
5 Σχεδίαση της Πτέρυγας

Περιεχόμενα

5.1 Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά Πτέρυγας.....	133
5.1.1 Γεωμετρία Κάτοψης.....	133
5.1.2 Υπόλοιπα Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά	135
5.2 Διαδικασία Σχεδιασμού Πτέρυγας.....	137
5.2.1 Επιλογή Συνδυασμού $\Lambda_C/4$ και t/c	139
5.2.2 Επιλογή Εκλέπτυνσης (λ_w)	144
5.2.3 Έλεγχος Επιλογών Κάτοψης και Επιλογή Αεροτομής	146
5.3 Σχεδιασμός Υπεραντωτικών Διατάξεων.....	150
5.3.1 Επιλογή Μήκους Εκπετάσματος Μεταπτερυγίων	151
5.3.2 Επιλογή Τύπου και Μήκους Χορδής Μεταπτερυγίου.....	152
5.3.3 Επιλογή Προπτερύγιου	161
5.4 Επιλογή Υπολοίπων Στοιχείων της Πτέρυγας.....	163
5.5 Αεροδυναμικές Επεμβάσεις στην Πτέρυγα	171
5.6 Μερικές Σχεδιαστικές Παρατηρήσεις.....	175

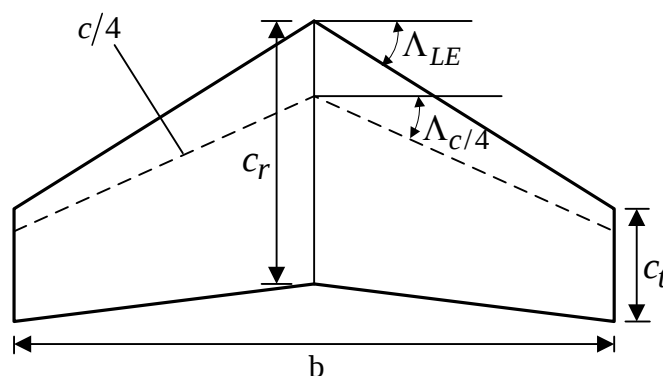
Απαγορεύεται η αναπαραγωγή ή η μετάφραση όλου ή οποιουδήποτε τμήματος του βιβλίου και με οποιοδήποτε τρόπο χωρίς την γραπτή άδεια του συγγραφέα.

Στα προηγούμενα κεφάλαια έχουν υπολογιστεί οι βασικές σχεδιαστικές παράμετροι του υπό σχεδίαση αεροσκάφους. Περνώντας από αυτές στην ίδια τη γεωμετρία του, το επόμενο βήμα ήταν η λήψη αποφάσεων για την διάταξη του αεροσκάφους. Σε ότι αφορά την εξωτερική γεωμετρία ενός αεροσκάφους, βασικό κομμάτι αποτελεί η πτέρυγα η οποία αποτελεί την κύρια αντωτική επιφάνεια. Οι επιπτώσεις της πτέρυγας τόσο στις επιδόσεις του αεροσκάφους όσο και στις σχεδιαστικές επιλογές για τα υπόλοιπα συστήματά του είναι σημαντικές δίνοντας μεγάλη σημασία σε αυτή τη φάση της σχεδιαστικής διαδικασίας.

5.1 Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά Πτέρυγας

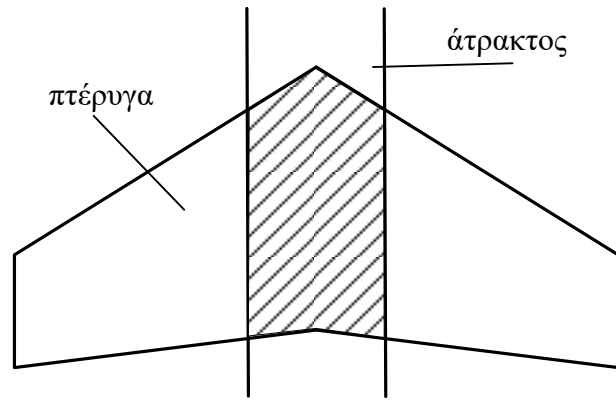
5.1.1 Γεωμετρία Κάτοψης

Τα βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά της κάτοψης της πτέρυγας ενός αεροσκάφους παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.1.



Σχήμα 5.1: Κάτοψη πτέρυγας και βασικά γεωμετρικά μεγέθη.

Η κάτοψη της πτέρυγας όπως και τα γεωμετρικά της μεγέθη περιλαμβάνουν τόσο το τμήμα της πτέρυγας το οποίο εκτίθεται στην ροή όσο και το τμήμα της που προεκτείνεται στο εσωτερικό της ατράκτου. Αυτό απεικονίζεται με τη διαγράμμιση στο Σχήμα 5.2. Το τμήμα αυτό δεν παράγει άντωση, συνηθίζεται όμως να θεωρείται τμήμα της πτερυγικής επιφάνειας.



Σχήμα 5.2: Τμήμα πτερυγικής επιφάνειας εντός της ατράκτου.

Έτσι και στην περίπτωση του βασικού σχεδιασμού ενός αεροσκάφους σαν κάτοψη της πτέρυγας υπολογίζεται το συνολικό τμήμα καθώς σε τέτοια επιφάνεια αναφέρονται τα στατιστικά δεδομένα στα οποία στηρίζεται η διαδικασία του σχεδιασμού.

Η πτέρυγα του Σχήματος 5.1 είναι μια απλή περίπτωση τραπεζοειδούς πτέρυγας. Υπάρχουν και πτέρυγες ιδιαίτερων κατόψεων με καμπυλόγραμμες ακμές προσβολής και εκφυγής όπως οι ελλειπτικές πτέρυγες, αλλά αυτές οι περιπτώσεις αποτελούν την μειοψηφία. Στο Σχήμα 5.1 ως b σημειώνεται το άνοιγμα της πτέρυγας το οποίο και ονομάζεται *εκπέτασμα* (“wing span”). Σε κάθε θέση του εκπετάσματος το ευθύγραμμο τμήμα που συνδέει το χείλος προσβολής με το χείλος εκφυγής της πτέρυγας και είναι παράλληλο στον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους είναι η *τοπική χορδή* (c) της πτέρυγας. Η χορδή παίρνει δύο ακραίες τιμές, την χορδή στην ρίζα της πτέρυγας (c_r) και την χορδή στο άκρο της πτέρυγας (c_t). Η χορδή στην ρίζα της πτέρυγας στις περισσότερες περιπτώσεις είναι ένα μη πραγματικό μέγεθος αφού αποτελεί τμήμα της ιδεατής προέκτασης της πτέρυγας στο εσωτερικό της ατράκτου.

Στην απλή περίπτωση της τραπεζοειδούς πτέρυγας η πτερυγική επιφάνεια δίνεται από την σχέση:

$$S = \frac{b}{2} (c_r + c_t) \quad (5.1)$$

Ένα πολύ σημαντικό μέγεθος της γεωμετρίας της κάτοψης είναι ο *λόγος διατάματος* (A) (“aspect ratio”) που ορίζεται από τη σχέση:

$$A \equiv \frac{b^2}{S} \quad (5.2)$$

Η μεταβολή στο μήκος της χορδής της πτέρυγας κατά το εκπέτασμα εκφράζεται από την *εκλέπτυνση* (λ_w) (“taper ratio”) της πτέρυγας. Αυτή ορίζεται από:

$$\lambda_w \equiv \frac{c_t}{c_r} \quad (5.3)$$

Αν λοιπόν, χρησιμοποιηθούν μόνο η χορδή στην ρίζα και η εκλέπτυνση της πτέρυγας, τότε η πτερυγική επιφάνεια και ο λόγος διατάματος εκφράζονται ως:

$$S = \frac{b \cdot c_r}{2} (\lambda_w + 1) \quad (5.4)$$

$$A = \frac{2b}{c_r} \frac{1}{\lambda_w + 1} \quad (5.5)$$

Ένα άλλο σημαντικό γεωμετρικό χαρακτηριστικό της πτέρυγας είναι η *γραμμή c/4* (“quarter chord line”). Αυτή ορίζεται ως ο γεωμετρικός τόπος των σημείων κάθε χορδής που απέχουν απόσταση $c/4$ από το χείλος προσβολής. Με την βοήθεια της γραμμής $c/4$ ορίζεται και η *γωνία οπισθόκλισης (βέλους)* $\Lambda_{c/4}$ της πτέρυγας. Η γωνία αυτή απεικονίζεται στο Σχήμα 5.1 και ορίζεται ως η γωνία που σχηματίζεται από την γραμμή $c/4$ και τον εγκάρσιο άξονα. Σε ορισμένες περιπτώσεις χρησιμοποιείται η κλίση της ακμής προσβολής για τον χαρακτηρισμό της οπισθόκλισης (γωνία Λ_{LE} στο Σχήμα 5.1).

5.1.2 Υπόλοιπα Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά

Πέρα από τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της κάτοψης της πτέρυγας υπάρχουν και άλλα για τα οποία θα πρέπει να γίνουν κατάλληλες σχεδιαστικές επιλογές. Μια από αυτές είναι η επιλογή της *αεροτομής*. Η αεροτομή της πτέρυγας σε πολλές περιπτώσεις είναι μια τυποποιημένη αεροτομή. Σε αρκετές όμως εφαρμογές, κατά τη διάρκεια του σχεδιασμού του αεροσκάφους γίνεται ανάπτυξη νέων αεροτομών που να παρουσιάζουν τα ζητούμενα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά, μια διαδικασία που δεν ξεκινά από την αρχή αλλά έχει ως αφετηρία μια ήδη υφιστάμενη αεροτομή, τυποποιημένη ή μη. Επίσης σε πάρα πολλές σύγχρονες εφαρμογές επιβάλλεται η ανάγκη η πτέρυγα να μην συντίθεται από μία αεροτομή αλλά αυτή να μεταβάλλεται κατά το εκπέτασμα. Ένα πολύ σημαντικό μέγεθος της αεροτομής πέρα από την ίδια της την μορφή είναι και το *ειδικό πάχος* (t/c). Αυτό ορίζεται ως το μέγιστο πάχος της αεροτομής προς το μήκος της χορδής της. Όπως θα φανεί αργότερα το μέγεθος αυτό

σε συνδυασμό με την *γωνία βέλους* παίζουν σημαντικό ρόλο στα φαινόμενα συμπίεστικότητας που μπορούν να παρουσιαστούν στην πτέρυγα σε μεγάλες ταχύτητες.

Όπως αναφέρθηκε σε προηγούμενο κεφάλαιο σημασία για την εγκάρσια ευστάθεια έχει και η *δίδροσ της πτέρυγας*. Αυτή χαρακτηρίζεται από την *δίδροσ γωνία* (Γ_w) που ορίζεται ως η γωνία που σχηματίζει η γραμμή $c/4$ με το οριζόντιο επίπεδο (Σχήμα 4.5).

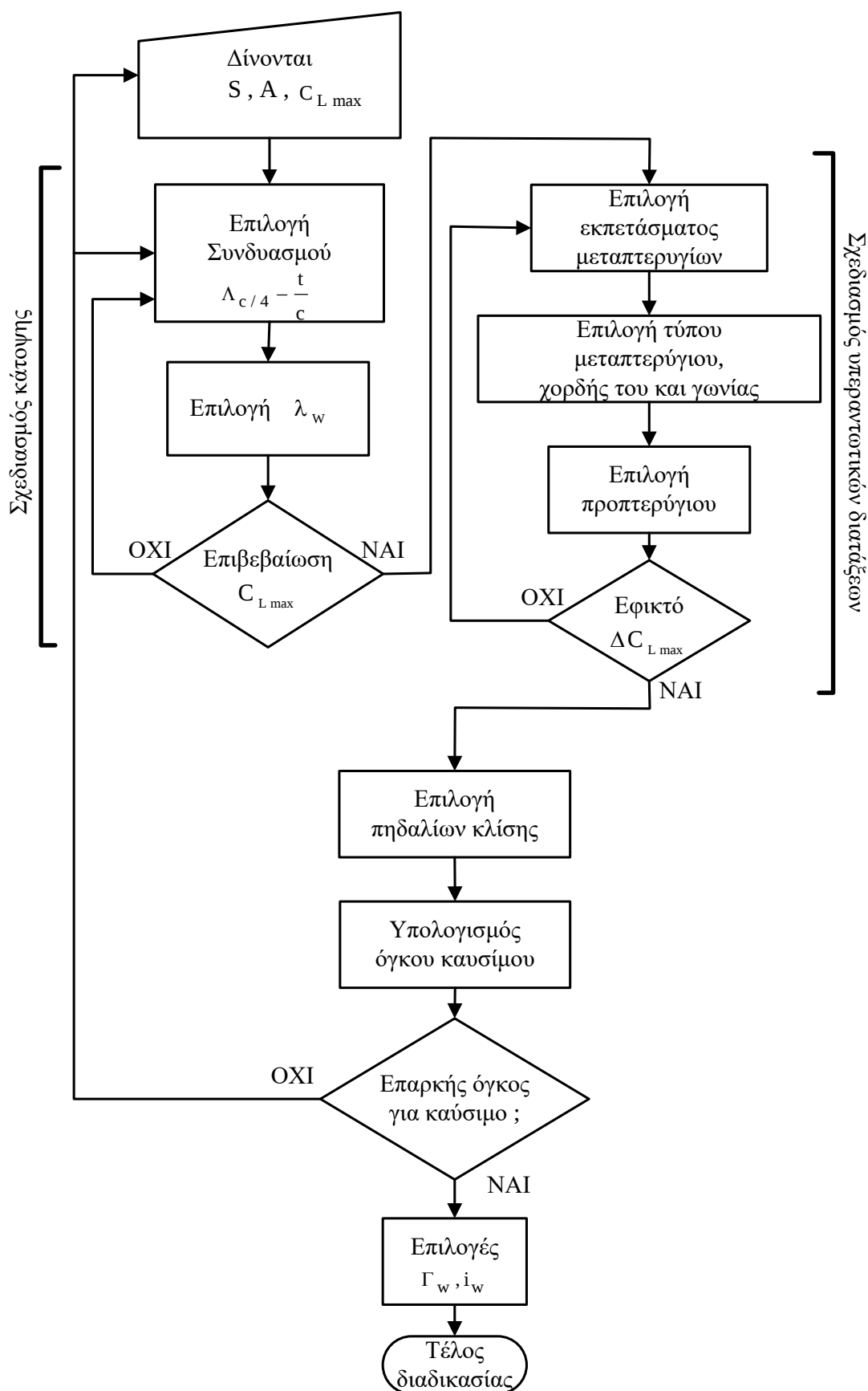
Τα τελευταία μεγέθη με τα οποία ορίζεται πλήρως η γεωμετρία μιας πτέρυγας είναι οι γωνίες πρόσπτωσης και συστροφής. Η γωνία *πρόσπτωσης* (i_w) (“incidence angle”) μιας πτέρυγας είναι η γωνία που σχηματίζουν ο διαμήκης άξονας του αεροσκάφους με μια χορδή της πτέρυγας. Σε πολλές περιπτώσεις αυτή η χορδή είναι στη ρίζα της πτέρυγας. Από την άλλη, η γωνία που σχηματίζουν η χορδή στην ρίζα της πτέρυγας με την χορδή στο άκρο της ονομάζεται *γωνία συστροφής* (ε_t) (“twist angle”). Η συστροφή χρησιμοποιείται για τον έλεγχο της περιοχής έναρξης απώλειας στήριξης στην πτέρυγα. Η γωνία συστροφής είναι τέτοια ώστε η μέγιστη γωνία πρόσπτωσης να βρίσκεται στη ρίζα της πτέρυγας και να μικραίνει προς το άκρο, έτσι ώστε η απώλεια στήριξης να μην αρχίζει από το άκρο της πτέρυγας όπου βρίσκεται το πηδάλιο κλίσης. Σε πολλές περιπτώσεις στον υπολογισμό της γωνίας συστροφής, η χορδή στην ρίζα της πτέρυγας δεν είναι αυτή που φαίνεται στο Σχήμα 5.1 αλλά η χορδή της πτέρυγας στο σημείο που αυτή συνδέεται με την άτρακτο. Ο Πίνακας 5.1 δίνει τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας ορισμένων αεροσκαφών. Περισσότερα στοιχεία δίνονται παρακάτω στον Πίνακα 5.2 και στους Πίνακες [7].

5.2 Διαδικασία Σχεδιασμού Πτέρυγας

Ο σχεδιασμός της πτέρυγας είναι μια σύνθετη διαδικασία ακόμα και σε αυτό το προκαταρκτικό στάδιο της σχεδίασης ενός αεροσκάφους λόγω του πολύ σημαντικού ρόλου της και του γεγονότος ότι πολλοί παράγοντες αλληλοεπιδρούν στην συμπεριφορά της. Η διαδικασία σχεδιασμού της πτέρυγας εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από τις ιδιαιτερότητες της σχεδίασης. Για παράδειγμα, διαφορετική διαδικασία θα επιλέγονταν για ένα αεροσκάφος που η βασική του επιδίωξη είναι η απογείωση / προσγείωση από εξαιρετικά μικρούς διαδρόμους σε σχέση με ένα μέσης χωρητικότητας επιβατηγό αεροσκάφος. Πάρα πολλές όμως περιπτώσεις μπορούν να καλυφθούν από την προτεινόμενη διαδικασία του Σχήματος 5.3.

