
3 Υπολογισμός Φορτίου Πτέρυγας και Ώσης Μηχανών

Περιεχόμενα

3.1	Διαδικασία Αρχικής Εκτίμησης Φορτίου Πτέρυγας και Λόγου Ώσης - Βάρους	46
3.2	Κριτήριο 1: Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης	50
3.2.1	Τιμές του μέγιστου συντελεστή άντωσης C_{Lmax}	51
3.3	Κριτήριο 2: Μήκος Διαδρόμου Απογείωσης.....	55
3.3.1	Ελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 23).....	55
3.3.2	Αεριοθούμενα και Στροβιλοελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 25).....	57
3.4	Κριτήριο 3: Μήκος Διαδρόμου Προσγείωσης.....	60
3.4.1	Ελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 23).....	60
3.4.2	Αεριοθούμενα και Στροβιλοελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 25).....	63
3.5	Κριτήριο 4: Ταχύτητα Πτήσης.....	65
3.5.1	Ελικοφόρα και Στροβιλοελικοφόρα Αεροσκάφη	65
3.5.2	Αεριοθούμενα Αεροσκάφη	68
3.6	Υπολογισμός του Συντελεστή Αντίστασης C_{D_0}	71
3.7	Τελικός Υπολογισμός T/W ή W/P και W/S	78
3.8	Περίληψη	82

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

Μετά την αρχική εκτίμηση του βάρους απογείωσης του σχεδιαζόμενου αεροσκάφους, το επόμενο βήμα του βασικού σχεδιασμού είναι ο προσδιορισμός του μεγέθους της πτέρυγας και του κινητήρα που θα φέρει το αεροσκάφος. Ο υπολογισμός αυτών των μεγεθών πραγματοποιείται μέσω του υπολογισμού του φορτίου πτέρυγας (λόγος βάρους προς επιφάνεια κάτοψης πτέρυγας), καθώς και του λόγου ώσης μηχανής προς το βάρος για αεριωθούμενα ή του λόγου βάρους προς την ισχύ μηχανής για ελικοφόρα αεροσκάφη. Οι υπολογισμοί αυτοί στηρίζονται στις προδιαγραφές επιδόσεων του αεροσκάφους. Ένα άλλο σημαντικό μέγεθος που θα προκύψει από αυτή τη διαδικασία είναι το εύρος αποδεκτών τιμών για το μέγιστο συντελεστή άντωσης της πτέρυγας.

3.1 Διαδικασία Αρχικής Εκτίμησης Φορτίου Πτέρυγας και Λόγου Ώσης - Βάρους

Η ισχύς των μηχανών και το μέγεθος της πτέρυγας είναι σημαντικά μεγέθη στον σχεδιασμό αεροσκάφους. Ο υπολογισμός τους γίνεται με βάση ορισμένα κριτήρια απόδοσης ή επιδόσεων όπως είναι τα ακόλουθα :

1. Ταχύτητα απώλειας στήριξης.
2. Μήκος διαδρόμου απογείωσης.
3. Μήκος διαδρόμου προσγείωσης.
4. Ταχύτητα πτήσης.

Σημειώνεται ότι υπάρχουν και άλλα κριτήρια τα οποία ποικίλουν ανάλογα με την αποστολή του αεροσκάφους.

Ο υπολογισμός της ισχύος των μηχανών και του μεγέθους της πτέρυγας είναι ουσιαστικά έμμεσος, αφού δεν υπολογίζουμε τις ακριβείς τιμές τους, αλλά βρίσκουμε περιοχές επιτρεπτών τιμών για τους ακόλουθους λόγους μεγεθών: (i) το φορτίο πτέρυγας W/S (“wing loading”), και (ii) το λόγο T/W (“thrust loading”) για αεριωθούμενα, ή το λόγο W/P (“power loading”) για ελικοφόρα αεροσκάφη.

Στους ανωτέρω ορισμούς W είναι το βάρος του αεροσκάφους T η ώση του στροβιλοκινητήρα, P η ισχύς του ελικοφόρου κινητήρα, και S η επιφάνεια κάτοψης της πτέρυγας. Επίσης, θα υπολογιστεί εύρος τιμών του μέγιστου συντελεστή άντωσης της πτέρυγας του αεροσκάφους (C_{Lmax}). Ο λόγος ώσης T/W είναι αδιάστατος, ενώ

στις άλλες δύο περιπτώσεις, στον λόγο W/S (“wing loading”) και τον λόγο W/P (“power loading”), το W είναι το βάρος μάζας αεροσκάφους.

Οι λόγοι T/W (ή W/P) και W/S συνδέονται μεταξύ τους μέσω των κριτηρίων απόδοσης. Για παράδειγμα, μικρό μήκος απαιτούμενου διαδρόμου απογείωσης μπορεί να επιτευχθεί με: (i) μεγάλη πτέρυγα (μικρό W/S) και με μικρή μηχανή (μικρό T/W), ή (ii) με μικρή πτέρυγα (μεγάλο W/S) και με μεγάλη μηχανή (μεγάλο T/W). Εξάλλου, υψηλή τιμή του T/W μπορεί να δώσει μεγαλύτερη ταχύτητα πτήσης. Παράλληλα όμως, οι ισχυρότερες μηχανές έχουν κατά κανόνα μεγαλύτερη κατανάλωση καυσίμου και μεγαλύτερο βάρος. Γενικά, επιλέγοντας το μεγαλύτερο δυνατό W/S και το μικρότερο δυνατό T/W (ή μεγαλύτερο W/P) οδηγούμαστε σε αεροσκάφος με το μικρότερο δυνατό κόστος.

Επειδή ο λόγος T/W μεταβάλλεται κατά τη διάρκεια της πτήσης, για τον υπολογισμό χρησιμοποιούμε το «στατικό» T/W στην αρχική φάση της απογείωσης, θεωρώντας μηδενική την ταχύτητα του αεροσκάφους. Οι παρακάτω Πίνακες 3.1 και 3.2 δίνουν τυπικές τιμές των λόγων W/S και T/W .

Τυπικές τιμές φορτίου πτέρυγας W/S [lbs_m/ft^2]	
Ανεμοπλάνο	6
Μονοκινητήριο	17
Δικινητήριο	26
Δικινητήριο Turbo-prop	40
Μαχητικό	70
Επιβατηγό	120

Πίνακας 3.1 Οι τυπικές τιμές του φορτίου πτέρυγας για διάφορους τύπους αεροσκαφών [4].

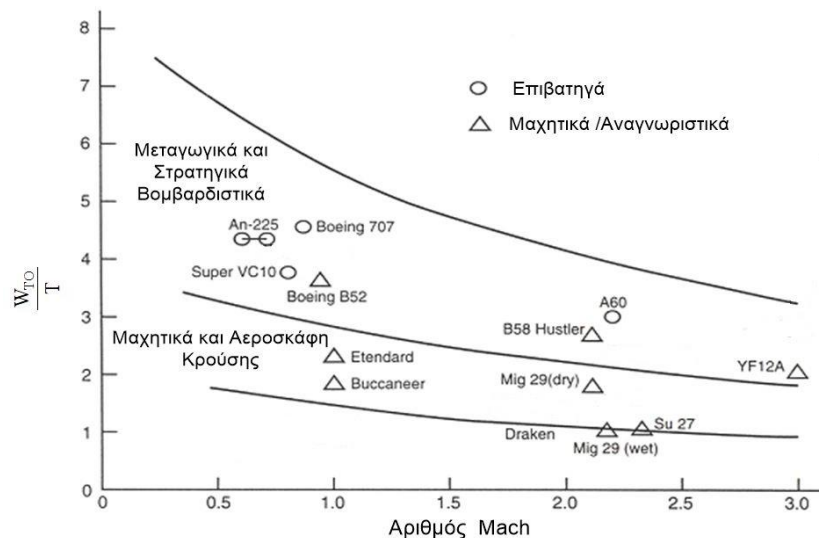
Απαιτήσεις Αποστολής	$(T/W)_{TO}$
Μεγάλη Εμβέλεια	0.20-0.35
Μικρή / Μεσαία Εμβέλεια	0.30-0.45
Βραχεία Απογείωση / Προσγείωση	0.40-0.60
Ελαφρύ Πολιτικό	0.25-0.34
Μαχητικό	0.60-1.30

Πίνακας 3.2 Τυπικές τιμές του λόγου T/W για διάφορους τύπους αεριωθούμενων αεροσκαφών [5].

Τυπικές τιμές λόγου $\frac{W}{P} \left[\frac{lbs_m}{hp} \right]$	
Δικινητήριο Turbo-prop	5
Δικινητήριο	6
Υδροπλάνο	10
Αργοτικό	11
Μονοκινητήριο	14
Ανεμοπλάνο με κινητήρα	25

Πίνακας 3.3 Τυπικές τιμές του λόγου W/P για διάφορους τύπους αεροσκαφών [4].

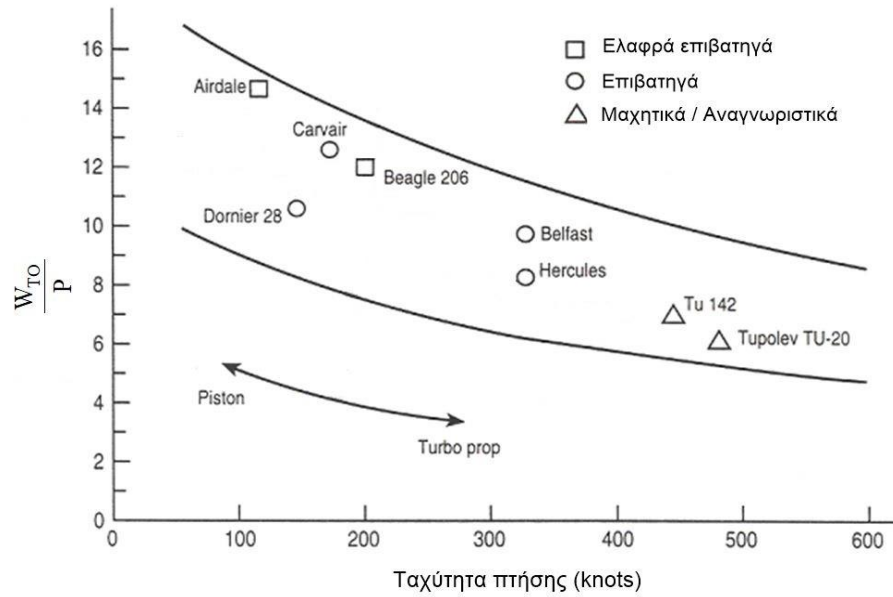
Στο ακόλουθο Σχήμα 3.1 φαίνεται ο λόγος W/T για διάφορους τύπους αεριωθούμενων αεροσκαφών σαν συνάρτηση της ταχύτητας πτήσης (αριθμός Mach).



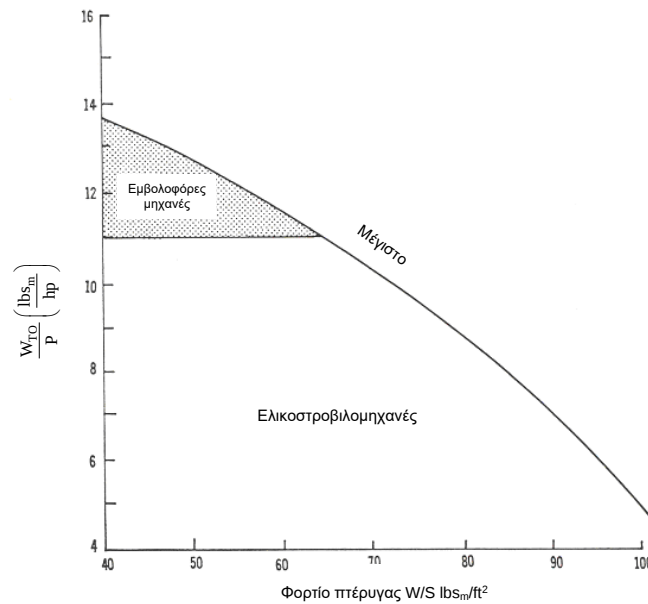
Σχήμα 3.1: Τιμές του λόγου W/T σε (lbs_m/lbs_f) για διάφορα αεριωθούμενα αεροσκάφη σε συνάρτηση με την ταχύτητα κανονικής πτήσης [3].

Για ελικοφόρα αεροσκάφη χρησιμοποιούμε το λόγο W/P , με τυπικές τιμές 10-15 lbs_m/hr . Αντιστοίχως, έχουμε το παρακάτω Σχήμα 3.2 για το W/P σαν συνάρτηση της

ταχύτητας πτήσης. Τέλος, το Σχήμα 3.3 απεικονίζει τυπικές σχέσεις των λόγων W/S και W/P για ελικοφόρα αεροσκάφη.



Σχήμα 3.2: Τιμές του λόγου W/P σε (lbs_m/hrp) για διάφορα ελικοφόρα αεροσκάφη σε συνάρτηση με την ταχύτητα κανονικής πτήσης [3].



