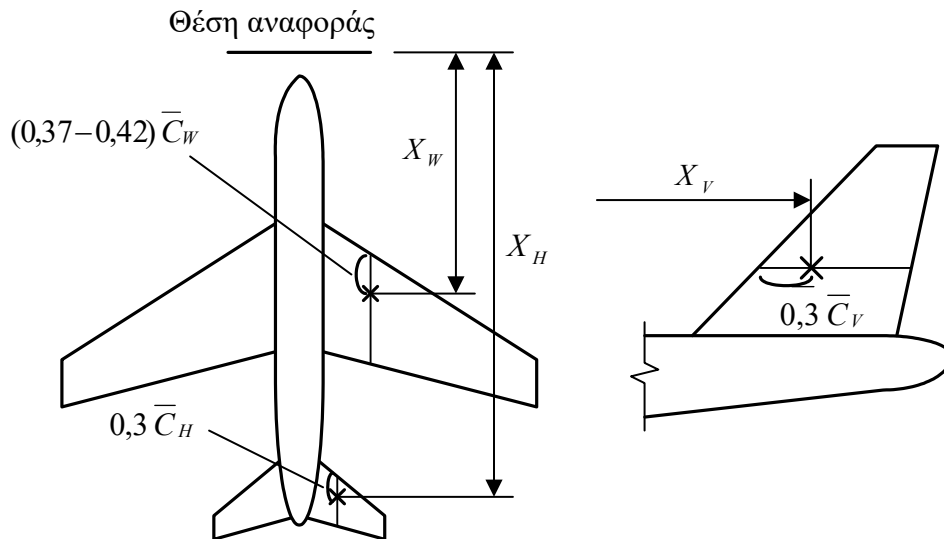
*Πίνακας 6.1: Εύρη τιμών κλασμάτων βάρους διαφόρων κατηγοριών αεροσκαφών (συνέχεια).*

## 6.2.2 Εκτίμηση θέσης κέντρου βάρους

Για τον προσδιορισμό της θέσης του κέντρου βάρους πάνω στον διαμήκη άξονα θα πρέπει να υπάρχει ένα σημείο αναφοράς. Τα κέντρα βάρους όλων των συγκροτημάτων δίνονται σε σχέση με αυτό το σημείο αναφοράς. Για να καταστούν εύκολοι οι υπολογισμοί και να ελαχιστοποιηθούν οι πιθανότητες λάθους το σημείο αναφοράς είναι καλό να επιλεγεί έτσι ώστε όλες οι αποστάσεις κέντρου βάρους να έχουν θετικό πρόσημο. Αυτό μπορεί να γίνει αν η θέση αναφοράς επιλεγεί πιο μπροστά από το υπόλοιπο αεροσκάφος όπως φαίνεται και στο Σχήμα 6.2. Η θέση του κέντρου βάρους δίνεται από την σχέση:

$$X_{CG} = \frac{\sum W_i X_i}{\sum W_i} \quad (6.1)$$

Στην σχέση αυτή  $W_i$  είναι το βάρος του κάθε συγκροτήματος ενώ  $X_i$  είναι η απόσταση του κέντρου βάρους του συγκροτήματος από την θέση αναφοράς. Αυτό που έχει απομείνει λοιπόν είναι ο προσδιορισμός των αποστάσεων  $X_i$  του κάθε τμήματος από την αναφορά. Στο Σχήμα 6.2 φαίνεται το πού μπορεί προσεγγιστικά να τοποθετηθεί η προβολή του κέντρου βάρους των αντωτικών επιφανειών στον διαμήκη άξονα. Οι θέσεις του κέντρου βάρους δίνονται πάνω στην αντίστοιχη μέση γεωμετρική χορδή. Τα σύμβολα  $\bar{C}_W$ ,  $\bar{C}_H$  και  $\bar{C}_V$  αντιστοιχούν στις μέσες χορδές της πτέρυγας, του οριζόντιου και του κατακόρυφου σταθεροποιητή, αντίστοιχα.

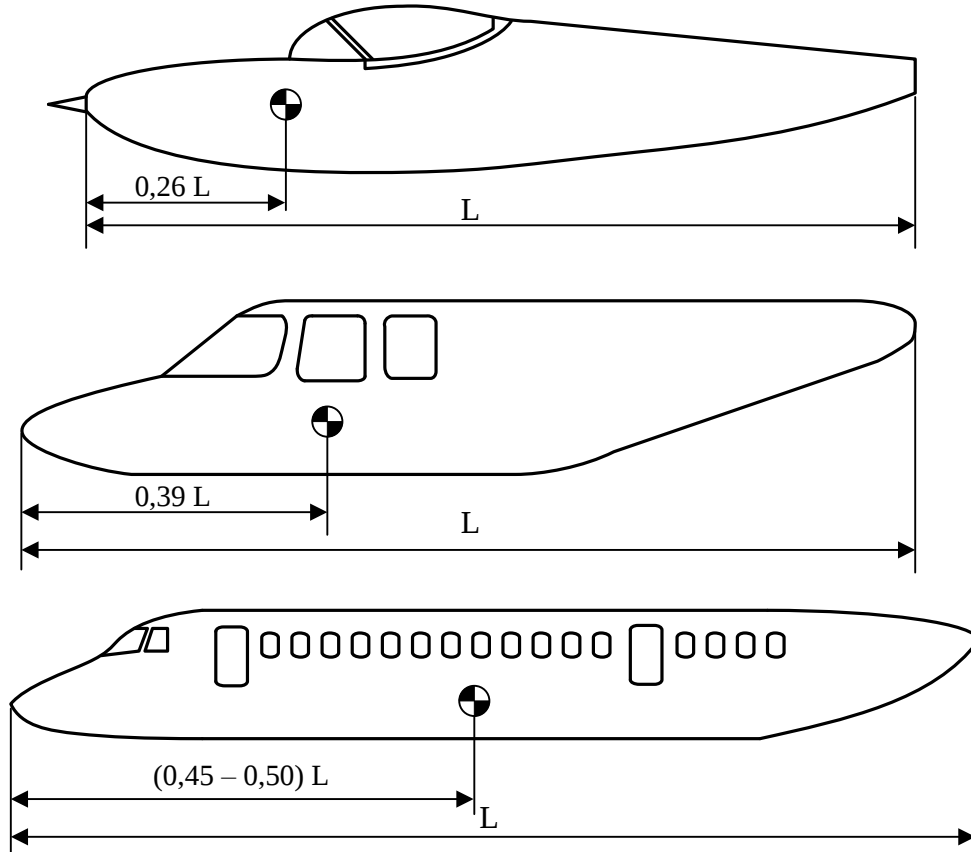


Σχήμα 6.2: Εκτιμώμενες θέσεις κέντρου βάρους αντωτικών επιφανειών.

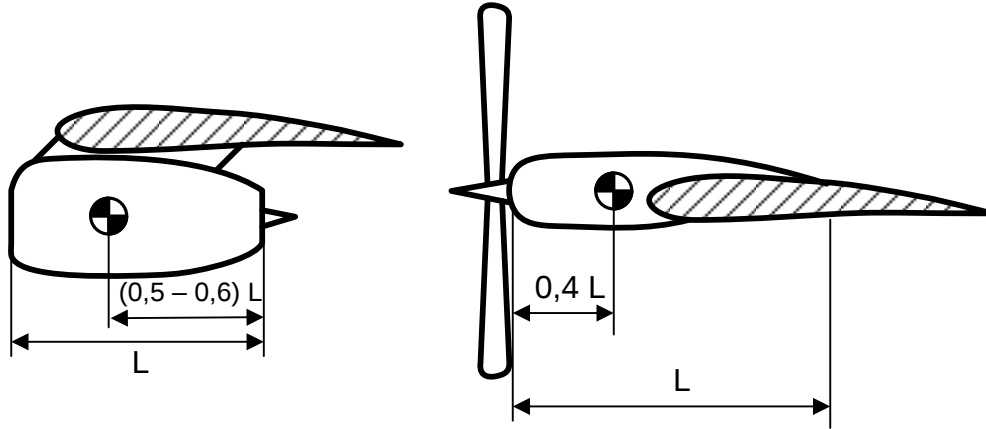
Για την θέση του κέντρου βάρους του συγκροτήματος της ατράκτου μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε σαν οδηγό το Σχήμα 6.3 όπου δίνεται η προσεγγιστική θέση του κέντρου βάρους της ατράκτου για τρεις τύπους αυτής. Στο Σχήμα 6.4 δίνεται η προσεγγιστική θέση του κέντρου βάρους για ατρακτίδια κινητήρα.

Η θέση του κέντρου βάρους του καυσίμου υπολογίζεται προσεγγιστικά με βάση τη γεωμετρία της πτέρυγας και του προσδιορισμού του διαθέσιμου σε αυτή χώρου για

καύσιμο. Σε περίπτωση που έχει προβλεφτεί τοποθέτηση καυσίμου και σε άλλα σημεία του αεροσκάφους συνυπολογίζεται και η επίδρασή τους. Για τα εναπομείναντα συγκροτήματα, ανάλογα με τις αποφάσεις που έχουν ληφθεί για την γενική διάταξη του αεροσκάφους γίνονται υποθέσεις της θέσης του κέντρου βάρους τους.



Σχήμα 6.3: Εκτιμώμενη θέση κέντρου βάρους ατράκτου.



**Σχήμα 6.4:** Εκτιμώμενη θέση κέντρου βάρους ατρακτίδιου κινητήρα.

Υπενθυμίζεται ότι δεν έχουν σχεδιαστεί οι σταθεροποιητικές επιφάνειες. Σε αυτό το σημείο θα γίνει μια υπόθεση τόσο για το βάρος τους όσο και για την θέση τους, προκειμένου να έχουμε έναν πρώτο υπολογισμό του κέντρου βάρους του αεροσκάφους.

Κατά τον σχεδιασμό του συστήματος προσγείωσης δεν ενδιαφέρει μόνο η θέση του κέντρου βάρους πάνω στον διαμήκη άξονά του, αλλά και το ύψος στο οποίο βρίσκεται. Για την περίπτωση αυτή ορίζεται ένα οριζόντιο επίπεδο αναφοράς για το αεροσκάφος. Η κατακόρυφη απόσταση του κέντρου βάρους του κάθε τμήματος από το επίπεδο αυτό συμβολίζεται με το  $Y_i$ . Έτσι το ύψος του κέντρου βάρους του αεροσκάφους από το επίπεδο αναφοράς δίνεται από την σχέση:

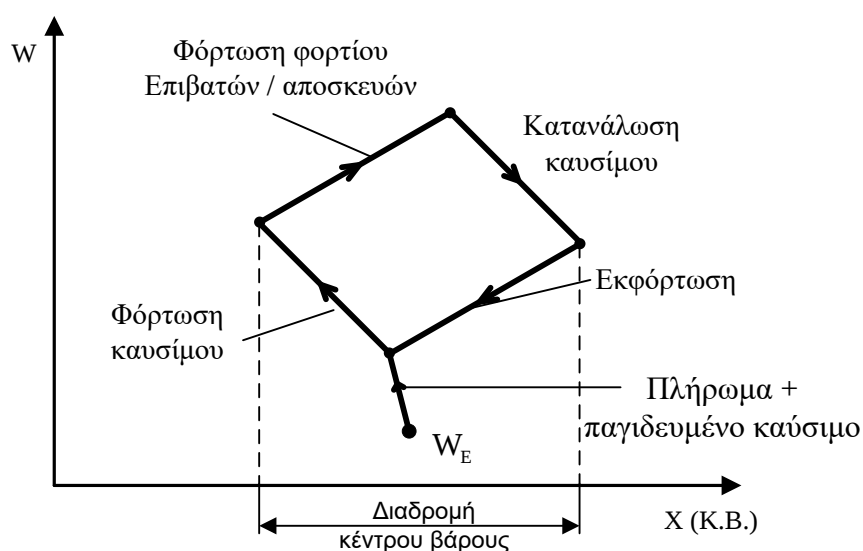
$$Y_{CG} = \frac{\sum W_i Y_i}{\sum W_i} \quad (6.2)$$

### 6.2.3 Διάγραμμα μετατόπισης κέντρου βάρους

Η σχέση βάρους – θέσης κέντρου βάρους κατά την διαδικασία φόρτωσης και εκφόρτωσης και στις διάφορες φάσεις της πτήσης του αεροσκάφους απεικονίζεται με ένα ειδικό διάγραμμα όπως αυτό του Σχήματος 6.5. Το διάγραμμα σχεδιάζεται για τα διάφορα σενάρια φόρτωσης και εκφόρτωσης καθώς και της κατανάλωσης καυσίμου.