Τύπος	Εκπέτασμα b (m)	Λόγος Διατάματος A	Γωνία Βέλους (Οπισθόκλισης) $\Lambda_{c/4}$ (deg)	Δίεδρος Γ_w (deg)	Αεροτομή
Socata Rallye	9.61	7.57	0	7°	63A16
Beechcraft Bonanza V35B	10.20	6.30	0	6°	$(t/c)_r = 0.165$ $(t/c)_t = 0.120$
Cessna 172	10.92	7.32	0	1°44'	NACA 2412
Piper Comanche	10.97	7.28	-2°30'	5°	64 ₂ A215
Tupolev 154	37.55	7.03	35° στο $c/4$	-	-
Boeing 737	28.35	8.83	25° στο $c/4$	6°	$t/c = 0.129$
Boeing 747	59.64	6.95	37°30' στο $c/4$	7°	$(t/c)_r = 0.134$ $(t/c)_t = 0.080$
Lockheed C-5A	67.88	7.75	25° στο $c/4$	-5°30'	NACA 0011
Airbus A310	43.89	8.80	28° στο $c/4$	11°8'	$(t/c)_r = 0.152$ $(t/c)_t = 0.108$
Dassault Mirage III	8.22	1.94	60°34' στην ακμή προσβολής	-1°	$t/c = 0.045$ - 0.035
Lockheed F-16	9.14	3.00	40° στην ακμή προσβολής	-	NACA 64A-204

Πίνακας 5.1: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτερύγων διάφορων αεροσκαφών.



Σχήμα 5.3: Διαδικασία σχεδιασμού πτέρυγας.

Υπενθυμίζεται σε αυτό το σημείο ότι έχουν ήδη γίνει επιλογές της διαμόρφωσης της πτέρυγας τόσο ως προς την τοποθέτησή της στην άτρακτο όσο και ως προς την στήριξή της. Επίσης, έχει εκτιμηθεί η πτερυγική επιφάνεια, ο λόγος διατάματος και οι απαιτούμενοι μέγιστοι συντελεστές άντωσης για την κανονική πτήση, την προσγείωση και την απογείωση.

5.2.1 Επιλογή Συνδυασμού $\Lambda_{c/4}$ και t/c

Στην αρχή του σχεδιασμού της πτέρυγας η προσοχή επικεντρώνεται στην κάτοψή της. Από την στιγμή που έχει εκτιμηθεί η πτερυγική επιφάνεια (S_w) και έχει γίνει επιλογή του λόγου διατάματος (A) από τη διαδικασία του Κεφαλαίου 3, υπολογίζεται το εκπέτασμα (b) της πτέρυγας από την Σχέση (5.2). Αυτό που απομένει για τον πλήρη γεωμετρικό ορισμό της κάτοψης της πτέρυγας είναι ο προσδιορισμός της γωνίας βέλους και της εκλέπτυνσης, η οποία και θα οδηγήσει στον προσδιορισμό των μηκών χορδών από τις Σχέσεις (5.3)-(5.5).

Το πρώτο βήμα σε αυτήν την διαδικασία είναι η επιλογή τιμών των μεγεθών $\Lambda_{c/4}$ και t/c . Τα δύο αυτά μεγέθη επιλέγονται μαζί ως συνδυασμός γιατί αλληλεξαρτώνται όσον αφορά τη συμπεριφορά της πτέρυγας στις υψηλές ταχύτητες. Η συμπεριφορά αυτή είναι σημαντική για τις επιδόσεις του αεροσκάφους στην διηχητική και υπερηχητική ροή. Η ταχύτητα πτήσης πρέπει να είναι μικρότερη από κάποια χαρακτηριστική ταχύτητα πέραν της οποίας μπορεί να εμφανιστεί τοπικά υπερηχητική ροή στην πτέρυγα η οποία συνεπάγεται σημαντική αύξηση της οπισθέλκουσας. Ο αριθμός Mach της πτήσης με τη μέγιστη αυτή ταχύτητα ονομάζεται *κρίσιμος* αριθμός Mach (M_{cr}).

Αύξηση του κρίσιμου αριθμού Mach, όπως είναι γνωστό από την αεροδυναμική της πτέρυγας, μπορεί να επιτευχθεί και με την χρήση οπισθόκλισης (ή εμπροσθόκλισης). Αυτή η γεωμετρία όμως δημιουργεί ροή κατά το εκπέτασμα της πτέρυγας με αποτέλεσμα τη μείωση της άντωσης. Επίσης, μειώνεται η απόδοση των πηδαλίων κλίσης και των μεταπτερυγίων, ενώ αυξάνεται η πιθανότητα απώλειας στήριξης στο άκρο της πτέρυγας. Για αυτό και συνήθως η γωνία οπισθόκλισης της ακμής εκφυγής της πτέρυγας είναι μικρότερη της αντίστοιχης γωνίας στην ακμή προσβολής της. Αυτή η μείωση του βέλους στο άκρο εκφυγής της πτέρυγας είναι

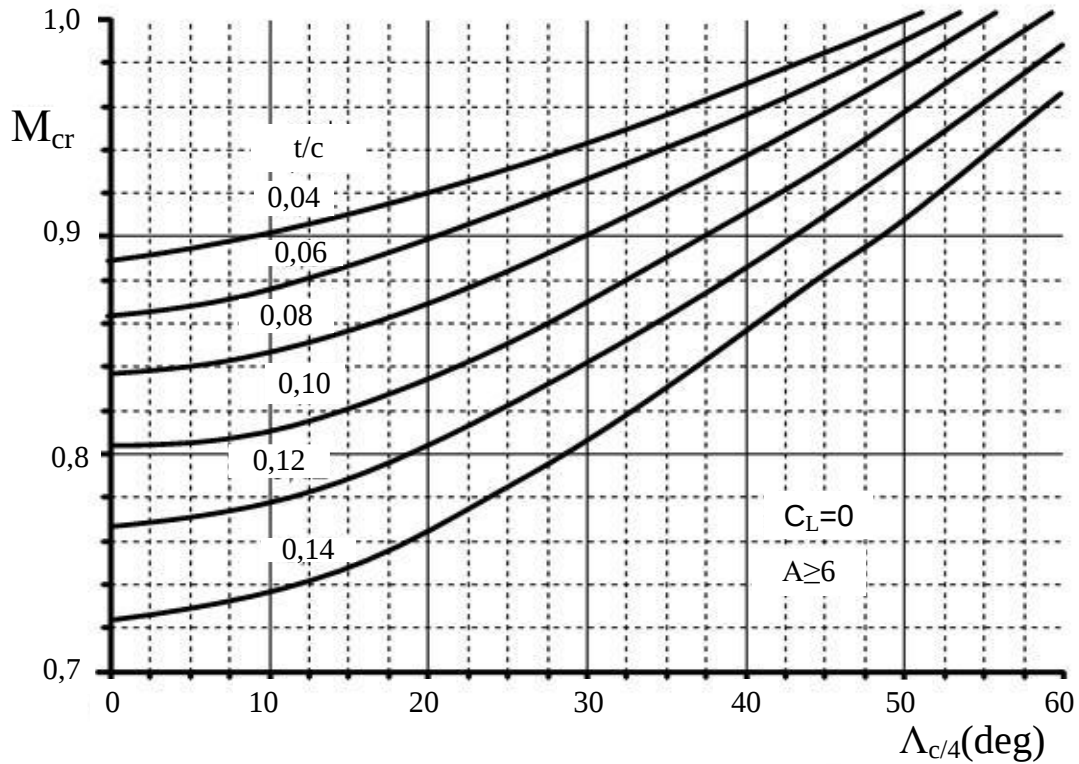
εφικτή, καθότι οι ταχύτητες στο άκρο εκφυγής ("trailing edge-T.E.") είναι μικρότερες σε σχέση με τις ταχύτητες στο άκρο προσβολής της πτέρυγας ("leading edge-L.E.").

Τέλος, αξίζει να σημειωθεί ότι η γωνία οπισθόκλισης αυξάνει το βάρος της πτέρυγας λόγω των υψηλότερων στρεπτικών φορτίων που πρέπει η δομή της πτέρυγας να αντέξει.

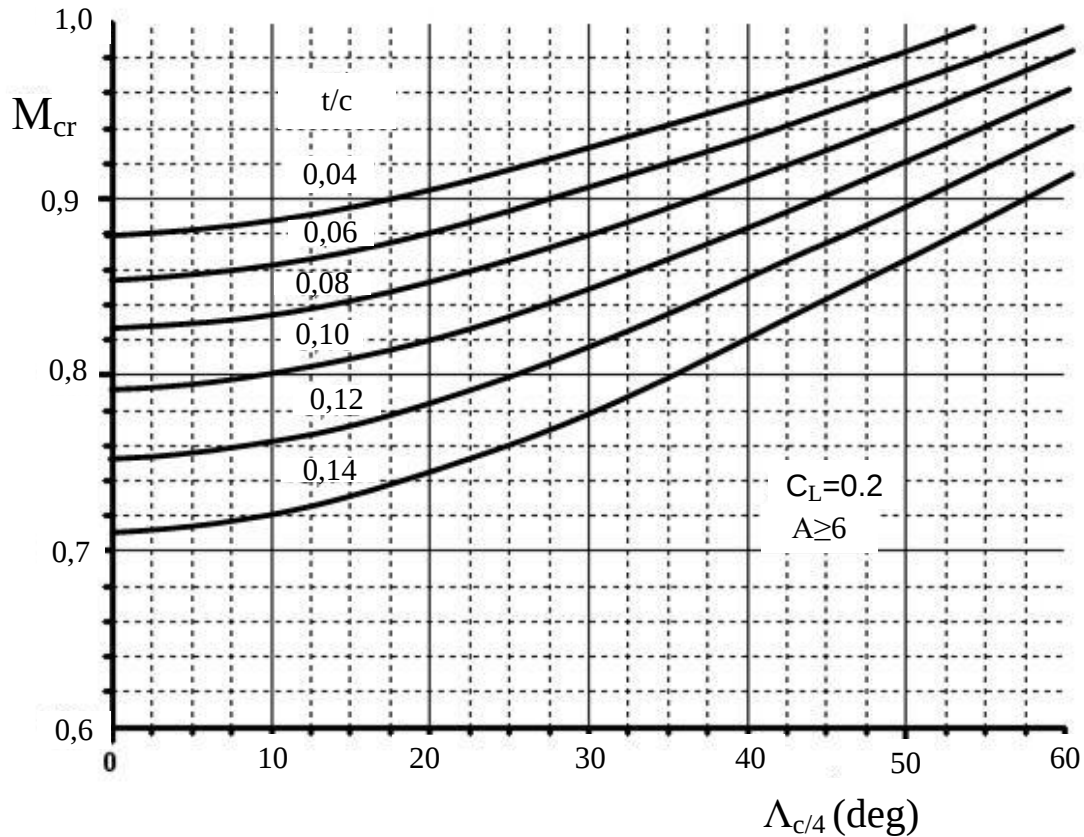
Συνοπτικά, με μεγαλύτερη γωνία βέλους αυξάνεται ο αριθμός M_{cr} αλλά αυτό συνεπάγεται μείωση στην άντωση που παράγει η πτέρυγα. Αυτό μπορεί να συνεπάγεται μεγαλύτερη πτερυγική επιφάνεια το οποίο οδηγεί σε αύξηση της οπισθέλκουσας του αεροσκάφους αλλά και απομάκρυνση από τον βέλτιστο πτερυγικό φόρτο (W / S) που επιλέχθηκε με βάση τις προδιαγραφές επιδόσεων.

Ο ίδιος στόχος της αύξησης του αριθμού M_{cr} επιτυγχάνεται και με την ελάττωση του ειδικού πάχους (t_{max} / c) των αεροτομών που χρησιμοποιούνται στην πτέρυγα. Και αυτή η μέθοδος όμως, της χρησιμοποίησης πολύ λεπτής αεροτομής, οδηγεί σε αρνητικές επιπτώσεις. Συγκεκριμένα, στις σύγχρονες μεταλλικές πτέρυγες που οι επικαλύψεις τους λαμβάνουν τα φορτία της πτέρυγας σε συνδυασμό με τις εσωτερικές δοκούς η πολύ λεπτή αεροτομή μειώνει την ικανότητα της πτέρυγας να παραλαμβάνει τα απαιτούμενα καμπτικά φορτία. Από την άλλη το μικρό ειδικό πάχος έχει σαν επίπτωση την μικρότερη χωρητικότητα του εσωτερικού της πτέρυγας σε εξοπλισμό αλλά, πιο σημαντικά, σε καύσιμο.

Τα παραπάνω δείχνουν ότι η αύξηση του αριθμού M_{cr} σε ικανοποιητικά επίπεδα μπορεί να επιτευχθεί με συνδυασμένη χρήση γωνίας βέλους και ειδικού πάχους. Η επιλογή μας γίνεται με βάση διαθέσιμα στοιχεία που δίνονται στο [2] και απεικονίζονται στα διαγράμματα των Σχημάτων 5.4-5.8.



Σχήμα 5.4: Μεταβολή του κρίσιμου αριθμού Mach συναρτήσει της γωνίας οπισθόκλισης για συντελεστή άντωσης πτήσης $C_L = 0$, λόγο διατάματος $A \geq 6$ και για διάφορα ειδικά πάχη αεροτομής [2].

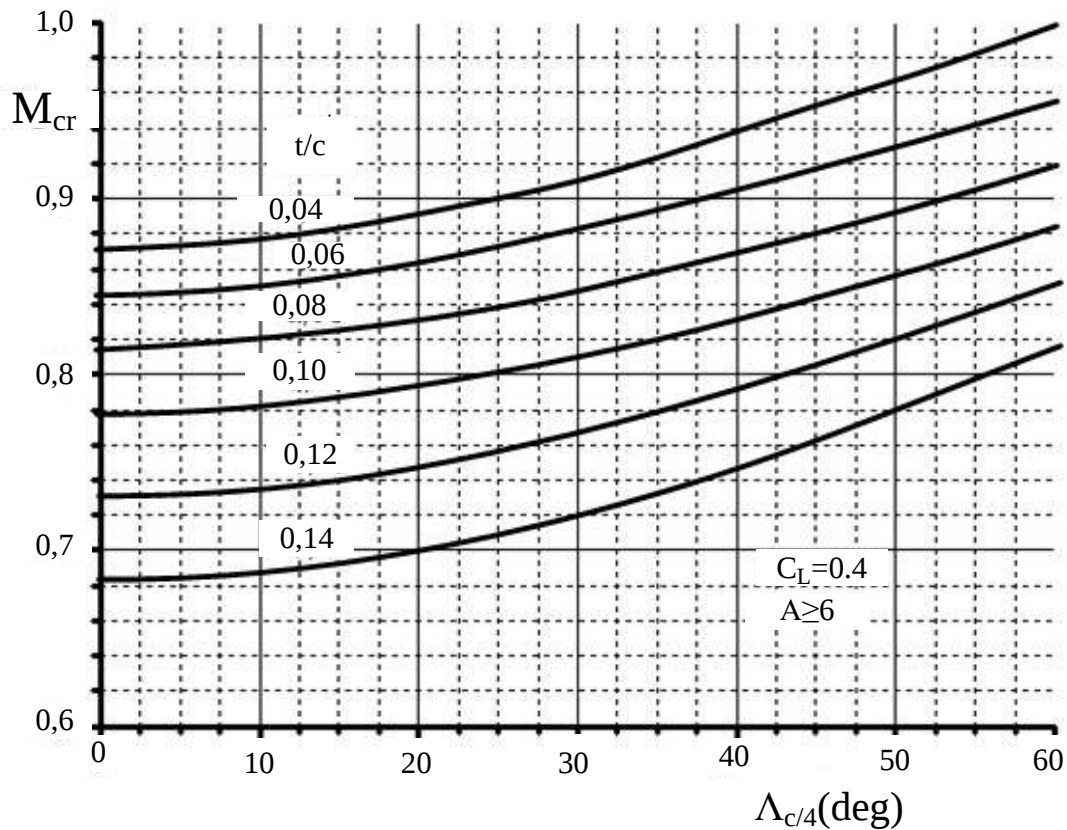


Σχήμα 5.5: Μεταβολή του κρίσιμου αριθμού Mach συναρτήσει της γωνίας οπισθόκλισης για συντελεστή άντωσης πτήσης $C_L = 0.2$, λόγο διατάματος $A \geq 6$ και για διάφορα ειδικά πάχη αεροτομής [2].

Σε πρώτη φάση μια προσέγγιση της τιμής της γωνίας βέλους μπορεί να δοθεί από τις αντίστοιχες τιμές αεροσκαφών της ίδιας κατηγορίας και με παραπλήσιες επιδόσεις. Οι τιμές αυτές μπορούν να αναζητηθούν στον Πίνακα 5.2, καθώς και στους Πίνακες [7]. Στην συνέχεια χρησιμοποιούμε τα διαγράμματα των προαναφερόμενων σχημάτων. Αυτά μας δίνουν διαθέσιμα στοιχεία για την σχέση του M_{cr} με την γωνία βέλους για διαφορετικά ειδικά πάχη αεροτομής. Καθώς οι σχέσεις αυτές εξαρτώνται από τον συντελεστή άντωσης κατά την πτήση πρέπει να γίνει εκτίμηση του συντελεστή για το σχεδιαζόμενο αεροσκάφος. Ο συντελεστής άντωσης μεταβάλλεται κατά την κανονική πτήση και λόγω της συνεχούς μεταβολής του βάρους του αεροσκάφους. Προσέγγιση μιας "μέσης" τιμής δίνεται από τη σχέση:

$$C_L = \frac{W_{TO} - 0.4 W_F}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = \frac{W_{TO} - 0.4 W_F}{\frac{1}{2} \gamma P M^2 S} \quad (5.6)$$

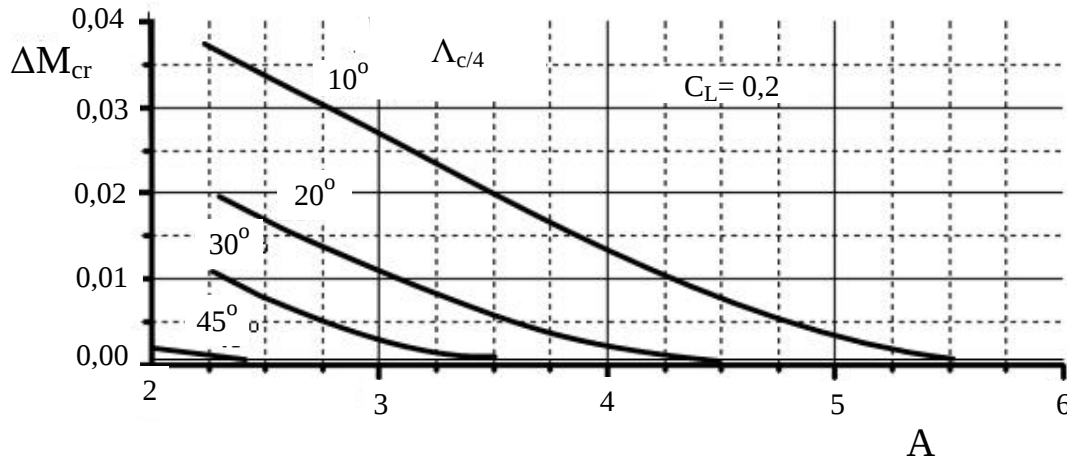
όπου P είναι η πίεση της ατμόσφαιρας στο ύψος της πτήσης.