Σχήμα 3.3: Μεταβολή του λόγου W/P σε (lbs_m/hrp) συναρτήσει του λόγου W/S σε (lbs_m/ft^2) για ελικοφόρα αεροσκάφη [4].

Οι δύο λόγοι T/W και W/P συνδέονται με βάση τον βαθμό απόδοσης του έλικα ο οποίος ορίζεται ως εξής:

$$n_p \equiv \frac{T}{P} = \frac{\frac{T}{W} V}{\frac{W}{P}} \Rightarrow \frac{T}{W} = \frac{n_p V}{(W/P)} \quad (3.1)$$

Κατά την κανονική πτήση μπορούμε να θεωρήσουμε ότι $T = D$ και $L = W$. Επομένως, ο λόγος T/W συνδέεται με τον αεροδυναμικό λόγο L/D ως εξής:

$$\frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{1}{(L/D)} \quad (3.2)$$

3.2 Κριτήριο 1: Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης

Σύμφωνα με το πρώτο κριτήριο, η ταχύτητα απώλειας στήριξης V_{stall} πρέπει να είναι μικρότερη από μία μέγιστη τιμή που δίνεται από κανονισμούς ή προδιαγραφές. Στην κατάσταση απώλειας στήριξης έχουμε:

$$W = L = C_{Lmax} \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{stall}^2 S \Rightarrow V_{stall} = \sqrt{\frac{2 (W/S)}{\rho_{\infty} C_{Lmax}}} \quad (3.3)$$

όπου, ρ_{∞} η πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο ύψος πτήσης και W η δύναμη του βάρους του αεροπλάνου (N ή lbf ανάλογα το σύστημα μονάδων).

Για δεδομένο συντελεστή άντωσης πτέρυγας C_{Lmax} και ύψος πτήσης, ορίζοντας τη μέγιστη τιμή της ταχύτητας απώλειας στήριξης V_{stall} , παίρνουμε τη μέγιστη τιμή του φορτίου της πτέρυγας W/S . Για τον προκαταρκτικό αυτό υπολογισμό θα πρέπει να γίνει από τον σχεδιαστή επιλογή του C_{Lmax} . Η επιλογή αυτή γίνεται με βάση τις γνωστές τιμές από παραπλήσια αεροσκάφη.

3.2.1 Τιμές του μέγιστου συντελεστή άντωσης C_{Lmax}

Υπάρχουν τρεις χαρακτηριστικές τιμές του μέγιστου συντελεστή άντωσης που αφορούν τις τρεις φάσεις πτήσης του αεροσκάφους: (i) κανονική πτήση (C_{Lmax} ή $C_{Lmax,CLEAN}$), (ii) απογείωση ($C_{Lmax,TO}$), και (iii) προσγείωση ($C_{Lmax,L}$).

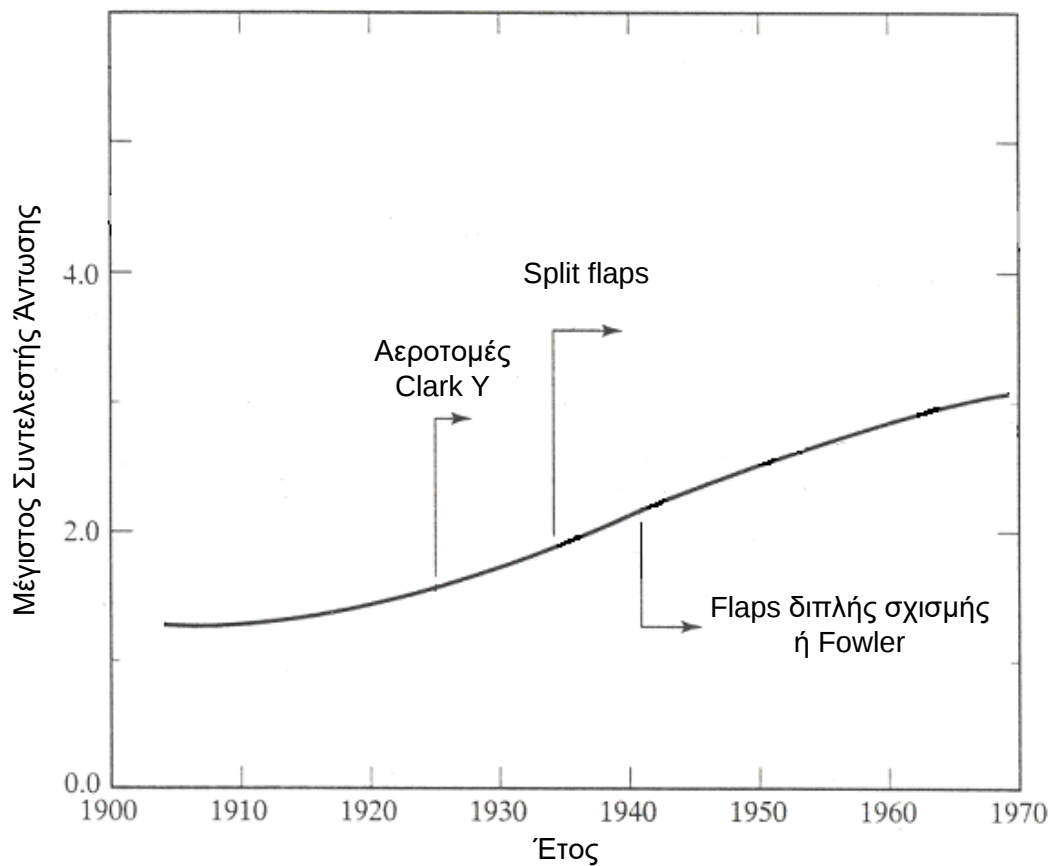
Κατά την προσγείωση, τα μεταπτερύγια (flaps) βρίσκονται στην κατώτατη θέση (μέγιστη γωνία) για να δώσουν μέγιστη άντωση και αντίσταση, ενώ κατά την απογείωση η γωνία των μεταπτερυγίων είναι περίπου η μισή αυτής κατά την προσγείωση.

Ο ακόλουθος Πίνακας 3.4 δίνει τιμές του C_{Lmax} για διάφορα αεροσκάφη, για τις τρεις φάσεις της πτήσης. Σημαντικά υψηλότερες τιμές του μέγιστου συντελεστή άντωσης μπορούν να προκύψουν με ειδικό σχεδιασμό των μεταπτερυγίων ή και με κάποιου είδους έλεγχο της ροής του οριακού στρώματος.

Κατηγορία Αεροσκάφους	$C_{Lmax,CLEAN}$	$C_{Lmax,TO}$	$C_{Lmax,L}$
1. Ιδιοκατασκευές	1.2-1.8	1.2-1.8	1.2-2.0
2. Μονοκινητήρια Ελικοφόρα	1.3-1.9	1.3-1.9	1.6-2.3
3. Δικινητήρια Ελικοφόρα	1.2-1.8	1.4-2.0	1.6-2.5
4. Αγροτικά	1.3-1.9	1.3-1.9	1.3-1.9
5. Επιχειρηματικά	1.4-1.8	1.6-2.2	1.6-2.6
6. Στροβιλοελικοφόρα Περιφερειακών Αερογραμμών	1.5-1.9	1.7-2.1	1.9-3.3
7. Αεριωθούμενα Επιβατηγά	1.2-1.8	1.6-2.2	1.8-2.8
8. Στρατιωτικά Εκπαιδευτικά	1.2-1.8	1.4-2.0	1.6-2.2
9. Μαχητικά	1.2-1.8	1.4-2.0	1.6-2.6
10. Στρατιωτικά Περιπολικά, Βομβαρδιστικά και Μεταγωγικά	1.2-1.8	1.6-2.2	1.8-3.0
11. Αεράκατοι και Αμφίβια	1.2-1.8	1.6-2.2	1.8-3.4
12. Υπερηχητικά	1.2-1.8	1.6-2.0	1.8-2.2

Πίνακας 3. 4 Τυπικές τιμές του μέγιστου συντελεστή άντωσης πτέρυγας για διάφορους τύπους αεροσκαφών [3].

Στο ακόλουθο Σχήμα 3.4 φαίνεται η ιστορική εξέλιξη του μέγιστου συντελεστή άντωσης πτέρυγας.



Σχήμα 3.4: Χρονολογική εξέλιξη του μέγιστου συντελεστή άντωσης πτέρυγας [2].

Γενικά ο συντελεστής άντωσης C_{Lmax} εξαρτάται από τους ακόλουθους κύριους παράγοντες:

1. Τη γεωμετρία της πτέρυγας,
2. την αεροτομή,
3. την γεωμετρία των υπεραντωτικών διατάξεων (μεταπτερύγια/προπτερύγια),
4. τον αριθμό Reynolds,
5. την τραχύτητα της επιφάνειας της πτέρυγας,
6. την επίδραση άλλων τμημάτων του αεροσκάφους (άτρακτος, κέλυφος μηχανής), και
7. την επίδραση του ομόρου από τον έλικα ή τη στροβιλομηχανή.

Παράδειγμα 3.1

Να βρεθούν οι τιμές που μπορεί να πάρει ο λόγος W/S για ένα ελικοφόρο μονοκινητήριο, όταν πρέπει να έχει κατά την προσγείωση (μεταπτερύγια κατεβασμένα) στο επίπεδο της θάλασσας μέγιστη ταχύτητα απώλειας στήριξης $V_{stall,L} = 50kts$ ενώ με τα μεταπτερύγια ανεβασμένα να είναι $V_{stall} = 60kts$. Και οι δύο προδιαγραφές θεωρούνται με $W = W_{TO}$.

Από τον Πίνακα 3.3 για ελικοφόρο μονοκινητήριο βρίσκουμε τις περιοχές τιμών:

$$1.3 \leq C_{Lmax} \leq 1.9 \text{ και}$$

$$1.6 \leq C_{Lmax,L} \leq 2.3$$

Επιλέγουμε και για τους δυο συντελεστές τιμές κοντά στις μέσες, έστω:

$$C_{Lmax,TO} = 1.6, \text{ και } C_{Lmax,L} = 2.0$$

Από την (3.3) παίρνουμε: $V_{stall} = \sqrt{\frac{2 (W/S)_{max}}{\rho_{\infty} C_{Lmax}}}$, για την περίπτωση των

ανεβασμένων μεταπτερυγίων, όπου και αντικαθιστούμε:

$$V_{stall} = 60 kts = 101.26 ft/s, \text{ και}$$

$$\rho_{\infty} = \rho_{SL} = 1.225 kg/m^3 = 2.377 \times 10^{-3} slugs/ft^3.$$

Στην περίπτωση των κατεβασμένων μεταπτερυγίων: $V_{stall,L} = \sqrt{\frac{2 (W/S)_{max}}{\rho_{\infty} C_{Lmax,L}}}$,

και αντικαθιστούμε με: $V_{stall,L} = 50 kts = 84.47 ft/s$.

Έτσι καταλήγουμε στις σχέσεις:

$$\text{- Για } C_{Lmax,L} = 1.6 : (W/S)_{max} = 17.0 psf$$

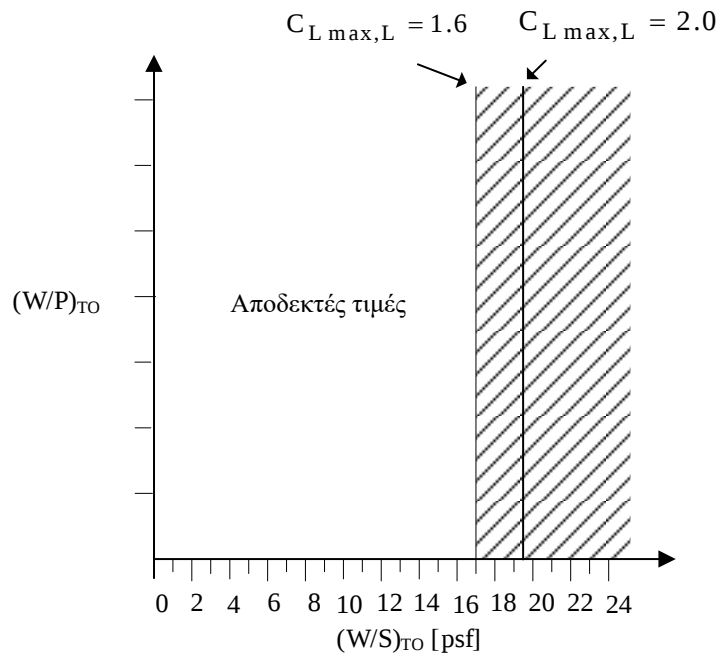
$$\text{- Για } C_{Lmax,L} = 2.0 : (W/S)_{max} = 19.5 psf$$

Η χαμηλότερη τιμή θέτει τον περιορισμό για τη μέγιστη τιμή του λόγου W/S :

$$(W/S)_{TO} \leq 17 psf \text{ (psf: } lbs_f/ft^2)$$

Στο διάγραμμα του Σχήματος 3.5 παρουσιάζεται γραφικά η αποδεκτή περιοχή τιμών για το λόγο W/S .