Από το διάγραμμα μετατόπισης κέντρου βάρους μπορούμε να προσδιορίσουμε τις ακραίες θέσεις του κέντρου βάρους του αεροσκάφους το οποίο έχει μεγάλη σημασία για

την ευστάθειά του. Σε ένα τέτοιο διάγραμμα η θέση του κέντρου βάρους δίνεται σαν απόσταση από την θέση αναφοράς που έχει νωρίτερα επιλεγεί. Τα διαγράμματα μετατόπισης κέντρου βάρους των αεροσκαφών συνήθως δίνουν την θέση του κέντρου βάρους από την ακμή προσβολής της πτέρυγας είτε στην ρίζα της, είτε στο σημείο του εκπετάσματος που τοποθετείται η μέση αεροδυναμική χορδή. Η θέση μάλιστα αυτή συνήθως δεν δίνεται με μονάδες μήκους αλλά σαν ποσοστό της μέσης αεροδυναμικής χορδής. Με την χρήση αυτού του διαγράμματος και με τις προδιαγραφές προσδιορίζεται η εσωτερική διαρρύθμιση η οποία περιλαμβάνει και τις θέσεις της καμπίνας των επιβατών.



Σχήμα 6.5: Παράδειγμα διαγράμματος μετατόπισης κέντρου βάρους αεροσκάφους.

Σε αυτό το σημείο του σχεδιασμού οι ακραίες θέσεις του κέντρου βάρους είναι ενδιάμεσες εκτιμήσεις καθώς δεν έχουν σχεδιαστεί ακόμα οι σταθεροποιητές και το σύστημα προσγείωσης.

Ένα σημαντικό ζήτημα είναι η θέση του κέντρου βάρους των τμημάτων μεταβλητού βάρους. Αυτά είναι το καύσιμο και το φορτίο του αεροσκάφους. Ιδανικά, τα κέντρα βάρους του καυσίμου και του φορτίου ενός αεροσκάφους θα πρέπει να βρίσκονται στην ίδια θέση του διαμήκους άξονα και μάλιστα στο ίδιο σημείο όπου βρίσκεται το κέντρο βάρους του κενού βάρους του αεροσκάφους. Στην πραγματικότητα, στην πλειοψηφία των περιπτώσεων αυτό δεν είναι εφικτό σε μια σχεδίαση και έτσι η επιδίωξη των σχεδιαστών είναι τα παραπάνω κέντρα βάρους να βρίσκονται όσο το δυνατό πιο κοντά.

## 6.3 Σχεδιασμός για Ισορροπία Αεροσκάφους σε Πτήση

Εφόσον είναι γνωστή πλέον η θέση του κέντρου βάρους του σχεδιαζόμενου αεροσκάφους μπορεί να προχωρήσει ο σχεδιασμός στον τομέα της ισορροπίας του σε πτήση. Η διαδικασία αυτή έχει ως αποτέλεσμα τον σχεδιασμό των σταθεροποιητών οι οποίοι εξασφαλίζουν την ισορροπία αυτή. Η ευστάθεια αυτή έχει δύο μορφές που μας απασχολούν στην σχεδίαση των σταθεροποιητικών διατάξεων: την διαμήκη ευστάθεια (“longitudinal stability”) και την πορεία ευστάθεια (“directional stability”) που παρουσιάζονται στο επόμενο τμήμα. Η διαστασιοποίηση των σταθεροποιητών βασίζεται σε συντελεστές που συσχετίζουν τις επιφάνειες των ουραίων και τις θέσεις τους στην άτρακτο με την επιφάνεια της πτέρυγας, τη χορδή και το εκπέτασμα υπαρχόντων αεροσκαφών.

### 6.3.1 Διαμήκης ευστάθεια

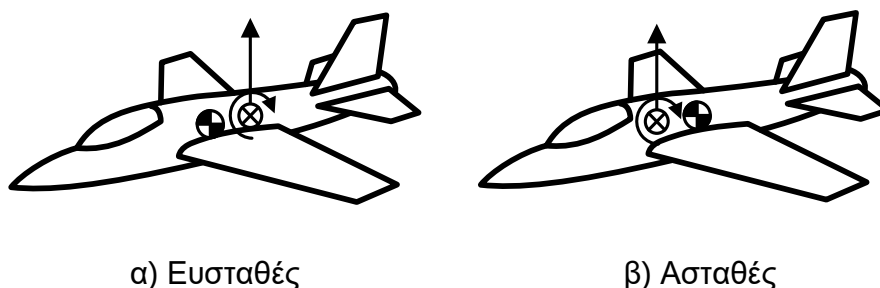
Για την εκτίμηση της διαμήκους ευστάθειας ενός αεροσκάφους σημαντικό ρόλο παίζει η θέση του αεροδυναμικού κέντρου. Όπως είναι γνωστό από την αεροδυναμική, το αεροδυναμικό κέντρο σε μια αεροτομή είναι το σημείο εκείνο της χορδής στο οποίο το ισοδύναμο ζεύγος δύναμης – ροπής (άντωσης – ροπής πρόνευσης) έχει μια ιδιαίτερη ιδιότητα: η ροπή δεν μεταβάλλεται από την μεταβολή της γωνίας προσβολής.

Όμοια με την αεροτομή, μπορεί να προσδιοριστεί ένα σημείο στην πτέρυγα στο οποίο σε μεγάλο εύρος τιμών της γωνίας προσβολής η ροπή πρόνευσης παραμένει αμετάβλητη. Το ίδιο μπορεί να γίνει και λαμβάνοντας υπόψη την αεροδυναμική επίδραση του υπόλοιπου αεροσκάφους, με σημαντικότερη αυτήν των σταθεροποιητικών επιφανειών. Τότε πλέον μιλάμε για αεροδυναμικό κέντρο ολόκληρου του αεροσκάφους. Αυτό συνήθως αναφέρεται ως *ουδέτερο σημείο* και απεικονίζεται στο Σχήμα 6.6.



Σχήμα 6.6: Αεροδυναμικό κέντρο αεροτομής και ουδέτερο σημείο αεροσκάφους.

Η θέση του ουδέτερου σημείου ως προς το κέντρο βάρους πάνω στο διαμήκη άξονα, καθορίζει τη διαμήκη ευστάθεια όπως απεικονίζει το Σχήμα 6.7. Στην πρώτη περίπτωση του σχήματος το ουδέτερο σημείο βρίσκεται πίσω από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Σε αυτήν την περίπτωση αν έχουμε μια τυχαία διαταραχή στην πτήση όπως μια μικρή αύξηση της άντωσης (π.χ. λόγω ανοδικού ρεύματος) η ροπή που θα δημιουργηθεί γύρω από το κέντρο βάρους θα έχει σαν αποτέλεσμα την μείωση της πρόνευσης του αεροσκάφους, δηλαδή την πτώση του ρύγχους.



Σχήμα 6.7: Διαμήκης αεροδυναμική ευστάθεια.

Αυτή η μείωση της πρόνευσης και έτσι της γωνίας προσβολής θα έχει επακόλουθο την μείωση της άντωσης και έτσι το αεροσκάφος θα σταθεροποιηθεί. Ανάλογη συμπεριφορά θα είχαμε αν μειωνόταν η άντωση οπότε η ροπή που θα δημιουργούνταν θα είχε ως αποτέλεσμα την ανύψωση του ρύγχους και τελικά την αύξηση της άντωσης. Αεροσκάφος που παρουσιάζει τέτοια συμπεριφορά έχει διαμήκη αεροδυναμική ευστάθεια. Η απόσταση μεταξύ ουδέτερου σημείου και κέντρου βάρους εκφράζει το πόσο ευσταθές είναι το αεροσκάφος και ονομάζεται "εύρος στατικής ευστάθειας". Το εύρος αυτό συχνά δίνεται σε κλάσματα της μέσης αεροδυναμικής χορδής της πτέρυγας.

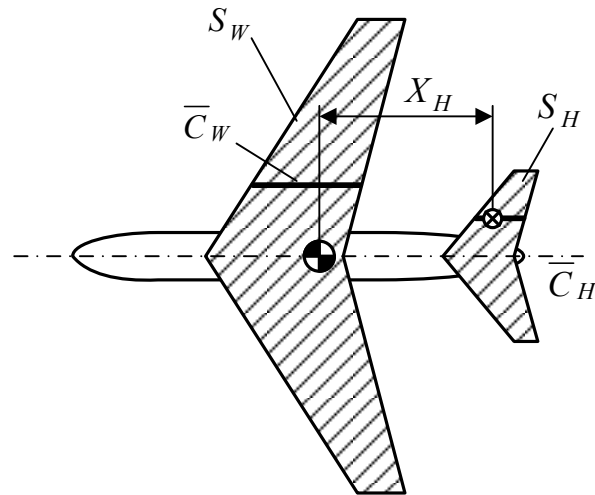
Στην περίπτωση που το ουδέτερο σημείο βρίσκεται μπροστά από το κέντρο βάρους τα πράγματα λειτουργούν αντίστροφα. Αυτή η περίπτωση φαίνεται στο Σχήμα 6.7β. Αν εδώ παρουσιαστεί μια διαταραχή όπως η αύξηση της άντωσης, η ροπή που θα δημιουργηθεί γύρω από το κέντρο βάρους θα έχει ως αποτέλεσμα την ανύψωση του ρύγχους. Η αύξηση της γωνίας προσβολής θα αυξήσει περαιτέρω την άντωση και έτσι θα ανυψωθεί το ρύγχος του αεροσκάφους περισσότερο. Στην περίπτωση αυτή το αεροσκάφος παρουσιάζει *διαμήκη αεροδυναμική αστάθεια*.

Σε αυτό το σημείο πρέπει να γίνει ο διαχωρισμός ανάμεσα στην ευστάθεια του αεροσκάφους και την αεροδυναμική ευστάθειά του. Ένα αεροσκάφος πρέπει να *σχεδιάζεται ευσταθές αλλά όχι κατ' ανάγκη αεροδυναμικά ευσταθές*. Σε περιπτώσεις, για παράδειγμα, που υπάρχουν υψηλές απαιτήσεις ευελιξίας, όπως σε μαχητικά αεροσκάφη, υπάρχει επιδίωξη αεροδυναμικής αστάθειας καθώς αυτή συνεπάγεται μεγάλους ρυθμούς μεταβολής της στάσης του αεροσκάφους. Η ολική ευστάθεια του αεροσκάφους εξασφαλίζεται με την βοήθεια συστήματος ελέγχου πτήσης το οποίο εκτελεί συνέχεια μικροδιορθώσεις για την διατήρηση της πορείας.