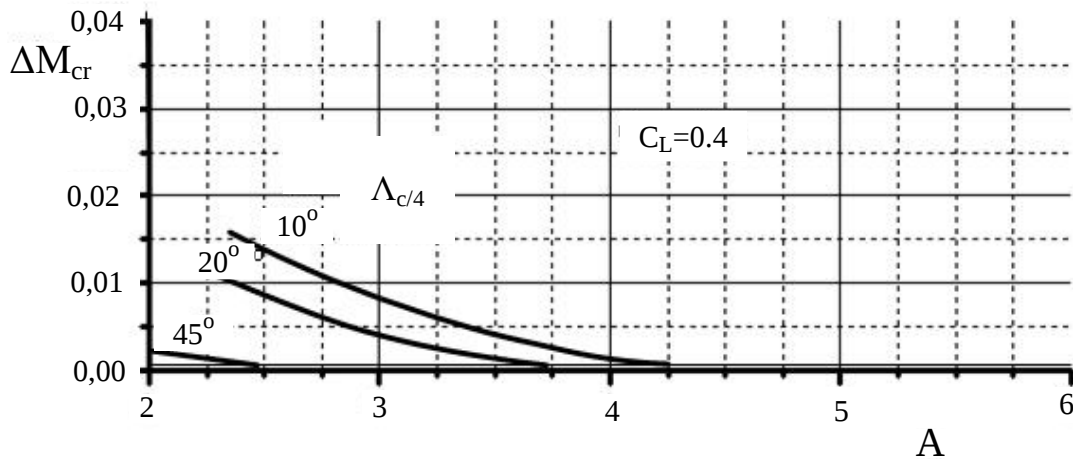
Σχήμα 5.6: Μεταβολή του κρίσιμου αριθμού Mach συναρτήσει της γωνίας οπισθόκλισης για συντελεστή άντωσης πτήσης $C_L = 0.4$, λόγο διατάματος $A \geq 6$ και για διάφορα ειδικά πάχη αεροτομής [2].

Καθώς τα διαγράμματα αφορούν τρεις διακριτές τιμές του συντελεστή άντωσης, η επιλογή του κατάλληλου συνδυασμού γωνίας βέλους και ειδικού πάχους για διαφορετικές τιμές του C_L μπορεί να γίνει με την βοήθεια γραμμικής παρεμβολής.

Το επόμενο σημείο που αξίζει προσοχής είναι το γεγονός ότι τα διαγράμματα αυτά αφορούν πτέρυγες με λόγους διατάματος (A) μεγαλύτερους του 6. Επιπρόσθετη αύξηση του κρίσιμου αριθμού Mach (ΔM_{cr}) μπορεί να καταστεί εφικτή με την μείωση του λόγου εκπετάσματος. Ένας οδηγός μας για την επιλογή αυτή είναι τα διαγράμματα των Σχημάτων 5.7 και 5.8.



Σχήμα 5.7: Διόρθωση του κρίσιμου αριθμού Mach (ΔM_{cr}) για πτέρυγες με λόγο εκπετάσματος (A) μικρότερο του 6. Τιμές της αύξησης ΔM_{cr} συναρτήσει των A και $\Lambda_{c/4}$ για $C_L = 0.2$ [2].



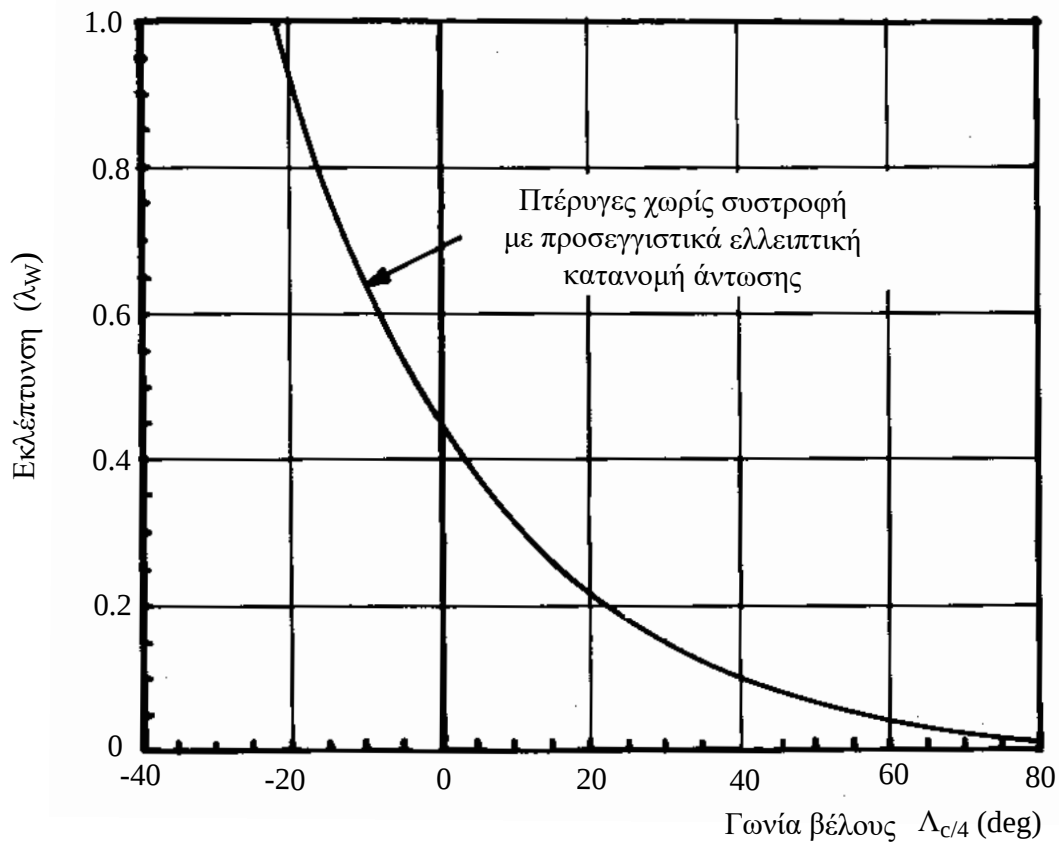
Σχήμα 5.8: Διόρθωση του κρίσιμου αριθμού Mach (ΔM_{cr}) για πτέρυγες με λόγο εκπετάσματος (A) μικρότερο του 6. Τιμές της αύξησης ΔM_{cr} συναρτήσει των A και $\Lambda_{c/4}$ για $C_L = 0.4$ [2].

5.2.2 Επιλογή Εκλέπτυνσης (λ_w)

Η εκλέπτυνση της πτέρυγας είναι μια επιλογή που αφορά την αεροδυναμική της απόδοση. Όπως είναι γνωστό από την αεροδυναμική η πλέον αποδοτική (μικρότερη οπισθέλκουσα) πτέρυγα για δεδομένο λόγο διατάματος είναι η πτέρυγα της οποίας η επιφάνεια κάτοψης είναι ελλειπτική. Ο πιο πρακτικός τρόπος να προσεγγιστεί τέτοια κάτοψη είναι με κατάλληλη μείωση του μήκους χορδής κατά το εκπέτασμα (εκλέπτυνση).

Η εκλέπτυνση που επιλέγουμε επηρεάζει μεταξύ άλλων το βάρος της πτέρυγας. Συγκεκριμένα, η μεγάλη εκλέπτυνση "συγκεντρώνει" το αντωτικό φορτίο πιο κοντά στη ρίζα της πτέρυγας. Οι μικρότερες ροπές των αεροδυναμικών φορτίων επιτρέπουν ελαφρύτερη κατασκευή πτέρυγας. Η μεγάλη εκλέπτυνση έχει ανεπιθύμητα χαρακτηριστικά όσον αφορά την συμπεριφορά της σε συνθήκες απώλειας στήριξης. Και αυτό γιατί ενώ σε μια πτέρυγα χωρίς εκλέπτυνση ($\lambda_w = 1$) η περιοχή έναρξης απώλειας στήριξης είναι κοντά στη ρίζα, με μεγάλη εκλέπτυνση αυτή η περιοχή μετακινείται στο άκρο της πτέρυγας όπου και βρίσκεται το πηδάλιο κλίσης με αποτέλεσμα τον κίνδυνο απώλειας ελέγχου του αεροσκάφους. Γι' αυτό και είναι σπάνιο να έχουμε λόγους εκλέπτυνσης κοντά στο μηδέν με τυπικές τιμές αυτές στην περιοχή 0.4 ως 0.6. Να σημειωθεί εδώ ότι τα παραπάνω ισχύουν κυρίως για την περίπτωση πτέρυγας χωρίς οπισθόκλιση αφού η μεγάλη οπισθόκλιση επηρεάζει επίσης τη συμπεριφορά κατά την απώλεια στήριξης.

Σε αυτή τη φάση του σχεδιασμού αυτό που απαιτείται είναι μια απλή επιλογή εκλέπτυνσης που να μην απαιτεί πολύπλοκους υπολογισμούς. Κάτι τέτοιο μπορεί να γίνει με την βοήθεια των διαθέσιμων ιστορικών δεδομένων για την κατηγορία του αεροσκάφους που είναι διαθέσιμα στον Πίνακα 5.2 καθώς και στους Πίνακες [7]. Ένας τρόπος αξιοποίησης των δεδομένων είναι και με το διάγραμμα του Σχήματος 5.9. Σε αυτό υπάρχει μια συσχέτιση δεδομένων γωνίας βέλους – εκλέπτυνσης για υπάρχουσες σχεδιάσεις αεροσκαφών.



Σχήμα 5.9: Σχέση ανάμεσα στη γωνία βέλους και την εκλέπτυνση πτέρυγας χωρίς συστροφή [1].

5.2.3 Έλεγχος Επιλογών Κάτοψης και Επιλογή Αεροτομής

Σε αυτό το σημείο η κάτοψη της πτέρυγας έχει οριστεί πλήρως με τα μεγέθη που επιλέχθηκαν και με την βοήθεια των γεωμετρικών σχέσεων που υπάρχουν στην αρχή του κεφαλαίου. Όπως φαίνεται και στο διάγραμμα ροής του Σχήματος 5.3 έχουμε φτάσει στο σημείο στο οποίο θα πρέπει να δούμε αν η πτέρυγα που έχουμε σχεδιάσει μπορεί να “δώσει” τον απαιτούμενο συντελεστή $C_{L_{max}}$ ο οποίος έχει καθοριστεί με βάση τις σχεδιαστικές προδιαγραφές.

Για να γίνει αυτός ο έλεγχος θα πρέπει το απαιτούμενο $C_{L_{max}}$ να αναχθεί σε τιμή $C_{\ell_{max}}$ της αντίστοιχης αεροτομής και να εξεταστεί αν μπορεί να υπάρξει τέτοια αεροτομή. Αυτή η διαδικασία εξελίσσεται με την παρακάτω αλληλουχία προσεγγιστικών υπολογισμών:

(α) Γίνεται αναγωγή του απαιτούμενου $C_{L\max}$ για την πτέρυγα στον συντελεστή ($\bar{C}_{L\max}$) της αντίστοιχης πτέρυγας χωρίς οπισθόκλιση. Αυτό πραγματοποιείται με την βοήθεια της προσεγγιστικής σχέσης:

$$\bar{C}_{L\max} = \frac{C_{L\max}}{\cos \Lambda_c/4} \quad (5.7)$$

(β) Το επόμενο βήμα είναι η μετατροπή αυτής της τιμής σε μέγιστο συντελεστή άντωσης $C_{l\max}$ της αεροτομής της πτέρυγας. Αυτό γίνεται με την βοήθεια της εμπειρικής σχέσης:

$$C_{l\max} = \frac{\bar{C}_{L\max}}{K_\lambda} \quad (5.8)$$

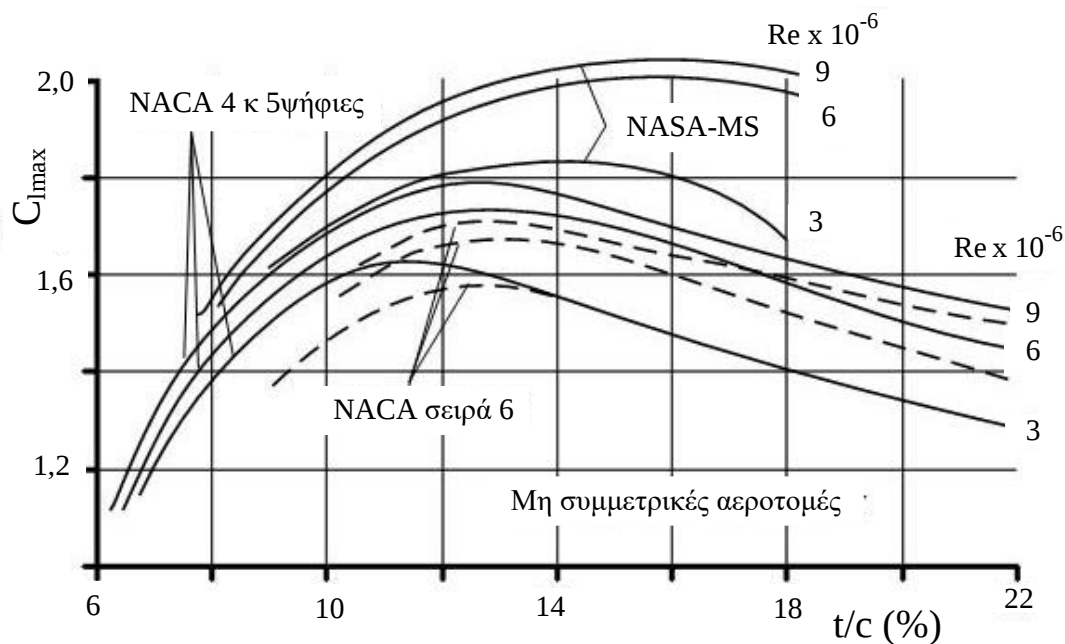
Ενδεικτικές τιμές της παραμέτρου K_λ είναι 0.88 για εκλέπτυνση $\lambda_w = 1.0$, και 0.95 για $\lambda_w = 0.4$.

Το πάχος της αεροτομής αλλάζει από την ρίζα ως την άκρη της πτέρυγας. Η σχέση (5.8) μπορεί προσεγγιστικά να χρησιμοποιήσει τον μέσο όρο των αεροτομών της ρίζας και του άκρου της πτέρυγας δηλαδή:

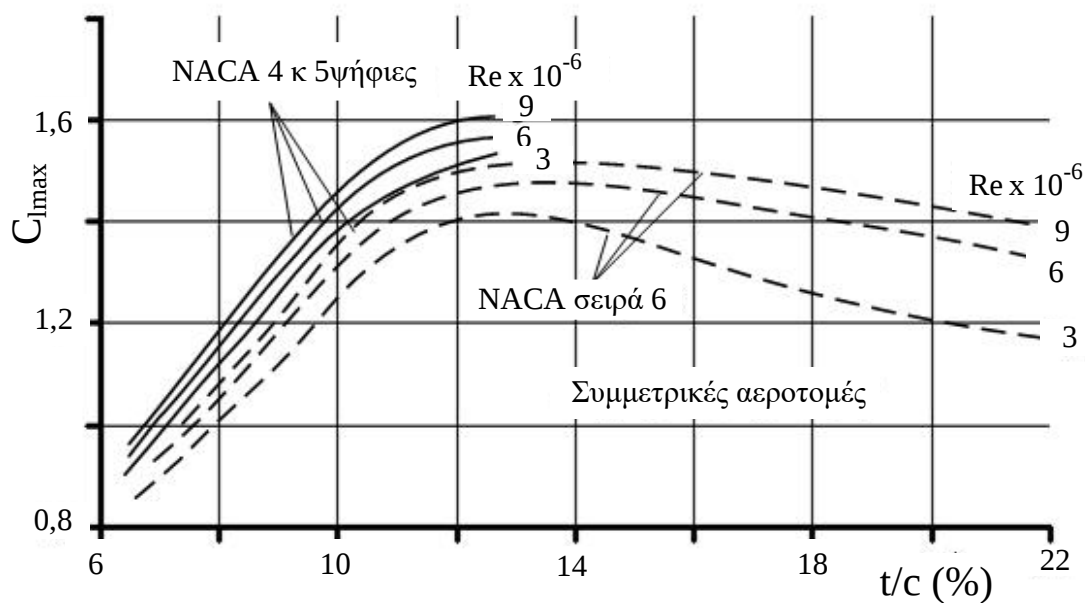
$$\bar{C}_{L\max} = K_\lambda \frac{C_{l\max,r} + C_{l\max,t}}{2} \quad (5.9)$$

Καταλήγοντας λοιπόν στις Σχέσεις (5.8) και (5.9) έχουμε μετατρέψει τον απαιτούμενο μέγιστο συντελεστή άντωσης του αεροσκάφους σε απαιτούμενο μέγιστο συντελεστή άντωσης αεροτομής. Αυτή η αναγωγή έγινε με την βοήθεια σχέσεων οι οποίες αξιοποίησαν τις επιλογές που έγιναν ως εδώ για την γεωμετρία της κάτοψης της πτέρυγας. Επομένως μπορούν οι επιλογές αυτές να έχουν μια πρώτη αξιολόγηση με το να δούμε αν υπάρχει, ή αν είναι εφικτό να υπάρξει αεροτομή με αυτές τις επιδόσεις μέγιστου συντελεστή (C_ℓ). Αν δεν είναι εφικτός ο απαιτούμενος συντελεστής ($C_{l\max}$) , θα πρέπει να γίνει τροποποίηση της κάτοψης της πτέρυγας.