Κριτήριο 1: Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης



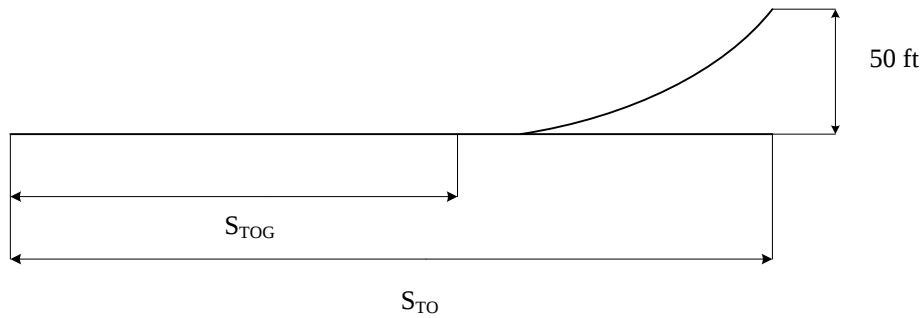
Σχήμα 3.5: Περιοχή αποδεκτών τιμών του φορτίου της πτέρυγας (W/S) με κριτήριο την ταχύτητα απώλειας στήριξης.

3.3 Κριτήριο 2: Μήκος Διαδρόμου Απογείωσης

Το κριτήριο αυτό ορίζει ότι η απαιτούμενη απόσταση για την απογείωση αεροσκάφους πρέπει να είναι μικρότερη του μήκους του διαδρόμου απογείωσης που δίνεται. Υπάρχουν διαφορετικοί κανονισμοί για τα ελικοφόρα αεροσκάφη (FAR 23) και άλλοι κανονισμοί για τα αεριωθούμενα ή στροβιλοελικοφόρα (FAR 25).

3.3.1 Ελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 23)

Οι χαρακτηριστικές αποστάσεις απογείωσης που ορίζονται από τους κανονισμούς FAR 23 για τα ελικοφόρα, φαίνονται στο Σχήμα 3.6.



Σχήμα 3.6: Χαρακτηριστικές αποστάσεις απογείωσης (κανονισμός FAR 23).

Το μήκος S_{TOG} (“ground roll”) είναι η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος στη γραμμή απογείωσης από την ελευθέρωση των φρένων, μέχρι τη στιγμή που οι τροχοί αφήσουν το έδαφος. Το μήκος S_{TO} (“obstacle clearance distance”) είναι η απόσταση που απαιτείται από την ελευθέρωση των φρένων έως ότου το αεροσκάφος να φτάσει κάποιο συγκεκριμένο υψόμετρο. Σύμφωνα με τους κανονισμούς FAR 23 για ελικοφόρα επιβατηγά αεροσκάφη το υψόμετρο αυτό είναι 50 ft . Το μήκος S_{TOG} , είναι ανάλογο των λόγων W/S και W/P και αντιστρόφως ανάλογο του $C_{Lmax,TO}$ και της ατμοσφαιρικής πυκνότητας ρ . Τα μεγέθη αυτά ορίζουν την «παράμετρο απογείωσης»:

$$TOP_{23} \equiv \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{\sigma C_{Lmax,TO}} \quad (3.4)$$

Η παράμετρος σ είναι ο λόγος πυκνοτήτων ρ/ρ_{SL} , όπου ρ_{SL} είναι η πυκνότητα της ατμόσφαιρας στην επιφάνεια της θάλασσας (Sea Level).

Χρησιμοποιώντας δεδομένα από υπάρχοντα αεροσκάφη έχουμε:

$$S_{TO} = 8.134 TOP_{23} + 0.0149 TOP_{23}^2 \quad (3.5)$$

Κατά τη διαδικασία υπολογισμών θα πρέπει να γίνει από το σχεδιαστή επιλογή του εύρους τιμών $C_{Lmax,TO}$ στις οποίες θα κινηθεί η σχεδίαση στην παρούσα φάση. Τυπικές τιμές $C_{Lmax,TO}$ δίνονται από τον Πίνακα 3.4 . Καθώς οι παραπάνω σχέσεις είναι εμπειρικές, θα πρέπει να είναι γνωστές οι μονάδες των μεταβλητών. Στις συγκεκριμένες σχέσεις το S_{TO} δίνεται σε ft ενώ η TOP_{23} σε $lbs_m^2/(ft^2 hp)$.

Παράδειγμα 3.2

Να βρεθεί η σχέση μεταξύ $(W/S)_{TO}$ και $(W/P)_{TO}$ ελικοφόρου αεροσκάφους, όταν πρέπει να έχει μήκος διαδρομής απογείωσης (S_{TO}) μικρότερο από 1500 ft σε υψόμετρο 5000 ft.

Από τις σχέση (3.5) έχουμε:

$$1500 = 8.134 TOP_{23} + 0.0149 TOP_{23}^2 \Rightarrow$$

$$TOP_{23} = 145.6 \frac{lbs^2}{ft^2 hp}$$

Ο λόγος ατμοσφαιρικής πυκνότητας στα 5000ft είναι $\sigma = 0.8616$.

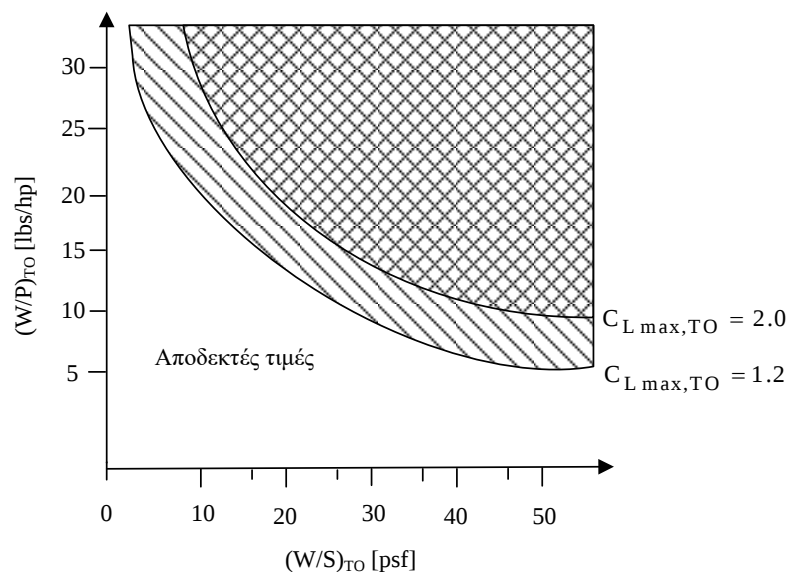
Έτσι από τη σχέση (3.4) παίρνουμε:

$$145.6 = \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{0.8616 C_{Lmax,TO}} \Rightarrow$$

$$\frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{C_{Lmax,TO}} \leq 125.4 \Rightarrow$$

$$(W/P)_{TO} \leq 125.4 \frac{C_{Lmax,TO}}{(W/S)_{TO}}$$

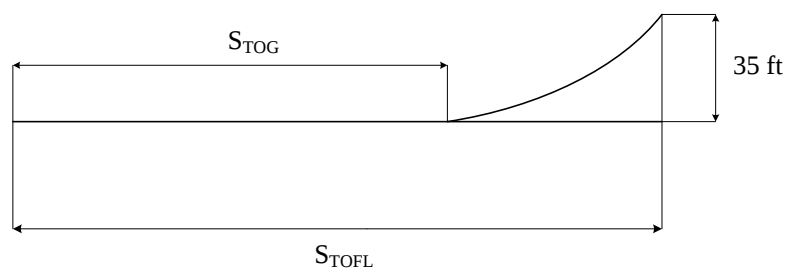
Στο διάγραμμα 3.7 φαίνονται οι αποδεκτές τιμές από τον παραπάνω περιορισμό για δυο τιμές του $C_{Lmax,TO}$ (1.2 και 2.0).



Σχήμα 3.7: Αποδεκτές τιμές για τους λόγους W/P και W/S με κριτήριο το μήκος του διαδρόμου απογείωσης.

3.3.2 Αεριοθούμενα και Στροβιλοελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 25)

Οι χαρακτηριστικές αποστάσεις απογείωσης που ορίζονται από τους κανονισμούς FAR 25 για αεριοθούμενα και στροβιλοελικοφόρα αεροσκάφη, απεικονίζονται στο Σχήμα 3.8.



Σχήμα 3.8 : Χαρακτηριστικές αποστάσεις απογείωσης (κανονισμός FAR 25).

Η διαφορά που σημειώνεται στις χαρακτηριστικές αποστάσεις των αεριοθουμένων και στροβιλοελικοφόρων αεροσκαφών, σε σχέση με τα ελικοφόρα αεροσκάφη, είναι ότι σε αυτή τη περίπτωση το υψόμετρο εμποδίου που ορίζει το ολικό μήκος διαδρόμου απογείωσης ή “obstacle clearance distance”¹ (S_{TOFL}) είναι 35 ft.

Το ολικό μήκος διαδρόμου απογείωσης (S_{TOFL}) είναι ανάλογο του όρου:

¹ T.O.F.L.: Take-Off Field Length

Περίληψη

$$TOP_{25} \equiv \frac{(W/S)_{TO}}{\sigma C_{Lmax,TO} (T/W)_{TO}} \quad (lbs/ft^2) \quad (3.6)$$

Από δεδομένα υπαρχόντων αεροσκαφών παίρνουμε ότι:

$$S_{TOFL} \cong 37.5 TOP_{25} \quad (3.7)$$

Στη σχέση αυτή το S_{TOFL} δίνεται σε ft ενώ η TOP_{25} σε lbs/ft^2 .

Και εδώ για να καταλήξουμε σε μια σχέση ανάμεσα στα $(W/S)_{TO}$ και $(T/W)_{TO}$ θα πρέπει να επιλέξουμε τιμές στις οποίες θα κυμαίνεται το $C_{Lmax,TO}$. Οι τιμές αυτές θα πρέπει να είναι παρόμοιες με τις αντίστοιχες αεροσκαφών της ίδιας κατηγορίας. Τέτοιες τιμές δίνονται στον Πίνακα 3.3.

Παράδειγμα 3.3

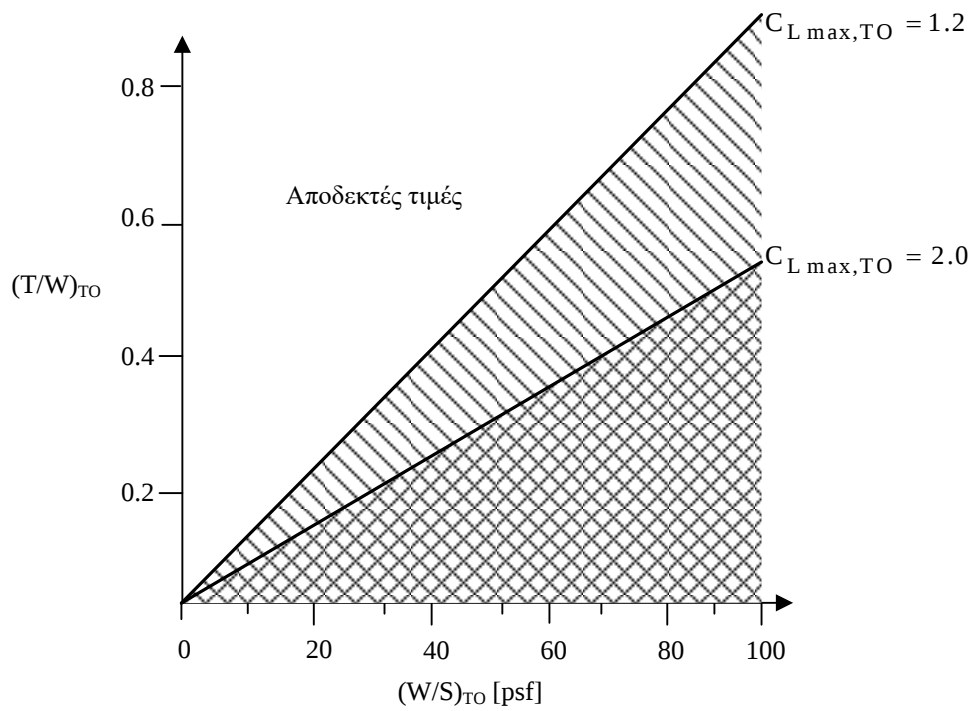
Να βρεθεί η σχέση μεταξύ $(W/S)_{TO}$ και $(T/W)_{TO}$ αεριωθούμενου αεροσκάφους, όταν πρέπει να έχει μήκος διαδρομής απογείωσης (S_{TOFL}) μικρότερο των 5000 ft σε υψόμετρο 8000 ft .