Το κατ' εξοχή στοιχείο το οποίο ένα αεροσκάφος φέρει για τον έλεγχο της ροπής πρόνευσης είναι ο οριζόντιος σταθεροποιητής. Η αεροδυναμική αυτή διάταξη έχει ως στόχο την συνεισφορά στην αεροδυναμική ευστάθεια και έλεγχο. Την μεγάλη της επίδραση στην ροπή πρόνευσης την επιτυγχάνει εξαιτίας της μεγάλης σχετικά απόστασής του από το κέντρο βάρους. Ο Πίνακας 6.2 δίνει ενδεικτικά εύρη τιμών για την γεωμετρία οριζόντιων σταθεροποιητών.

Η κύρια σχεδιαστική παράμετρος που εκφράζει την επίδραση του οριζόντιου σταθεροποιητή στην διαμήκη συμπεριφορά είναι ο «*αδιάστατος όγκος*» οριζόντιου σταθεροποιητή. Αυτός ορίζεται από την σχέση:

$$\bar{V}_H = \frac{X_H}{C_W} \cdot \frac{S_H}{S_W} \quad (6.3)$$



**Σχήμα 6.8:** Γεωμετρικές παράμετροι για τον υπολογισμό του αδιάστατου όγκου ( $\bar{V}_H$ ) οριζόντιου σταθεροποιητή.

Τα γεωμετρικά μεγέθη στον ορισμό του αδιάστατου όγκου απεικονίζονται στο Σχήμα 6.8. Τα γεωμετρικά αυτά χαρακτηριστικά αποτελούν τις κύριες σχεδιαστικές επιλογές για τον οριζόντιο σταθεροποιητή στην προκαταρκτική φάση σχεδίασης αεροσκάφους. Η απόσταση  $X_H$  είναι η απόσταση του αεροδυναμικού κέντρου του οριζόντιου σταθεροποιητή από το κέντρο βάρους. Από την άλλη,  $\bar{C}_W$  είναι η μέση γεωμετρική χορδή της πτέρυγας. Καθώς σε αυτήν την φάση της σχεδίασης δεν είμαστε σε θέση να εκτιμήσουμε το μήκος της μέσης αεροδυναμικής χορδής στις αρχικές μας εκτιμήσεις την προσεγγίζουμε συχνά με την μέση γεωμετρική χορδή.

Στην περίπτωση που χρησιμοποιούμε “Canard” για την επίτευξη της διαμήκους ευστάθειας χρησιμοποιούμε παρομοίως έναν αδιάστατο όγκο για τον προσδιορισμό των διαστάσεων του, ο οποίος λαμβάνει τιμές γύρω στο 0,1 για υπάρχοντα αεροσκάφη. Αξίζει να σημειωθεί ότι για το “Canard” ως επιφάνεια συνήθως ορίζεται μόνο το τμήμα εκτός της ατράκτου.

Στους Πίνακες 6.3α και 6.3β δίνονται ενδεικτικά εύρη τιμών του  $\bar{V}_H$  για διάφορα αεροσκάφη, καθώς και μεγέθη για τους οριζόντιους σταθεροποιητές και τα πηδάλια ύψους/βάθους (“elevators”). Συγκεκριμένα δίνονται για τους διάφορους τύπους αεροσκαφών τα μεγέθη: επιφάνεια πτέρυγας  $S_W$ , μέση γεωμετρική χορδή πτέρυγας  $\bar{C}_W$ ,

παραδείγματα αεροτομών, επιφάνεια οριζόντιου σταθεροποιητή  $S_H$ , λόγος επιφανείας πηδαλίου ύψους βάθους προς την επιφάνεια του οριζόντιου σταθεροποιητή  $S_E / S_H$ , ο μοχλοβραζίονας ροπής  $X_H$ , ο αδιάστατος όγκος οριζόντιου σταθεροποιητή  $\bar{V}_H$ , καθώς και οι λόγοι χορδής της ρίζας και του άκρου του πηδαλίου ύψους/βάθους προς τη χορδή του οριζόντιου σταθεροποιητή  $C_{Er,t} / \bar{C}_H$ .

| ΣΧΕΔΙΑΣΤΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ ΟΡΙΖΟΝΤΙΩΝ ΣΤΑΘΕΡΟΠΟΙΗΤΩΝ<br>(Ενδεικτικά εύρη τιμών) |                                      |                                    |                              |                                           |                            |
|-------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------|------------------------------------|------------------------------|-------------------------------------------|----------------------------|
| ΤΥΠΟΣ<br>ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ                                                    | Δίεδρος<br>Γωνία<br>$\Gamma_H$ (deg) | Γωνία<br>Πρόσπτωσης<br>$i_H$ (deg) | Λόγος<br>Διατάματος<br>$A_H$ | Γωνία<br>Βέλους<br>$\Lambda_{C/4H}$ (deg) | Εκκλέπτυνση<br>$\lambda_H$ |
| Ιδιοκατασκευές                                                          | -10 – 5                              | 0<br>ή μεταβλητή                   | 1.8 – 4.5                    | 0 – 20                                    | 0.29 – 1.00                |
| Μονοκινητήρια<br>ελικοφόρα                                              | 0                                    | -5 – 0<br>ή μεταβλητή              | 4.0 – 6.3                    | 0 – 10                                    | 0.45 – 1.00                |
| Δικινητήρια<br>ελικοφόρα                                                | 0 – 12                               | 0<br>ή μεταβλητή                   | 3.7 – 7.7                    | 0 – 17                                    | 0.48 – 1.00                |
| Αγροτικά                                                                | 0 – 3                                | 0                                  | 2.7 – 5.4                    | 0 – 10                                    | 0.59 – 1.00                |
| Ιδιωτικά Jets                                                           | -4 – 9                               | -3.5                               | 3.2 – 6.3                    | 0 – 35                                    | 0.32 – 0.57                |
| Στροβιλοελικοφόρα<br>περιφερειακών<br>αερογραμμών                       | 0 – 12                               | 0 – 3<br>ή μεταβλητή               | 3.4 – 7.7                    | 0 – 35                                    | 0.39 – 1.00                |
| Πολιτικά Jets                                                           | 0 – 11                               | Μεταβλητή                          | 3.4 – 6.1                    | 18 – 37                                   | 0.27 – 0.62                |
| Στρατιωτικά<br>εκπαιδευτικά                                             | -11 – 6                              | 0<br>ή μεταβλητή                   | 3.0 – 5.1                    | 0 – 30                                    | 0.36 – 1.00                |
| Μαχητικά                                                                | -23 – 5                              | 0<br>ή μεταβλητή                   | 2.3 – 5.8                    | 0 – 55                                    | 0.16 – 1.00                |
| Στρατιωτικά<br>περιπολικά,<br>βομβαρδιστικά και<br>μεταγωγικά           | -5 – 11                              | 0<br>ή μεταβλητή                   | 1.3 – 6.9                    | 5 – 35                                    | 0.31 – 0.80                |
| Αμφίβια                                                                 | 0 – 25                               | 0<br>ή μεταβλητή                   | 2.2 – 5.1                    | 0 – 17                                    | 0.33 – 1.00                |
| Αεροσκάφη<br>υπερηχητικής<br>πλεύσης                                    | -15 – 0                              | 0<br>ή μεταβλητή                   | 1.8 – 2.6                    | 32 – 60                                   | 0.1 – 0.39                 |

Πίνακας 6.2: Σχεδιαστικά μεγέθη οριζόντιων σταθεροποιητών.

| ΣΧΕΔΙΑΣΤΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ ΟΡΙΖΟΝΤΙΩΝ ΣΤΑΘΕΡΟΠΟΙΗΤΩΝ<br>(Ενδεικτικά εύρη τιμών) |                                           |                                                              |                                                            |                                                              |                                                |                                                                |
|-------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------|
| ΤΥΠΟΣ<br>ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ                                                    | Επιφάνεια<br>πτέρυγας<br>$S_W$ ( $ft^2$ ) | Μέση<br>γεωμετρική<br>χορδή πτέρυγας<br>$\bar{C}_W$ ( $ft$ ) | Παράδειγμα<br>αεροτομής<br>πτέρυγας<br>ρίζας/άκρου<br>NACA | Επιφάνεια<br>οριζόντιου<br>σταθεροποιητή<br>$S_H$ ( $ft^2$ ) | Μοχλο-<br>βραχίονας<br>ροπής<br>$X_H$ ( $ft$ ) | Αδιάστατος<br>όγκος οριζόντιου<br>σταθεροποιητή<br>$\bar{V}_H$ |
| Ιδιοκατασκευές                                                          | 76 – 135                                  | 3.00 – 5.25                                                  | 23015 / 23012                                              | 10.4 – 26.0                                                  | 6.27 – 13.2                                    | 0.30 – 0.66                                                    |
| Μονοκινητήρια<br>ελικοφόρα                                              | 120 – 183                                 | 3.94 – 5.30                                                  | 64A215 / 64A412                                            | 22.0 – 44.9                                                  | 10.9 – 17.8                                    | 0.43 – 0.92                                                    |
| Δικινητήρια<br>ελικοφόρα                                                | 163 – 296                                 | 4.34 – 7.33                                                  | 23017 / 23012                                              | 23.4 – 70.5                                                  | 13.1 – 23.1                                    | 0.51 – 1.07                                                    |
| Αγροτικά                                                                | 167 – 431                                 | 4.55 – 7.50                                                  | 4416 / 4412                                                | 25.5 – 81.4                                                  | 12.9 – 18.6                                    | 0.31 – 0.79                                                    |
| Ιδιωτικά Jets                                                           | 232 – 935                                 | 5.60 – 13.80                                                 | 23014 / 23012                                              | 54.0 – 184                                                   | 16.5 – 35.6                                    | 0.51 – 0.99                                                    |
| Στροβιλοελικοφόρα<br>περιφερειακών<br>αερογραμμών                       | 225 – 860                                 | 4.73 – 9.45                                                  | 23018 / 23015                                              | 62.0 – 217                                                   | 16.4 – 41.6                                    | 0.83 – 1.47                                                    |
| Πολιτικά Jets                                                           | 832 – 5,500                               | 10.90 – 38.0                                                 | –                                                          | 210 – 1,534                                                  | 40.7 – 104.5                                   | 0.54 – 1.48                                                    |
| Μαχητικά                                                                | 184 – 612                                 | 5.60 – 17.30                                                 | 6716 / 6713                                                | 0.0 – 109.8                                                  | 0.0 – 24.2                                     | 0.00 – 0.75                                                    |
| Στρατιωτικά<br>περιπολικά,<br>βομβαρδιστικά και<br>μεταγωγικά<br>(Jets) | 598 – 6,200                               | 8.60 – 32.90                                                 | –                                                          | 176 – 1,338                                                  | 20.0 – 130.4                                   | 0.51 – 1.43                                                    |
| Αεροσκάφη<br>υπερηχητικής<br>πλεύσης                                    | 530 – 11,630                              | 15.70 – 96.20                                                | 0.002 / 0.003                                              | 80.0 – 727                                                   | 17.1 – 161.0                                   | 0.052 – 1.28                                                   |