Αυτός ο πρώτος έλεγχος μπορεί να πραγματοποιηθεί με την βοήθεια των διαγραμμάτων που δίνονται στα Σχήματα 5.10 και 5.11. Τα διαγράμματα αυτά δίνουν τιμές του συντελεστή ($C_{l\max}$) σε συνάρτηση με το ειδικό πάχος και τον αριθμό Reynolds για διάφορες αεροτομές. Για την επιλογή αυτήν θα πρέπει επίσης να λάβουμε υπόψη και τα υπόλοιπα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής (C_d , C_m , M_{cr}). Ο Πίνακας 5.2 δίνει ενδεικτικά εύρη τιμών για τα γεωμετρικά μεγέθη της πτέρυγας για κάθε κατηγορία αεροσκάφους.



Σχήμα 5.10: Μεταβολή του μέγιστου συντελεστή άντωσης ($C_{l_{max}}$) για μη συμμετρικές αεροτομές 4, 5 και 6 ψηφίων συναρτήσει του ειδικού πάχους (t/c) για διάφορους αριθμούς Reynolds [2].



Σχήμα 5.11: Μεταβολή του μέγιστου συντελεστή άντωσης ($C_{l_{max}}$) για συμμετρικές αεροτομές 4, 5 και 6 ψηφίων συναρτήσει του ειδικού πάχους (t/c) για διάφορους αριθμούς Reynolds [2].

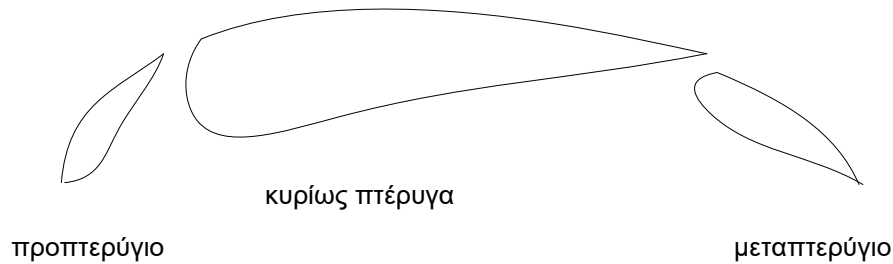
ΤΥΠΟΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	Δίεδρος Γωνία Γ_w (deg)	Γωνία Πρόσπτωσης i_w (deg)	Λόγος Διατάματος A	Γωνία Βέλους (Οπισθόκλισης) $\Lambda_{c/4}$ (deg)	Εκλέπτυνση λ_w
Ιδιοκατασκευές	0.0 – 6.5	0.0 – 4.2	3.8 – 7.0	0.0 – 5.0	0.44 – 1.00
Μονοκινητήρια Ελικοφόρα	1.5 – 7.0	1.2 – 4.1 ή 0.7 – (-2.8)	5.4 – 8.4	5.0 – (-2.5)	0.49 – 1.00
Δικινητήρια Ελικοφόρα	2.0 – 7.2	1.0 – 4.0 ή 0.0 – (-5.0)	7.2 – 9.5	0.0 – 7.5	0.31 – 0.80
Αγροτικά	1.3 – 9.0	1.5 – 6.5 ή 0.0 – (-1.5)	6.0 – 8.7	0.0 – 4.0	0.70 – 1.00
Ιδιωτικά Jets	0.0 – 4.7	1.0 – 3.5 ή (-0.3) – (-3.5)	5.0 – 8.9	5.0 – 30.0	0.26 – 0.50
Πολιτικά Στροβιλοελικοφόρα Περιφερειακών Αερογραμμών	2.5 – 7.0	2.0 – 3.5 ή 0.0 – (-1.1)	7.5 – 12.7	0.0 – 2.9	0.36 – 1.00
Πολιτικά Αεριωθούμενα	(-3.0) – 7.5	1.0 – 5.3 ή 0.0	7.0 – 9.6	15.0 – 37.5	0.16 – 0.36
Μαχητικά	(-5.0) – 7.0	0.0 – 3.6 ή 0.0 – (-1)	1.9 – 7.6	0.0 – 61.0	0.00 – 0.68
Στρατιωτικά Περιπολικά, Βομβαρδιστικά και Μεταγωγικά	6.0 – (-5.1)	0.0 – 3.0 ή 0.0 – (-3.5)	4.0 – 11.7	0.0 – 51.0	0.23 – 0.50
Υπερηχητικής πλεύσης	8.3 – (-1.5)	–	1.7 – 8.0	16.0 – 72.0	0.00 – 0.33

Πίνακας 5.2: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας.

5.3 Σχεδιασμός Υπεραντωτικών Διατάξεων

Έχοντας κάνει την σχεδίαση της γεωμετρίας της κυρίως πτέρυγας, η διαδικασία σχεδιασμού μπορεί να προχωρήσει στην επιλογή και διαστασιολόγηση των *υπεραντωτικών* της διατάξεων όπως απεικονίζει και το διάγραμμα ροής του Σχήματος 5.3.

Οι υπεραντωτικές διατάξεις συμπεριλαμβάνουν κυρίως τα *μεταπτερύγια* (“flaps”) και τα *προπτερύγια* (“slats”), όπως απεικονίζει το Σχήμα 5.12.



Σχήμα 5.12: Αεροτομή πτέρυγας με τυπικές υπεραντωτικές διατάξεις.

Οι υπεραντωτικές διατάξεις αυξάνουν την καμπυλότητα της αεροτομής το οποίο συνεπάγεται αύξηση της άντωσης. Επίσης, αυξάνουν την επιφάνεια της πτέρυγας. Οι "σχισμές" που σχηματίζουν με την κυρίως πτέρυγα μπορούν να καθυστερήσουν την αποκόλληση του οριακού στρώματος και την συνεπαγόμενη μείωση της άντωσης [8].

Το πρώτο βήμα είναι να δούμε τι απαιτείται από τις υπεραντωτικές διατάξεις για να προσθέσουν στην άντωση της πτέρυγας. Το στοιχείο αυτό είναι διαθέσιμο από τις σχεδιαστικές προδιαγραφές του αεροσκάφους και δίνεται με την μορφή των μέγιστων συντελεστών άντωσης του αεροσκάφους στις καταστάσεις απογείωσης (TO) και προσγείωσης (L). Συγκεκριμένα, αυτό που καλούνται να προσθέσουν οι υπεραντωτικές διατάξεις δίνεται από τις σχέσεις:

$$\Delta C_{L\max,TO} = 1.05 (C_{L\max,TO} - C_{L\max}) \quad (5.10)$$

$$\Delta C_{L\max,L} = 1.05 (C_{L\max,L} - C_{L\max}) \quad (5.11)$$

Ο συντελεστής 1.05 δίνεται και εδώ για να έχουμε μια εκτίμηση της απαιτούμενης αύξησης του μέγιστου συντελεστής άντωσης της πτέρυγας καθώς τα μεγέθη που παίρνουμε από τις προδιαγραφές αφορούν συντελεστές για το *πλήρες* αεροσκάφος.

Ο Πίνακας 5.4 δίνει τυπικές τιμές του $C_{L\max}$ που μπορούν να επιτευχθούν για τους διάφορους συνδυασμούς υπεραντωτικών διατάξεων που θα εξετάσουμε

παρακάτω και σε σχέση επίσης με την οπισθόκλιση της πτέρυγας. Δίνει επίσης, τυπικές γωνίες εκτροπής στις φάσεις της απογείωσης και της προσγείωσης.

Τύπος Υπεραντωτικής Διάταξης	Γωνία Εκτροπής		$C_{Lmax} / \cos \Lambda_c / 4$	
	Απογείωση	Προσγείωση	Απογείωση	Προσγείωση
Απλό μεταπτερύγιο	20°	60°	1.4 - 1.6	1.7 - 2.0
Μεταπτ. μιας σχισμής	20°	40°	1.5 - 1.7	1.8 - 2.2
Μεταπτερύγιο Fowler				
Μιας σχισμής	15°	40°	2.0 - 2.2	2.5 - 2.9
Δυο σχισμών	20°	50°	1.7 - 1.95	2.3 - 2.7
Προπτερύγιο				
Δυο σχισμών	20°	50°	2.3 - 2.6	2.8 - 3.2
Τριών σχισμών	20°	40°	2.4 - 2.7	3.2 - 3.5

Πίνακας 5.4: Τυπικές τιμές γωνιών και συντελεστή άντωσης για διάφορους συνδυασμούς υπεραντωτικών διατάξεων σε συνάρτηση με την οπισθόκλιση της πτέρυγας [6].

5.3.1 Επιλογή Μήκους Εκπετάσματος Μεταπτερυγίων

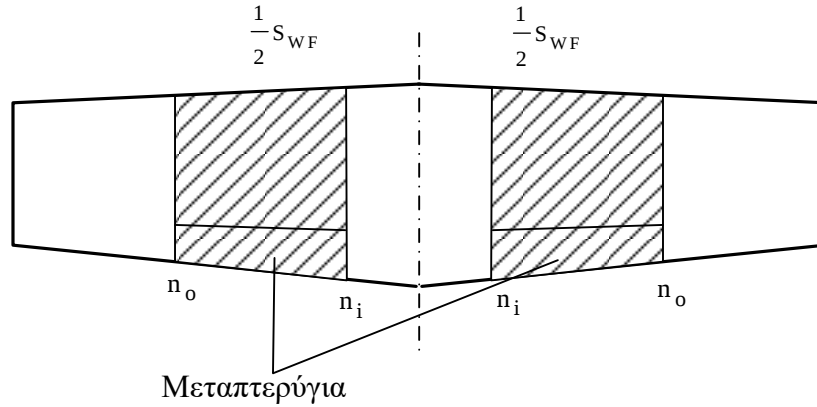
Στην διαδικασία σχεδιασμού των μεταπτερυγίων το πρώτο βήμα είναι ο καθορισμός του εκπετάσματος τους στην πτέρυγα. Με γνώση αυτής της διάστασης μπορεί να γίνει εκτίμηση της απαιτούμενης αύξησης του συντελεστή άντωσης την οποία “δίνουν” τα μεταπτερύγια. Αυτή η εκτίμηση λαμβάνεται από την εμπειρική σχέση:

$$\Delta C_{lmax} = \Delta C_{Lmax} \frac{S}{S_{WF}} \frac{1}{K_{\Lambda}} \quad (5.12)$$

όπου S_{WF} είναι η επιφάνεια της πτέρυγας που αντιστοιχεί στα μεταπτερύγια και η οποία ορίζεται στο Σχήμα 5.13. Στην απλή περίπτωση της πτέρυγας με μηδενική γωνία βέλους ο λόγος των επιφανειών δίνεται και από την σχέση:

$$\frac{S_{WF}}{S} = (n_o - n_i) \frac{2 - (1 - \lambda_W) (n_o + n_i)}{1 + \lambda_W} \quad (5.13)$$

όπου n_o και n_i είναι οι (σχετικές) αποστάσεις από τη ρίζα της πτέρυγας όπως απεικονίζει το Σχήμα 5.13.



Σχήμα 5.13: Ορισμός τμήματος της επιφάνειας πτέρυγας S_{WF} .

Στη Σχέση (5.12) χρησιμοποιείται ο συντελεστής K_Λ . Αυτός είναι ένας συντελεστής ο οποίος εισάγει στην σχέση αυτή την επίδραση της γωνίας βέλους στην λειτουργία των μεταπτερυγίων. Ο συντελεστής αυτός υπολογίζεται από την εμπειρική σχέση:

$$K_\Lambda = \left(1 - 0.08 \cos^2 \Lambda_{c/4}\right) \cos^{3/4} \Lambda_{c/4} \quad (5.14)$$

Η αύξηση του μήκους των μεταπτερυγίων κατά το εκπέτασμα της πτέρυγας (αύξηση της επιφάνειας S_{WF}) οδηγεί σε μικρότερες απαιτήσεις από τα μεταπτερύγια όπως δείχνει η Σχέση (5.12). Πρέπει όμως να περιοριστεί το μήκος αυτό προκειμένου να υπάρξει χώρος για τα πηδάλια κλίσης.

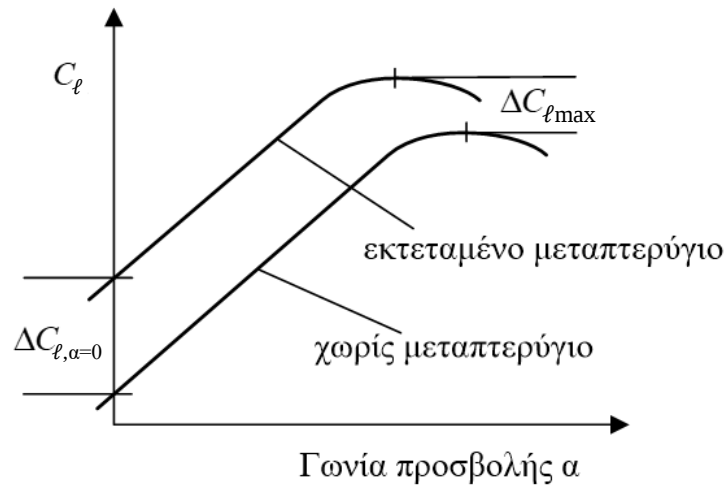
5.3.2 Επιλογή Τύπου και Μήκους Χορδής Μεταπτερυγίου

Ήδη έχει γίνει μια εκτίμηση της απαιτούμενης μεταβολής $\Delta C_{l_{\max}}$ που θα πρέπει να “δώσει” το μεταπτερύγιο. Η αύξηση του συντελεστή άντωσης λόγω του μεταπτερυγίου εξαρτάται από τη γωνία προσβολής α όπως δείχνει το Σχήμα 5.14. Προκειμένου να γίνει η επιλογή πρέπει να αναχθεί η αύξηση του συντελεστή στη γωνία προσβολής $\alpha = 0$. Προς τούτο, υπάρχει η ακόλουθη σχέση:

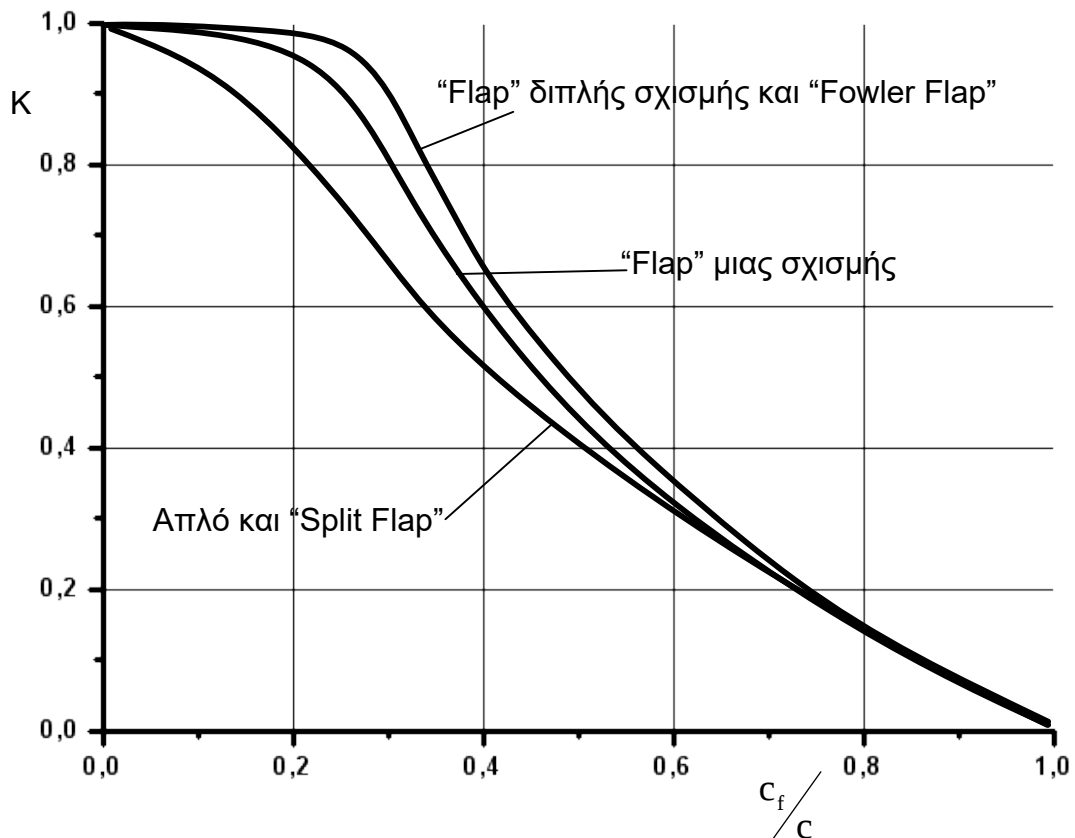
$$\Delta C_{\ell, \alpha=0} = \frac{\Delta C_{\ell_{\max}}}{K} \quad (5.15)$$

Ο εμπειρικός συντελεστής K είναι μικρότερος της μονάδας και μπορεί να προσδιοριστεί από το διάγραμμα του Σχήματος 5.15. Όπως μπορούμε να δούμε στο διάγραμμα αυτό, για να το χρησιμοποιήσουμε θα πρέπει σε αυτό το σημείο να κάνουμε

την πρώτη επιλογή για τον τύπο του μεταπτερυγίου και το ποσοστό της χορδής της πτέρυγας (c_f / c) που αυτό θα καταλαμβάνει.