Από τη σχέση (3.7) έχουμε ότι: $5000 \geq 37.5 TOP_{25} \Rightarrow TOP_{25} \leq 133.3 \frac{lbs}{ft^2}$

Ακόμη, στα 8000 ft είναι $\sigma = 0.7879$ ($\rho_{5000ft} = 18.728 * 10^{-04} \frac{slugs}{ft^3}$) άρα από την (3.6) πρέπει:

$$\begin{aligned} \frac{(W/S)_{TO}}{C_{Lmax,TO} (T/W)_{TO}} &\leq 105.03 \Rightarrow \\ (W/S)_{TO} &\leq 105.03 (T/W)_{TO} C_{Lmax,TO} \end{aligned}$$

Στο παρακάτω διάγραμμα 3.9 φαίνονται οι αποδεκτές τιμές από τον παραπάνω περιορισμό για δυο τιμές του $C_{Lmax,TO}$ (1.2 και 2.0).



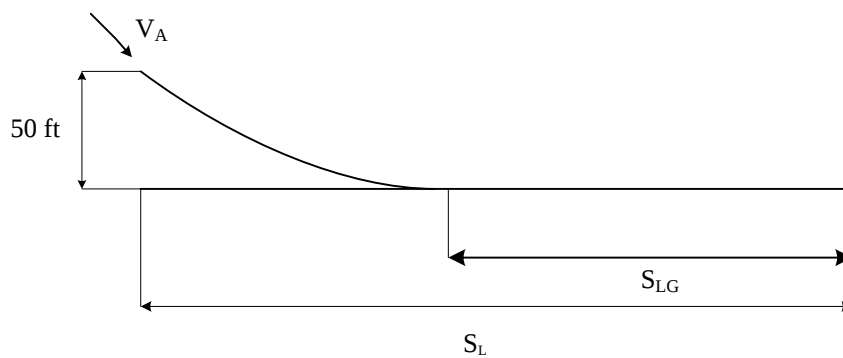
Σχήμα 3.9: Αποδεκτές τιμές για τους λόγους T/W και W/S (εφαρμογή κριτηρίου μήκους διαδρόμου απογείωσης).

3.4 Κριτήριο 3: Μήκος Διαδρόμου Προσγείωσης

Το κριτήριο αυτό ορίζει ότι η απαιτούμενη απόσταση για την προσγείωση αεροσκάφους πρέπει να είναι μικρότερη του δοθέντος διαδρόμου προσγείωσης. Χρησιμοποιούνται οι κανονισμοί FAR 23 για ελικοφόρα αεροσκάφη και FAR 25 για αεριωθούμενα και στροβιλοελικοφόρα.

3.4.1 Ελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 23)

Τα χαρακτηριστικά μεγέθη της προσγείωσης που ορίζονται από τους κανονισμούς FAR 23 για τα ελικοφόρα απεικονίζονται στο Σχήμα 3.10.



Σχήμα 3.10: Χαρακτηριστικές αποστάσεις προσγείωσης (κανονισμός FAR 23).

Το μήκος S_{LG} (“landing ground roll”) είναι η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος από τη στιγμή που οι τροχοί ακουμπήσουν στο έδαφος, μέχρι το αεροσκάφος να ακινητοποιηθεί πλήρως. Το μήκος S_L είναι το ολικό μήκος διαδρόμου προσγείωσης, το οποίο περιλαμβάνει το παραπάνω μήκος S_{LG} αλλά και την απόσταση πτήσης πάνω από εμπόδιο ύψους 50 *ft* κατά την προσέγγιση.

Σύμφωνα με τον κανονισμό FAR.23, η ταχύτητα προσέγγισης κατά την προσγείωση (V_A) πρέπει να ικανοποιεί τη σχέση,

$$V_A = 1.3 V_{stall,L} \quad (3.8)$$

Περίληψη

Το μήκος S_{LG} καθορίζεται από την ταχύτητα απώλειας στήριξης κατά την προσγείωση ($V_{stall,L}$). Από δεδομένα υπαρχόντων αεροσκαφών υπολογίζονται οι σχέσεις:

$$S_{LG} = 0.265 V_{stall,L}^2$$

όπου το S_{LG} είναι σε ft και η $V_{stall,L}$ σε $knots$. Για το ολικό μήκος του διαδρόμου προσγείωσης έχουμε:

$$S_L = 1.938 S_{LG}$$

Συνδυάζοντας τις παραπάνω εξισώσεις έχουμε τελικά:

$$S_L = 0.5136 V_{stall,L}^2 \quad (3.9)$$

Τέλος, η σχέση (3.3) κατά την προσγείωση γράφεται ως εξής:

$$V_{stall,L} = \sqrt{\frac{2 (W/S)_L}{\rho C_{Lmax,L}}} \quad (3.10)$$

Έτσι, από τη σχέση (3.10) η προδιαγραφή ενός μέγιστου μήκους διαδρόμου προσγείωσης S_L μας δίνει τη μέγιστη επιτρεπόμενη ταχύτητα $V_{stall,L}$, από την οποία, μέσω της (3.10), υπολογίζουμε το μέγιστο φορτίο της πτέρυγας W/S κατά την προσγείωση. Στη συνέχεια μπορούμε να υπολογίσουμε το λόγο $(W/S)_{TO}$ από τη σχέση $W_{TO} = W_L + W_{Fused}$ έχοντας υπολογίσει το βάρος καυσίμου που καταναλώθηκε.

Παράδειγμα 3.4

Να βρεθούν οι τιμές που μπορεί να πάρει το $(W/S)_{TO}$ δικινητήριου ελικοφόρου αεροσκάφους, όταν πρέπει να έχει μέγιστο μήκος διαδρόμου προσγείωσης (S_L) 2500 ft σε υψόμετρο 5000 ft .

Από τη σχέση (3.9) έχουμε ότι:

$$S_L = 0.5136 V_{stall,L}^2 \leq 2500 \Rightarrow V_{stall,L} \leq 69.8 \text{ kts} = 69.8 \times 1.688 \text{ ft/sec}$$

Επίσης από την (3.10) είναι:

$$V_{stall,L}^2 = \frac{2 (W/S)_L}{\rho C_{Lmax,L}} \Rightarrow \frac{2 (W/S)_L}{0.002 C_{Lmax,L}} \leq 13882.1 \Rightarrow$$

$$(W/S)_L \leq 13.9 C_{Lmax,L} \quad (A)$$

Έστω για το συγκεκριμένο αεροσκάφος $M_{ff} = 0.95$. Τότε είναι:

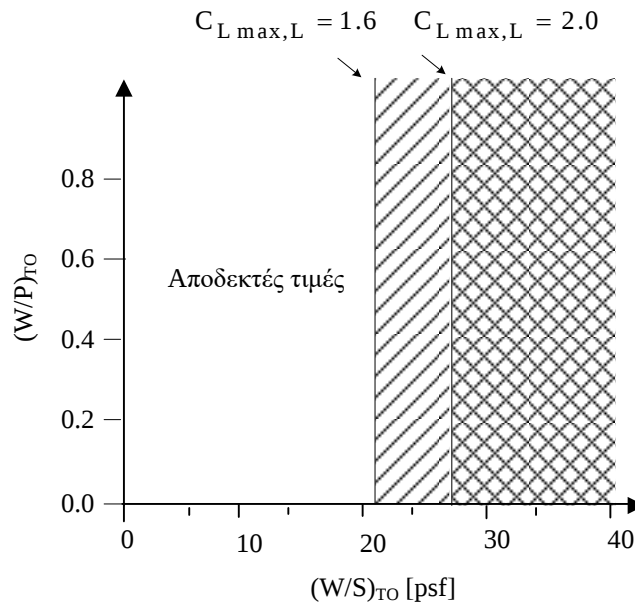
$$W_L = 0.95 W_{TO} \quad (B)$$

Περίληψη

Από τις (Α) και (Β) έχουμε τελικά:

$$(W/S)_{TO} \leq 14.6 C_{L\max,L}$$

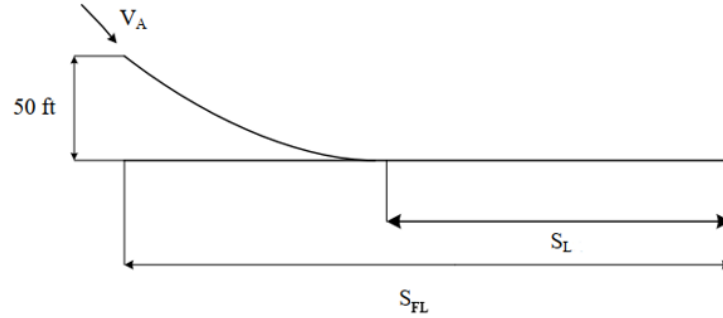
Στο παρακάτω διάγραμμα 3.11 φαίνονται οι δεκτές τιμές από τον παραπάνω περιορισμό, για δυο τιμές του $C_{L\max,L}$ (1.6 και 2.0).



Σχήμα 3.11: Αποδεκτές τιμές του λόγου του φορτίου της πτέρυγας (W/S) από την εφαρμογή του κριτηρίου μήκους διαδρόμου προσγείωσης.

3.4.2 Αεριοθούμενα και Στροβιλοελικοφόρα Αεροσκάφη (FAR 25)

Τα χαρακτηριστικά μεγέθη της προσγείωσης που ορίζονται από τους κανονισμούς FAR 23 για τα ελικοφόρα απεικονίζονται στο Σχήμα 3.10.



Σχήμα 3.12: Χαρακτηριστικές αποστάσεις προσγείωσης (κανονισμός FAR 25).

Οι χαρακτηριστικές αποστάσεις προσγείωσης που ορίζονται από τους κανονισμούς FAR 25 για αεριοθούμενα και στροβιλοελικοφόρα αεροσκάφη είναι αυτές που ισχύουν και για τα ελικοφόρα και φαίνονται στο Σχήμα 3.10. Ωστόσο, στους FAR 25 ορίζεται σαν συνολικό μήκος διαδρόμου το μήκος S_{FL} που συνδέεται με το μήκος διαδρόμου προσγείωσης (S_L) του Σχήματος 3.10 μέσω της σχέσης:

$$S_{FL} = \frac{S_L}{0.6} \quad (3.11)$$

ενώ για την ταχύτητα προσέγγισης του αεροσκάφους (V_A) θεωρείται όπως παραπάνω:

$$V_A = 1.3 V_{stall,L} \quad (3.12)$$

Από υπάρχοντα αεροσκάφη προκύπτει η σχέση:

$$S_{FL} = 0.3 V_A^2 \quad (3.13)$$

όπου το S_{FL} είναι σε ft και το V_A σε $knots$.

Η ταχύτητα απώλειας στήριξης κατά τη προσγείωση ($V_{stall,L}$) δίνεται από την (3.10):

$$V_{stall,L} = \sqrt{\frac{2 (W/S)_L}{\rho C_{Lmax,L}}}$$

Παρόμοια με τον κανονισμό για ελικοφόρα, η προδιαγραφή ενός μέγιστου μήκους διαδρόμου S_{FL} δίνει μέσα από τις σχέσεις (3.11), (3.12) και (3.13) μια μέγιστη επιτρεπόμενη τιμή $V_{stall,L}$. Από την (3.10) προκύπτει το όριο για το λόγο $(W/S)_L$ κατά την προσγείωση το οποίο και ανάγουμε στο ζητούμενο περιορισμό για το $(W/S)_{TO}$ μέσα από τη σχέση για τα βάρη:

$$W_{TO} = W_L + W_{Fused}$$

Παράδειγμα 3.5

Να βρεθούν οι τιμές που μπορεί να πάρει το $(W/S)_{TO}$ αεριοθούμενου αεροσκάφους, όταν γνωρίζουμε ότι το μήκος διαδρόμου S_{FL} δεν πρέπει να ξεπερνά τα 5000 ft στο επίπεδο της θάλασσας, ενώ για το βάρος του αεροσκάφους κατά την προσγείωση ισχύει ότι $W_L = 0.85 W_{TO}$.

Από την (3.13) έχουμε για την ταχύτητα προσέγγισης ότι:

$$S_{FL} = 0.3 V_A^2 \Rightarrow V_A \leq \sqrt{\frac{5000}{0.3}} = 129 \text{ kts}$$

Επίσης για την ταχύτητα απώλειας στήριξης προσγείωσης ισχύει :

$$V_A = 1.3 V_{stall,L} \Rightarrow V_{stall,L} \leq \frac{129}{1.3} = 99.3 \text{ kts}$$

Και

$$V_{stall,L} = \sqrt{\frac{2 (W/S)_L}{\rho C_{Lmax,L}}} \Rightarrow$$

$$\frac{2 (W/S)_L}{0.00238 C_{Lmax,L}} \leq (99.3 \times 1.688)^2 = 28100 \frac{ft^2}{s^2} \Rightarrow$$

$$(W/S)_L \leq 33.4 C_{Lmax,L}$$

Τέλος, χρησιμοποιώντας τη προσέγγιση $W_L = 0.85 W_{TO}$ από τα δεδομένα, έχουμε:

$$(W/S)_{TO} \leq \frac{33.4}{0.85} C_{Lmax,L} = 39.3 C_{Lmax,L}$$

3.5 Κριτήριο 4: Ταχύτητα Πτήσης

Η ταχύτητα του αεροσκάφους πρέπει να είναι ίση ή μεγαλύτερη από την ταχύτητα κανονικής πτήσης η οποία δίνεται από τις προδιαγραφές. Υπάρχουν δυο ξεχωριστές προσεγγίσεις για ελικοφόρα και για αεριοθούμενα αεροσκάφη.