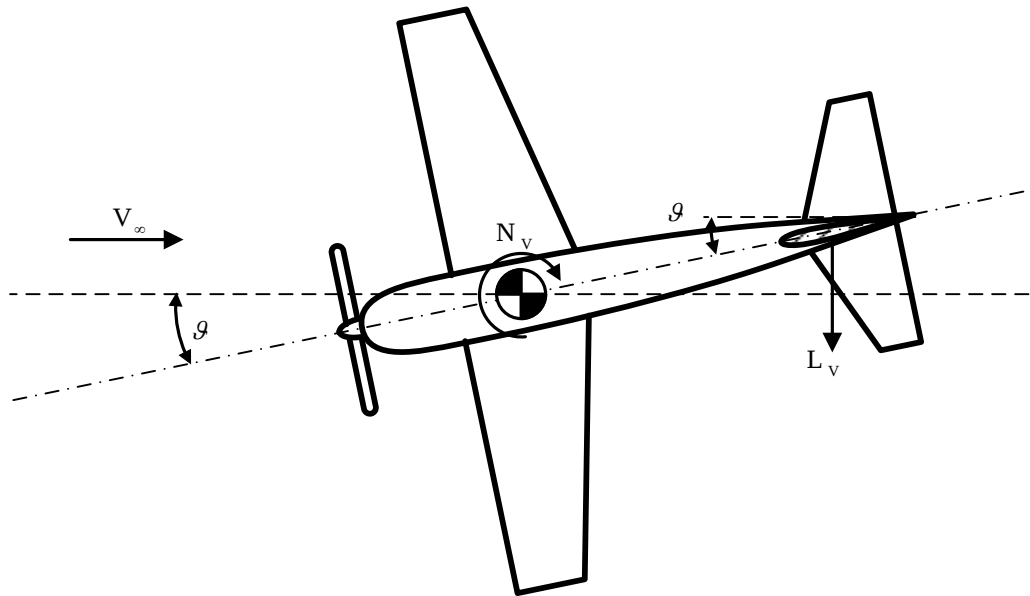
Πίνακας 6.3α: Σχεδιαστικά μεγέθη οριζόντιων σταθεροποιητών

| ΣΧΕΔΙΑΣΤΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ ΚΑΙ ΠΗΔΑΛΙΩΝ ΥΨΟΥΣ / ΒΑΘΟΥΣ<br>(Ενδεικτικά εύρη τιμών) |                                             |                                                         |                                                         |
|---------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------|---------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------|
| ΤΥΠΟΣ<br>ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ                                                      | Λόγος επιφανειας<br>πηδαλίου<br>$S_E / S_H$ | Λόγος χορδής<br>ρίζας πηδαλίου<br>$C_{E_r} / \bar{C}_H$ | Λόγος χορδής<br>άκρου πηδαλίου<br>$C_{E_t} / \bar{C}_H$ |
| Ιδιοκατασκευές                                                            | 0.14 – 0.60                                 | 0.17 – 0.56                                             | 0.32 – 0.55                                             |
| Μονοκινητήρια<br>ελικοφόρα                                                | 0.28 – 1.0                                  | 0.33 – 0.48                                             | 0.39 – 0.47                                             |
| Δικινητήρια<br>ελικοφόρα                                                  | 0.23 – 1.0                                  | 0.35 – 0.42                                             | 0.31 – 0.51                                             |
| Αγροτικά                                                                  | 0.32 – 0.60                                 | 0.30 – 0.44                                             | 0.32 – 0.60                                             |
| Ιδιωτικά Jets                                                             | 0.20 – 0.48                                 | 0.28 – 0.40                                             | 0.23 – 0.67                                             |
| Στροβιλοελικοφόρα<br>περιφερειακών<br>αερογραμμών                         | 0.26 – 1.0                                  | 0.29 – 0.49                                             | 0.32 – 0.53                                             |
| Πολιτικά Jets                                                             | 0.18 – 0.39                                 | 0.24 – 0.42                                             | 0.20 – 0.47                                             |
| Μαχητικά                                                                  | 0-1.0                                       | ολοκίνητο οριζόντιο πηδάλιο                             |                                                         |
| Στρατιωτικά<br>περιπολικά,<br>βομβαρδιστικά και<br>μεταγωγικά<br>(Jets)   | 0.22-0.40                                   | 0.26 – 0.46                                             | 0.25 – 0.41                                             |
| Αεροσκάφη<br>υπερηχητικής<br>πλεύσης                                      | 0.12-1.0                                    | ολοκίνητο οριζόντιο πηδάλιο                             |                                                         |

Πίνακας 6.3β: Σχεδιαστικά μεγέθη πηδαλίων ύψους / βάθους.

### 6.3.2 Πορεία ευστάθεια

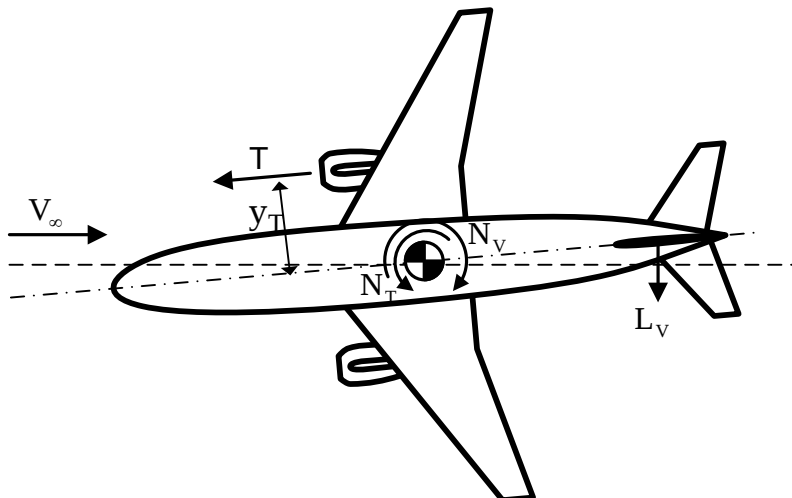
Η πορεία ευστάθεια ενός αεροσκάφους εξασφαλίζεται από τον κάθετο σταθεροποιητή. Ο κύριος στόχος του είναι να ανθίσταται σε διαταραχές που εκτρέπουν το αεροσκάφος από την πορεία του όπως φαίνεται στο Σχήμα 6.9. Αν λοιπόν έχουμε μια πλαγιολίσθηση που οφείλεται σε εκτροπή γωνίας  $\vartheta$ , δημιουργείται στον κάθετο σταθεροποιητή αντίθετη ροπή εκτροπής ( $N_V$ ) που θα επαναφέρει το αεροσκάφος στην πορεία του. Ο κάθετος σταθεροποιητής σχεδιάζεται για να λειτουργεί στις πιο δυσμενείς συνθήκες απώλειας ελέγχου σύμφωνα με διεθνείς κανονισμούς. Δύο σημαντικές περιπτώσεις είναι η *απώλεια κινητήρα* σε πολυκινητήριο αεροσκάφος και η *περιδίνηση*.



**Σχήμα 6.9:** Απόκριση κάθετου σταθεροποιητή σε πλαγιολίσθηση.

Με την απώλεια του ενός κινητήρα, η ώση αυτού που απομένει σε λειτουργία δημιουργεί ροπή ( $N_T$ ) γύρω από το κέντρο βάρους, όπως απεικονίζεται στο Σχήμα 6.10. Αυτή η ροπή εκτρέπει το αεροσκάφος με αποτέλεσμα την δημιουργία γωνίας πλαγιολίσθησης. Η πλαγιολίσθηση αυτή παρουσιάζεται σαν γωνία προσβολής για τον

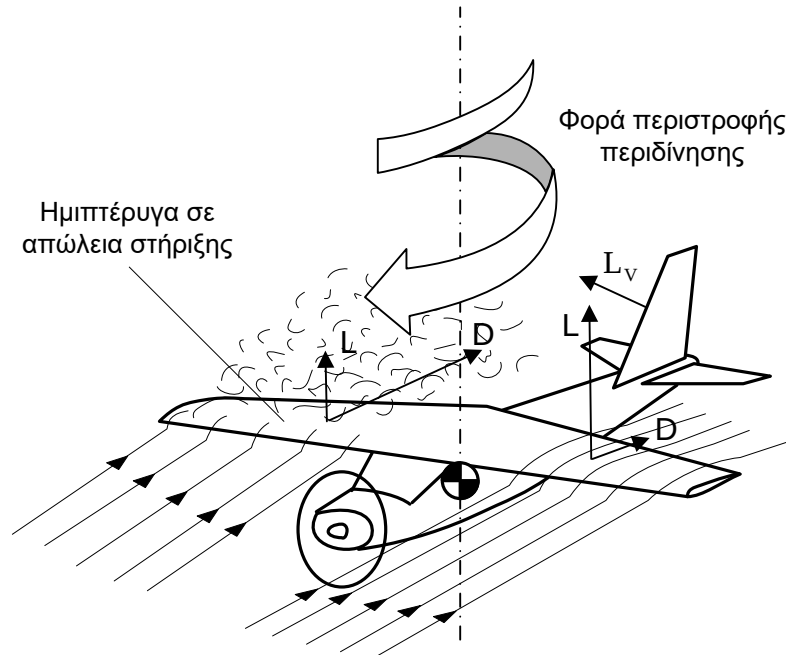
κάθετο σταθεροποιητή που «παράγει» δύναμη  $L_V$ , καθώς και αντίστοιχη ροπή  $N_V$  ως προς το κέντρο βάρους. Η ροπή αυτή είναι αντίθετης φοράς από την ροπή εκτροπής ( $N_T$ ) που προκάλεσε η ασυμμετρία στην ώση. Επιπρόσθετα, ο κυβερνήτης του αεροσκάφους με κατάλληλη χρήση του *πηδαλίου διεύθυνσης* του κάθετου σταθεροποιητή μπορεί να εξασκήσει επιπλέον ροπή προκειμένου να εξουδετερώσει την ροπή εκτροπής από τον κινητήρα.



**Σχήμα 6.10:** Κατάσταση απώλειας ενός κινητήρα σε δικινητήριο αεροσκάφος.

Η άλλη δυσμενής περίπτωση για την οποία σχεδιάζεται συνήθως ένας κάθετος σταθεροποιητής είναι η *περιδίνηση* (“spin”). Αυτή είναι μια περίπτωση αεροδυναμικής αυτοπεριστροφής παρόμοια με την αυτοπεριστροφή στροφείου ελικοπτερου χωρίς ισχύ. Όταν ένα αεροσκάφος εκτελεί ελιγμούς κοντά στην κατάσταση απώλειας στήριξης, υπάρχει το ενδεχόμενο αυτή να λάβει χώρα όχι σε ολόκληρη την πτέρυγα αλλά μόνο στην μία ημιπτέρυγα. Αυτή η ασύμμετρη απώλεια στήριξης έχει ως αποτέλεσμα την δημιουργία ασύμμετρων δυνάμεων όπως φαίνεται στο Σχήμα 6.11. Καταρχήν, η κάθε πτέρυγα παράγει διαφορετικού μεγέθους άντωση. Μεγάλη διαφορά όμως παρουσιάζεται στην οπισθέλκουσα της κάθε ημιπτέρυγας. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα την δημιουργία ροπής γύρω από τον κατακόρυφο άξονα η οποία περιστρέφει το αεροσκάφος με συνέπεια η ημιπτέρυγα που δεν έχει απολέσει την στήριξή της να εξακολουθεί να έχει ροή μεγάλης σχετικά ταχύτητας ώστε να διατηρεί την κατάστασή της. Από την άλλη, η ροή στην ημιπτέρυγα που έχει χάσει την στήριξή της είναι εξαιτίας της περιστροφής μικρής

ταχύτητας εξακολουθώντας να μένει σε κατάσταση απώλειας στήριξης. Αυτά έχουν σαν αποτέλεσμα το αεροσκάφος να διατηρείται στην κατάσταση αυτοπεριστροφής εκτελώντας μια σπειροειδή βύθιση μεγάλου ρυθμού καθόδου.



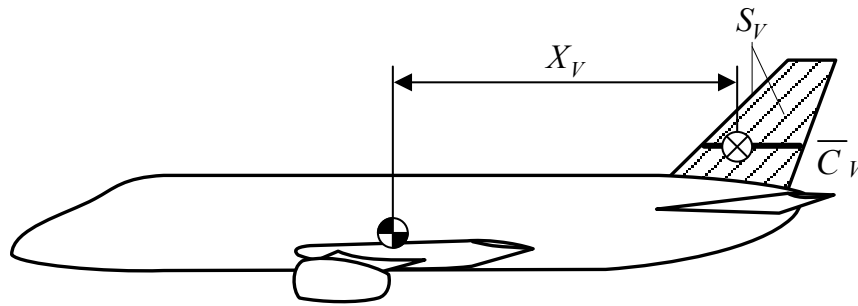
Σχήμα 6.11: Επίδραση κάθετου σταθεροποιητή σε περιδίνηση (“spin”).