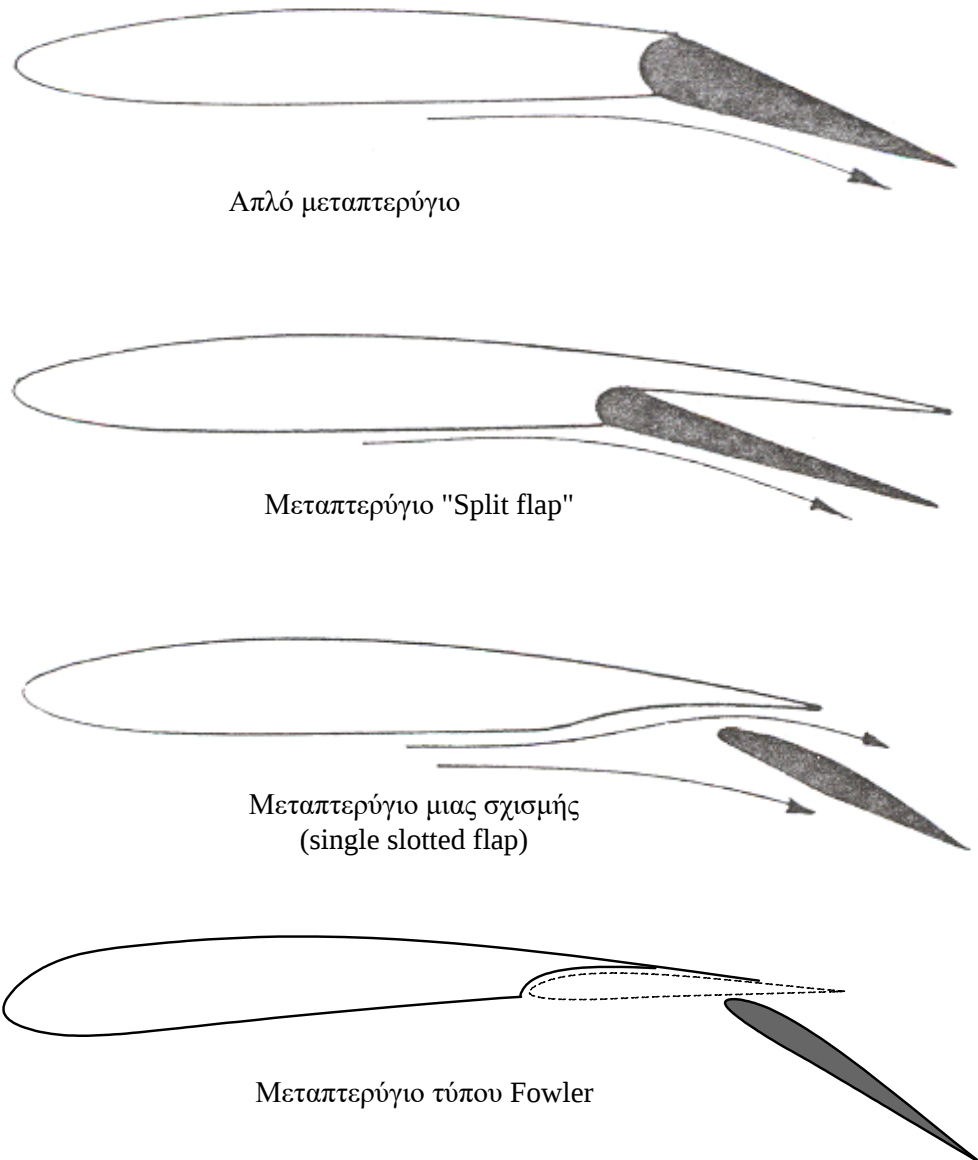


Σχήμα 5.14: Μεταβολή του συντελεστή άντωσης C_l με και χωρίς τη χρήση μεταπτερυγίων.



Σχήμα 5.15: Μεταβολή του λόγου $K = \Delta C_{l \max} / \Delta C_{l, \alpha=0}$ συναρτήσει του λόγου των χορδών (c_f / c) για διάφορους τύπους μεταπτερυγίων [2].

Αφού λοιπόν, έχει γίνει η επιλογή του μεταπτερυγίου και του μεγέθους χορδής του, μπορεί να γίνει η εκτίμηση του πώς αυτό μπορεί να επιδράσει στην αντωτική συμπεριφορά σε διάφορες γωνίες έκτασής του. Διακρίνουμε τέσσερις βασικούς τύπους μεταπτερυγίων: (i) απλό ("plain") flap, (ii) "split" flap, (iii) flap σχισμής, και (iv) flap τύπου *Fowler*. Το Σχήμα 5.16 απεικονίζει τους τέσσερις αυτούς τύπους.



Σχήμα 5.16: Βασικοί τύποι μεταπτερυγίων.

Το απλό μεταπτερύγιο είναι η πιο απλή λύση κατασκευαστικά. Η περίπτωση του μεταπτερυγίου "split flap" είναι επίσης κατασκευαστικά απλή και χρησιμοποιείται πλέον σε ιδιαίτερες περιπτώσεις που απαιτείται η αύξηση της άντωσης να συνοδεύεται

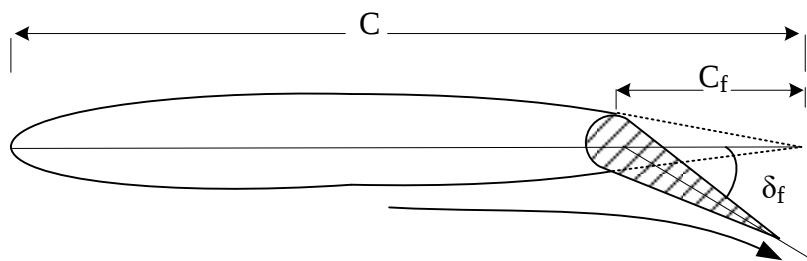
και από εξίσου σημαντική αύξηση της οπισθέλκουσας. Ο τύπος του μεταπτερυγίου μιας σχισμής (“single slotted flap”) δίνει μεγάλες υπεραντωτικές επιδόσεις εξαιτίας της ύπαρξης της σχισμής. Το μεταπτερύγιο τύπου Fowler αποτελεί μια περίπτωση παρόμοια με τα μεταπτερύγια τα οποία φέρουν σχισμές με την διαφορά ότι το μεταπτερύγιο αυτό εκτείνεται και έξω από την πτέρυγα προσθέτοντας σε άντωση όχι μόνο μεταβάλλοντας την καμπυλότητα αλλά και “δίνοντας” μια αύξηση της πτερυγικής επιφάνειας.

Από αεροδυναμική άποψη τα δυο πρώτα αυξάνουν την άντωση λόγω της αύξησης της καμπυλότητας. Τα δυο τελευταία, πέραν της αύξησης της καμπυλότητας, λόγω του κενού που σχηματίζουν με την κυρίως αεροτομή, δημιουργούν τζετ αέρα το οποίο ενεργοποιεί το οριακό στρώμα στην επάνω επιφάνεια του μεταπτερυγίου καθυστερώντας την αποκόλλησή του, και έτσι πετυχαίνουν μεγαλύτερη άντωση [8]. Στις περιπτώσεις που απαιτούνται μεγάλοι συντελεστές άντωσης στην απογείωση και την προσγείωση συνήθως, καταφεύγουμε στη λύση των μεταπτερυγίων Fowler.

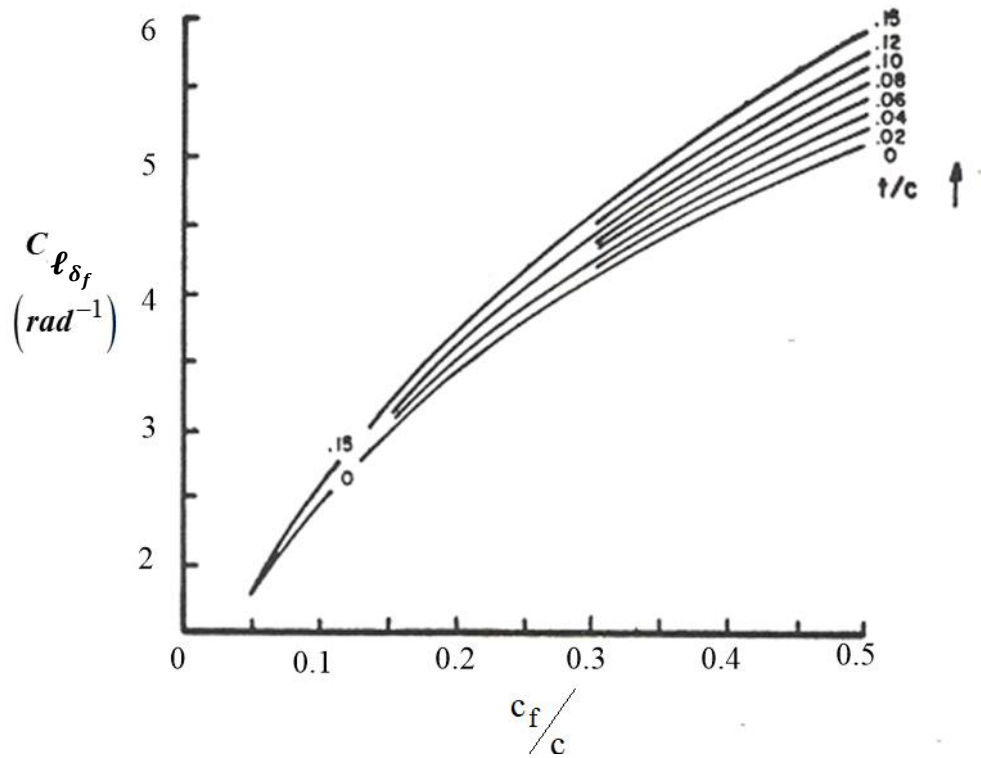
Η διάταξη του απλού μεταπτερυγίου απεικονίζεται στο Σχήμα 5.17 με τα κύρια γεωμετρικά μεγέθη του. Η σχέση που συνδέει την μεταβολή στον συντελεστή άντωσης σε σχέση με την γωνία του μεταπτερυγίου είναι:

$$\Delta C_l = C_{\ell_{\delta_f}} \cdot k' \cdot \delta_f \quad (5.16)$$

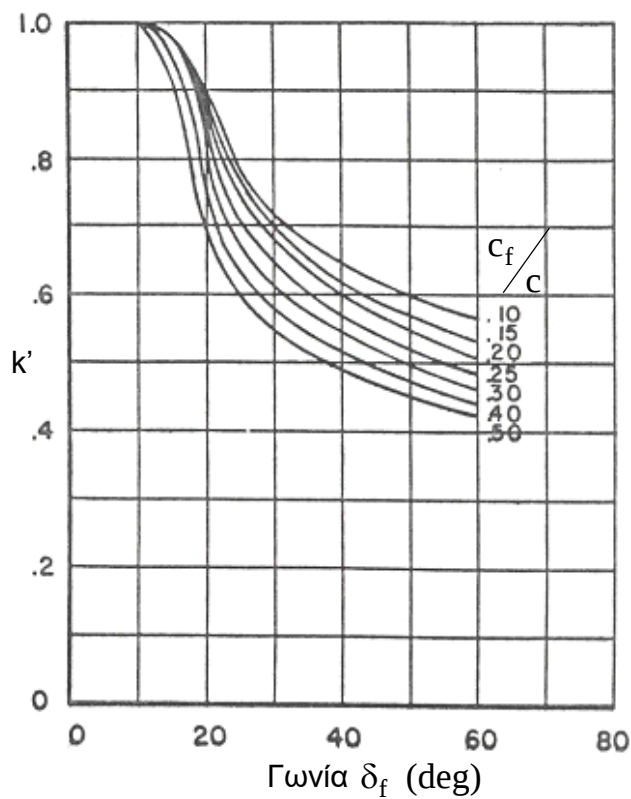
Η γωνία δ_f δίνεται σε ακτίνια (“rads”) ενώ οι συντελεστές $C_{\ell_{\delta_f}}$ και k' δίνονται από τα Σχήματα 5.18 και 5.19, αντίστοιχα.



Σχήμα 5.17: Γεωμετρικά μεγέθη απλού μεταπτερυγίου (“Plain flap”).



Σχήμα 5.18: Μεταβολή του συντελεστή $C_{\ell_{\delta_f}}$ συναρτήσει του λόγου c_f/c , για διάφορα ειδικά πάχη αεροτομής [2].

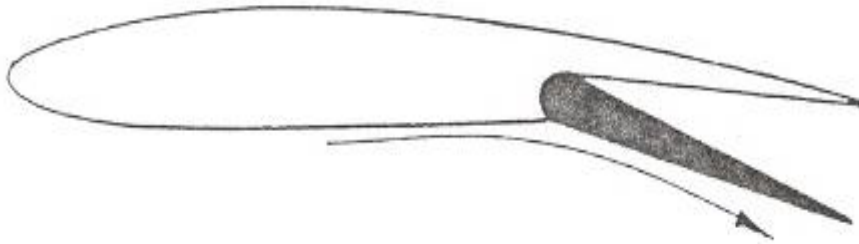


Σχήμα 5.19: Μεταβολή του συντελεστή (k') συναρτήσει της γωνίας μεταπερυγίου (δ_f) για διάφορες τιμές του λόγου c_f/c [2].

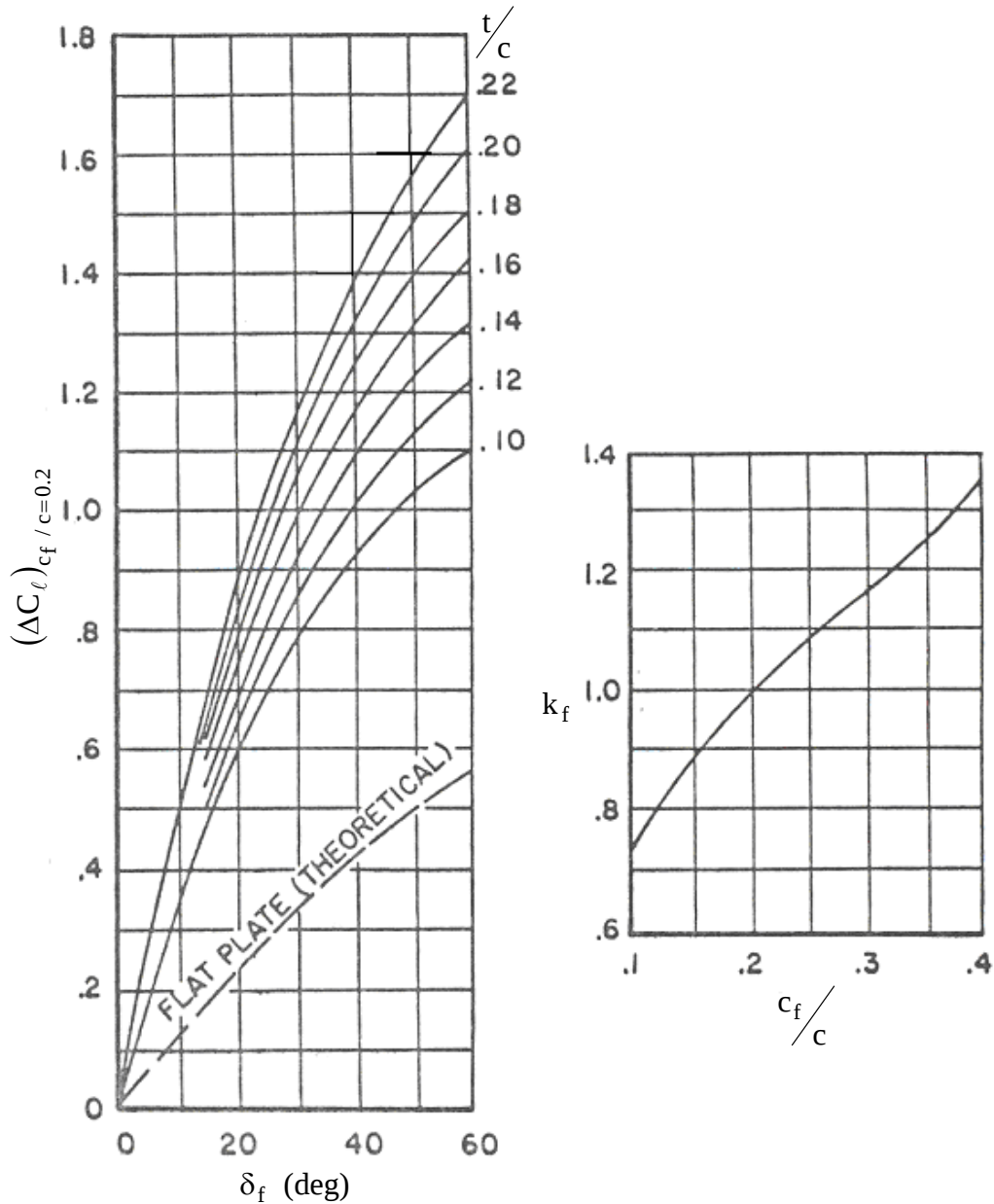
Η διάταξη του μεταπτερυγίου τύπου “Split Flap” απεικονίζεται στο Σχήμα 5.20. Η επίπτωση της γωνίας του μεταπτερυγίου στην αύξηση της άντωσης δίνεται από τη σχέση:

$$\Delta C_\ell = k_f \cdot (\Delta C_\ell)_{c_f/c=0.2} \quad (5.17)$$

και με την βοήθεια των διαγραμμάτων του Σχήματος 5.21.



Σχήμα 5.20: Μεταπτερύγιο "Split flap".