3.5.1 Ελικοφόρα και Στροβιλοελικοφόρα Αεροσκάφη

Όταν το αεροσκάφος πετά με συγκεκριμένη ταχύτητα και συγκεκριμένο ύψος ισχύει η ισότητα:

$$T = \frac{1}{2} C_D \sigma \rho_{SL} V^2 S$$

Αντικαθιστώντας στον τύπο της ισχύος $P = TV/n_p$ παίρνουμε:

$$P = \frac{TV}{n_p} = \frac{1}{2} C_D \sigma \rho_{SL} V^2 S \frac{V}{n_p} \Rightarrow$$

$$V^3 \propto \frac{P}{\sigma S} = \frac{\frac{P}{W}}{\frac{\sigma S}{W}} = \frac{(W/S)}{\sigma (W/P)}$$

Δηλαδή, η ταχύτητα πτήσης V_{cruise} είναι ανάλογη μιας ποσότητας I_p ("power index"), έτσι ώστε:

$$V_{cruise} \propto \left(\frac{(W/S)}{\sigma (W/P)} \right)^{1/3} \equiv I_p \quad (3.14)$$

,όπου το V_{cruise} είναι σε *mph*.

Από δεδομένα υπαρχόντων αεροπλάνων έχουμε:

- (i) $V_{cruise} = 170 I_p$ για πτυσσόμενους τροχούς,
- (ii) $V_{cruise} = 150 I_p$ για σταθερούς τροχούς, και
- (iii) $V_{cruise} = 125 I_p$ για διπλάνα με σταθερούς τροχούς και μονοπλάνα με δικτύωμα στήριξης πτέρυγας.

Η ταχύτητα στις παραπάνω σχέσεις εκφράζεται σε *mph* ενώ ο δείκτης I_p σε $(hp/ft^2)^{1/3}$. Παρατηρούμε ότι ο συντελεστής αναλογίας μικραίνει όσο μεγαλύτερη αντίσταση παρουσιάζει το αεροπλάνο κατά την πτήση, αφού εμπεριέχει έμμεσα την επίδραση του συντελεστή αντίστασης C_D στον παρονομαστή σύμφωνα και με την παραπάνω ανάλυση.

Αναγωγή των λόγων W/P και W/S

Η σχέση που προκύπτει από την (3.14) περιλαμβάνει τους λόγους W/P και W/S για τη φάση της κανονικής πτήσης (cruise). Για να μετατρέψουμε αυτούς τους λόγους στους αντίστοιχους της απογείωσης χρησιμοποιούμε τις παρακάτω αναγωγές:

1. Για το λόγο $(W/P)_{TO}$ ισχύει η σχέση:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{W}{P} \frac{W_{TO}}{W} \frac{P}{P_{TO}} \quad (3.15)$$

όπου P η ισχύς που χρησιμοποιεί το αεροσκάφος για την επίτευξη της ταχύτητας πτήσης V .

Ο λόγος W/W_{TO} υπολογίζεται αμέσως μετά την άνοδο του αεροσκάφους στο επιθυμητό ύψος και έτσι μπορεί να θεωρηθεί ίσος με το γινόμενο των λόγων καυσίμου f_i μέχρι και τη φάση της ανόδου. θεωρούμε έτσι τη δυσμενέστερη περίπτωση, κατά την οποία ο λόγος W_{cruise}/W_{TO} γίνεται μέγιστος μειώνοντας κατά συνέπεια τη μέγιστη τιμή του λόγου $(W/P)_{TO}$, σύμφωνα με την (3.15). Έτσι, έχουμε:

$$\frac{W_{TO}}{W} = \frac{1}{f_1 \text{ (απογείωσης)} \times f_2 \text{ (ανόδου)}} \quad (3.16)$$

και τελικά ο λόγος $(W/P)_{TO}$ υπολογίζεται από την:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{1}{f_1 \cdot f_2} \frac{W}{P} \frac{P}{P_{TO}} \quad (3.17)$$

όπου ο λόγος P/P_{TO} για συνηθισμένα ελικοφόρα αεροσκάφη δίνεται στον ακόλουθο Πίνακα 3.5.

Τύπος Μηχανών	P/P_{TO}
Εμβολοφόρα (μέχρι 10000 ft)	0.7 – 0.75
Στροβιλοελικοφόρα	0.6 – 0.8

Πίνακας 3. 5 Τυπικές τιμές του λόγου P/P_{TO} για εμβολοφόρα και στροβιλοελικοφόρα αεροσκάφη.

2. Για το λόγο $(W/S)_{TO}$ ισχύει η σχέση:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{W}{S} \frac{W_{TO}}{W} \quad (3.18)$$

Με τη βοήθεια της (3.16) μπορούμε να γράψουμε:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{1}{f_1 \cdot f_2} \frac{W}{S} \quad (3.19)$$

Παράδειγμα 3.6

Να βρεθεί η σχέση μεταξύ $(W/S)_{TO}$ και $(W/P)_{TO}$ μονοκινητήριου ελικοφόρου αεροσκάφους, όταν δίνεται ότι η ταχύτητα πτήσης πρέπει να είναι $V_{cruise} = 86.8 \text{ kts}$ (100 mph) στο ύψος των 10000 ft .

Πρέπει:

$$V \geq V_{cruise} \quad (A)$$

Στα 10000 ft υψόμετρο έχουμε $\sigma = 0.7386$. Σύμφωνα με την παράγραφο 3.5.1, θεωρούμε ότι:

$$V_{cruise} \cong 170 I_p \Rightarrow I_p = 1.7 \quad (B)$$

Για τον συγκεκριμένο τύπο του αεροσκάφους από τον Πίνακα 3.4 επιλέγουμε:

$$\frac{P_{cruise}}{P_{TO}} = 0.7$$

Από τη σχέση (3.14) έχουμε:

$$I_p \equiv \left(\frac{(W/S)}{0.7386 (W/P)} \right)^{1/3} \geq 1.7 \Rightarrow$$

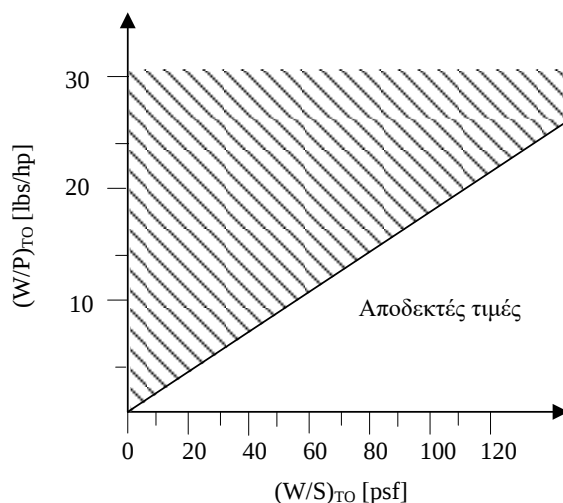
$$(W/S) \geq 3.628 (W/P) \quad (Γ)$$

Από τις (3.17), (3.19) και (Γ) έχουμε:

$$(W/S)_{TO} \geq 3.628 (W/P)_{TO} \left(\frac{P_{TO}}{P} \right) \Rightarrow$$

$$(W/S)_{TO} \geq 5.18 (W/P)_{TO}$$

Στο Σχήμα 3.13 φαίνονται οι αποδεκτές τιμές σύμφωνα με τον παραπάνω περιορισμό.



Σχήμα 3.13: Αποδεκτές τιμές των λόγων W/S και W/P με κριτήριο την ταχύτητα πτήσης.

3.5.2 Αεριοθούμενα Αεροσκάφη

Στην ευθύγραμμη ομαλή πτήση με ταχύτητα V , ισχύουν οι σχέσεις:

$$T = D = C_D q S \quad (3.20)$$

$$W = L = C_L q S \quad (3.21)$$

όπου $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ η δυναμική πίεση και S η επιφάνεια κάτοψης της πτέρυγας.

Ο συντελεστής αντίστασης C_D μπορεί να εκφραστεί σύμφωνα με τη σχέση:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (3.22)$$

όπου C_{D_0} είναι ο συντελεστής αντίστασης στη θέση μηδενικής άντωσης, A είναι ο λόγος διατάματος της πτέρυγας, και e είναι ο συντελεστής Oswald, ο οποίος εξαρτάται από την κατανομή φορτίου της πτέρυγας. Τυπικές τιμές για τα A και e κατά την κανονική πτήση δίνονται στον Πίνακα 3.6. Σημειώνεται, ότι τα δύο τμήματα της συνολικής αντίστασης της (3.22) εκφράζουν αντίστοιχα την αντίσταση λόγω τριβής και την επαγόμενη αντίσταση λόγω άντωσης (εξαιτίας των στροβίλων στα άκρα της πτέρυγας).

Τύπος Αεροσκάφους	C_{D_0}	A	e
Boeing 247D	0.0212	6.55	0.75
Douglas DC-3	0.0249	9.14	0.75
Boeing B-17G	0.0236	7.58	0.75
Seversky P-35	0.0251	5.89	0.62
Piper J-3 Cub	0.0373	5.81	0.75
Beechcraft D17S	0.0348	6.84	0.76
Consolidated B-24J	0.0406	11.55	0.74
Martin B-26F	0.0314	7.66	0.75
North American P-51D	0.0161	5.86	0.69
Lockheed L.1049G	0.0211	9.17	0.75
Piper Cherokee	0.0358	6.02	0.76,
Cessna Skyhawk	0.0319	7.32	0.75
Beech Bonanza V-35	0.0192	6.20	0.75
Cessna Cardinal RG	0.0223	7.66	0.63

Πίνακας 3. 6 Τιμές του συντελεστή αντίστασης μηδενικής άντωσης του λόγου διατάματος και του συντελεστή Oswald κατά την κανονική πτήση για διάφορα αεροσκάφη.

Για τη φάση της απογείωσης μειώνουμε την τιμή του e προσεγγιστικά κατά 5% σε σχέση με αυτή που δίνει ο πίνακας. Παρομοίως, για την προσγείωση θεωρούμε μικρότερη τιμή κατά 10%. Από τις (3.20) και (3.22) προκύπτει η σχέση:

$$T = C_{D_0} q S + \frac{C_L^2}{\pi A e} q S \Rightarrow$$

$$\frac{T}{W} = C_{D_0} q \frac{S}{W} + \frac{C_L^2}{\pi A e} q \frac{S}{W} \quad (3.23)$$

Ενώ από την εξίσωση (3.21) έχουμε:

$$C_L^2 = \left(\frac{W}{qS} \right)^2$$

Αντικαθιστώντας στην (3.23) παίρνουμε την:

$$\frac{T}{W} = \frac{C_{D_0} q}{(W/S)} + \frac{(W/S)}{\pi q A e} \quad (3.24)$$

Για να ικανοποιείται το κριτήριο πρέπει

$$\frac{T}{W} \geq \frac{C_{D_0} q}{(W/S)} + \frac{(W/S)}{\pi q A e}$$

Αναγωγή των λόγων T/W και W/S

Η σχέση (3.24) περιλαμβάνει τους λόγους T/W και W/S για τη φάση της κανονικής πτήσης (cruise). Για να μετατρέψουμε αυτούς τους λόγους στους αντίστοιχους της απογείωσης καταφεύγουμε στις παρακάτω αναγωγές.

1. Για το $(T/W)_{TO}$ έχουμε ότι:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{T}{W} \frac{W}{W_{TO}} \frac{T_{TO}}{T} \quad (3.25)$$

όπου T η απαιτούμενη ώση κατά την κανονική πτήση.