Για την έξοδο από την περιδίνηση και φυσικά για την αποτροπή της εισόδου σε αυτήν μεγάλο ρόλο παίζει ο καλά σχεδιασμένος κάθετος σταθεροποιητής. Αυτός στην κατάσταση αυτοπεριστροφής θα έρθει σε τέτοια γωνία προσβολής όπως φαίνεται στο Σχήμα 6.11 που η δύναμη  $L_v$  που θα δημιουργηθεί θα προκαλέσει ροπή αντίθετης φοράς από την αυτοπεριστροφή περιορίζοντας ή και εμποδίζοντας τη δυσμενή αυτή κατάσταση. Ο Πίνακας 6.4 δίνει ενδεικτικά εύρη τιμών για τη γεωμετρία του κάθετου σταθεροποιητή ανα κατηγορία αεροσκάφους.

Όμοια με τον οριζόντιο σταθεροποιητή ορίζεται ο *αδιάστατος όγκος κάθετου σταθεροποιητή* από την σχέση:

$$\bar{V}_V = \frac{X_V}{b} \cdot \frac{S_V}{S_W} \quad (6.4)$$

Τα γεωμετρικά μεγέθη της σχέσης αυτής παρουσιάζονται στο Σχήμα 6.12. Το μέγεθος  $b$  είναι το εκπέτασμα της πτέρυγας. Στον Πίνακα 6.5 δίνονται ενδεικτικά εύρη τιμών του  $\bar{V}_V$  καθώς και μεγέθη για το πηδάλιο διεύθυνσης (“rudder”). Συγκεκριμένα δίνονται για τους διάφορους τύπους αεροσκαφών τα μεγέθη: επιφάνεια πτέρυγας  $S_W$ , επιφάνεια κάθετου σταθεροποιητή  $S_V$ , λόγος επιφάνειας πηδαλίου διεύθυνσης προς επιφάνεια κάθετου σταθεροποιητή  $S_R / S_V$ , μοχλοβραχίονας ροπής  $X_V$ , αδιάστατος όγκος κάθετου σταθεροποιητή  $\bar{V}_V$ , καθώς και οι λόγοι χορδής της ρίζας και του άκρου του πηδαλίου διεύθυνσης προς τη χορδή του κάθετου σταθεροποιητή  $C_{R,t} / \bar{C}_V$ .



**Σχήμα 6.12:** Γεωμετρικές παράμετροι για τον υπολογισμό του αδιάστατου όγκου κάθετου σταθεροποιητή.

| ΣΧΕΔΙΑΣΤΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ ΚΑΘΕΤΩΝ ΣΤΑΘΕΡΟΠΟΙΗΤΩΝ                     |                                      |                                    |                              |                                          |                           |
|---------------------------------------------------------------|--------------------------------------|------------------------------------|------------------------------|------------------------------------------|---------------------------|
| (Ενδεικτικά εύρη τιμών)                                       |                                      |                                    |                              |                                          |                           |
| ΤΥΠΟΣ<br>ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥ<br>Σ                                      | Δίεδρος<br>γωνία<br>$\Gamma_V$ (deg) | Γωνία<br>πρόσπτωσης<br>$i_V$ (deg) | Λόγος<br>διατάματος<br>$A_V$ | Γωνία<br>βέλους<br>$\Lambda_{C/4}$ (deg) | Εκλέπτυνση<br>$\lambda_V$ |
| Ιδιοκατασκευές                                                | 90                                   | 0                                  | 0.4 – 1.4                    | 0 – 47                                   | 0.26 – 0.71               |
| Μονοκινητήρια<br>ελικοφόρα                                    | 90                                   | 0                                  | 0.9 – 2.2                    | 12 – 42                                  | 0.32 – 0.58               |
| Δικινητήρια<br>ελικοφόρα                                      | 90                                   | 0                                  | 0.7 – 1.8                    | 18 – 45                                  | 0.33 – 0.74               |
| Αγροτικά                                                      | 90                                   | 0                                  | 0.6 – 1.4                    | 0 – 32                                   | 0.43 – 0.74               |
| Ιδιωτικά Jets                                                 | 90                                   | 0                                  | 0.8 – 1.6                    | 28 – 55                                  | 0.30 – 0.74               |
| Στροβιλοελικοφόρα<br>α περιφερειακών<br>αερογραμμών           | 90                                   | 0                                  | 0.8 – 1.7                    | 0 – 45                                   | 0.32 – 1.0                |
| Πολιτικά Jets                                                 | 90                                   | 0                                  | 0.7 – 2.0                    | 33 – 53                                  | 0.26 – 0.73               |
| Στρατιωτικά<br>εκπαιδευτικά                                   | 90                                   | 0                                  | 1.0 – 1.9                    | 0 – 45                                   | 0.32 – 0.74               |
| Μαχητικά                                                      | 75-90                                | 0                                  | 0.4 – 2.0                    | 9 – 60                                   | 0.19 – 0.57               |
| Στρατιωτικά<br>περιπολικά,<br>βομβαρδιστικά<br>και μεταγωγικά | 90                                   | 0                                  | 0.9 – 1.9                    | 0 – 37                                   | 0.28 – 1.0                |
| Αμφίβια                                                       | 90                                   | 0                                  | 1.2 – 2.4                    | 0 – 32                                   | 0.37 – 1.0                |
| Αεροσκάφη<br>υπερηχητικής<br>πλεύσης                          | 75 – 90                              | 0                                  | 0.5 – 1.8                    | 37 – 65                                  | 0.20 – 0.43               |

Πίνακας 6.4: Σχεδιαστικά μεγέθη κάθετων σταθεροποιητών.

| ΣΧΕΔΙΑΣΤΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ ΚΑΘΕΤΩΝ ΣΤΑΘΕΡΟΠΟΙΗΤΩΝ ΚΑΙ ΠΗΔΑΛΙΩΝ ΔΙΕΥΘΥΝΣΗΣ       |                                                      |                                                                      |                                                |                                                    |                                                                 |                                                        |                                                        |
|-------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------|----------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|
| (Ενδεικτικά εύρη τιμών)                                                 |                                                      |                                                                      |                                                |                                                    |                                                                 |                                                        |                                                        |
| ΤΥΠΟΣ<br>ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ                                                    | Επιφάνεια<br>πτέρυγας<br>$S_W \text{ (ft}^2\text{)}$ | Επιφάνεια<br>κάθετου<br>σταθεροποιητή<br>$S_V \text{ (ft}^2\text{)}$ | Λόγος<br>επιφανειας<br>πηδαλίου<br>$S_R / S_V$ | Μογλο-<br>βραχίονας<br>ροπής<br>$X_V \text{ (ft)}$ | Αδιάστατος όγκος<br>κατακόρυφου<br>σταθεροποιητή<br>$\bar{V}_V$ | Λόγος χορδής<br>ρίζας πηδαλίου<br>$C_{Rr} / \bar{C}_V$ | Λόγος χορδής<br>άκρου πηδαλίου<br>$C_{Rt} / \bar{C}_V$ |
| Ιδιοκατασκευές                                                          | 76 – 135                                             | 3.49 – 16.5                                                          | 0.24 – 0.71                                    | 6.2 – 13.2                                         | 0.020 – 0.072                                                   | 0.20 – 0.59                                            | 0.32 – 1.0                                             |
| Μονοκινητήρια<br>ελικοφόρα                                              | 120 – 183                                            | 8.4 – 22.7                                                           | 0.28 – 0.44                                    | 11.4 – 18.6                                        | 0.024 – 0.086                                                   | 0.23 – 0.46                                            | 0.42 – 0.58                                            |
| Δικινητήρια<br>ελικοφόρα                                                | 163 – 296                                            | 21.5 – 44.4                                                          | 0.17 – 0.47                                    | 14.0 – 20.8                                        | 0.041 – 0.097                                                   | 0.30 – 0.49                                            | 0.34 – 0.46                                            |
| Αγροτικά                                                                | 167 – 431                                            | 13.0 – 31.0                                                          | 0.38 – 0.69                                    | 13.5 – 18.5                                        | 0.021 – 0.054                                                   | 0.25 – 0.59                                            | 0.21 – 0.64                                            |
| Ιδιωτικά Jets                                                           | 232 – 935                                            | 38.4 – 159                                                           | 0.12 – 0.36                                    | 14.4 – 26.9                                        | 0.059 – 0.093                                                   | 0.21 – 0.37                                            | 0.22-0.49                                              |
| Στροβιλοελικοφόρα<br>περιφερειακών<br>αερογραμμών                       | 225 – 860                                            | 41.3 – 190                                                           | 0.25 – 0.44                                    | 17.1 – 35.7                                        | 0.065 – 0.121                                                   | 0.25 – 0.49                                            | 0.29-0.56                                              |
| Πολιτικά Jets                                                           | 832 – 5,500                                          | 117 – 885                                                            | 0.16 – 0.44                                    | 31.6 – 79.5                                        | 0.055 – 0.12                                                    | 0.25 – 0.49                                            | 0.22 – 0.46                                            |
| Μαχητικά                                                                | 184 – 612                                            | 17.8 – 174                                                           | 0.13 – 0.35                                    | 11.7-24.6                                          | 0.041 – 0.13                                                    | 0.20 – 0.37                                            | 0.19 – 0.50                                            |
| Στρατιωτικά<br>περιπολικά,<br>βομβαρδιστικά και<br>μεταγωγικά<br>(Jets) | 598 – 6,200                                          | 118 – 961                                                            | 0.18 – 0.35                                    | 20.0 – 113                                         | 0.024 – 0.160                                                   | 0.24 – 0.46                                            | 0.28 – 0.55                                            |
| Αεροσκάφη<br>υπερηχητικής<br>πλεύσης                                    | 530 – 11,630                                         | 75.0 – 890                                                           | 0.12 – 0.75                                    | 14.1 – 88.5                                        | 0.034 – 0.087                                                   | 0.14 – 0.39                                            | 0.24 – 0.47                                            |

**Πίνακας 6.5:** Σχεδιαστικά μεγέθη κάθετων σταθεροποιητών και πηδαλίων διεύθυνσης.

### 6.3.3 Εγκάρσια ευστάθεια

Η εγκάρσια ευστάθεια ενός αεροσκάφους εξασφαλίζεται από την πτέρυγα και τα πηδάλια κλίσης (“aileron”). Τα πηδάλια κλίσης βρίσκονται στο χείλος εκφυγής της κύριας πτέρυγας και στόχος τους είναι να επαναφέρουν το αεροσκάφος στην περίπτωση διαταραχών ως προς τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους. Στον Πίνακα 6.6 δίνονται για τους διάφορους τύπους αεροσκαφών ενδεικτικά εύρη τιμών των μεγεθών: λόγος της επιφάνειας των πηδαλίων προς την επιφάνεια της πτέρυγας  $S_A / S_W$ , εσωτερικός και εξωτερικός λόγος εκπετάσματος του πηδαλίου κλίσης προς το 1/2 του πτερυγικού εκπετάσματος, καθώς και ο εσωτερικός και εξωτερικός λόγος χορδής του πηδαλίου κλίσης προς τη χορδή της πτέρυγας  $C_{A_{in,out}} / \bar{C}_W$ .

| ΣΧΕΔΙΑΣΤΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ ΠΗΔΑΛΙΩΝ ΚΛΙΣΗΣ<br>(Ενδεικτικά εύρη τιμών)     |                                         |                                                 |                                                                       |                                                                       |                                                                            |                                                                             |
|-------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------|-------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------|
| ΤΥΠΟΣ<br>ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ                                              | Εκπέτασμα<br>πτέρυγας<br><br>$b$ ( ft ) | Λόγος επιφανειας<br>πηδαλίων<br><br>$S_A / S_W$ | Λόγος<br>εκπετάσματος<br>πηδαλίου<br>κλίσης προς $b/2$<br>(εσωτερικά) | Λόγος<br>εκπετάσματος<br>πηδαλίου κλίσης<br>προς $b/2$<br>(εξωτερικά) | Λόγοι χορδής<br>πηδαλίου κλίσης<br>(εσωτερικά)<br>$C_{A_{in}} / \bar{C}_W$ | Λόγος χορδής<br>πηδαλίου κλίσης<br>(εξωτερικά)<br>$C_{A_{out}} / \bar{C}_W$ |
| Ιδιοκατασκευές                                                    | 17.0 – 30.0                             | 0.063 – 0.140                                   | 0 – 0.63                                                              | 0.88 – 1.0                                                            | 0.16 – 0.29                                                                | 0.14 – 0.24                                                                 |
| Μονοκινητήρια ελικοφόρα                                           | 30.7 – 36.2                             | 0.055 – 0.11                                    | 0.47 – 0.65                                                           | 0.84 – 1.0                                                            | 0.17 – 0.38                                                                | 0.22 – 0.36                                                                 |
| Δικινητήρια ελικοφόρα                                             | 36.9 – 48.2                             | 0.044 – 0.087                                   | 0.45 – 0.0.67                                                         | 0.84 – 0.99                                                           | 0.19 – 0.31                                                                | 0.18 – 0.30                                                                 |
| Αγροτικά                                                          | 35.8 – 58.1                             | 0.047 – 0.11                                    | 0.52 – 0.73                                                           | 0.86 – 1.0                                                            | 0.19 – 0.32                                                                | 0.14 – 0.28                                                                 |
| Ιδιωτικά Jets                                                     | 35.6 – 77.8                             | 0.012 – 0.096                                   | 0.49 – 0.86                                                           | 0.71 – 1.0                                                            | 0.20 – 0.33                                                                | 0.15 – 0.31                                                                 |
| Στροβιλοελικοφόρα<br>περιφερειακών αερογραμμών                    | 44.1 – 95.2                             | 0.031 – 0.085                                   | 0.44 – 0.81                                                           | 0.86 – 1.0                                                            | 0.21 – 0.30                                                                | 0.22 – 0.36                                                                 |
| Πολιτικά Jets                                                     | 82.3 – 196                              | 0.021 – 0.049                                   | 0.29 – 0.40                                                           | 0.39 – 0.49                                                           | 0.17 – 0.23                                                                | 0.20 – 0.27                                                                 |
| Μαχητικά                                                          | 26.7 – 64.1                             | 0.031 – 0.14                                    | 0.18 – 0.77                                                           | 0.73 – 1.0                                                            | 0.13 – 0.42                                                                | 0.21 – 1.0                                                                  |
| Στρατιωτικά περιπολικά,<br>βομβαρδιστικά και<br>μεταγωγικά (Jets) | 68.7 – 223                              | 0.022 – 0.056                                   | 0.32                                                                  | 0.39                                                                  | 0.20                                                                       | 0.25                                                                        |
| Αεροσκάφη υπερηχητικής<br>πλεύσης                                 | 38.9 – 174                              | 0.014 – 0.120                                   | 0.18 – 0.80                                                           | 0.69 – 1.0                                                            | 0.11 – 0.32                                                                | 0.26 – 0.43                                                                 |

Πίνακας 6.6: Σχεδιαστικά μεγέθη πηδαλίων κλίσης.

### 6.3.4 Διαστασιολόγηση σταθεροποιητών

Στην παρούσα φάση της σχεδιαστικής διαδικασίας οι σταθεροποιητές διαστασιολογούνται με την μέθοδο του αδιάστατου όγκου  $\bar{V}$ . Σε αυτήν την σχέση κάνουμε εκτίμηση του απαιτούμενου μεγέθους χρησιμοποιώντας τις Σχέσεις (6.3) και (6.4):

$$\bar{V}_H = \frac{X_H}{C_W} \cdot \frac{S_H}{S_W},$$

$$\bar{V}_V = \frac{X_V}{b} \cdot \frac{S_V}{S_W}$$

Στις σχέσεις αυτές τα μεγέθη  $S_W$  και  $b$  είναι γνωστά από τις προηγούμενες φάσεις του σχεδιασμού. Για τα μεγέθη  $\bar{V}_H$ ,  $S_H$ ,  $\bar{V}_V$  και  $S_V$  υπάρχουν διαθέσιμα στοιχεία από υπάρχοντα αεροσκάφη στους Πίνακες 6.3 και 6.5. Έτσι, γνωρίζοντας πού κυμαίνονται οι τιμές των αδιάστατων όγκων  $\bar{V}$  για κάθε κατηγορία αεροσκαφών μπορεί να γίνει και επιλογή της τιμής τους για το σχεδιαζόμενο αεροσκάφος. Επισημαίνεται ότι όσο πιο μεγάλες τιμές  $\bar{V}$  επιλέγονται, τόσο πιο μεγάλη αεροδυναμική ευστάθεια επιτυγχάνεται. Βέβαια όταν η αεροδυναμική ευστάθεια είναι πολύ μεγάλη τόσο πιο δύσκολο γίνεται το αεροσκάφος στον έλεγχο καθώς ανταποκρίνεται πολύ αργά στις εντολές του κυβερνήτη.

Από την στιγμή λοιπόν που θα επιλεγεί η σχεδιαστική τιμή των  $\bar{V}_H$  και  $\bar{V}_V$  μπορεί να επιλεγεί και ο κατάλληλος συνδυασμός  $X_H - S_H$  και  $X_V - S_V$  με βάση την διάταξη του αεροσκάφους που επιλέχθηκε, τις τυχόν σχεδιαστικές προδιαγραφές που μπορεί άμεσα να αφορούν την γεωμετρία των σταθεροποιητών και τα στατιστικά στοιχεία αεροσκαφών της ίδιας κατηγορίας.

Για τον πλήρη σχεδιασμό των σταθεροποιητικών επιφανειών απέμεινε ο προσδιορισμός των υπόλοιπων στοιχείων κάτοψης ( $S_H$ ,  $S_V$ ,  $b_V$ ) καθώς και η αεροτομή. Η επιλογή του εκπετάσματος του οριζόντιου σταθεροποιητή γίνεται από την κατάλληλη επιλογή του λόγου διατάματος  $A_H$ . Για τον οριζόντιο λοιπόν σταθεροποιητή επιδιώκεται γενικά ο λόγος διατάματος του να είναι μικρότερος από αυτόν της πτέρυγας. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι θέλουμε για τον οριζόντιο σταθεροποιητή καλύτερα

χαρακτηριστικά σε απώλεια στήριξης κάτι που επιτυγχάνεται με τον μικρότερο λόγο διατάματος. Ο μικρότερος λόγος διατάματος επιτρέπει αύξηση της μέγιστης γωνίας προσβολής. Έτσι με την αύξηση της γωνίας προσβολής του αεροσκάφους ο σταθεροποιητής χάνει την στήριξή του αργότερα από την πτέρυγα. Αυτό είναι επιθυμητό γιατί σε συνθήκες απώλειας στήριξης πέφτει χαμηλά το ρύγχος του αεροσκάφους μειώνοντας την γωνία προσβολής και επιτυγχάνοντας έτσι την έξοδο από την κατάσταση απώλειας στήριξης της πτέρυγας. Ο λόγος  $A_H$  λαμβάνει συνήθως τιμές (3-5) για τους περισσότερους τύπους αεροσκαφών. Όσον αφορά, τον κατακόρυφο σταθεροποιητή ο λόγος διατάματος λαμβάνει τιμές (1,3-2,0). Περισσότερα δεδομένα δίνονται στους Πίνακες 6.2 και 6.4.

Όπως και στον σχεδιασμό της πτέρυγας έτσι και στους σταθεροποιητές η επιλογή της γωνίας βέλους γίνεται σε συνδυασμό με την επιλογή της αεροτομής. Ο συνδυασμός οπισθόκλισης – πάχους ( $\Lambda_{c/4}, \frac{t}{c}$ ) γίνεται με την βοήθεια στατιστικών στοιχείων και λαμβάνοντας υπόψη τον γενικό κανόνα που θέλει να είναι προτιμότερο σε μια σχεδίαση ο κρίσιμος αριθμός Mach  $M_{cr}$  των σταθεροποιητών να είναι μεγαλύτερος από αυτόν της πτέρυγας. Οι αεροτομές που χρησιμοποιούνται στους σταθεροποιητές τις περισσότερες φορές είναι συμμετρικές και κυρίως από την οικογένεια της NACA με κριτήριο την ελαχιστοποίηση της αντίστασης. Σε ότι αφορά το μέγεθος των πηδαλίων ελέγχου στους σταθεροποιητές, σε αυτή τη φάση της σχεδιαστικής διαδικασίας, αυτά μπορούν να επιλεγούν με βάση τα στατιστικά δεδομένα που υπάρχουν στους Πίνακες 6.3 και 6.5.

Για την περίπτωση που επιλεγεί ουρά με δύο κάθετους σταθεροποιητές, τότε η επιφάνεια  $S_V$  η οποία εκτιμήθηκε με την μέθοδο των αδιάστατων όγκων ( $\bar{V}$ ) θα πρέπει να μοιραστεί σε αυτές τις δύο. Αν από την άλλη επιλεγεί η διάταξη  $V$  στην ουρά του αεροσκάφους, τότε οι επιφάνειες  $S_H$  και  $S_V$  είναι οι προβολές των δύο σταθεροποιητών στο οριζόντιο και κατακόρυφο επίπεδο. Η επιφάνεια της προβολής στο οριζόντιο επίπεδο είναι τότε η επιφάνεια  $S_H$ , ενώ η επιφάνεια της προβολής στο κατακόρυφο επίπεδο είναι η μισή της υπολογιζόμενης  $S_V$ . Επίσης στις παραπάνω περιπτώσεις συνήθως θεωρούμε μικρότερες τιμές των αδιάστατων όγκων κατά 5% από αυτές που δίνονται για την συνήθη διάταξη ουράς.

Ειδικά για την περίπτωση του κάθετου σταθεροποιητή, εφόσον η σχεδίαση αφορά πολυκινητήριο αεροσκάφος, πρέπει να ληφθεί υπόψη η περίπτωση απώλειας κινητήρα σε πτήση. Στην περίπτωση αυτή δημιουργείται ροπή εκτροπής ( $N_T$ ). Η μέγιστη τιμή που μπορεί να έχει η ροπή αυτή είναι :

$$N_T = T_{TO} \cdot y_T \quad (6.5)$$

όπου  $T_{TO}$  είναι η μέγιστη ώση απογείωσης του ενός κινητήρα, και  $y_T$  είναι ο μοχλοβραχίονας της ροπής εκτροπής που προκαλείται από την απώλεια κινητήρα.

Εκτός από την ροπή που δημιουργείται από την ασύμμετρη ώση, δημιουργείται και ροπή εκτροπής από την πρόσθετη οπισθέλκουσα που «παράγεται» στον κινητήρα που δεν λειτουργεί. Αυτή είναι προσεγγιστικά:

- (i)  $N_D = 0,25N_T$  για κινητήρα με έλικα πτερυγίων σταθερού βήματος,
- (ii)  $N_D = 0,10N_T$  για κινητήρα με έλικα πτερυγίων μεταβλητού βήματος,
- (iii)  $N_D = 0,15N_T$  για στροβιλοκινητήρα μικρού λόγου παράκαμψης, και
- (iv)  $N_D = 0,25N_T$  για στροβιλοκινητήρα μεγάλου λόγου παράκαμψης.