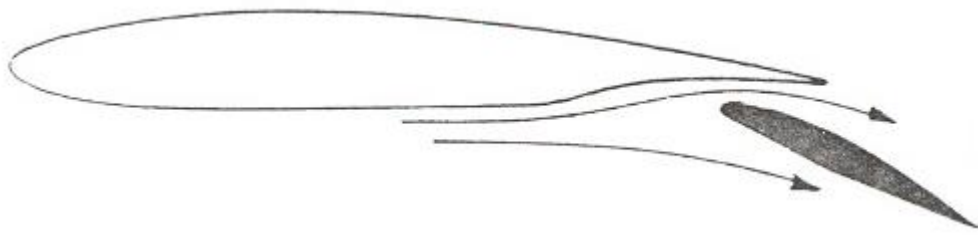


Σχήμα 5.21: Μεταβολή της διαφοράς $(\Delta C_\ell)_{c_f/c=0.2}$ συναρτήσει της γωνίας δ_f για διάφορα πάχη αεροτομής. Επίσης, μεταβολή του συντελεστή k_f συναρτήσει του λόγου c_f/c [2].

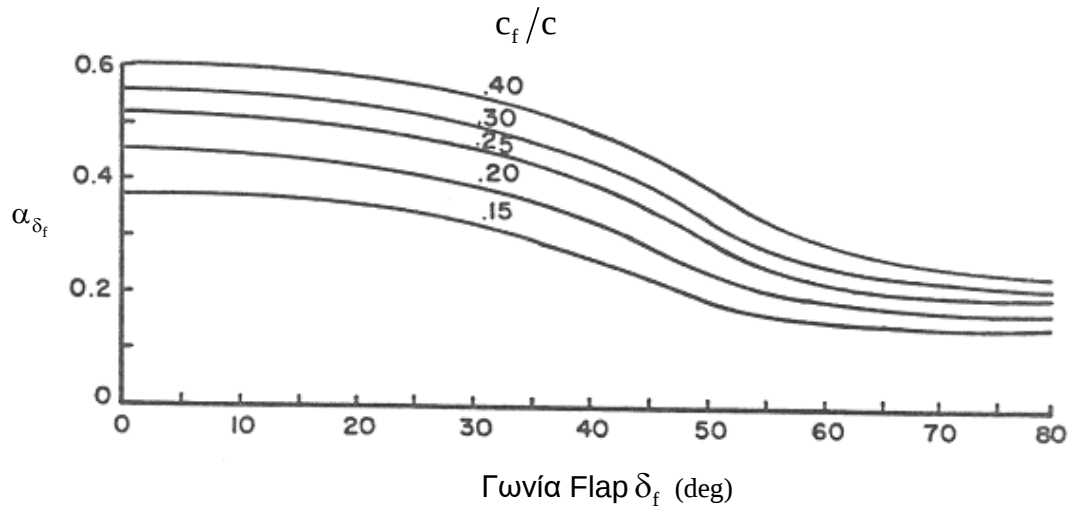
Το μεταπτερύγιο μιας σχισμής (“single slotted flap”) απεικονίζεται στο Σχήμα 5.22. Η αύξηση της άντωσης λόγω του μεταπτερυγίου αυτού δίνεται από την παρακάτω σχέση:

$$\Delta C_\ell = 2\pi \cdot \alpha_{\delta_f} \cdot \delta_f \quad (5.18)$$

Η γωνία του μεταπτερυγίου δ_f εκφράζεται σε ακτίνια (rad) και ο συντελεστής α_{δ_f} δίνεται στο Σχήμα 5.23 για διάφορους λόγους χορδών (c_f/c) .

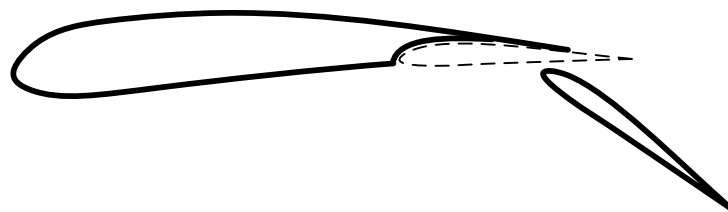


Σχήμα 5.22: Μεταπτερύγιο μιας σχισμής ("Single slotted flap").



Σχήμα 5.23: Μεταβολή του συντελεστή α_{δ_f} συναρτήσει της γωνίας δ_f για διάφορους λόγους χορδών [2].

Ο τέταρτος τύπος μεταπτερυγίου είναι αυτό το οποίο ονομάζεται "τύπου Fowler". Το μεταπτερύγιο "περπατά" πάνω σε ράγες προσφέροντας ευελιξία στον προσανατολισμό και στην απόσταση του υπεραντωτικού σώματος ως προς την κυρίως πτέρυγα (Σχήμα 5.24).



Σχήμα 5.24: Μεταπτερύγιο τύπου Fowler.

Η σχέση που συνδέει την γωνία έκτασής του με την μεταβολή του συντελεστή άντωσης της υπεραντωτικής αεροτομής σε μηδενική γωνία προσβολής δίνεται από την σχέση:

$$\Delta C_\ell = 2\pi \cdot \left(1 + \frac{c_f}{c}\right) \cdot \alpha_{\delta_f} \cdot \delta_f \quad (5.19)$$

Και εδώ ο συντελεστής α_{δ_f} δίνεται από το Σχήμα 5.23, ενώ η γωνία δ_f είναι σε ακτίνια.

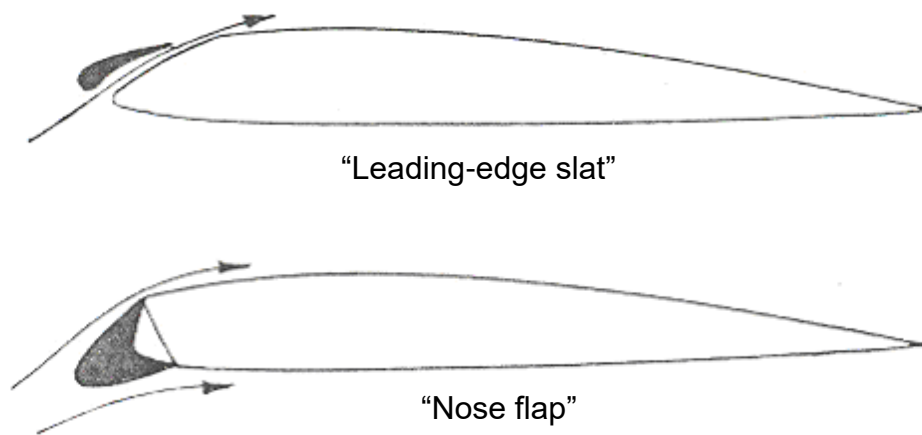
Φτάνοντας σε αυτό το σημείο έχουμε διαστασιολογήσει τα μεταπτερύγια. Με βάση λοιπόν, τις επιλογές που έχουν γίνει μπορούμε να εκτιμήσουμε την απαιτούμενη μεταβολή του συντελεστή άντωσης αεροτομής σε μηδενική γωνία προσβολής σε σχέση με το μεταπτερύγιο. Στην συνέχεια μπορούμε να εκτιμήσουμε σε τι γωνίες χρειάζεται να τοποθετηθεί το μεταπτερύγιο για να δώσει την απαιτούμενη αύξηση της άντωσης. Σε αυτό το σημείο μπορεί να γίνει ένας έλεγχος για το αν οι επιλογές που έχουν γίνει στον τύπο και στις διαστάσεις των μεταπτερυγίων επαρκούν. Ο έλεγχος αυτός γίνεται με βάση την γωνία του μεταπτερυγίου. Στην περίπτωση της θέσης απογείωσης η γωνία του μεταπτερυγίου, στις συνήθεις περιπτώσεις, κυμαίνεται γύρω στις 10° , και δεν ξεπερνά τις 20° - 25° . Μεγαλύτερη γωνία θα είχε ως επίπτωση την δραματική αύξηση της οπισθέλκουσας, κάτι ανεπιθύμητο για την απογείωση. Στην φάση της προσγείωσης η γωνία δ_f είναι πολύ μεγαλύτερη αφού η αύξηση της αντίστασης είναι επιθυμητή. Ένα όριο που πρέπει για αυτήν την φάση του σχεδιασμού να τεθεί για λόγους δομικής ακεραιότητας είναι 55° - 60° .

Στην περίπτωση που η γωνία του μεταπτερυγίου προκύπτει αρκετά μεγάλη σε σχέση με αυτά τα όρια, απαιτείται ανασχεδιασμός. Προτού όμως αρχίσουμε να μεταβάλουμε τη βασική γεωμετρία της πτέρυγας όπως φαίνεται και από το διάγραμμα ροής του Σχήματος 5.3, πρέπει να ανασχεδιαστούν τα μεταπτερύγια με πρώτο βήμα την μεταβολή του μήκους του εκπετάσματος τους.

Εφόσον η διαφορά στην απαιτούμενη αύξηση άντωσης είναι μικρή ένα ακόμα "όπλο" του σχεδιαστή είναι οι υπεραντωτικές διατάξεις της ακμής προσβολής ("προπτερύγια").

5.3.3 Επιλογή Προπτερύγιου

Τα προπτερύγια είναι υπεραντωτικές διατάξεις που βρίσκονται στην ακμή προσβολής της πτέρυγας (Σχήμα 5.25). Αυτά τα οποία στην έκτασή τους σχηματίζουν κενό με την κυρίως πτέρυγα (“slats”) ενεργοποιούν το οριακό στρώμα στην πάνω επιφάνεια της πτέρυγας με την ισχυρή δευτερεύουσα ροή (τζετ) που δημιουργείται στο κενό. Η ενεργοποίηση αυτή καθυστερεί την αποκόλληση του οριακού στρώματος και η απώλεια στήριξης συμβαίνει σε μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης με αποτέλεσμα ο συντελεστής $C_{\ell \max}$ να είναι μεγαλύτερος [8].



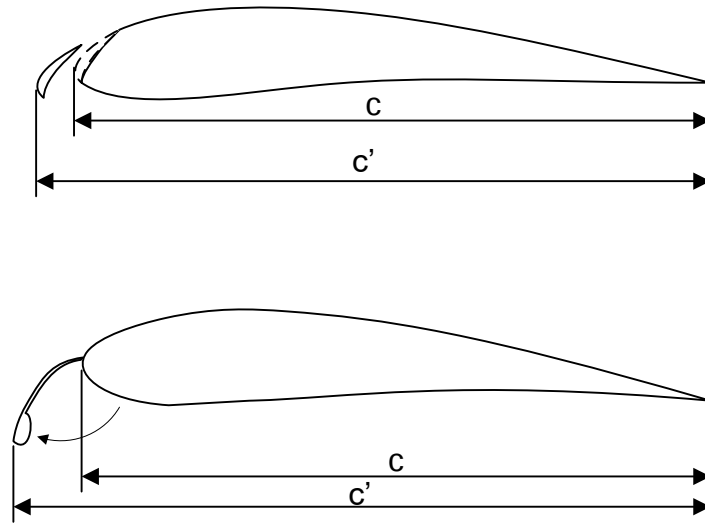
Σχήμα 5.25: Διαφορετικοί τύποι προπτερυγίων.

Εάν δεν υπάρχει σχισμή μεταξύ του προπτερυγίου και της πτέρυγας (“nose flap”), τότε η αύξηση του $C_{\ell \max}$ οφείλεται αποκλειστικά στη μεταβολή της καμπυλότητας της αεροτομής. Η αυξημένη τιμή του μέγιστου συντελεστή άντωσης της αεροτομής ($C'_{\ell \max}$) μπορεί να προσεγγιστεί ως ανάλογη του λόγου της συνολικής χορδής του προπτερυγίου και της αεροτομής (c') προς τη χορδή της αεροτομής (c), και της αρχικής μέγιστης τιμής του συντελεστή άντωσης, χωρίς τη χρήση των προπτερυγίων ($C_{\ell \max}$):

$$C'_{\ell \max} = C_{\ell \max} \left(\frac{c'}{c} \right) \quad (5.20)$$

Τα γεωμετρικά δεδομένα της σχέσης αυτής απεικονίζονται στις αεροτομές του Σχήματος 5.26 για τις περιπτώσεις ενός απλού προπτερυγίου σχισμής και ενός

“Krueger flap”. Η παραπάνω σχέση είναι ικανοποιητική προσέγγιση για πτέρυγες με γωνίες οπισθόκλισης $\Lambda_{c/4} < 35^\circ$. Μία τυπική τυπική τιμή του λόγου (c'/c) είναι 1.1.



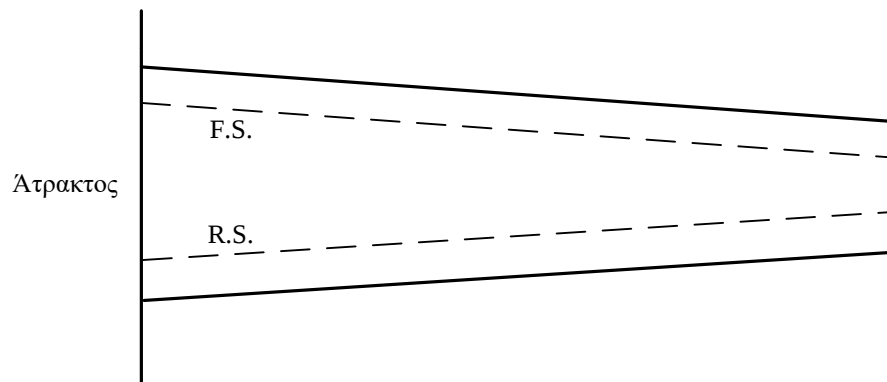
Σχήμα 5.26: Γεωμετρικά μεγέθη έκτασης προπτερυγίων για το απλό προπτερύγιο (“leading edge slat”), και για το προπτερύγιο τύπου “Krueger flap”.

Μοντέρνα αεροσκάφη υψηλών προδιαγραφών συνήθως έχουν προπτερύγια σε όλο το μήκος της ακμής προσβολής της πτέρυγας, αλλά μπορεί να διακόπτονται από την ύπαρξη της εγκατάστασης των μηχανών. Σε παλαιότερες σχεδιάσεις ήταν συχνή η χρήση “Krueger flaps” κοντά στην άτρακτο και προπτερυγίων σχισμής (“slats”) στο τμήμα κοντά στο άκρο της πτέρυγας. Τέλος, πρέπει να σημειωθεί και η σημαντική αύξηση της μηχανικής πολυπλοκότητας της πτέρυγας από το προπτερύγιο και άρα του κόστους και του βάρους αυτής.

5.4 Επιλογή Υπολοίπων Στοιχείων της Πτέρυγας

Η απαιτούμενη για την αλλαγή πορείας του αεροσκάφους, μεταβολή στην άντωση που δέχεται η κάθε πλευρά της πτέρυγας επιτυγχάνεται με τη χρήση των *πηδαλίων κλίσης* (ailerons). Πρόκειται για αντίθετα κινούμενες επιφάνειες στα άκρα της πτέρυγας που εξασφαλίζουν αύξηση της άντωσης στη μια πλευρά με παράλληλη μείωσή της στην άλλη. Τα πηδάλια κλίσης επιλέγονται από ιστορικά δεδομένα που βρίσκονται σε Πίνακες του επόμενου κεφαλαίου. Η έκταση κατά το εκπέτασμα των πηδαλίων κλίσης περιορίζεται από τον χώρο που καταλαμβάνουν τα μεταπτερύγια.

Έχοντας λοιπόν, διαστασιολογήσει τα κινητά μέρη στις ακμές προσβολής και εκφυγής της πτέρυγας μπορούμε να κάνουμε μια εκτίμηση της θέσης στην οποία θα τοποθετηθούν οι δύο κύριες δοκοί της πτέρυγας. Οι θέσεις αυτές ορίζονται από τις *γραμμές δοκών πτέρυγας* ("Spar Lines"). Γενικά θεωρούμε την εμπρός ("Front Spar line" ή "F.S.") και την πίσω ("Rear Spar line" ή "R.S.") γραμμή σε απόσταση $0.005c$ από τα άκρα των εμπρός και των πίσω υπεραντωτικών διατάξεων, αντίστοιχα. Οι γραμμές αυτές απεικονίζονται στο Σχήμα 5.27.



Σχήμα 5.27: Γραμμές "Front Spar" και "Rear Spar" σε πτέρυγα.

Έχοντας καθορίσει και την θέση των κύριων δοκών της πτέρυγας είμαστε πλέον σε θέση να εκτιμήσουμε την χωρητικότητα της πτέρυγας σε καύσιμο. Ο χώρος αυτός είναι ανάμεσα από τις κύριες δοκούς και στις περισσότερες περιπτώσεις μέχρι περίπου το 85% του εκπετάσματος. Αυτό γίνεται γιατί απαιτείται στο άκρο της πτέρυγας να μην αποθηκεύεται καύσιμο για την ελάττωση του κινδύνου πυρκαγιάς από αστραπές. Ο διαθέσιμος όγκος για καύσιμο δίνεται από την εμπειρική σχέση:

$$V_{WF} = 0.54 \frac{S^2}{b} \left(\frac{t}{c} \right)_r \frac{1 + \lambda_W \sqrt{\tau_W} + \lambda_W^2 \tau_W}{(1 + \lambda_W)^2} \quad (5.21)$$

όπου:

$$\tau_W \equiv \frac{(t/c)_t}{(t/c)_r} \quad (5.22)$$

Σε αυτή τη φάση έχουμε φτάσει σε σημείο στο οποίο μπορεί να γίνει ένας ακόμα έλεγχος της σχεδίασης και πιθανός ανασχεδιασμός. Αυτός ο έλεγχος γίνεται με την σύγκριση του υπολογισμένου όγκου καυσίμου με τον απαιτούμενο για την εκτέλεση της αποστολής. Στην περίπτωση που ο όγκος στην πτέρυγα δεν επαρκεί τότε θα πρέπει είτε (i) να μειωθεί η έκταση των υπεραντωτικών διατάξεων και των πηδαλίων κλίσης, είτε (ii) να γίνει ανασχεδιασμός με αύξηση της πτερυγικής επιφάνειας και επανάληψη της διαδικασίας, (iii) είτε να τοποθετηθεί επιπρόσθετο καύσιμο εκτός πτέρυγας. Μια λύση είναι η χρήση εξωτερικών δεξαμενών που τοποθετούνται συνήθως στην πτέρυγα. Η λύση της τοποθέτησης καυσίμου στον οριζόντιο σταθεροποιητή θα πρέπει να αποφεύγεται. Αυτό γιατί θα έχουμε σημαντικές μεταβολές βάρους καυσίμου μακριά από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους.