Ο λόγος W/W_{TO} μπορεί να θεωρηθεί ίσος με το γινόμενο των λόγων καυσίμου μέχρι και τη φάση της ανόδου. Θεωρούμε έτσι τη δυσμενέστερη περίπτωση, δηλαδή αυτή που μεγιστοποιεί τον λόγο W/W_{TO} και αυξάνει την επιθυμητή ελάχιστη τιμή του $(T/W)_{TO}$. Έτσι, έχουμε:

$$\frac{W}{W_{TO}} = f_1(\text{απογείωσης}) \times f_2(\text{ανόδου}) \quad (3.26)$$

και η (3.25) μέσω της (3.26) γράφεται:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = f_1 \cdot f_2 \cdot \frac{T}{W} \cdot \frac{T_{TO}}{T} \quad (3.27)$$

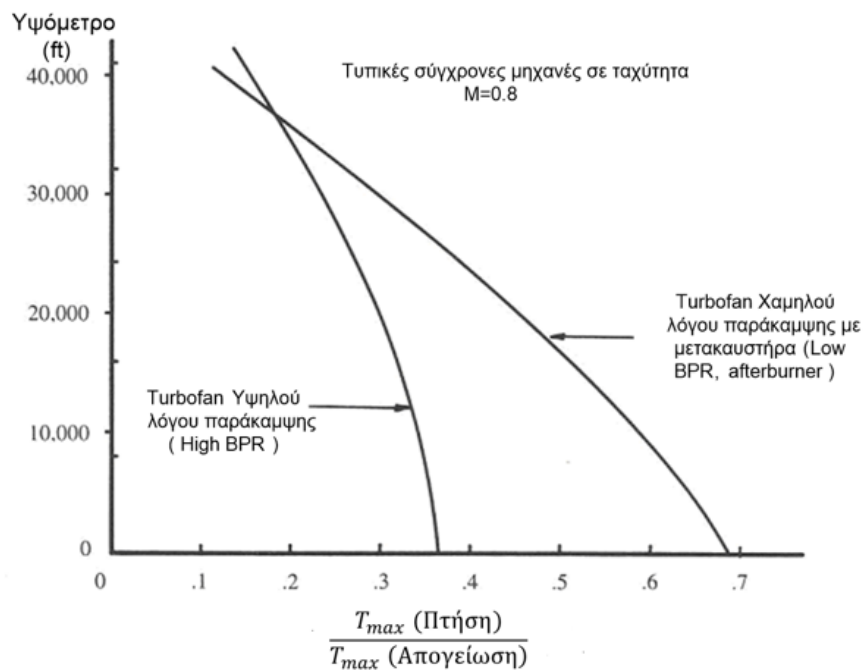
Περίληψη

Ο λόγος T_{TO}/T για τυπικά επιβατηγά αεροσκάφη, σε τυπικές ταχύτητες πτήσης, δίνεται στον ακόλουθο Πίνακα 3.7.

Τύπος μηχανών	T_{TO}/T
Turbofan μεγάλου λόγου παράκαμψης	3.3 – 5
Turbofan μικρού λόγου παράκαμψης	1.4 – 2.5

Πίνακας 3.7: Τυπικές τιμές του λόγου T_{TO}/T για αεριωθούμενα επιβατηγά αεροσκάφη.

Στο Σχήμα 3.14 φαίνεται μια συνήθης μεταβολή του λόγου T/T_{TO} συναρτήσει του ύψους πτήσης για αεριωθούμενο αεροσκάφος με αριθμό Mach πτήσης $M = 0.8$.



Σχήμα 3.14: Μεταβολή του λόγου T/T_{TO} με το ύψος πτήσης [4].

2. Για το λόγο $(W/S)_{TO}$ ισχύει όπως και για τα ελικοφόρα:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{1}{f_1 \cdot f_2} \frac{W}{S} \quad (3.28)$$

3.6 Υπολογισμός του Συντελεστή Αντίστασης C_{D_0}

Ο συντελεστής αντίστασης C_{D_0} αναφέρεται σε ροή χαμηλών υποηχητικών ταχυτήτων και οφείλεται στην τριβή του αέρα με την επιφάνεια του αεροσκάφους (parasite drag). Ο Πίνακας 3.6 δίνει ενδεικτικές τιμές του C_{D_0} για διάφορα αεροσκάφη. Για τη δύναμη αντίστασης D_0 που ασκείται στο αεροσκάφος είναι:

$$D_0 = C_{D_0} q S \quad (3.29)$$

Για την D_0 ισχύει ακόμη:

$$D_0 = \overline{C_f} q S_{wet} \quad (3.30)$$

όπου $\overline{C_f}$ είναι η μέση τιμή του συντελεστή τριβής C_f της ροής στην επιφάνεια του αεροσκάφους. Ο συντελεστής τριβής C_f είναι η τάση τριβής στην επιφάνεια τ_w αδιαστατοποιημένη με τη δυναμική πίεση q . Επίσης, S_{wet} είναι η συνολική "βρεχόμενη" επιφάνεια του αεροσκάφους, δηλαδή η επιφάνεια με την οποία έρχεται σε επαφή η ροή. Από τις σχέσεις (3.29) και (3.30) προκύπτει ότι:

$$C_{D_0} = \overline{C_f} \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (3.31)$$

Γενικά, ο συντελεστής τριβής $\overline{C_f}$ λαμβάνει τιμές 0.0040 - 0.0150 για ελικοφόρα και 0.0030-0.0050 για αεριωθούμενα αεροσκάφη, αντίστοιχα. Πιο συγκεκριμένες τιμές για ορισμένους τύπους αεροσκαφών δίνονται στον Πίνακα 3.8.

Τύπος αεροσκάφους	$\overline{C_f}$
Μονοκινητήρια Ελικοφόρα	0.0055
Δικινητήρια Ελικοφόρα	0.0045
Στρατιωτικά Βομβαρδιστικά και Μεταγωγικά	0.0030
Μαχητικά	0.0035
Αμφίβια ελικοφόρα	0.0065
Αμφίβια αεριωθούμενα	0.0040
Υπερηχητικά	0.0025

Πίνακας 3.8 Μέσος συντελεστής τριβής $\overline{C_f}$ για διάφορους τύπους αεροσκαφών [4].

Περίληψη

Από δεδομένα υπαρχόντων αεροσκαφών μπορούμε να βρούμε συσχέτιση μεταξύ της βρεχόμενης επιφάνειας S_{wet} και του βάρους κατά την απογείωση W_{TO} . Η σχέση που προκύπτει είναι:

$$S_{wet} = 10^c \cdot W_{TO}^d \quad (3.32)$$

Η επιφάνεια S_{wet} εκφράζεται σε ft^2 και το βάρος W_{TO} σε lbs ενώ οι σταθερές c , d δίνονται από τον Πίνακα 3.9.

Τύπος Αεροσκάφους	c	d
1. Ιδιοκατασκευές	1.2362	0.4319
2. Μονοκινητήρια Ελικοφόρα	1.0892	0.5147
3. Δικινητήρια Ελικοφόρα	0.8635	0.5632
4. Αγροτικά	1.0447	0.5326
5. Επιχειρηματικά	0.2263	0.6977
6. Στροβιλοελικοφόρα Περιφερειακών Αερογραμμών	-0.0866	0.8099
7. Αεριοθούμενα Επιβατηγά	0.0199	0.7531
8. Στρατιωτικά Εκπαιδευτικά	0.8565	0.5423
9. Μαχητικά	-0.1289	0.7506
10. Στρατιωτικά Περιπολικά, Βομβαρδιστικά και Μεταγωγικά	0.1628	0.7316
11. Αεράκατοι και Αμφίβια	0.6295	0.6708
12. Υπερηχητικά	-1.1868	0.9609

Πίνακας 3.9 Συντελεστές c και d για τον υπολογισμό της βρεχόμενης επιφάνειας S_{wet} (εξίσωση (3.32)) για διάφορους τύπους αεροσκαφών.

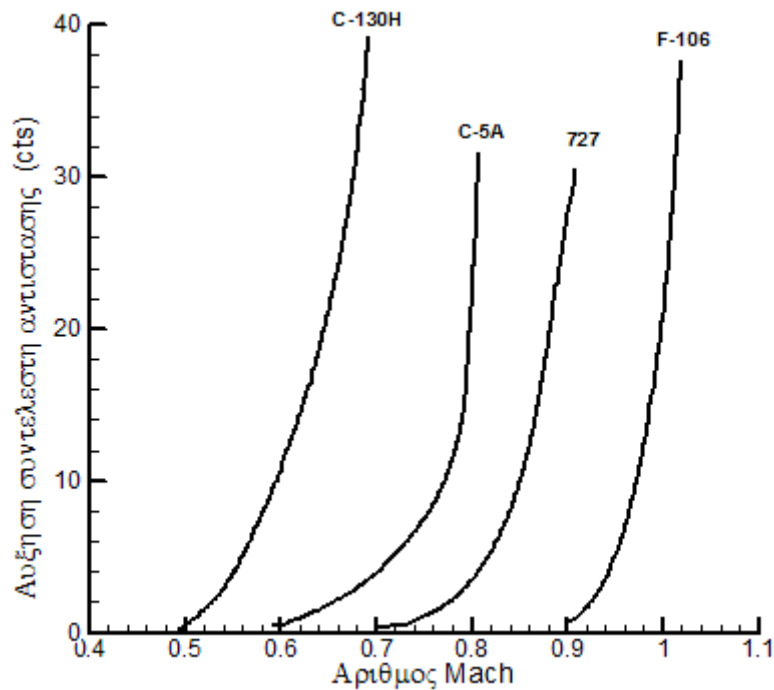
Ενδεικτικά αναφέρουμε ότι υπάρχει μια αύξηση του C_{D_0} λόγω της αλληλεπίδρασης τμημάτων του αεροσκάφους (οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης “Interference Drag”). Δυο κύρια σημεία τέτοιας αλληλεπίδρασης είναι (i) η σύνδεση της πτέρυγας με την άτρακτο, και (ii) η σύνδεση των μηχανών με την πτέρυγα. Ο σωστός σχεδιασμός των τμημάτων αυτών του αεροσκάφους μπορεί να ελαχιστοποιήσει αυτή τη συνιστώσα της αντίστασης στο 5%-10% επί της συνολικής.

Όταν τα μεταπτερύγια ή και οι τροχοί είναι κατεβασμένοι, προκαλούν αύξηση (ΔC_{D_0}) του συντελεστή αντίστασης. Τυπικές τιμές του ΔC_{D_0} δίνονται στον Πίνακα 3.10.

Πτητική κατάσταση	ΔC_{D_0}
Κανονική πτήση	0
Μεταπερύγια στη φάση απογείωσης	0.010 – 0.020
Μεταπερύγια στη φάση προσγείωσης	0.055 – 0.075
Τροχοί κατεβασμένοι	0.015 – 0.025

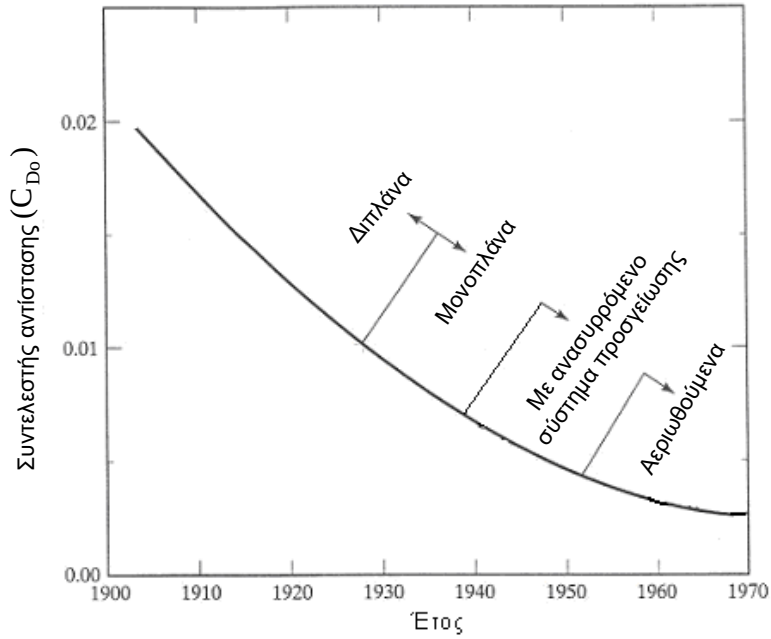
Πίνακας 3.10 Τυπικές τιμές της αύξησης του συντελεστή αντίστασης (ΔC_{D_0}) κατά τη χρήση των υπεραντωτικών διατάξεων και των τροχών.

Υπάρχει, επίσης, αύξηση του συντελεστή αντίστασης λόγω συμπίεστικότητας της ροής. Στο παρακάτω Σχήμα 3.15 δίνεται αυτή η αύξηση σε σχέση με τον αριθμό Mach πτήσης για κάποια αντιπροσωπευτικά αεροσκάφη. Η αύξηση εκφράζεται σε “counts”, όπου $1 \text{ count} = 0.0001$.



Σχήμα 3.15: Αύξηση του συντελεστή αντίστασης λόγω συμπίεστικότητας για ορισμένους τύπους αεροσκαφών.

Συνοψίζοντας, η διαδικασία υπολογισμού του συντελεστή αντίστασης είναι η εξής: Βρίσκουμε τους συντελεστές c και d από τον Πίνακα 3.8 και υπολογίζουμε την περιβρεχόμενη επιφάνεια S_{wet} από τη σχέση (3.32). Επιλέγουμε κατάλληλα τα S , $\overline{C_f}$ από διαγράμματα ή πίνακες και από την εξίσωση (3.31) βρίσκουμε το C_{D_0} . Στο Σχήμα 3.16 φαίνεται η ιστορική εξέλιξη του συντελεστή αντίστασης μηδενικής άντωσης C_{D_0} .



Σχήμα 3.16: Ιστορική εξέλιξη του συντελεστή αντίστασης μηδενικής άντωσης [2].