Έτσι για να ικανοποιηθεί η ισορροπία ροπών πρέπει να έχουμε τον συνδυασμό θέσης κάθετου σταθεροποιητή – επιφάνειας:

$$X_V \cdot S_V = \frac{N_T + N_D}{\bar{q} \cdot C_{L_V}} \quad (6.6)$$

Στην σχέση αυτή,  $C_{L_V}$  είναι ο συντελεστής άντωσης του κάθετου σταθεροποιητή και  $\bar{q}$  είναι η δυναμική πίεση για την ταχύτητα ελάχιστου ελέγχου. Αυτή τυπικά είναι το 120% της ταχύτητας απώλειας στήριξης σε διαμόρφωση προσγείωσης.

### Παράδειγμα 6.1

Αεροσκάφος τζετ, το οποίο διαθέτει 2 κινητήρες, πετάει με αριθμό Mach 0.70. Κάθε μία από τις μηχανές παράγει ωστική δύναμη 25,000 lbs. Να υπολογιστεί το μέγεθος του κάθετου σταθεροποιητή στη περίπτωση αστοχίας της μίας μηχανής.

Από την σχέση (6.6), η επιφάνεια του κάθετου σταθεροποιητή, για να διατηρηθεί η ισορροπία, δίνεται από την σχέση:

$$S_V = \frac{N_T + N_D}{X_V \bar{q} C_{L_V}} \quad (A)$$

- Για την ροπή λόγω ώσης ( $N_T$ ):

Σύμφωνα με την σχέση (6.5), η ροπή είναι:  $N_T = T_{T0} * y_T$

Υποθέτουμε πως οι κινητήρες βρίσκονται στο 30% του μήκους της ημιπτέρυγας (απόσταση μετρούμενη από τον διαμήκη άξονα της ατράκτου).

Το αεροσκάφος τζετ δεδομένου της ώσης των κινητήρων εκτιμάμε πως πρόκειται για κάποιο ιδιωτικό τζετ. Από τα εμπειρικά δεδομένα του πίνακα (6.6) υποθέτουμε ένα μέσο εκπέτασμα περίπου  $b = 60 \text{ ft}$ . Οπότε:

$$N_T = 25,000 * 0.3 * \frac{60}{2} = 225,000 \text{ lbs} * \text{ft}$$

- Για την ροπή λόγω αντίστασης ( $N_D$ ):

Σχετικά με το λόγο παράκαμψης, θα υποθέσουμε ένα μέσο λόγο παράκαμψης, οπότε:  $N_D = 0.2 * N_T = 45,000 \text{ lbs} * \text{ft}$

- Για τον μοχλοβραχίονα ( $X_V$ ), υποθέτουμε μία τιμή  $X_V = 20 \text{ ft}$ , με βάση τον πίνακα (6.5).

- Η δυναμική πίεση δίνεται από τον τύπο:  $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \gamma P M^2$ . Εάν υποθέσουμε ένα ύψος πτήσης  $h = 35,000 \text{ ft}$ , όπου  $\rho = 7.38 * 10^{-4} \text{ slugs/ft}^3$  η πυκνότητα και  $P = 3.468 \text{ lb/in}^2$  η απόλυτη πίεση της ατμόσφαιρας. Συνεπώς:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} * 1.4 * 3.468 * 0.7^2 = 1.1895 \frac{\text{lb}}{\text{in}^2} = 1.1895 * 144 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} = 171.3 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$$

(**Προσοχή:** για ύψος πτήσης  $h = 35,000 \text{ ft}$ , η ταχύτητα του ήχου είναι μικρότερη από το επίπεδο της θάλασσας,  $c = 968 \text{ ft/s}$ , οπότε για Mach πτήσης  $M = 0.7$ , η ταχύτητα πτήσης είναι  $V = 0.7 * 968 = 677.6 \text{ ft/s}$  και η δυναμική πίεση θα είναι:  $\bar{q} = \frac{1}{2} * 7.68 * 10^{-4} * 677.6^2 = 176.31 \text{ psf}$ , μικρή απόκλιση από τη δυναμική που υπολογίσαμε προηγουμένως)

Αναμενόμενα, με την απώλεια ενός κινητήρα, η ταχύτητα θα μειωθεί, με την κρίσης τιμή αυτής να είναι  $V_{critical} = 1.2 * V_{stall}$ . Οπότε η δυναμική πίεση για αυτή τη ταχύτητα πτήσης θα είναι:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{critical}^2 = \frac{1}{2} * \rho_{\infty} * 1.2^2 * \frac{2 * (W/S)}{\rho_{\infty} * C_L} \Rightarrow$$

$$\bar{q} = 1.44 * \frac{(W/S)}{C_L}$$

Παρατηρούμε δηλαδή πως η δυναμική πίεση εξαρτάται μόνο από το λόγω φόρτου της πτέρυγας και από τον συντελεστή άντωσης.

➤ Για τον συντελεστή άντωσης του σταθεροποιητή ( $C_{L_V}$ ):

Ο συντελεστής μπορεί να υποθεθεί είτε περίπου ίσος με την μονάδα ή να βρεθεί μέσω της θεωρίας του 5<sup>ου</sup> Κεφαλαίου:

Οι αεροτομές του ουραίου είναι συμμετρικές, έστω NACA 0012.

Από το σχήμα (5.11), για  $t/c = 12\%$ , είναι περίπου  $C_{\ell_{max}} = 1.55$ .

Για εκλέπτυνση  $\lambda_w = 0.4$ , είναι  $K_\lambda = 0.95$ . Οπότε:

$$\bar{C}_{L_{max}} = 0.95 * 1.55 = 1.473$$

Για γωνία οπισθόκλισης  $\Lambda_{V_{c/4}} = 35^\circ$ , είναι:

$$C_{L_{max}} = C_{L_V} = \cos\left(\Lambda_{V_{c/4}}\right) * \bar{C}_{L_{max}} = 0.819 * 1.473 \Rightarrow$$

$$C_{L_V} = 1.206 \approx 1.2$$

Αντικαθιστώντας όλα τα παραπάνω στην εξίσωση (Α), προκύπτει:

$$S_V = \frac{225,000 + 45,000}{20 * 1.44 * \frac{(W/S)}{C_L} * 1.2} \Rightarrow$$

$$S_V = \frac{7,812.5 * C_L}{(W/S)} [lbs_f]$$

Επομένως η επιφάνεια του ουραίου, εξαρτάται από το λόγο φόρτου της πτέρυγας και από την αεροδυναμική απόδοση της διάταξης της πτέρυγας. Η κρίσιμη φάση πτήσης είναι η φάση της προσγείωσης, όπου ο  $C_L$  είναι μέγιστος και ο λόγος φόρτου είναι ελάχιστος. Στη περίπτωση αυτή, υποθέτουμε  $(W/L)_L = 120 lbs_f/ft^2$  και από τον πίνακα (3.4), του Κεφαλαίου 3,  $C_{Lmax,L} = 2.2$ . Οπότε:

$$\bar{q} = 1.44 * \frac{120}{2.2} = 78.55 lbs_f/ft^2$$

Παρατηρούμε πως η δυναμική πίεση είναι ακόμα μικρότερη και επαληθεύουμε πως αυτή είναι η κρίσιμη περίπτωση. Η επιφάνεια του ουραίου προκύπτει:

$$S_V = \frac{7,812.5 * 2.2}{120} = 143.2 ft^2$$

Το συγκεκριμένο μέγεθος επαληθεύεται από τα εμπειρικά δεδομένα του πίνακα (6.5), τόσο για τη κατηγορία των ιδιωτικών τζετ, όσο και για τα πολιτικά τζετ.

### 6.3.5 Μερικές παρατηρήσεις στη σχεδίαση των σταθεροποιητών

Γενικές παρατηρήσεις σχετικά με τη σχεδίαση των σταθεροποιητών συνοψίζονται παρακάτω:

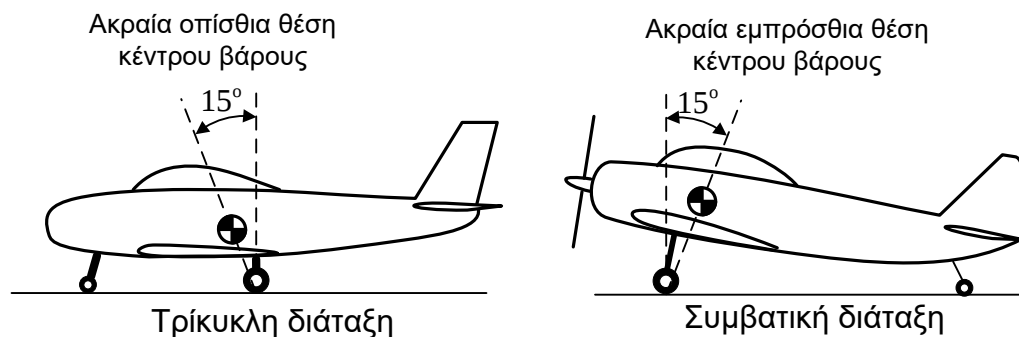
- Οι ουραίες επιφάνειες πρέπει να επαρκούν θεωρώντας και την διαδρομή του κέντρου βάρους κατά τη διάρκεια της πτήσης. Μια τυπική διακύμανση της θέσης του κέντρου βάρους θα ήταν από την μπροστινή θέση του 10% της μέσης αεροδυναμικής χορδής μέχρι την πίσω θέση του 35% της μέσης αεροδυναμικής χορδής. Πρέπει ακόμα να «παράγει» αρκετή ροπή για να παρέχει την απαραίτητη ζυγοστάθμιση και έλεγχο.
- Η εμπρόσθια θέση του κέντρου βάρους με τυπική τρίκυκλη διάταξη τροχών και με τα μεταπτερύγια στη θέση απογείωσης θα δώσει το μέγιστο φορτίο στο ρηναίο τροχό. Η ουραία επιφάνεια πρέπει να διαστατοποιηθεί ώστε να παρέχει αρκετή ροπή για να σηκώνει το ρύγχος στην απαιτούμενη ταχύτητα απογείωσης.
- Το ουραίο πρέπει να είναι τοποθετημένο πέρα από την εκροή του κινητήρα ώστε η επίδραση των αλλαγών της ώσης να αποφεύγεται ή να περιορίζεται στο ελάχιστο.
- Η τοποθέτηση του ουραίου γίνεται εκτός της περιοχής (συνήθως από κάτω) του απορρεύματος της πτέρυγας σε απώλεια στήριξης.
- Η αστοχία του ενός κινητήρα κατά την απογείωση είναι συνήθως το κρίσιμο κριτήριο του κατακόρυφου σταθερού για αεροσκάφη με τις μηχανές στην πτέρυγα.

## 6.4 Σχεδιασμός για Ισορροπία Αεροσκάφους στο Έδαφος

Αφού έχουν γίνει οι κατάλληλες επιλογές σχεδιασμού για την ευστάθεια του αεροσκάφους στον αέρα, απομένουν οι επιλογές που αφορούν την ισορροπία του στο έδαφος με την κατάλληλη διαστασιολόγηση και τοποθέτηση του συστήματος προσγείωσης. Το σύστημα προσγείωσης πρέπει εκτός από το γεγονός ότι πρέπει να αντέχει τα φορτία της προσγείωσης, και να εξασφαλίζει την ισορροπία του αεροσκάφους πάνω του σε συνθήκες επιταχυνόμενης ή επιβραδυνόμενης τροχοδρόμησης. Οι επιλογές διαστασιολόγησης θα πρέπει πάντα να γίνονται με βασικά κριτήρια ελάχιστου βάρους και πολυπλοκότητας.