Τα χαρακτηριστικά που απομένουν να καθοριστούν για να προσδιοριστεί πλήρως η πτέρυγα είναι η διέδρος γωνία (Γ_w) και η γωνία πρόσπτωσής της (i_w). Για την περίπτωση της διέδρου γωνίας έχει αναφερθεί στο προηγούμενο κεφάλαιο η επίπτωσή της τόσο στην ευστάθεια του αεροσκάφους όσο και στην απόσταση στοιχείων της πτέρυγας από το έδαφος. Σε αυτήν την φάση του προκαταρκτικού σχεδιασμού ένας καλός τρόπος επιλογής της είναι με την βοήθεια των Πινάκων [7] από παρόμοιες σχεδιάσεις.

Για την περίπτωση της γωνίας πρόσπτωσης είναι επίσης δύσκολος ο προσδιορισμός της σε αυτήν την φάση της σχεδίασης. Το ζητούμενο εδώ είναι να μην απαιτείται από το αεροσκάφος κατά την κανονική πτήση να παρουσιάζει μεγάλες γωνίες του διαμήκους άξονα σε σχέση με το οριζόντιο επίπεδο για λόγους άνεσης επιβατών και πληρώματος. Παρομοίως επιλέγεται τιμή της i_w από ιστορικά δεδομένα των Πινάκων [7].

Η γωνία συστροφής (ε_t) έχει μεγάλη επίδραση στα χαρακτηριστικά απώλειας στήριξης της πτέρυγας όπως αναφέρθηκε και στο Τμήμα 5.1.2. Στα περισσότερα

αεροσκάφη συναντούμε το λεγόμενο "wash-out", δηλαδή μείωση της i_w προς το άκρο της πτέρυγας με σκοπό τη αποφυγή της απώλειας στήριξης στα άκρα ("tip stall").

Παράδειγμα 5.1

Να γίνει η επιλογή της βασικής διάταξης της πτέρυγας ενός δικινητήριου ελικοφόρου αεροσκάφους, για το οποίο δίνονται οι παρακάτω τιμές παραμέτρων :

- Πτερυγική επιφάνεια $S = 172 \text{ ft}^2$
- Λόγος διατάματος $A = 8$
- Η ταχύτητα πτήσης είναι $V = 250 \text{ kts}$
- Το βάρος καυσίμου είναι $W_F = 1500 \text{ lbs}$

Από τα δεδομένα βρίσκουμε το εκπέτασμα: $b = \sqrt{A \cdot S} = 37.1 \text{ ft}$. Επειδή η ταχύτητα πτήσης ξεπερνά τους 200 knots επιλέγουμε πακτωμένη πτέρυγα και όχι εξωτερικά στηριζόμενη. Όσον αφορά στη θέση του φτερού, επιλέγουμε να την τοποθετήσουμε ψηλά (high-wing), που δίνει καλή ορατότητα. Λόγω της μικρής σχετικά ταχύτητας δεν χρειαζόμαστε οπισθόκλιση. Έτσι επιλέγουμε $\Lambda_{c/4} = 0^\circ$. Επιλέγουμε αεροτομή της σειράς NASA MS γιατί δίνει το μεγαλύτερο $C_{\ell max}$, σύμφωνα με το Σχήμα 5.10. Για την επιλογή του λόγου πάχους/χορδής (t/c) από το Διάγραμμα 5.10 βρίσκουμε ότι σε αεροσκάφος αυτής της κατηγορίας η μέγιστη τιμή είναι $t/c = 0.18$. Από το ίδιο διάγραμμα παίρνουμε ότι για τις αεροτομές NASA MS η μέγιστη τιμή του $C_{\ell max}$ παρουσιάζεται για ειδικά πάχη (t/c) στην περιοχή (0.14–0.18). Σκοπός μας είναι η πτέρυγα να παράγει ικανοποιητική άντωση και η διατομή της στη ρίζα να είναι αρκετά μεγάλη ώστε να επιτρέπει την επαρκή στήριξη της. Ωστόσο, δεν επιθυμούμε να την κάνουμε κατά το δυνατόν μεγαλύτερη, γιατί κάτι τέτοιο θα αύξανε υπερβολικά το βάρος της.

Έτσι επιλέγουμε για τη ρίζα:

$$(t/c)_r = 0.17$$

και για το άκρο της πτέρυγας

$$(t/c)_t = 0.13.$$

Από το Πίνακα 5.2 διαλέγουμε λόγο εκλέπτυνσης $\lambda_w = 0.4$. Από τα δεδομένα της πτέρυγας S , b , και από τον ορισμό του λόγου εκλέπτυνσης $\lambda_w \equiv c_t / c_r$ υπολογίζουμε γεωμετρικά ότι $c_r = 6.62 \text{ ft}$ και $c_t = 2.65 \text{ ft}$.

Μπορούμε τώρα να εξετάσουμε εάν η διάταξη που επιλέξαμε παρέχει ικανοποιητικό χώρο στο εσωτερικό της πτέρυγας για την αποθήκευση του καυσίμου. Γνωρίζουμε τις τιμές των παρακάτω μεγεθών:

$$\lambda_w = 0.4$$

$$S = 172 \text{ ft}^2$$

$$b = 37.1 \text{ ft}$$

Ο διαθέσιμος όγκος για το καύσιμο στην πτέρυγα αυτός δίνεται από την σχέση:

$$V_{WF} = 0.54 \frac{S^2}{b} \left(\frac{t}{c} \right)_r \frac{1 + \lambda_w \sqrt{\tau_w} + \lambda_w^2 \tau_w}{(1 + \lambda_w)^2}$$

$$\text{,όπου } \tau_w \equiv \frac{(t/c)_t}{(t/c)_r} = \frac{0.13}{0.17} = 0.76$$

$$\text{και έτσι υπολογίζεται: } V_{WF} \simeq 54.87 \text{ ft}^3$$

Από τα δεδομένα, στο συγκεκριμένο αεροσκάφος απαιτείται καύσιμο $W_F = 1500 \text{ lbs}$,
οπότε ο απαιτούμενος όγκος καυσίμου θα είναι:

$$V_F = \frac{W_F}{\rho_F} = \frac{1500}{50.097} = 29.94 \text{ ft}^3$$

Είναι $V_F < V_{WF}$ επομένως υπάρχει αρκετός χώρος για το καύσιμο στη πτέρυγα.

Οι τιμές για την δίδρη γωνία (Γ_w) και για την γωνία πρόσπτωσης (i_w) λαμβάνονται από παρόμοια αεροσκάφη του Πίνακα 5.2. Το συγκεκριμένο αεροσκάφος είναι υψηλής πτέρυγας (high-wing), άρα δεν χρειάζεται μεγάλη δίδρη γωνία. Επομένως, διαλέγουμε $\Gamma_w = 2^\circ$, τιμή η οποία είναι αρκετή για υψηλοπτέρυγα αεροσκάφη και συμφωνεί με τις τιμές Γ_w για τα υψηλοπτέρυγα δικινητήρια αεροσκάφη του Πίνακα 5.2. Επίσης, από τον ίδιο Πίνακα διαλέγουμε γωνία $i_w = 2.5^\circ$. Τέλος, επιλέγουμε μια τυπική τιμή για την συστροφή ως $\varepsilon_t = 3^\circ$. Τα μεγέθη του παραδείγματος συνοψίζονται στον Πίνακα 5.3 που ακολουθεί:

Επιλεχθέντα / Υπολογισθέντα Μεγέθη	
Θέση Πτέρυγας	Ψηλά
Εκπέτασμα (b)	37.1 ft
$\Lambda_c / 4$	0°
Αεροτομή	Σειρά NASA MS
$(t/c)_r$	0.17
$(t/c)_t$	0.13
λ_w	0.4
c_r	6.62 ft
c_t	2.65 ft
V_{WF}	52.4 ft ³
V_F	33.4 ft ³
Γ_w	2°
i_w	2.5°
ε_t	3°

Πίνακας 5.3: Επιλεχθέντα και υπολογισθέντα μεγέθη Παραδείγματος 5.1.

Παράδειγμα 5.2

Θεωρούμε το δικινητήριο αεροσκάφος με έλικα του Παραδείγματος 5.1. με δεδομένα τα μεγέθη του Πίνακα 5.3, επιφάνεια πτέρυγας $S = 172 \text{ ft}^2$, και λόγο διατάματος $A = 8$. Από την εφαρμογή των κριτηρίων απόδοσης γνωρίζουμε ότι οι απαιτούμενες τιμές για τους συντελεστές άντωσης είναι: $C_{L\max} = 1.7$, $C_{L\max,TO} = 1.85$, και $C_{L\max,L} = 2.3$.

Να αποφασιστούν:

1. ο τύπος μεταπτερυγίων που θα χρησιμοποιηθούν
2. ο λόγος S_{WF} / S
3. ο λόγος c_f / c
4. οι γωνίες δ_{fTO} και δ_{fL}

Υπολογισμοί Πτέρυγας

Αρχικά ελέγχουμε εάν ο $C_{L\max}$ που δίνει η πτέρυγα είναι ικανοποιητικός. Έχουμε επιλέξει αεροτομή τύπου NASA MS με τιμές σύμφωνα με το Σχήμα 5.10:

$$C_{\ell\max_r} = 2.0 \text{ και } C_{\ell\max_t} = 1.8$$

Επομένως, από τη Σχέση (5.9), με $K_\lambda = 0.95$ (για $\lambda_w = 0.4$) έχουμε:

$$C_{Lmax_W} = K_\lambda \frac{C_{\ell max_r} + C_{\ell max_t}}{2} = 0.95 \frac{2 + 1.8}{2} \cong 1.8$$

Δεν υπάρχει οπισθόκλιση ($\Lambda_{c/4} = 0^\circ$) και έτσι για τον ολικό συντελεστή άντωσης έχουμε τελικά από την Σχέση (5.7) ότι:

$$C_{Lmax} = \frac{C_{Lmax_W}}{1.1} = \frac{1.8}{1.1} = 1.7$$

Επομένως η πτέρυγα με τη χρήση αεροτομής τύπου NASA MS και την υπάρχουσα γεωμετρία της, δίνει το C_{Lmax} που χρειαζόμαστε.

Υπολογισμοί μεταπτερυγίων

Από τις Σχέσεις (5.10) και (5.11) έχουμε για τις υπεραντωτικές διατάξεις:

- $\Delta C_{Lmax,TO} = 1.05 (C_{Lmax,TO} - C_{Lmax}) = 1.05 (1.85 - 1.7) = 0.16$
- $\Delta C_{Lmax,L} = 1.05 (C_{Lmax,L} - C_{Lmax}) = 1.05 (2.3 - 1.7) = 0.64$

Οι αυξήσεις που χρειάζονται δεν είναι πολύ μεγάλες και επομένως μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε μικρά μεταπτερύγια μιας σχισμής "single-slotted flaps" και να πάρουμε τις επιθυμητές τιμές για τον συντελεστή άντωσης, χωρίς τη χρήση προπτερυγίων. Θα είναι δηλαδή για τη φάση της απογείωσης:

$$\Delta C_{Lmax,TO} = \Delta C_{Lmax/flaps} \quad (A)$$

Από τη Σχέση (5.13) η (A) γίνεται:

$$\Delta C_{Lmax,TO} = \Delta C_{\ell max/flaps} \cdot K_\Lambda \cdot \frac{S_{WF}}{S} \quad (B)$$

Για $\Lambda_{c/4} = 0$ η Σχέση (5.14) δίνει $K_\Lambda = 0.92$. Το $\Delta C_{\ell max}$ θα υπολογιστεί με τη βοήθεια του λόγου K χρησιμοποιώντας την Σχέση (5.15). Αρχικά επιλέγουμε για τη χορδή των μεταπτερυγίων $c_f / c = 0.25$ και από το Σχήμα 5.15 βρίσκουμε $K = 0.93$.

Για τη γωνία κλίσεως των μεταπτερυγίων κατά την απογείωση επιλέγουμε:

$$\delta_{f_{TO}} = 15^\circ \Rightarrow \delta_{f_{TO}} = \frac{15\pi}{180^\circ} = \frac{15}{57.3^\circ} = 0.262 \text{ rad}$$

Από τη σχέση (5.18) έχουμε $\Delta C_{\ell, \alpha=0} = 2\pi \cdot \alpha_{\delta_f} \cdot \delta_f$

Ο συντελεστής α_{δ_f} για $c_f / c = 0.25$ από το Σχήμα 5.21 είναι: $\alpha_{\delta_f} = 0.5$ και έτσι υπολογίζουμε: $\Delta C_{\ell, \alpha=0} = 0.82$. Από την Σχέση (5.15) παίρνουμε:

$$\Delta C_{\ell max} = K \Delta C_{\ell, \alpha=0} \Rightarrow \Delta C_{\ell max} = 0.76$$

Με αντικατάσταση των τιμών των μεγεθών $\Delta C_{L max TO}$, K_L , $\Delta C_{\ell max}$ στην (B) έχουμε:

$$\frac{S_{WF}}{S} = 0.23$$

Η τιμή αυτή καθορίζει το ελάχιστο μέγεθος των μεταπτερυγίων που για τη συγκεκριμένη διάταξη, παρέχουν την απαιτούμενη αύξηση $\Delta C_{L max, TO}$.

Επαναλαμβάνοντας την ίδια διαδικασία, αυτή τη φορά για τη φάση της προσγείωσης, δηλαδή για $\Delta C_{L max, L} = \Delta C_{L max} / flaps$, και επιλέγοντας γωνία κλίσης $\delta_{fL} = 48^\circ$ και την ίδια τιμή του λόγου $c_f / c = 0.25$, βρίσκουμε:

$$\frac{S_{WF}}{S} = 0.33.$$

Από τις δυο τιμές του λόγου S_{WF} / S που βρήκαμε, επιλέγουμε προφανώς τη μεγαλύτερη $S_{WF} / S = 0.33$ αφού αυτή θα υπερκαλύπτει και τις ανάγκες του πρώτου περιορισμού. Για να το διαπιστώσουμε ελέγχουμε τώρα τη γεωμετρία της διάταξης για τη φάση της απογείωσης. Αντικαθιστώντας τη νέα τιμή για το λόγο S_{WF} / S , καθώς και τις τιμές των K_L και $C_{L max, TO}$ στην (B) βρίσκουμε $\Delta C_{\ell max} \cong 0.53$.

Με βάση τη Σχέση (5.15) και για την ίδια τιμή $K = 0.93$ (αφού δεν αλλάζουμε ούτε τον λόγο $c_f / c = 0.25$), βρίσκουμε: $\Delta C_{\ell, \alpha=0} \cong 0.57$. Για τη τιμή αυτή με τη βοήθεια της (5.19) και του Σχήματος 5.23 υπολογίζουμε τη νέα τιμή για τη γωνία των μεταπτερυγίων κατά την απογείωση:

$$\delta_{fTO} = 10^\circ$$

,δηλαδή η αύξηση της επιφάνειας των μεταπτερυγίων αύξησε την αποτελεσματικότητα τους και έτσι είναι δυνατή η επίτευξη της ίδιας αύξησης $\Delta C_{L max, TO}$ για μικρότερη γωνία των μεταπτερυγίων.

Γνωρίζοντας το S_{WF} / S μπορούμε να προσδιορίσουμε και τα n_i και n_o από την σχέση (5.13):

$$\frac{S_{wf}}{S} = (n_o - n_i) \frac{2 - (1 - \lambda_W) (n_o + n_i)}{1 + \lambda_W}$$

Αν θεωρήσουμε ότι το μεταπτερύγιο αρχίζει σε απόσταση 2.25 ft από τον άξονα συμμετρίας της πτέρυγας θα είναι:

$$n_i = \frac{2.25}{37.1/2} = 0.12$$

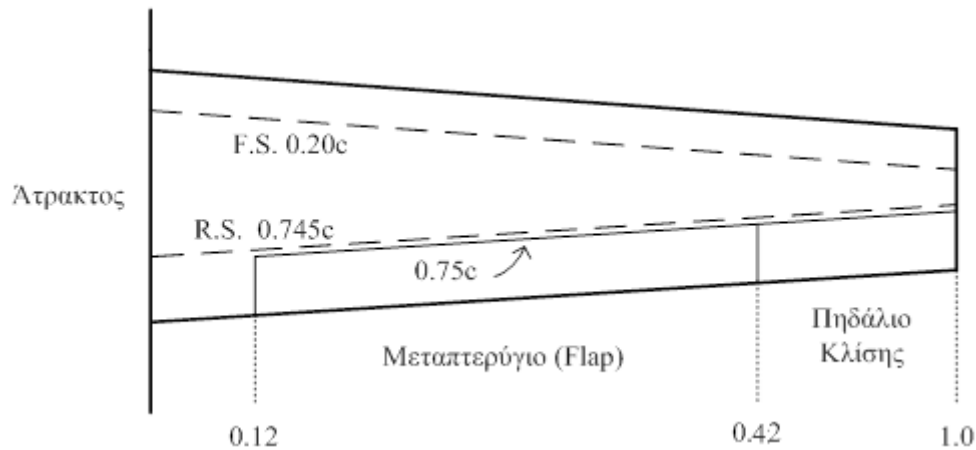
και από την (5.13) έχουμε $n_o = 0.42$.