Παράδειγμα 3.7

Να υπολογιστεί ο συντελεστής αντίστασης C_D αεριοθούμενου επιχειρηματικού αεροσκάφους με $W_{TO} = 10000 \text{ lbs}$, όταν το αεροσκάφος βρίσκεται στη φάση:

- i) κανονικής πτήσης ("καθαρό")
- ii) της απογείωσης
- iii) της προσγείωσης

Έχουμε από την (3.32) ότι: $S_{wet} = 10^c \cdot W_{TO}^d$

Από τον Πίνακα 3.8 επιλέγουμε τις τιμές των συντελεστών $c = 0.2263$, και

$$d = 0.6977.$$

Με αντικατάσταση στην παραπάνω σχέση παίρνουμε: $S_{wet} = 1050 \text{ ft}^2$

Για να υπολογίσουμε την επιφάνεια της πτέρυγας S θα επιλέξουμε μια τυπική τιμή για το φορτίο πτέρυγας W/S , που για αυτή την κατηγορία αεροσκάφους κυμαίνεται μεταξύ 50 psf και 100 psf . Γενικά αποφεύγουμε τις ακραίες τιμές και επιλέγουμε τιμή κοντά στο μέσο όρο. Έστω:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 75 \text{ psf} \Rightarrow S = \frac{W_{TO}}{(W/S)_{TO}} = \frac{10000}{75} = 133 \text{ ft}^2$$

Επίσης, από το εύρος τυπικών τιμών του $\overline{C_f}$ διαλέγουμε $\overline{C_f} = 0.0030$. Με αντικατάσταση στην (3.31) βρίσκουμε τον συντελεστή αντίστασης μηδενικής άντωσης:

$$C_{D_0} = \overline{C_f} \cdot \frac{S_{wet}}{S} = 0.0030 \cdot \frac{1050}{133} = 0.0237$$

Θεωρώντας $A = 10$ και $e = 0.85$ για αυτόν τον τύπο αεροσκάφους και χρησιμοποιώντας τη σχέση $C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$ έχουμε για τις διάφορες φάσεις πτήσης του αεροσκάφους :

i) Κανονική πτήση

Για $C_{D_0} = 0.0237$, η (3.22) μας δίνει $C_D = 0.0237 + 0.0374C_L^2$, και αυτή είναι η μοναδική αύξηση στον συντελεστή άντωσης.

ii) Απογείωση

Για τη φάση της απογείωσης θεωρούμε ότι $e = 0.80$. Για την αύξηση του συντελεστή άντωσης λόγω των μεταπτερυγίων ($\Delta C_{D_{0f}}$) κατά την απογείωση από τον Πίνακα 3.9 επιλέγουμε $\Delta C_{D_{0f}} = 0.015$. Από τον ίδιο Πίνακα 3.9 και λόγω των κατεβασμένων τροχών θεωρούμε αύξηση του συντελεστή άντωσης $\Delta C_{D_{0w}} = 0.017$.

Άρα:

$$C_{D_0} = 0.0237 + \Delta C_{D_{0f}} + \Delta C_{D_{0w}} \Rightarrow C_{D_0} = 0.0237 + 0.015 + 0.017 = 0.0557 \Rightarrow$$

$$C_D = 0.0557 + 0.0398C_L^2$$

iii) Προσγείωση

Για τη φάση της προσγείωσης θεωρούμε $e = 0.75$. Λόγω της χρήσης των μεταπτερυγίων προσγείωσης, σύμφωνα με τον Πίνακα 3.9 και πάλι θεωρούμε $\Delta C_{D_{0f}} = 0.060$. Όπως και προηγουμένως, λόγω του κατεβασμένου συστήματος προσγείωσης θεωρούμε $\Delta C_{D_{0w}} = 0.017$.

Έτσι έχουμε:

$$C_{D0} = 0.0237 + \Delta C_{D0f} + \Delta C_{D0w} \Rightarrow C_{D0} = 0.0237 + 0.060 + 0.017 = 0.1007 \Rightarrow$$

$$C_D = 0.1007 + 0.0424 C_L^2$$

Παράδειγμα 3.8

Να βρεθεί η σχέση μεταξύ $(W/S)_{TO}$ και $(T/W)_{TO}$ αεριοθούμενου επιβατηγού, όταν δίνεται ότι το βάρος κατά την απογείωση είναι $W_{TO} = 10000 \Rightarrow lbs$ και ο αριθμός Mach πτήσης πρέπει να είναι $M = 0.9$ στο επίπεδο της θάλασσας. Γνωρίζουμε ακόμα ότι όταν το αεροσκάφος πετά σε χαμηλές υποηχητικές ταχύτητες, είναι $C_{D0} = 0.0192$.

Εξαιτίας του υψηλού αριθμού Mach έχουμε αύξηση του C_{D0} λόγω συμπίεστικότητας. Από το Σχήμα 3.13, εξετάζοντας την καμπύλη που αντιστοιχεί σε αεροσκάφος αυτής της κατηγορίας (B727) θεωρούμε μια τιμή έστω $\Delta C_{D0} = 0.0030$.

Για την πτέρυγα του αεροσκάφους θεωρούμε : $A = 5$ και $e = 0.8$

Στο επίπεδο της θάλασσας είναι: $P = 101.325 \text{ N/m}^2 = 2116 \text{ psf}$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \rho M^2 c^2 = \frac{1}{2} \rho M^2 \frac{\gamma P}{\rho} = \frac{1}{2} \gamma P M^2 \Rightarrow$$

$$q = \frac{1}{2} \cdot 1.4 \cdot 2116 \cdot 0.9^2 = 1199.7 \text{ psf}$$

Αντικαθιστώντας στην εξίσωση (3.24) έχουμε:

$$\frac{T}{W} \geq \frac{0.0222 \cdot 1199.7}{(W/S)} + \frac{(W/S)}{\pi \cdot 5 \cdot 0.8 \cdot 1199.7} \Rightarrow$$

$$\frac{T}{W} \geq \frac{26.6}{(W/S)} + \frac{(W/S)}{15075.8} \quad (A)$$

Για να μετατρέψουμε την τελευταία σχέση στην αντίστοιχη σχέση για την απογείωση, χρησιμοποιούμε τη μέθοδο αναγωγής που περιγράψαμε παραπάνω. Σύμφωνα με τον τύπο του αεροσκάφους μπορούμε να θεωρήσουμε:

$$f_1 \cdot f_2 = 0.975 \cdot 0.980 \cong 0.955$$

και

$$\frac{T_{TO}}{T_{cruise}} = 1.8$$

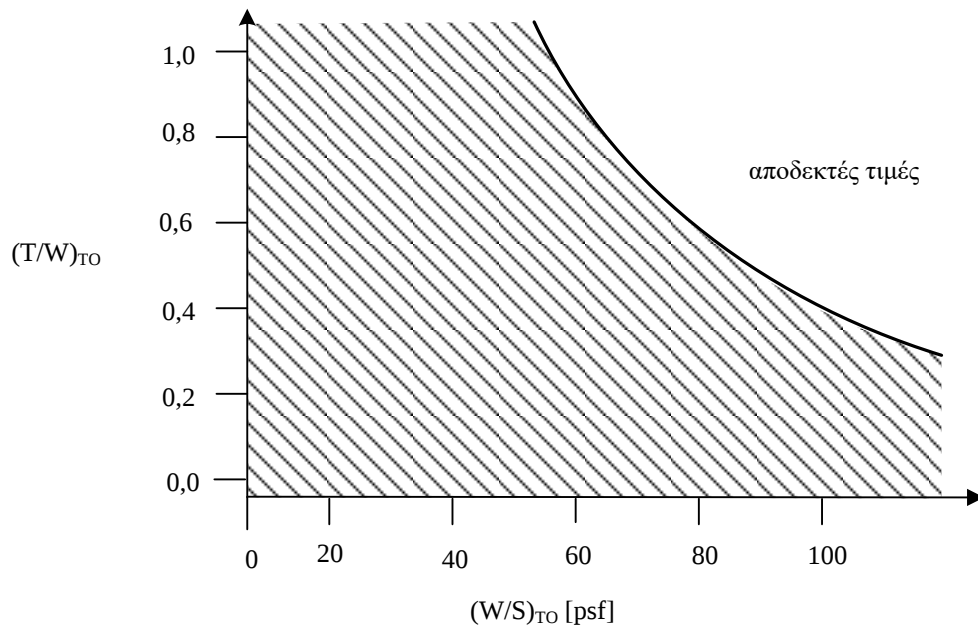
,θεωρώντας ότι χρησιμοποιεί μηχανή turbofan χαμηλού λόγου παράκαμψης.

Τότε η (Α) με τη βοήθεια των (3.26) και (3.27) γίνεται:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} \cdot \frac{1}{0.955 \times 1.8} \geq \frac{26.6}{(W/S)_{TO} \cdot 0.955} + \frac{(W/S)_{TO} \cdot 0.955}{15075.8} \Rightarrow$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} \geq \frac{47.88}{(W/S)_{TO}} + 1.089 \times 10^{-4} \cdot (W/S)_{TO}$$

Στο Σχήμα 3.17 φαίνονται τα ζεύγη τιμών που γίνονται αποδεκτά σύμφωνα με τον τελευταίο περιορισμό.



Σχήμα 3.17: Αποδεκτές τιμές των λόγων W/S και T/W από την εφαρμογή του κριτηρίου ταχύτητας πτήσης.

3.7 Τελικός Υπολογισμός T/W ή W/P και W/S

Υπερθέτοντας τις περιοχές των επιτρεπτών τιμών των λόγων T/W ή W/P και W/S που υπολογίζονται με εφαρμογή των κριτηρίων απόδοσης, επιλέγουμε τις τιμές $(T/W)_{min}$ και $(W/S)_{max}$. Κατά αυτόν τον τρόπο επιθυμούμε να έχουμε το μεγαλύτερο δυνατό βάρος απογείωσης, τη μικρότερη απαιτούμενη ισχύ των κινητήρων και τη μικρότερη απαιτούμενη επιφάνεια της πτέρυγας. Σε ορισμένες περιπτώσεις οι προδιαγραφές δεν μπορούν όλες να καλυφθούν. Σε αυτή την περίπτωση αλλάζουμε τις αρχικές μας επιλογές σε ότι αφορά το C_{Lmax} και τις άλλες σχεδιαστικές επιλογές. Αν αυτές οι αλλαγές συνιστούν μια σχεδίαση μακριά από τις αντίστοιχες επαρκείς σχεδιάσεις θα πρέπει να επαναπροσδιοριστούν οι προδιαγραφές καθώς κρίνονται ανέφικτες στις περισσότερες περιπτώσεις.

Παράδειγμα 3.9

Αεριοθούμενο επιβατηγό αεροσκάφος πρέπει να πληροί τις ακόλουθες προδιαγραφές:

- *Απογείωση / Προσγείωση : Κανονισμός FAR 25, με μήκος διαδρόμου 5000 ft στα 5000 ft υψόμετρο και βάρος προσγείωσης $W_L = 0.85 W_{TO}$.*
- *Ταχύτητα πτήσης: $M = 0.82$*

Να βρεθούν οι σχέσεις που συνδέουν τους λόγους W/S και T/W , να αποτυπωθούν σε κοινό διάγραμμα και να επιλεγεί η πιο ευνοϊκή τιμή τους .

Με βάση τις προδιαγραφές, θα χρησιμοποιηθούν τα κριτήρια του Διαδρόμου Απογείωσης (FAR 25), Διαδρόμου Προσγείωσης (FAR 25) και της Ταχύτητας πτήσης.

Διάδρομος Απογείωσης

Από τις σχέσεις (3.6) και (3.7) είναι:

$$S_{TOFL} \leq 5000 \Rightarrow 37.5 TOP_{25} \leq 5000 \Rightarrow \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma C_{Lmax,TO} \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}} \leq 133.333$$

Στο επίπεδο της θάλασσας είναι $\rho_{SL} = 23.77 \cdot 10^{-4} slugs/ft^3$, ενώ στο υψόμετρο του αεροδρομίου είναι $\rho_{SL} = 20.48 \cdot 10^{-4} slugs/ft^3$. Συνεπώς είναι $\sigma = \frac{20.48}{23.77} = 0.862$.

Η προηγούμενη σχέση θα ξαναγραφτεί ως εξής:

$$(T/W)_{TO} \geq 0.0087 \frac{(W/S)_{TO}}{C_{Lmax,TO}} \quad (A)$$

Σύμφωνα με τον πίνακα (3.3), ο μέγιστος συντελεστής άντωσης της πτέρυγας, για την φάση της απογείωσης είναι $1.6 \leq C_{Lmax,TO} \leq 2.2$.

Για $C_{Lmax,TO} = 1.6$, είναι $(T/W)_{TO} \geq 0.005438 (W/S)_{TO}$

Για $C_{Lmax,TO} = 2.2$, είναι $(T/W)_{TO} \geq 0.003955 (W/S)_{TO}$

Σχόλιο: Παρατηρούμε πως για δεδομένη επιφάνεια πτέρυγας (S), οι απαιτήσεις σε ώση μηχανής (T) μειώνονται με την καλή αεροδυναμική σχεδίαση (αύξηση C_{Lmax}) στη πτέρυγα.