### 6.4.1 Επιλογή θέσης σκελών συστήματος προσγείωσης

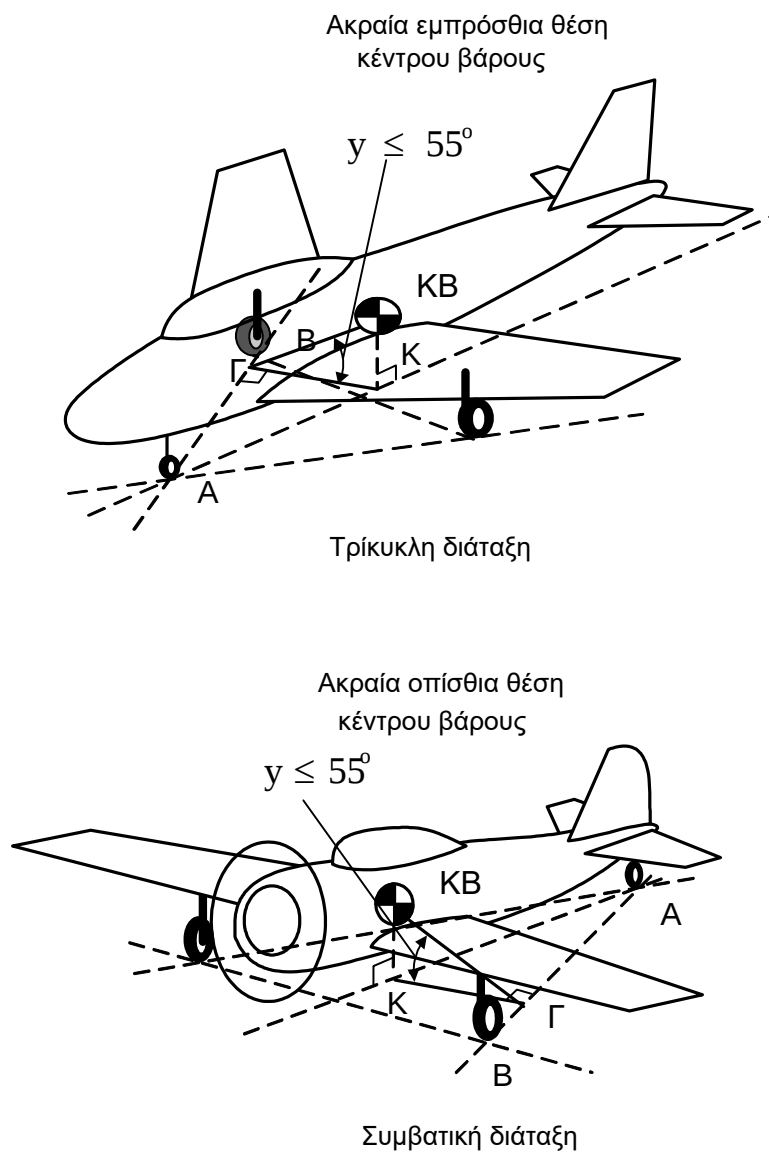
Μέχρι αυτό το σημείο έχουν ήδη γίνει επιλογές για την γενική διάταξη του αεροσκάφους που να λαμβάνουν υπόψη και το σύστημα προσγείωσης. Με βάση αυτές τις επιλογές μπορεί να ληφθεί μια απόφαση για την διάταξη του συστήματος προσγείωσης, δηλαδή για το αν θα έχουμε *τρίκυκλο* ή *συμβατικό* σύστημα ή κάποια άλλη διάταξη. Σε ότι αφορά την θέση του συστήματος προσγείωσης σαν οδηγός μπορούν να χρησιμοποιηθούν τα Σχήματα 6.14 και 6.15. Τα σχήματα αυτά αφορούν τις γενικές περιπτώσεις της διάταξης τρίκυκλου και συμβατικού συστήματος προσγείωσης και δίνουν εμπειρικούς κανόνες για την τοποθέτηση των σκελών.



**Σχήμα 6.14:** Κατάλληλη θέση κύριου σκέλους συστήματος προσγείωσης.

Το Σχήμα 6.14 απεικονίζει το πώς θα πρέπει τα βασικά σκέλη να τοποθετηθούν ώστε να αποτραπεί το ενδεχόμενο ανατροπής του αεροσκάφους σε επιταχυνόμενη ή επιβραδυνόμενη τροχοδρόμηση. Όπως φαίνεται στο σχήμα η τοποθέτηση του βασικού σκέλους γίνεται σε σχέση με το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Καθώς το κέντρο βάρους μετατοπίζεται κατά την διάρκεια μιας αποστολής λαμβάνεται υπόψη η *δυσμενέστερη* θέση. Για την περίπτωση του τρίκυκλου συστήματος προσγείωσης η *δυσμενέστερη* θέση του κέντρου βάρους είναι η ακραία πίσω θέση ενώ για το συμβατικό σύστημα η ακραία εμπρόσθια θέση.

Το Σχήμα 6.15 απεικονίζει έναν εμπειρικό οδηγό για την τοποθέτηση των σκελών του συστήματος προσγείωσης ώστε να αποτραπεί η ανατροπή του αεροσκάφους κατά τις στροφές του στο έδαφος. Όπως και στο προηγούμενο σχήμα έτσι και σ' αυτό θεωρείται η *δυσμενέστερη* θέση του κέντρου βάρους. Η γωνία  $\gamma$  του κριτηρίου ευστάθειας σχηματίζεται ως εξής: στην αρχή λαμβάνουμε την ευθεία που συνδέουν τα κύρια σκέλη του συστήματος προσγείωσης με τον εμπρόσθιο ή ουραίο τροχό (διακεκομμένη γραμμή AB του Σχήματος 6.15).



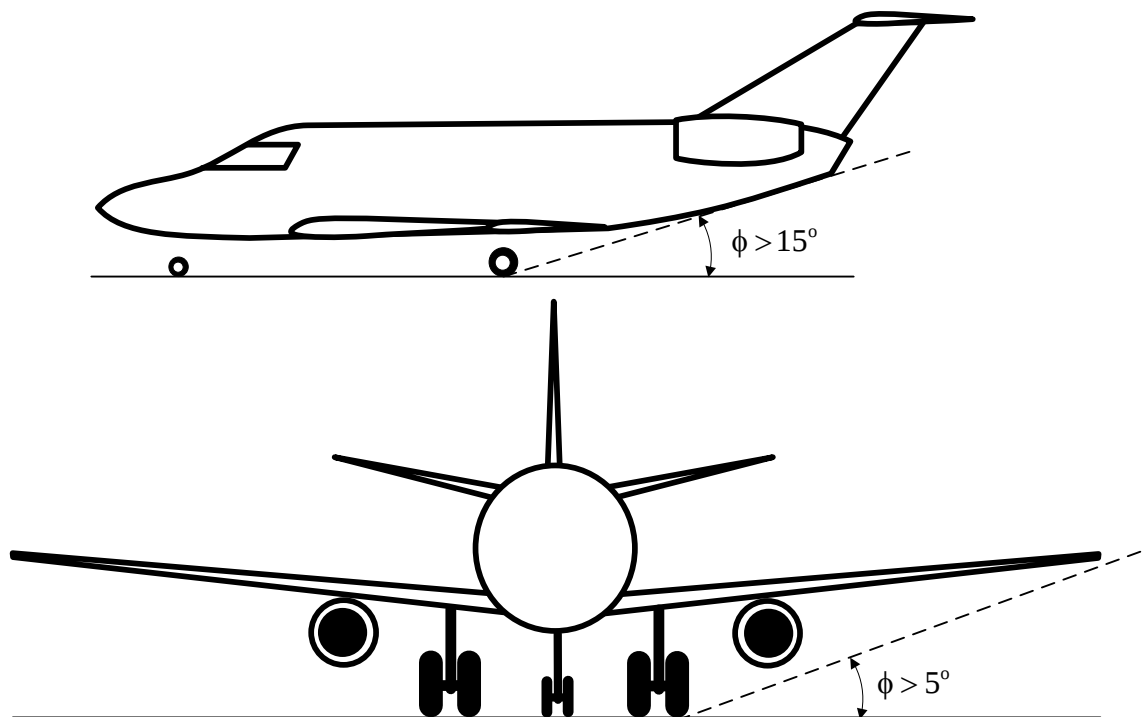
**Σχήμα 6.15:** Κατάλληλη τοποθέτηση συστήματος προσγείωσης για αποφυγή ανατροπής σε στροφές στο έδαφος.

Στην συνέχεια παίρνουμε την προβολή  $K$  του κέντρου βάρους  $KB$  στο έδαφος. Μετά θεωρούμε την κάθετο από το σημείο  $K$  στην ευθεία  $AB$  η οποία δίνει το ευθύγραμμο τμήμα  $KΓ$ . Η γωνία του τμήματος  $KΓ$  με το ευθύγραμμο τμήμα  $Γ-KB$  που συνδέει το σημείο  $Γ$  με το κέντρο βάρους είναι η γωνία  $y$  που φαίνεται στο Σχήμα 6.15. Η γωνία αυτή εμπειρικά πρέπει να είναι μικρότερη των  $55^\circ$ . Στην περίπτωση που αυτή είναι μεγαλύτερη, μπορούμε να την μειώσουμε είτε με αύξηση του μετατροχίου (απόσταση μεταξύ των κύριων σκελών

προσγείωσης), είτε με αύξηση του μεταξονίου (απόσταση του εμπρόσθιου ή ουραίου τροχού από τον άξονα των κύριων σκελών), είτε με συνδυασμό των παραπάνω.

Στο Σχήμα 6.16 περιγράφεται ένας ακόμα εμπειρικός οδηγός για την διαστασιολόγηση του συστήματος προσγείωσης. Σε αυτό το σχήμα απεικονίζονται ελάχιστες γωνίες που πρέπει να ληφθούν υπόψη ώστε να αποφευχθεί η επαφή τμημάτων του αεροσκάφους με το έδαφος, δηλαδή ο κώνος στο πίσω μέρος της ατράκτου και τα άκρα πτέρυγας.

Σε ότι αφορά την θέση και διάταξη του συστήματος προσγείωσης, οι σχεδιαστικές επιλογές θα πρέπει να είναι τέτοιες ώστε για την ανάσυρση του συστήματος προσγείωσης να μην απαιτούνται εκτεταμένα ανοίγματα στην δομή του αεροσκάφους, ειδικά σε περιοχές όπου υπάρχουν κύριες δομικές μονάδες. Επίσης, θα πρέπει να ληφθεί υπόψη ότι η διάταξη και η ιδανική θέση, πέρα από τους εμπειρικούς κανόνες της ενότητας αυτής, καθορίζονται και από τον διαθέσιμο χώρο στο αεροσκάφος για την ανάσυρση.



**Σχήμα 6.16:** Τοποθέτηση και διαστασιολόγηση συστήματος προσγείωσης για κατάλληλη απόσταση τμημάτων από το έδαφος.

## Βιβλιογραφία

1. D. P. Raymer, *"Aircraft Design: A Conceptual Approach"*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1999.
2. J. Roskam, *"Airplane Design"*, DAR Corporation, Lawrence, Kansas, 1997.
3. D. Stinton, *"Anatomy of the Aeroplane"*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1998.
4. J. P. Fielding, *"Introduction to Aircraft Design"*, Cambridge University Press, 1999.
5. D. Küchemann, *"The Aerodynamic Design of Aircraft"*, Pergamon Press, Oxford, 1978.
6. E. Torenbeek, *"Synthesis of Subsonic Airplane Design"*, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, 1982.