Μέχρι στιγμής τα μεγέθη που έχουμε υπολογίσει ή και επιλέξει είναι:

$$\frac{S_{WF}}{S} = 0.33, \frac{c_f}{c} = 0.25, S_{fTO} = 10^\circ, \delta_{fL} = 48^\circ, n_i = 0.12, n_o = 0.42$$

Μπορούμε τώρα να προχωρήσουμε στο σχεδιασμό των πηδαλίων κλίσης. Για το ουραίο τμήμα, τυπικές τιμές της χορδής του πηδαλίου κλίσης είναι $0.22 - 0.30 c$, και της θέσης του κατά το εκπέτασμα (span ratio) είναι $0.60 - 1.00$. Επιλέγουμε μήκος χορδής του πηδαλίου κλίσης $0.25 c$ και εκπέτασμα από 0.42 έως 1.00.

Σχετικά με τις θέσεις των γραμμών sparlines, τοποθετούμε την F.S στην θέση $0.20 c$, ενώ η R.S. θα είναι στην θέση $(1.0 - 0.25 - 0.005) c = 0.745 c$. Η τελική γεωμετρία της πτέρυγας φαίνεται στο παρακάτω Σχήμα 5.28 και τα τελικά μεγέθη στον ακόλουθο Πίνακα 5.6.



Σχήμα 5.28: Τελική διάταξη της πτέρυγας

Επιλεγθέντα / Υπολογισθέντα Μεγέθη			
c_f / c	0.25	S_{WF} / S	0.33
δ_{fTO}	10°	Πηδάλιο κλίσης (λόγος χορδής)	0.25
δ_{fL}	48°	Πηδάλιο κλίσης (έκταση)	0.42-1.00
n_i	12	Θέση F.S.	0.200 c
n_o	76	Θέση R.S.	0.745 c

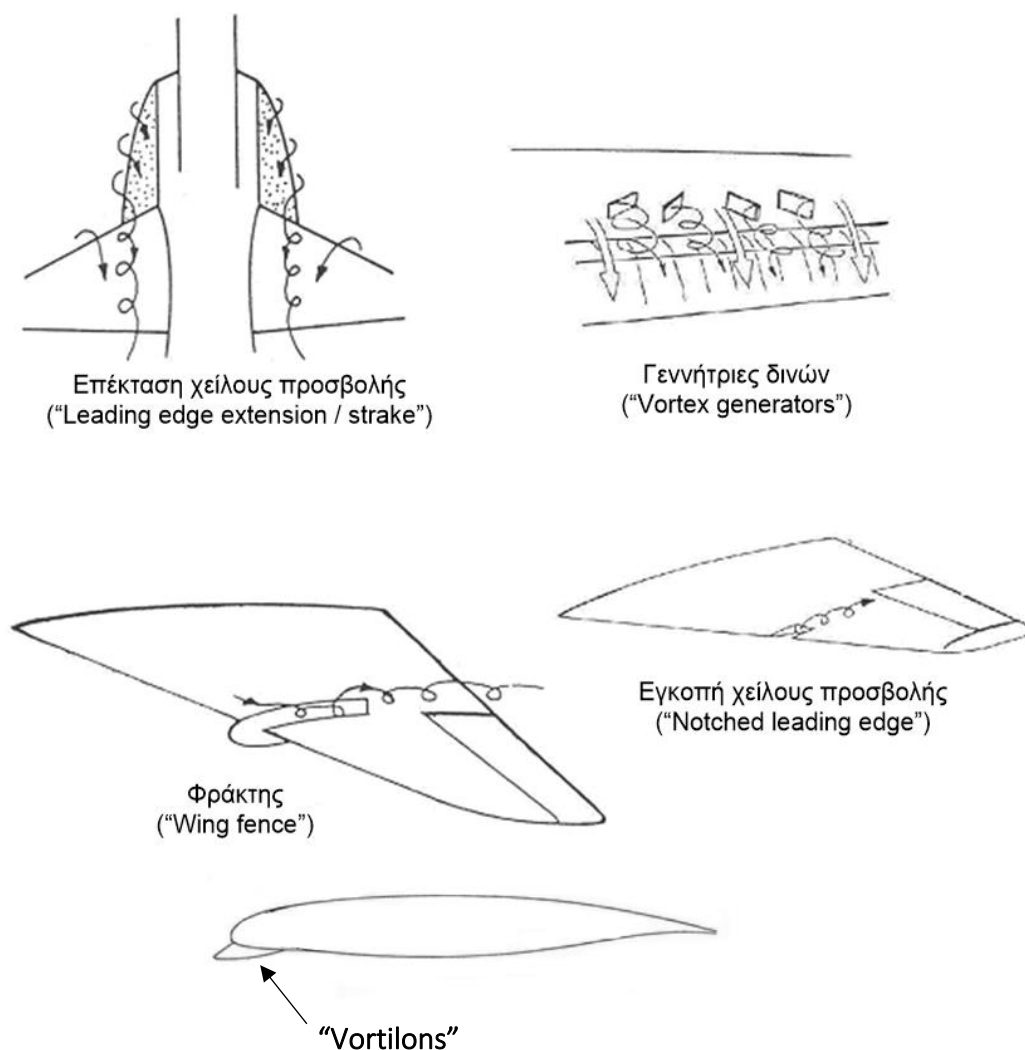
Πίνακας 5.4: Επιλεγθέντα και υπολογισθέντα μεγέθη για το Παράδειγμα 5.2.

Τέλος, σημειώνουμε πως η διαδικασία του σχεδιασμού που ακολουθήθηκε εδώ στην πράξη είναι ανάγκη να επαναληφθεί πολλές φορές μέχρι να λάβουμε ικανοποιητικές τιμές. Με άλλα λόγια "παίζουμε" με τα μεγέθη S_{WF} / S , c_f / c , δ_f αλλά και τον τύπο των μεταπτερυγίων μέχρι να βρούμε τη βέλτιστη λύση.

5.5 Αεροδυναμικές Επεμβάσεις στην Πτέρυγα

Η διαδικασία που περιγράφηκε στις προηγούμενες παραγράφους του κεφαλαίου αυτού είναι ένας γενικός τρόπος σχεδίασης της κάτοψης της πτέρυγας, της επιλογής της αεροτομής της και της επιλογής των κατάλληλων υπεραντωτικών διατάξεων. Όλες αυτές οι επιλογές γίνονται ώστε η πτέρυγα να επιτύχει τις επιδόσεις άντωσης και οπισθέλκουσας που επιβάλουν οι σχεδιαστικές προδιαγραφές του αεροσκάφους.

Η πτέρυγα μπορεί να φέρει και άλλες διατάξεις οι οποίες να επηρεάζουν την άντωση και οπισθέλκουσά της, καθώς και την καθυστέρηση της απώλειας στήριξης. Σε πολλές περιπτώσεις τοποθετούνται πάνω στην πτέρυγα διάφορες διατάξεις για τον έλεγχο του οριακού στρώματος (Σχήμα 5.29). Τέτοιες είναι οι *φράκτες* ("wing fence") και οι *εγκοπές στην ακμή προσβολής* ("notched leading edge"). Οι διατάξεις αυτές δημιουργούν στροβίλους στο άνω τμήμα της πτέρυγας οι οποίοι ενεργοποιούν το οριακό στρώμα και καθυστερούν την αποκόλλησή του.

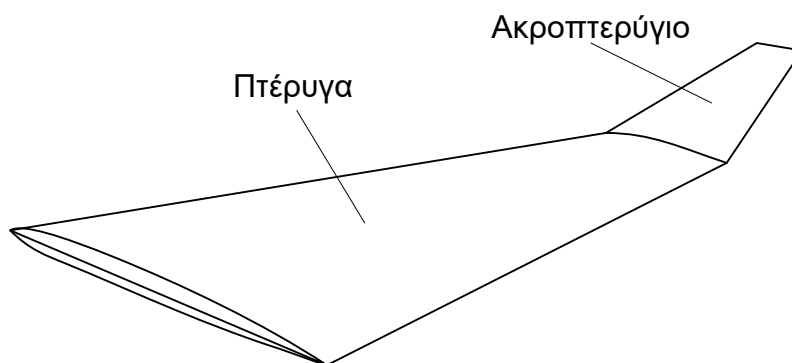


Σχήμα 5.29: Αεροδυναμικές επεμβάσεις στην πτέρυγα.

Παρόμοιο αποτέλεσμα δίνουν και άλλες διατάξεις. Μια από αυτές είναι τα *vortilons*. Πρόκειται για «εξογκώματα» αεροδυναμικού σχήματος στην περιοχή της ακμής προσβολής και στο κάτω μέρος της πτέρυγας τα οποία αλληλοεπιδρώντας με την ροή που εμφανίζεται στις πτέρυγες κατά την διεύθυνση του εκπετάσματος προκαλούν στροβίλους οι οποίοι μεταφέρονται στην άνω επιφάνεια της πτέρυγας και καθυστερούν την απώλεια στήριξης. Μία άλλη τέτοια διάταξη είναι η επέκταση της ακμής προσβολής στην ρίζα της πτέρυγας (strake) η οποία απεικονίζεται στο Σχήμα 5.29. Σε αυτήν την περίπτωση η στροβιλώδης ροή δημιουργείται κοντά στην ρίζα της πτέρυγας και επιβραδύνεται η απώλεια στήριξης στην περιοχή αυτή.

Την ενεργοποίηση του οριακού στρώματος επιτυγχάνουν εκτός από τις προαναφερόμενες διατάξεις και οι *γεννήτριες δινών (vortex generators)*. Όπως απεικονίζεται στο Σχήμα 5.29, πρόκειται για μικρά ελάσματα τα οποία κατάλληλα τοποθετημένα προκαλούν στροβιλισμό και αυξάνουν την τύρβη στην ροή σε οποιαδήποτε γωνία προσβολής. Οι διατάξεις αυτές καθυστερούν την απώλεια στήριξης αλλά εξαιτίας του γεγονότος ότι προκαλούν σε όλες τις φάσεις της πτήσης τυρβώδη ροή ακόμα και όταν αυτή δεν είναι απαραίτητη προκαλούν μικρή αύξηση της οπισθέλκουσας.

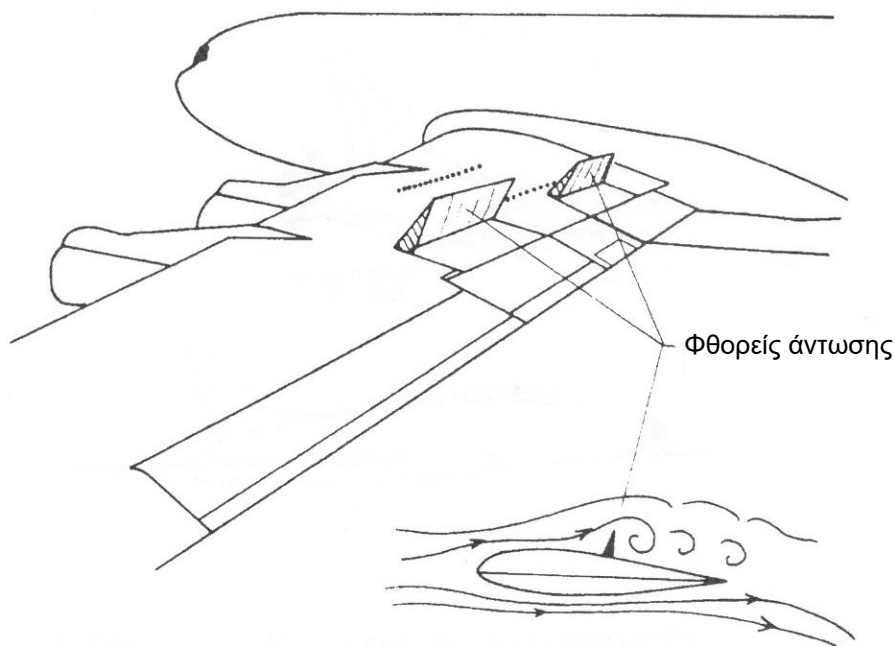
Μια ακόμα αρκετά συνήθης πλέον διάταξη βελτίωσης της αεροδυναμικής της πτέρυγας είναι και τα *ακροπτερύγια ("winglets")*. Πρόκειται όπως φαίνεται στο Σχήμα 5.30 για μικρά πτερύγια στα άκρα της πτέρυγας τα οποία επηρεάζουν την ροή στην περιοχή εκείνη. Η δράση τους, σε γενικές γραμμές, οφείλεται στην διάχυση του *ακροστρόβιλου* που εντοπίζεται στην περιοχή αυτή της πτέρυγας. Η ελάττωση της έντασης των ακροστρόβιλων συνεπάγεται μείωση της επαγόμενης οπισθέλκουσας στο αεροσκάφος [8].



Σχήμα 5.30: Ακροπτερύγιο πτέρυγας.

Το ζητούμενο των βελτιώσεών μας στην πτέρυγα δεν είναι πάντα η αύξηση της άντωσης και η μείωση της οπισθέλκουσας. Υπάρχουν περιπτώσεις στις οποίες θέλουμε ακριβώς το αντίθετο αποτέλεσμα. Για παράδειγμα, στην διαδικασία καθόδου ενός αεροσκάφους ή και κατά την προσγείωση χρειάζεται τόσο η αύξηση της οπισθέλκουσας όσο και η μείωση της άντωσης. Η αύξηση της οπισθέλκουσας μπορεί να γίνει με κατάλληλες διατάξεις που ονομάζονται *αερόφρενα ("airbrakes")*. Οι διατάξεις αυτές τοποθετούνται τόσο στην πτέρυγα όσο και σε άλλα τμήματα του αεροσκάφους κάθετα στην ροή. Συνδυασμός αύξησης οπισθέλκουσας και μείωσης της άντωσης επιτυγχάνεται επίσης και με τους *φθορείς άντωσης ("spoilers")* οι οποίοι

απεικονίζονται στο Σχήμα 5.31. Αυτοί τοποθετούνται στην άνω επιφάνεια της πτέρυγας και η έκτασή τους προκαλεί αποκόλληση του οριακού στρώματος με αποτέλεσμα την μείωση της άντωσης και την αύξηση της οπισθέλκουσας. Η ασύμμετρη έκτασή τους χρησιμοποιείται και για την υποβοήθηση της περιστροφής του αεροσκάφους ως προς τον διαμήκη άξονα, ειδικά σε μικρές ταχύτητες στις οποίες τα πηδάλια κλίσης (ailerons) από μόνα τους δεν προσφέρουν το επιθυμητό αποτέλεσμα.



Σχήμα 5.31 : Φθορείς άντωσης πτέρυγας.

5.6 Μερικές Σχεδιαστικές Παρατηρήσεις

Πέραν της παρουσίασης γενικών μεθόδων σχεδιασμού, αναφέρονται εδώ ενδεικτικά σχεδιαστικές επιλογές και πρακτικές οι οποίες δεν εντάσσονται σε συγκεκριμένες μεθοδολογίες. Η λίστα που ακολουθεί δίνει παραδείγματα και σε καμία περίπτωση δεν είναι πλήρης.

- Για την ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσας στην πλεύση (“cruise”) μειώνεται η πτερυγική επιφάνεια και αυξάνεται ο λόγος διατάματος. Η μικρή πτερυγική επιφάνεια απαιτεί προηγμένες αεροτομές που παρέχουν υψηλότερους συντελεστές άντωσης.
- Για την αποφυγή αύξησης της οπισθέλκουσας εξαιτίας της αποκολλημένης ροής, τοποθετείται μερικές φορές μικρός φράκτης ανάμεσα στο μεταπτερύγιο και το πηδάλιο κλίσης ενώ μια σειρά από γεννήτριες δινών τοποθετούνται κατά τη διεύθυνση του εκπετάσματος μπροστά από τα πηδάλια κλίσης.
- Σε περιπτώσεις πτερύγων μεγάλου εκπετάσματος τα μεταπτερύγια διαιρούνται σε περισσότερα πλαίσια ώστε να διατηρείται επαρκής εγκάρσιος έλεγχος στην περίπτωση ασύμμετρης έκτασής τους λόγω βλάβης.
- Το πηδάλιο κλίσης που έχει εκταθεί προς τα κάτω δημιουργεί αποκολλημένη ροή. Αυτό αυξάνει την οπισθέλκουσα στην περιοχή του με αποτέλεσμα την δημιουργία ροπής εκτροπής εξαιτίας της ασύμμετρης οπισθέλκουσας. Για να αντιμετωπιστεί αυτό, το άλλο πηδάλιο εκτείνεται προς τα επάνω σε μεγαλύτερη γωνία σε σχέση με αυτό που εκτείνεται προς τα κάτω.
- Η συνδυασμένη επίδραση ενός προπτερυγίου με “vortilons” επιτρέπουν βελτιωμένες επιδόσεις απογείωσης και προσγείωσης (υψηλότερο C_{Lmax}) χωρίς την ανάγκη να καταφύγουμε σε πιο πολύπλοκες διατάξεις μεταβολής της γεωμετρίας του χείλους προσβολής (όπως “slats”) με μικρή απώλεια στον συντελεστή άντωσης κατά την κανονική πτήση.

- Η καθαρή μείωση οπισθέλκουσας με την χρήση ακροπτερυγίων (μείωση της επαγόμενης οπισθέλκουσας μείον την αύξηση της οπισθέλκουσας λόγω τριβής) σε ορισμένες περιπτώσεις είναι ασήμαντη. Παρόλα αυτά τα ακροπτερύγια πλεονεκτούν σε κάποια αεροσκάφη τα οποία πετούν με υψηλότερους συντελεστές C_L και έχουν μεγαλύτερες εμβέλειες. Σε κάθε περίπτωση πρέπει να δίνεται προσοχή στην αεροδυναμική της συμβολής του ακροπτερυγίου με το άκρο της πτέρυγας με σκοπό την μείωση της οπισθέλκουσας από αλληλεπίδραση.

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.
7. Ι. Καλλιντέρης, "Πίνακες Βασικού Σχεδιασμού Αεροσκαφών - Επιλεγμένα Πολιτικά Αεροσκάφη και Ελικόπτερα", Πάτρα 2008.
8. Ι. Καλλιντέρης, "Βασική Αεροδυναμική", Πάτρα 2023.