Διάδρομος Προσγείωσης

Από τις σχέσεις (3.12) και (3.13) είναι:

$$S_{FL} \leq 5000 \Rightarrow 0.3V_A^2 \leq 5000 \Rightarrow 0.3 (1.3)^2 V_{stall}^2 \leq 5000 \Rightarrow V_{stall} \leq 99.31 \text{ Knots}$$

$$\text{ή } V_{stall} \leq 167.617 \text{ ft/s.}$$

Σύμφωνα με την σχέση (3.10), η ταχύτητα απώλειας στήριξης είναι:

$$\sqrt{\frac{2 (W/S)_L}{\rho_\infty C_{Lmax,L}}} \leq 167.617 \Rightarrow (W/S)_L \leq \frac{1}{2} 167.617^2 \cdot 20.48 \cdot 10^{-4} \cdot C_{Lmax,TO}$$

Με βάση τις προδιαγραφές, είναι $W_L = 0.85 \cdot W_{TO}$, οπότε, η παραπάνω σχέση ξαναγράφεται ως εξής:

$$(W/S)_{TO} \leq 33.85 C_{Lmax,L} \quad (B)$$

Σύμφωνα και πάλι με τον πίνακα (3.3) $1.8 \leq C_{Lmax,L} \leq 2.8$.

Για $C_{Lmax,L} = 1.8$ είναι: $(W/S)_{TO} \leq 60.93 \text{ psf}$.

Για $C_{Lmax,L} = 2.8$ είναι: $(W/S)_{TO} \leq 94.78 \text{ psf}$.

Σχόλιο: Παρατηρούμε πως η αεροδυναμική απόδοση μίας πτέρυγας ($C_{Lmax,L}$) κατά την προσγείωση, σε συνδυασμό με το μήκος του διαδρόμου, καθορίζουν το ελάχιστο απαιτούμενο εμβαδόν πτέρυγας του αεροσκάφους μας.

Ταχύτητα Πτήσης

Σύμφωνα με την σχέση (3.24), είναι:

$$(T/W) \geq \frac{C_{Do}q}{(W/S)} + \frac{(W/S)}{q\pi Ae}$$

Από παρόμοιες κατηγορίες αεροσκαφών επιλέγονται οι τιμές $A = 10$, $e = 0,85$ και $C_{Do} = 0.0184$. Λόγω της συμπίεστικότητας της ροής προκαλείται αύξηση του συντελεστή αντίστασης περίπου $\Delta C_{Do} = 5 \text{ cts} = 0.0005$. επομένως ο συντελεστής αντίστασης θα είναι περίπου $C_{Do} = 0.0189$. Ο υπολογισμός του συντελεστή αντίστασης μπορεί να γίνει αν γνωρίζουμε το μέγιστο βάρος απογείωσης, όπως περιγράφεται στην ενότητα (3.6) προηγουμένως.

Η δυναμική πίεση είναι:

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 = \frac{1}{2}\rho \left(\frac{V^2}{c^2}\right) c^2 = \frac{1}{2}\rho M^2 \frac{\gamma P}{\rho} = \frac{1}{2}\gamma P M^2$$

Για ύψος πτήσης στα 35,000 ft η ατμοσφαιρική πίεση είναι $P = 499.3 \text{ psf}$.

Λαμβάνοντας $\gamma = 1.4$ και $M = 0.82$, η τιμή της δυναμικής πίεσης τελικά είναι:

$$q = 235.01 \text{ psf}.$$

Ο λόγος καυσίμου, σύμφωνα με τον πίνακα (2.6), για την φάση της απογείωσης μπορεί να εκτιμηθεί $f_1 = 0.975$ και αντίστοιχα για την φάση της ανόδου στο ύψος πτήσης $f_2 = 0.98$. Ακόμα, από τον πίνακα (3.7) θεωρείται μία μέση τιμή για το λόγο $\frac{T_{TO}}{T} = 4$.

Σύμφωνα με την εξίσωση (3.27), είναι:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = f_1 f_2 \frac{T_{TO}}{T} \left(\frac{T}{W}\right) \Rightarrow \left(\frac{T}{W}\right) = 0.262 \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$$

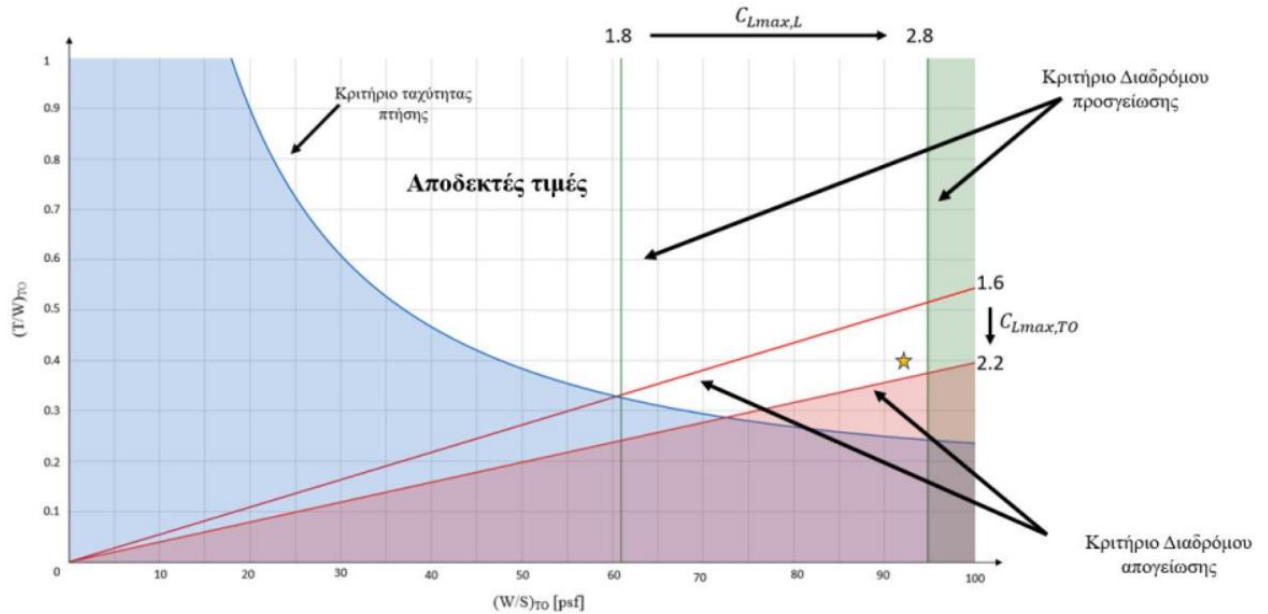
Με βάση όλα τα παραπάνω, το κριτήριο της ταχύτητας ξαναγράφεται ως εξής:

$$0.262 \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} \geq \frac{0.0189 \cdot 235.01}{0.975 \cdot 0.98 \cdot (W/S)_{TO}} + \frac{0.975 \cdot 0.98 \cdot (W/S)_{TO}}{10 \cdot \pi \cdot 0.85 \cdot 235.01}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} \geq \frac{17.74}{(W/S)_{TO}} + 5.8 \cdot 10^{-4} \cdot (W/S)_{TO} \quad (\Gamma)$$

Περίληψη

Οι σχέσεις (Α), (Β) και (Γ) αναπαρίστανται σε κοινό διάγραμμα, όπως φαίνεται στο σχήμα (3.18) που ακολουθεί.



Σχήμα 3.18: Αποδεκτές τιμές των λόγων W/S και T/W και η βέλτιστη λύση για το Παράδειγμα 3.9.

Τελική Επιλογή: οι λόγοι (W/S) και (T/W) επιτρέπεται να λάβουν τιμές εκτός της σκιαγραφημένης περιοχής. Η τελική επιλογή είναι μεταξύ μίας πολύ μεγάλης επιφάνειας πτέρυγας ή ενός πολύ ισχυρού κινητήρα. Δεδομένου ό,τι κατασκευαστικά και οικονομικά είναι πολύ απαιτητικό να τοποθετηθεί μία πτέρυγα πολύ μεγάλης επιφάνειας, η τελική επιλογή γίνεται με την όσο το δυνατόν μικρότερη πτέρυγα, σε συνδυασμό με ένα κινητήρα με λίγη μεγαλύτερη απόδοση, κάτι το οποίο είναι τεχνολογικά εφικτό και οικονομικά πιο αποδοτικό.

3.8 Περίληψη

Τα βήματα του προκαταρκτικού σχεδιασμού που έχουμε δει μέχρι τώρα συνοψίζονται στα ακόλουθα:

1. Καθορισμός προδιαγραφών του αεροσκάφους και των κανονισμών πιστοποίησης που θα ακολουθηθούν (FAR 23, FAR 25, κ.λ.π.) καθώς και του φακέλου πτήσης.
2. Υπολογισμός των επιμέρους βαρών και του μέγιστου βάρους αεροσκάφους.
3. Εφαρμογή των κριτηρίων απόδοσης τα οποία θα πληρεί το αεροσκάφος για τον υπολογισμό των λόγων W/S και T/W ή W/P . Επιλογή των τιμών του συντελεστή άντωσης C_{Lmax} και του λόγου διατάματος A .
4. Στη συνέχεια από αυτές τις τιμές καθορίζονται τα μεγέθη: T_{TO} ή P_{TO} (μηχανή), S (πτέρυγα), C_{Lmax} (πτέρυγα / αεροτομή).

Οι προδιαγραφές που ορίσαμε παραπάνω επηρεάζουν τα αποτελέσματα του βασικού σχεδιασμού με πολυσύνθετο τρόπο. Ενδεικτικά, τα κριτήρια μήκους διαδρόμου απογείωσης-προσγείωσης επιτυγχάνονται ευκολότερα αυξάνοντας την επιφάνεια της πτέρυγας και χρησιμοποιώντας υπεραντωτικές διατάξεις που αυξάνουν τον μέγιστο συντελεστή άντωσης. Η ταχύτητα πτήσης σχετίζεται άμεσα με τον συντελεστή αεροδυναμικής αντίστασης ο οποίος ελαττώνεται με την μείωση της επιφάνειας και του πάχους της πτέρυγας καθώς και με την αύξηση του λόγου διατάματος. Επίσης, η αύξηση της ισχύος / ώσης των μηχανών ευνοεί τα παραπάνω κριτήρια, αυξάνει όμως την κατανάλωση καυσίμου και άρα το απαιτούμενο ολικό βάρος του αεροσκάφους, επηρεάζοντας έτσι και την εμβέλεια, καθώς και την αυτονομία του. Παρατηρούμε δηλαδή, ότι οι απαιτήσεις των προδιαγραφών είναι αντικρουόμενες σε πολλές περιπτώσεις και ο βασικός σχεδιασμός πρέπει να βρει τον κατάλληλο συμβιβασμό. Στον Πίνακα 3.11 μπορούμε να δούμε ενδεικτικά την επίδραση των αναφερθέντων προδιαγραφών στο σχεδιασμό συμβατικών αεροσκαφών.

Προδιαγραφές	Σχεδιαστικά χαρακτηριστικά
Ταχύτητα πτήσης	• Πτέρυγα: Οπισθόκλιση & Πάχος. • Άτρακτος: Αεροδυναμικό σχήμα. • Κινητήρες: Τύπος & Αριθμός(πλήθος)
Μήκος διαδρόμου απογείωσης	▪ Βάρος απογείωσης (W_{TO}). ▪ Πτερυγική επιφάνεια. ▪ Χαρακτηριστικά αεροτομής. ▪ Χαρακτηριστικά μεταπτερυγίων. ▪ Κινητήρες: Τύπος & Αριθμός(πλήθος).
Μήκος διαδρόμου προσγείωσης	• Τροχοί: Μηχανική & Αεροδυναμική διάταξη. • Φορτίο πτέρυγας. • Χαρακτηριστικά μεταπτερυγίων.
Εμβέλεια	▪ Πτήση: Ύψος & Ταχύτητα. ▪ Βάρη: Καυσίμου & Απογείωσης(W_{TO}). ▪ Πτέρυγα: Λόγος διατάματος & Επιφάνεια. ▪ Ώση.

Πίνακας 3.11 Επίδραση των προδιαγραφών στο βασικό σχεδιασμό.

Βιβλιογραφία

1. D. Stinton, *"Anatomy of the Aeroplane"*, American Institute Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1998.
2. E. Torenbeek, *"Synthesis of Subsonic Airplane Design"*, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, 1982.
3. J. Roskam, *"Airplane Design"*, DAR Corporation, Lawrence, Kansas, 1997.
4. D. P. Raymer, *"Aircraft Design: A Conceptual Approach"*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1999.
5. T. Corke, *"Design of the Aircraft"*, Prentice Hall, New Jersey, 2003.